

Ильдар Бедретдинов



ШТУРМОВИК
Су-25
и его
модификации



Ильдар Бедретдинов

ШТУРМОВИК

Су-25

и его модификации

Издание 2-е, переработанное и дополненное

1 том серии
ЗОЛОТОЙ ФОНД
ОТЕЧЕСТВЕННОЙ АВИАЦИИ

ИЗДАТЕЛЬСКАЯ ГРУППА

Бедретдинов и Ко

Москва
2002



ББК 68.65
Б38

Ильдар Бедретдинов. Штурмовик Су-25 и его модификации.

Книга создана при помощи АОТ "ОКБ Сухого" и НПК "Штурмовики Сухого".

Под общей редакцией заместителя главнокомандующего ВВС России Ю.П. Клишина и президента НПК "Штурмовики Сухого" В.П. Бабака.

Редактор: С. Е. Бабичев.

Технический редактор: В.П. Ермакова.

Верстка и макет книги подготовлен: "ВИМ-Press".

Обложка: В.В. Золотов.

Художники: Ю.Г. Тепсуркаев (рисунки);

Н.Т. Гордюков (схемы, чертежи).

Корректоры: М. Крохина, О. Морозова.

Фотография на обложке: С.А. Скрынников.

На странице 3 фотография С.А. Балаклеева, на странице 4 В.В. Алферова.

На странице 7 фотография АОТ "ОКБ Сухого", на странице 63 ООО "Тбиливиамшени", на страницах 73, 121, 203, 283 С.А. Скрынникова, на страницах 169, 193, 305 С.А. Балаклеева.

Материал "Организация военно-научного сопровождения технической эксплуатации самолетов Су-25" в Главе 4 написана В.А. Молчановым.

Данная книга является вторым, дополненным изданием по штурмовику Су-25. Книга "Штурмовик Су-25 и его модификации" представляет собой наиболее полное описание истории создания, разработки, постройки, серийного производства и эксплуатации самолета Су-25. Издание дополнено новейшими фактами по различным аспектам создания самолета-штурмовика. Более подробно в книге рассмотрены техническое описание и дальнейшее развитие самолета и его модификаций.

В книге использованы уникальные фотографии, представлены новые чертежи всех модификаций самолета и большое количество боковых проекций самолета. Книга также насыщена большим количеством таблиц и схем.

Предназначена для широкого круга читателей, интересующихся авиацией, авиационных специалистов и авиамоделлистов.

Бедретдинов И.А.

Б 38 Штурмовик Су-25 и его модификации. - М.: ООО "Издательская группа "Бедретдинов и Ко", 2002 г. - 400 стр., ил.

ISBN 5-901668-01-4

Отпечатано в ОАО "Типография "Новости".
107005, Москва, ул. Фр. Энгельса, 46.
Печ. л. 50. Заказ № 2124.

Все авторские права защищены. Перепечатка, размножение (электронное копирование, фотографирование, ксерокопирование, аудиокопирование, видеокопирование и другие виды копирования) всех материалов книги запрещены без предварительного разрешения владельца авторского права.

© **Ильдар Бедретдинов, 2002**

© **НПК "Штурмовики Сухого", 2002**

© **ООО "Издательская группа "Бедретдинов и Ко", 2002**

ООО "Издательская группа
"Бедретдинов и Ко"
109507, г. Москва, А/Я 38.
Тел./факс (095) 400-64-52.



“ШТУРМОВИК Су-25 - САМОЛЕТ-ВОИН”

У каждого самолета своя биография, своя судьба. На мой взгляд, штурмовик Су-25 занимает особое место в ряду крылатых машин Военно-воздушных сил. Его создание было продиктовано необходимостью решения проблемы эффективной авиационной поддержки действий сухопутных войск. И эту свою миссию самолет выполняет не только в учебных, но и в настоящих боях. Первое боевое крещение он получил в горячем небе Афганистана. А потом... Легче, наверное, назвать те локальные конфликты новейшей истории, где эти самолеты не воевали. И каждый новый бой подтверждал, что именно таким должен быть штурмовик на поле боя: надежной, бронированной, мощной машиной, которая не боится ни пыли, ни огня, ни снарядов. Броня самолета “держит” 30-мм снаряд, он оснащен двойной системой управления,

двумя разнесенными, закрытыми фюзеляжем двигателями. Самолет десятки, сотни раз выходил из таких переделок, откуда, казалось, обратного пути нет.

Су-25 - самолет-воин. Думаю, не случайно 20 октября 1999 года Владимир Путин, тогда еще председатель правительства России, после встречи в Краснодаре с военнослужащими ВВС, участвующими в контртеррористической операции на Северном Кавказе, сел именно за штурвал Су-25.

Жизнь не стоит на месте. Сегодня Военно-воздушные силы вынуждены сделать ставку на модернизацию имеющегося парка авиатехники. Су-25 здесь не исключение. Главные вехи развития штурмовика - повышение экономичности расходуемых боеприпасов, точности выхода на цель, ряд других задач. Варианты модернизированных самолетов Су-25 демонстрировались на Московском авиакосмическом салоне в подмосковном Жуковском. И они показывают, что перспектива роста у самолета не исчерпана.

Уверен, что новое издание книги с удовольствием прочтут не только специалисты, но и все, кому не безразлична судьба родной страны. Личная биография Су-25 от нее не отделима.

Главнокомандующий Военно-воздушными силами
генерал армии Анатолий КОРНУКОВ

A handwritten signature in black ink, appearing to be the name 'А. Корнуков' (A. Kornukov). The signature is stylized and written in a cursive script.



Су-25 В ПРОГРАММЕ “РОМБ”

4 апреля 1980 г. Главкомандующим ВВС П.С. Кутаховым мне было поручено возглавить тему “Ромб”.

Нам предстояло провести не просто специальные испытания штурмовика Су-25 в условиях ведения боевых действий в горах. Проверке подвергалась сама концепция создания и применения самолета-штурмовика в условиях современного боя при оказании авиационной поддержки сухопутных войск.

Работа по теме “Ромб” шла не всегда гладко: постоянно в полетах отмечалась тряска самолетов Т8-1; перегревались колеса шасси, и их приходилось поливать водой; прицел АСП-17БЦ не учитывал поправку на вы-

соту наземной цели, вследствие чего были большие отбросы бомб и промахи при стрельбе НУРСами и из пушек; много проблем было по ведению связи с пехотой, с помощью специально установленной для этих целей на Су-25 УКВ-радиостанции “Эвкалипт-СМ” (в серии Р-828) и масса других более мелких проблем.

Приходилось на месте принимать нестандартные, ответственные решения и выполнять соответствующие доработки авиационной техники. И только энтузиазм, увлеченность интересной работой, чувство долга, стремление проявить себя мастерами своего дела позволили коллективу испытателей группы “Ромб” успешно решить поставленные задачи и выдать положительное заключение о возможности запуска самолета в серийное производство до окончания государственных испытаний.

Руководитель темы “Ромб”
кандидат технических наук
генерал-майор авиации в отставке
Алферов Владимир Васильевич

ОТ АВТОРА

Автор книги «Штурмовик ОКБ им. П.О. Сухого Су-25» Ильдар Бедретдинов, готов представить на суд читателей второе, дополненное и переработанное издание книги под новым названием «Штурмовик Су-25».

Практически, вместе с фронтовым бомбардировщиком Су-24 самолет Су-25 является самой боевой машиной, и это показали боевые действия в Афганистане и двух Чеченских войнах. Именно поэтому Су-25 остается основной ударной силой Российских ВВС, и будет оставаться ею до 2012 г. пройдя при этом программу модернизации.

То, какое место занимает штурмовик Су-25 в современных Российских ВВС, говорит то, что Президент РФ совершил полет на этом самолете в ходе своего визита в Чечню. В.В. Путин был высокого мнения о штурмовике Су-25 - самолете о котором в дальнейшем пойдет речь.

В новое издание книги помещены не вошедшие в первую книгу материалы по истории создания самолета и его многочисленных модификаций, а также новый фото и художественный материал.

Читатели, хорошо знакомые с первым изданием книги с интересом отнесутся ко второму изданию, поскольку оно настолько сильно изменилось по сравнению с первым выпуском, что его можно назвать новой книгой. Именно поэтому автор изменил название книги.

Во второе издание вошли совершенно новые до сих пор неизвестные страницы в истории создания штурмовика, а также моменты его участия в операции «Ромб», кроме того, впервые показан весь путь развития проекта от самого начала конструкторской мысли до воплощения самолета в металле.

Благодаря помощи Тбилисского авиационного завода в книге появилось много новой информации по внедрению самолета в серийное производство и дальнейшему производству на нем других модификаций штурмовика Су-25БМ, Су-25Т, а также «спарки» Су-25У.

Для уточнения технического описания самолета Су-25 автору книги пришлось обратиться за помощью в предоставлении материала к более чем семидесяти предприятиям-смежникам. Поэтому в книге второго издания содержатся более точные и полные сведения по технике самолета.

Настоящей изюминкой нового издания является расширенная глава по эксплуатации штурмовика в войсках. В главе фактически зафиксирован весь жизненный цикл машины от поступления ее в войска и освоения строевыми летчиками до эксплуатации и ремонта. Такого полного материала ранее не публиковалось ни в одном издании.

Не менее интересным можно назвать материал по применению самолета в боевых действиях. Очень серьезно дополнен и переработан материал по участию штурмовика в Афганистане от момента вступления в ДРА 200-ой штурмовой авиаэскадрилии до вывода из республики 387-го штурмового авиационного полка (в

частности, указаны все фамилии погибших летчиков). Во второе издание вошли дополнительные материалы по боевым действиям с применением штурмовиков Су-25 в Анголе, Эфиопии, а также по двум Чеченским конфликтам на Северном Кавказе.

Очень много нового материала было добавленного в главу книги по дальнейшему развитию штурмовика и созданию на его базе новых модификаций. В частности, появился новый материал по самолетам Су-25К (корабельный), Су-25ТМ (Су-39), Су-25СМ, Су-25УБМ. Большое количество дополнений было внесено в уже представленные материалы по другим модификациям штурмовика, таких как Су-25УБ, Су-28, Су-25БМ, Су-25УТГ и Су-25Т.

Поскольку штурмовик Су-25 поставлялся во многие страны мира и экспортируется до настоящего времени, то в книге был представлен современный материал по этой теме, а также рассказано о «владельцах» штурмовиков на территории СНГ.

Во втором издании книги автор отказался от сравнительного анализа штурмовика Су-25 с его прямыми аналогами А-10, А-9 и Ил-102 и, поместив подробный материал по конкурентам с выделением отдельных интересных подробностей, предложил это сделать читателю, который всегда не доволен анализом и считает, что уж он то это сделает лучше. Ваше право читатель - действуйте!

Приложение второго издания книги содержит в этот раз очень много дополнительного и подробного материалов: по комплексу РЭП, РЛС «Копье», двигателям Р9-300, Р95Ш, Р195 и Р295 и комплексу вооружения, а также Именной указатель и Указатель дат и событий для удобного ориентирования читателя по книге.

Второе издание книги получило новые чертежи самолета и его модификаций с очень точным и подробным изложением всех элементов конструкции. Ну и, конечно же, в книге не обошлось без боковых проекций вариантов раскраски штурмовика. Их в книге 58. Кроме того, 12 вариантов окраски удостоились чести быть представленными в трех проекциях в цвете.

Надеюсь, что во втором издании книги удалось закрыть почти все «белые пятна» связанные с историей этого самолета.

Автор выражает благодарность главному конструктору В.П. Бабаку выступившего в роли заказчика и спонсора второго издания монографии по самолету Су-25.

Со словами огромной благодарности автор обращается к заместителю Главкома ВВС генералу лейтенанту авиации Ю.П. Клишину, за помощь в подготовке материала по эксплуатации штурмовика Су-25 в ВВС РФ и за общее руководство изданием.

Большую благодарность автор выражает конструкторам машины М.В.Гущину, Н.Н.Венедиктову, Ю.В. Ивашкину и заместителю начальника ГК НИИ ВВС генералу майору авиации В.В. Алферову, без участия которых история самолета была бы неполной.

Автор благодарит ведущих инженеров самолета Су-25 и его модификаций А.А.Корниловича, А.Н.Шоло-

ша, В.А.Жукова, В.А.Соловьева, В.Л.Зайцева, Н.Н.Ярошенко, Н.П. Петрухина и силовой установки Э.В.Гусейнова в подборе материала для книги.

За оказанную помощь автор лично благодарит А.А.Горнова, А.И.Фабрый, А.Н.Осокина, Н.Е.Надворецкого, С.К. Джорбенадзе.

Автор также благодарит летчиков А.В. Бакушева, А.Г.Бондаренко, В.В.Щербакова, В.И.Романченко, В.Н.Музыку, В.П.Бухтоярова, И.В.Вотинцева, Н.Ф.Диордицу, С.Н.Мельникова, О.Г.Цоя, за помощь в подборе материала для книги.

Автор очень признателен за помощь в предоставлении материала руководящему составу предприятий оборонной промышленности и структур ВВС А.А. Бринько, А.А. Жданову, А.А. Казамарову, А.А. Матюхину, А.В. Игнатьеву, А.Г. Крутилину, А.Г. Шигунову, А.И. Беливцеву, А.И. Кашащеникову, А.И. Логвинову, А.Н. Шулунову, А.Ф. Иваху, В.А. Горшкову, В.В. Артемьеву, В.В. Коломнину, В.В. Коренькову, В.В. Тарасову, В.В. Цыплакову, В.Г. Лесивцу, В.И. Бузанову, В.М. Тюрину, В.Н. Дуранину, В.П. Лесунову, В.П. Родионову, В.Я. Копылову, Г.А. Соколовскому, Г.Е. Карюкину, Е.В. Морозенко, Е.С. Шахиджанову, З.А. Дмитру, Л.Я. Белых, Н.Н. Макарову, П.Ш. Тордии, С.Г. Петрову, С.П. Королькову, С.П. Яковлеву, Э.И. Седунову, Э.С. Яламову, Ю.Н. Гуськову, Ю.П. Тригубенкову, Я.И. Каждану


За предоставленный фотоматериал выражаю большую признательность российским фотографам А.А. Артюху, А.А. Зинчуку, А.В. Михееву, А.М. Краснику, В.П. Бельцову, Е.И. Гордону, Л.Е. Якутину, П.И. Маслову, С.А. Балаклееву, С.А. Скрынникову, С.Е. Бабичеву, С.П. Пашковскому, Д.А. Дьякову, С.Н. Позыничу, С.А. Попсуевичу и иностранным П.Бутовскому, А.Младенову, К.Токунаге.

За огромный художественный вклад в книгу автор благодарит Н.Т. Гордюкова и Ю.Г. Тепсуркаева.

Также выражаю сердечную благодарность: А.А. Аурютюнян, А.А. Веселову, А.А. Щербакову, А.В. Девтереву, А.В. Дурнову, А.В. Соколову, А.Г. Демину, А.В. Дробешев-

скому, А.Г. Шибину, А.И. Бачкуну, А.И. Соболеву, А.К. Яворскому, А.М. Гнетневу, А.М. Славину, А.М. Трофимову, А.Н. Афанасьеву, А.Н. Бетину, А.П. Бабаку, А.П. Зарубину, А.С. Гладышевой, А.С. Зажигину, А.С. Зверькову, А.С. Тельчаку, А.С. Шерр, А.В. Фомину, А.Ю. Полиновскому, Б.С. Шапееву, В.А. Ефремову, В.А. Кузнецову, В.А. Ларионову, В.А. Матятину, В.А. Молчанову, В.А. Соколову, В.А. Фадееву, В.В. Дьякову, В.В. Золотову, В.В. Коломнину, В.В. Маркову, В.В. Обжерину, В.В. Попову, В.В. Славину, В.В. Смирнову, В.В. Щербакову, В.Г. Баранову, В.Г. Микеладзе, В.Д. Коковину, В.Д. Назаровой, В.Е. Баглаю, В.Е. Фомышкину, В.И. Бабичеву, В.И. Доценко, В.И. Ильину, В.И. Москаленко, В.К. Бабичу, В.К. Карастиеву, В.К. Рыковскому, В.И. Ладыгину, В.М. Голыхову, В.М. Чуркину, В.Н. Вагранскому, В.Н. Журавлеву, В.П. Генсу, В.П. Деревянкину, В.П. Макаринцеву, В.П. Солдатову, В.П. Сопину, В.С. Гусеву, В.С. Мироненко, В.Ю. Пиляеву, Г.В. Воронину, Г.В. Габину, Г.В. Казанцеву, Г.И. Кудрину, Г.Т. Лебедеву, Е.А. Медведеву, Е.В. Гаркуше, Е.И. Водотыке, Е.И. Козлову, Е.С. Медведеву, З.Н. Мельниченко, И.А. Вавилову, И.А. Кренделеву, И.В. Антаковой, И.И. Терновому, К.Б. Горбачеву, К.М. Швейкусу, К.П. Васильеву, Л.А. Каменецкому, Л.А. Молчанову, Л.Б. Рашалю, Л.В. Харькову, Л.И. Заславскому, Л.П. Кревчеку, Л.П. Прилепо, Л.С. Соломонову, М.В. Гущину, М.М. Печенкину, Н.А. Кочержкову, Н.Л. Зеничеву, Н.Л. Чекалину, Н.Н. Ермакову, Н.С. Желамскому, Н.Т. Желамскому, П.К. Лырщикову, О.В. Успенскому, П.А. Сускину, П.В. Плунскому, Р.А. Асадулину, Р.И. Робинovichу, Р.Н. Валиулину, С.А. Гудошникову, С.Б. Большакову, С.В. Невинскому, С.В. Смирнову, С.Г. Селезневу, С.И. Черняку, С.К. Джорбенадзе, С.К. Лукину, С.Л. Чернышеву, С.М. Калинин, С.Н. Базылеву, С.П. Лисову, С.С. Сухотину, С.Х. Засохову, Т.И. Пихновской, Т.С. Орловой, Э.Ш. Заксу, Ю.А. Моисееву, Ю.А. Рябышкину, Ю.И. Жиганову, Ю.И. Зайцеву, Ю.К. Захарову, Ю.М. Крайзгуру, Ю.Н. Ерофееву, Ю.Н. Кравцову, Ю.Н. Титенко, Ю.С. Алексееву, Я.И. Спектру.

Автор



ГЛАВА 1

ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ

В 1968 г. Генеральным конструктором П.О.Сухим была одобрена идея создания легкого самолета-штурмовика (ЛСШ) и дано указание на проведение работ по формированию облика самолета – прообраза ныне всемирно известного штурмовика Су-25 и его многочисленных модификаций.

Идея создания специализированного штурмовика, предназначенного для непосредственной авиационной поддержки сухопутных войск на поле боя, сформировалась на основе всестороннего анализа:

- опыта применения штурмовой авиации во Второй мировой войне и локальных конфликтах пятидесятых-шестидесятых годов;
- состояния парка и боевых возможностей зарубежной и отечественной тактической авиации, как использовавшейся, так и предназначавшейся для решения штурмовых задач;
- состава и характеристик объектов сухопутных войск (СВ) вероятного противника на поле боя и в ближней тактической глубине;
- организации системы противовоздушной обороны (ПВО) сухопутных войск и ее характеристик;
- американской программы АХ по созданию самолета-штурмовика непосредственной поддержки сухопутных войск (уже в ходе разработки проекта).

Анализ убедительно свидетельствовал о необходимости проведения работ по созданию специализированного самолета штурмовика.

ВВС и ВМС США в ходе длительной войны во Вьетнаме несли значительный урон из-за потерь боевой техники и летного состава, поскольку широко применявшиеся для выполнения штурмовых задач легкие дозвуковые штурмовики А-1, А-4, А-6, А-37, OV-10А и многоцелевые сверхзвуковые самолеты F-4, F-105 различных модификаций не могли выполнять задачи непосредственной поддержки сухопутных войск, вследствие их недостаточной защищенности и живучести, а также других качеств, которые у того или иного самолета не подходили для выполнения штурмовых операций.

С целью повышения боевой живучести (БЖ) применявшихся самолетов командованием США были предприняты экстренные меры по их модернизации непосредственно в строю.

Доработки по повышению БЖ были выполнены более чем на 10-ти типах летательных аппаратов (ЛА). Однако, доработки в полевых условиях и модификация существовавших ЛА показали низкую действенность предпринятых мер из-за существенного ухудшения летно-технических характеристик.

Наиболее удачной следует считать доработку под условия "партизанской войны" во Вьетнаме учебного самолета Cessna А-37, созданного еще в 50-е годы.

Кабину А-37 частично бронировали и покрыли изнутри стегаными синтетическими матами, установили в крыле мягкие протектированные баки, заполненные пенополиуретаном, а также оснастили несложным прицельным комплексом, и установили узлы подвески вооружения под крылом.

Чтобы предотвратить попадание посторонних предметов в расположенные близко от земли воздухозаборники, их закрыли сетками, которые убирались в полете по сигналу уборки шасси.

Небольшое подразделение этих маленьких и маневренных самолетов выполнило несколько тысяч боевых вылетов, не потеряв ни одного самолета. Это потрясающий показатель, учитывая интенсивность огня, который велся по штурмовикам.

Отечественная авиация, так же как и зарубежная, к середине 60-х годов не имела специализированного самолета-штурмовика.

В ВВС СССР выполнение задач по огневой поддержке сухопутных войск на поле боя возлагалось тогда на многоцелевые сверхзвуковые самолеты Су-7Б, МиГ-21 и дозвуковой МиГ-17.

Однако использование этих самолетов для выполнения штурмовых операций оказывалось недостаточно эффективным. На них отсутствовало бронирование кабины экипажа и других жизненно важных агрегатов. Высокий уровень рабочих скоростей и плохой обзор из кабины затруднял поиск, обнаружение, распознавание и сопровождение целей, часто приводил к потере визуального контакта с целью при повторном заходе на нее, ограничивал время выполнения стрельбы и бомбометания. Возможность эксплуатации с грунтовых, элементарно подготовленных аэродромов была ограниченной.

Применение вертолетов для огневой поддержки наземных войск в условиях противодействия ПВО также в большинстве случаев оказывалось малоэффективным по причине сильной уязвимости, и низких скоростей полета, а также относительно слабого вооружения.

Все вышесказанное подтвердили проведенные Министерством обороны СССР осенью 1967 г. крупномасштабные маневры "Днепр" в Белоруссии, когда самолеты Су-7Б и МиГ-21 показали себя хуже, чем околозвуковые МиГ-17 при выполнении задачи поддержки сухопутных войск. МиГ-17 эффективнее других самолетов выходил на цель, успевал распознать ее и уничтожить с первого захода. Все это заставило задуматься наших генералов и конструкторов.

НАЧАЛЬНЫЙ ЭТАП СОЗДАНИЯ САМОЛЕТА Су-25 РАЗРАБОТКА "ПРОСПЕКТА"

Необходимость решения проблемы эффективной авиационной поддержки сухопутных войск с учетом критерия "стоимость-эффективность" подталкивала к созданию специализированного самолета, лишённого перечисленных выше недостатков.

Нужен был "Ил-2 в современном исполнении". Эта, казалось бы, очень простая мысль трудно пробивала себе дорогу в умах военных и работников авиапромышленности, привыкших к прописной истине, что каждый новый самолет должен летать "быстрее, выше и дальше" своего предшественника.



Генеральный конструктор МЗ "Кулон"
Павел Осипович Сухой.



Заместитель Генерального конструктора МЗ
"Кулон" Евгений Алексеевич Иванов.
(АООТ "ОКБ Сухого")

И только несколько человек на свой страх и риск решили начать практическую работу по созданию концепции и предварительного проекта такого самолета. Энтузиастами этой идеи были: полковник Иван Васильевич Савченко¹ – старший преподаватель кафедры тактики Военно-воздушной академии им. Ю.А.Гагарина в г. Монино, Олег Сергеевич Самойлович – заместитель начальника бригады общих видов опытно-конструкторского бюро (ОКБ) машиностроительного завода (МЗ) "Кулон"² и Дмитрий Николаевич Горбачев – ведущий инженер отдела эффективности боевого применения ОКБ.

В феврале 1968 г. были сделаны первые наброски требований к этому необычному по тем временам самолету.

К середине марта 1968 г. можно было начать первую проработку аэродинамической схемы и компоновки самолета. По предложению О.С.Самойловича эту работу поручили ведущему конструктору бригады общих видов – Юрию Викторовичу Ивашечкину.

Согласно разработанной концепции, специализированный самолет поля боя (СПБ) предназначался для уничтожения групповых и одиночных малоразмерных целей при их визуальной видимости на линии боевого соприкосновения (ЛБС), т.е. на поле боя и на глубине до 50 км за ЛБС.

Для обеспечения наиболее высокой эффективности при решении боевых задач самолет должен был быть дешевым, простым в производстве и эксплуатации, обладать высокой степенью живучести и надежности. В качестве дополнительной задачи на него возлагалось поражение вертолетов, самолетов военно-транспортной и армейской авиации противника в воздухе на малых и средних высотах. Он должен был органично взаимодействовать с другими самолетами фронтовой авиации (ФА), располагавшими большими возможностями по подавлению ПВО противника.

¹ Идея создания штурмовика принадлежит полковнику И.В.Савченко

² Конструкторское бюро, возглавляемое П.О.Сухим, за время своего существования имело несколько названий:

до 1967 г. – Государственный Союзный завод №51,
с 1967 по 1977 г.г. – Машиностроительный завод (МЗ) "Кулон",
с 1977 по 1991 г.г. – Машиностроительный завод им. П.О.Сухого (МЗ им. П.О.Сухого), с 1992 г. по 1994 г. АНПК "ОКБ Сухого",
и с 1995 г., после акционирования предприятия – АООТ "ОКБ Сухого".

Все это вылилось в следующие требования:

- надежная защита экипажа от бронебойных пуль калибра до 12,7 мм и осколков ракет массой до 3 г;
- возможность базирования на грунтовых аэродромах III класса с прочностью грунта 5 кг/см²;
- простота в технике пилотирования, доступная для освоения летным составом средней квалификации;
- простота эксплуатации с использованием технических специалистов низкой квалификации;
- простота конструкции с максимально возможным применением недефицитных материалов;
- малое время подготовки самолета к боевому вылету.

Но для отработки такого количества вопросов требовалась работа многих подразделений конструкторского бюро. К их решению, на начальном этапе, приступил небольшой коллектив сотрудников ОКБ, численный состав которого возрастал на последующих этапах работы по мере повышения глубины проработок. Предварительные проработки по формированию облика самолета выполнялись под общим руководством О.С.Самойловича: в отделе эффективности боевого применения начальником отдела С.И.Буяновым, ведущими конструкторами Д.Н.Горбачевым, И.А.Мизгиревым, Э.З.Усмановой; в отделе аэродинамики начальником отдела А.М.Дружининым, инженерами М.А.Хессиним, И.В.Орловым, Л.А.Кайровым, Василевским, Г.Л.Михайловой, под общим руководством заместителя главного конструктора И.Е.Баславского; в отделе силовой установки начальником отдела И.М.Заксом, инженерами Н.Г.Калниным, О.С.Берзоном; в отделе шасси начальником отдела А.Э.Баумгартэ, конструкторами Б.М.Базилевичем, Е.М.Диановым, В.Д.Пензиным.

При выполнении конструкторских проработок был проанализирован ряд существовавших в то время самолетов, близких по назначению, в частности: OV-10A "Bronco", SAAB-105, A-4 "Skyhawk", A-7 "Corsair II", послевоенный реактивный штурмовик ОКБ С.В. Ильюшина Ил-40 и др.

В итоге, была выбрана схема одноместного двухдвигательного моноплана нормальной схемы с высоко расположенным крылом малой стреловидности и большим удлинением, переставным трехпозиционным стабилизатором малой стреловидности, килем средней стреловидности, боковыми нерегулируемыми воздухозаборниками, трехопорным шасси, обеспечивающим эксплуатацию с грунтовых аэродромов.



*Иван Васильевич Савченко
Олег Сергеевич Самойлович
Дмитрий Николаевич Горбачев
Юрий Викторович Ивашечкин
(АООТ ОКБ "Сухого")*

Проект СПБ представлял собой самолет с нормальной взлетной массой 8,2 т при боевой нагрузке 1,5 т и с максимальной взлетной массой 10 т при боевой нагрузке 2,5 т. На нем предполагалось использовать двигатель АИ-25Т ОКБ А.Г. Ивченко с максимальной тягой 1750 кгс. Самолет был рассчитан на дозвуковую скорость полета.

Двигатели размещались в индивидуальных гондолах по бокам фюзеляжа, выполнявшего роль экрана и противопожарной перегородки. Разнесение двигателей по бортам фюзеляжа исключало вероятность их одновременного поражения. Выбор оптимальных параметров и режимов работы самолета и силовой установки предусматривал применение бесфорсажных турбореактивных двухконтурных двигателей, экономичных при полете на дальность, обеспечивавших требуемые скорости полета и взлетно-посадочные характеристики.

Особенностью кабины самолета был его фонарь, включавший беспереплетные козырек и откидную часть, и обеспечивающий обзор вперед и вбок, несравнимый ни с одним из существовавших боевых отечественных самолетов. Дозвуковой диапазон полетных скоростей позволял применять нерегулируемые воздухозаборники с высокими значениями коэффициентов восстановления давления во всем диапазоне полетных скоростей, а также нерегулируемые сопла.

Система управления самолета была безбустерной, механической с тягами повышенной живучести и дублированием в канале руля высоты. Гидравлическая система, в силу ее пожароопасности, на самолете отсутствовала. Управление механизацией крыла, уборка-выпуск шасси выполнялись с помощью дублированной пневмосистемы. Система электроснабжения также предусматривалась дублированной, с разнесением проводки по бортам и использованием аварийных источников питания. Троса системы управления двигателями разносились по бортам. Также предусматривалось разнесение по разным отсекам блоков оборудования, частично дублировавших друг друга по выполняемым функциям.

Элементы композиционной брони, набранной из листов стальных и алюминиевых сплавов, разделенных слоем губчатой резины, использовавшиеся в конструкции кабины, расходных топливных баков и капотов двигателей, органически включались в конструкцию планера самолета. Агрегаты планера проектировались "безопасно-разрушаемыми" с использованием па-

нельных конструкций без ярко выраженных силовых элементов.

Вооружение штурмовика включало широкую номенклатуру бомбардировочного, неуправляемого ракетного и пушечного вооружения.

Заглядывая вперед, следует сказать, что основные решения, принятые в ходе проведенных проработок, не претерпели в дальнейшем существенных изменений, и нашли свое воплощение в штурмовике Су-25.

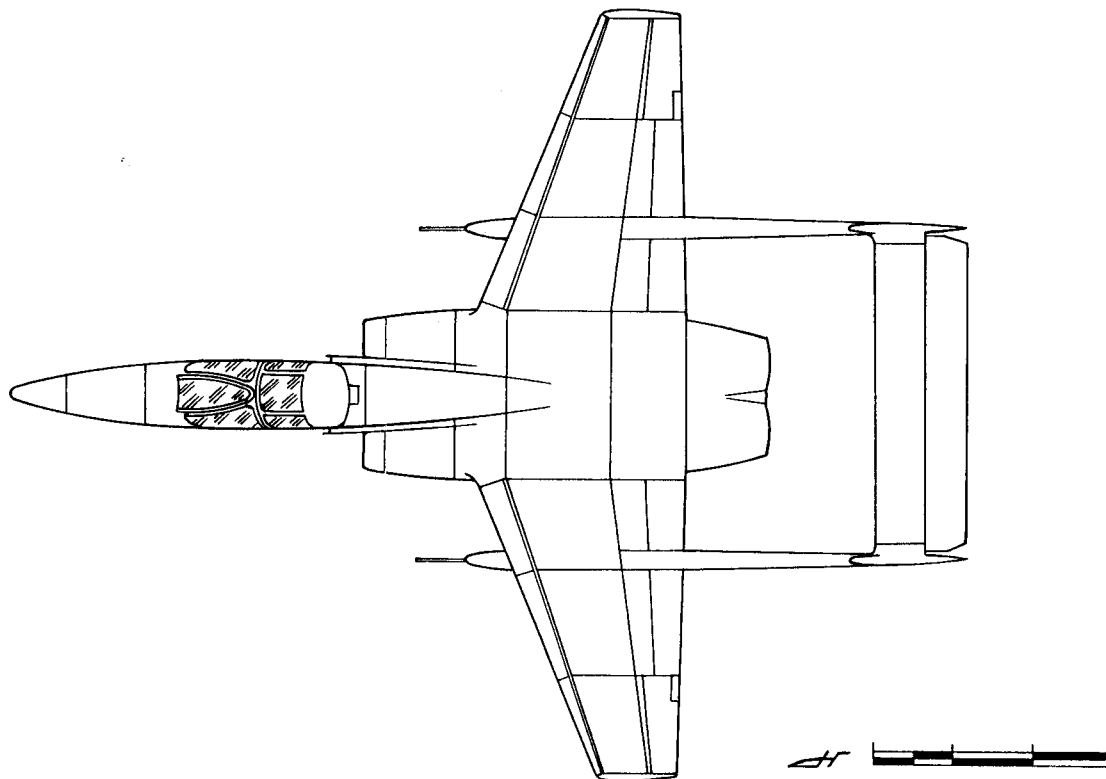
В мае 1968 г. Олег Сергеевич Самойлович пришел к выводу, что проработки достигли той степени готовности, когда можно было доложить о них руководству. Первым познакомили с проектом начальника бригады общих видов И.И.Цебрикова, и 29 мая 1968 г., во главе с ним, О.С.Самойлович и Ю.В.Ивашечкин доложили о проекте Павлу Осиповичу Сухому. Он с большим интересом отнесся к новой идее. Внимательно выслушав конструкторов, задал множество вопросов и высказал ряд замечаний. В итоге, Павел Осипович дал указание продолжать разработку проекта и строить макет самолета.

Спустя месяц, Генеральный конструктор решил, что глубина проработки проекта достаточна для того, чтобы оформить заявочный документ на новую разработку и поручил бригаде общих видов подготовить "Проспект". Самолет получил обозначение СПБ и заводской индекс "Т-8".

5 июля 1968 г. П.О.Сухой доложил о новой разработке конструкторского бюро министру авиапромышленности П.В.Дементьеву. По указанию П.О.Сухого к сентябрю 1968 г. был также изготовлен полноразмерный смотровой макет самолета СПБ.

"Проспект" был закончен 2 августа 1968 г. и разослан в Министерство авиационной промышленности (министру П.В.Дементьеву), ГК ВВС (Главкому ВВС К.А.Вершинину), Научно-технический комитет Генерального Штаба Министерства обороны (Н.Н.Алексееву), ГК ВМФ (Главкому ВМФ С.Г.Горшкову) и в ЦАГИ (Г.П.Свищеву) – для получения заключения. Конструкторы стали ждать отзывов этих высоких инстанций на свое предложение³ ...

³ Как правило, в СССР, новая авиационная техника разрабатывалась по заказу военных, но были исключения, в данном случае, ситуация складывалась как в любимом афоризме Министра авиационной промышленности Петра Васильевича Дементьева: "Дадим заказчику не то, что он просит, а то, что ему нужно!".



Одна из первоначальных компоновок СПБ. (Николай Гордюков)

РАЗРАБОТКА АВАНПРОЕКТА САМОЛЕТА-ШТУРМОВИКА Су-25 ПРОГРАММА ЛВСШ

Первым на заявку ОКБ откликнулся в сентябре 1968 г. НТК Генерального Штаба. В заключении, умещавшемся на одной странице, было сказано, что такой самолет не нужен.

Главной НИИ ВВС (начальник – генерал-лейтенант З.А.Иоффе), которому было поручено дать заключение от имени ВВС, после нескольких консультаций с работниками МЗ "Кулон" О.С.Самойловичем и начальником отдела эффективности боевого применения С.И.Буяновым, прислал "осторожное" заключение, смысл которого заключался в том, что работы по проекту целесообразно продолжить. Остальные промолчали.

Несмотря на драматизм ситуации, Генеральный конструктор П.О.Сухой, оставаясь убежденным в правильности выбранной КБ стратегической линии на создание специализированного дозвукового штурмовика Т-8, дал указание об активном продолжении работ и проведении более глубокой разработки. *

Появление в составе ВВС массового, простого и дешевого штурмовика позволило бы в кратчайшее время усилить парк фронтовой авиации и существенно

снизить стоимость потребной группировки фронтовых ударных самолетов.

В начале 1969 г. министр обороны Маршал Советского Союза Андрей Антонович Гречко⁴ обратился к министру авиапромышленности Петру Васильевичу Дементьеву с предложением провести конкурс проектов легкого самолета-штурмовика (ЛСШ). По приказу А.А.Гречко ВВС к середине марта были сформулированы тактико-технические требования (ТТТ) к штурмовику.

В марте 1969 г. министр авиационной промышленности обязал КБ, возглавляемые Генеральными конструкторами С.В.Ильюшиным, А.И.Микояном, П.О.Сухим и А.С.Яковлевым, провести на конкурсной основе разработку аванпроектов легкого самолета-штурмовика в соответствии с тактико-техническими требованиями (ТТТ) ВВС от 19 марта 1969 г.

В этих требованиях впервые был сформулирован взгляд ВВС на современный самолет-штурмовик. ВВС понимали, что одним из решающих факторов, определяющих облик самолета, является обоснованно выбранный диапазон скоростей полета при выполнении поставленных задач.

С одной стороны, увеличение скорости полета повышает вероятность преодоления зоны ПВО противника.

С другой стороны, снижается безопасность полета на предельно малых высотах, возрастают требования к квалификации летного состава. Одновременно снижа-

⁴ До А.А. Гречко министром обороны СССР был Маршал Советского Союза Р.Я. Малиновский, который являлся сторонником ракетной войны. Именно поэтому военное руководство было долгое время против нового самолета.



Макет самолета СПБ. (АООТ "ОКБ Сухого")

ется вероятность обнаружения, распознавания и уничтожения малоразмерных целей. Рост полетных скоростей требует увеличения безопасной высоты полета, что, в свою очередь, приводит к увеличению вероятности поражения самолета-штурмовика средствами ПВО. Поэтому на основании опроса и изучения опыта летчиков истребительно-бомбардировочной авиации (ИБА) наиболее целесообразным для штурмовика устанавливался диапазон боевых скоростей полета 500–800 км/ч.

Номенклатура средств поражения самолета должна была включать бомбардировочное вооружение (калибра 100–500 кг), неуправляемое реактивное вооружение (калибра 57–240 мм), встроенное и подвесное пушечное вооружение, а также управляемые ракеты ближнего воздушного боя.

Нормальная масса боевой нагрузки (без боезапаса встроенной пушки) должна была составлять 1000 кг, а максимальная – 3000 кг.

Дальность полета у земли на скорости 800 км/ч должна была составлять 750 км. Высота полета ограничивалась 8000 м. При этом отпадала необходимость применения специального высотного оборудования, а это в свою очередь снижало вес самолета.

Используя имеющийся задел, конструкторское бюро, возглавлявшееся П.О.Сухим, предъявило к назначенному сроку не только аванпроект ЛСШ Т-8, выполненный на основе проспекта СПБ в объеме эскизного проекта, но и полноразмерный смотровой макет самолета.

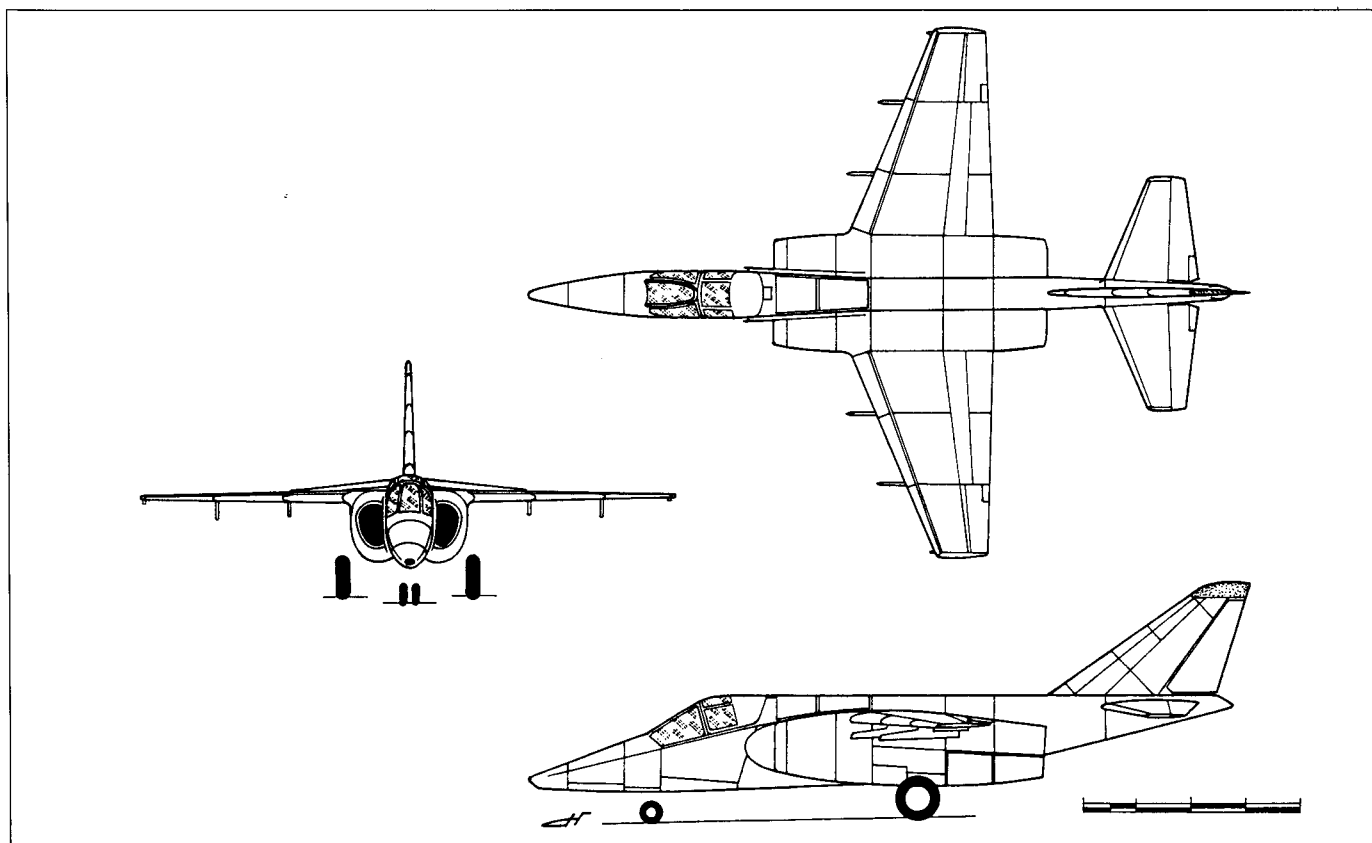
В соответствии с установкой министра обороны и указанием министра авиационной промышленности при разработке аванпроекта легкого самолета-штурмовика Т-8 главное внимание было уделено "обеспечению наиболее высокой эффективности при решении боевых задач дешевым, простым в производстве и эксплуатации самолетом с высокой степенью живучести и надежности, а также обеспечению возможности постановки самолета на массовое серийное производство в кратчайшие сроки".

Первые оценки при анализе требований ВВС показали, что тяга двигателей АИ-25Т слишком мала, и нужно искать другие. Так как с ОКБ А.Г. Ивченко уже были установлены контакты, то "суховцы" обратились к В.А. Лотареву (преемнику А.Г. Ивченко на посту Генерального конструктора) с просьбой рассмотреть возможность применения форсажной камеры на двигателе АИ-25.

Просьба была удовлетворена, но двигатель настолько поменял свой облик, что в корне изменил и облик самолета. Компоновка самолета с форсажными двигателями была проработана, но после непродолжительного обсуждения отвергнута как неприемлемая.

В других моторостроительных КБ существовали проекты подходящих по характеристикам двигателей: у С.П.Изотова – ТР7-117, С.К. Туманского – Р53Б-300 и у А.М.Люльки – АЛ-29. Их и взяли для рассмотрения в аванпроекте.

Все предложенные двигатели имели близкие значения статической взлетной тяги (3000–3250 кгс),



Общий вид легкого самолета штурмовика ЛСШ. (Николай Гордюков)

массы (400-450 кг) и геометрических характеристик (диаметр входа 670–730 мм, длина 2300-2400 мм).

Наиболее экономичным на всех расчетных режимах полета был двигатель Р53Б-300.

Однако все эти двигатели были "бумажными", т.е. только в стадии проектирования. На разработку, создание, доводку и подготовку к серийному выпуску любого из них требовалось 5–7 лет, что было неприемлемо с позиций создания самолета в максимально сжатые сроки. Поэтому конструкторы ОКБ П.О. Сухого после многочисленных поисков остановили свой выбор на двигателе РД-9Б, который устанавливался на самолетах МиГ-19. Он имел на взлетном режиме бесфорсажную тягу 2600 кгс и форсажную 3300 кгс. Министр авиационной промышленности П.В. Дементьев, согласился с предложением МЗ "Кулон" и предложил главному конструктору Уфимского машиностроительного конструкторского бюро "Союз" (УМКБ "Союз")⁵ С.А.Гаврилову

срочно рассмотреть возможность создания бесфорсажного двигателя для самолета Т-8 на базе двигателя РД-9Б⁶, устанавливаемого на самолетах МиГ-19.

С одобрения П.О.Сухого в Уфу вылетели заместитель главного конструктора И.Е.Баславский и Ю.В.Ивашечкин для переговоров с главным конструктором УМКБ "Союз" С.А.Гавриловым.

При рассмотрении требований МЗ "Кулон" к двигателю и его характеристикам специалистами УМКБ "Союз" (заместителем главного конструктора Г.Г.Петровым, начальниками бригад Х.С.Гумеровым, Г.К.Суворовым, М.А.Сидоркиным, Ю.С.Алексеевым, И.П.Карпусем, Э.П.Виноградовым, Н.Я.Палеем, Г.П.Степановым, В.С. Дьяконовым и др.) было предложено в качестве базового двигателя использовать двигатель РД-9Ф, созданный для самолетов Як-27Р, имеющий взлетную бесфорсажную тягу 2700 кгс и форсажную – 3800 кгс.

Решено было демонтировать с этого двигателя форсажную камеру и установить двухпозиционное сопло. Новый двигатель получил обозначение Р9-300 и имел на максимальном режиме тягу 2500 кгс и на чрезвычайном – 2700 кгс.

В итоге бесфорсажная версия этого двигателя, получившая названия Р9-300, и была принята в качестве двигателя первого этапа в аванпроекте.

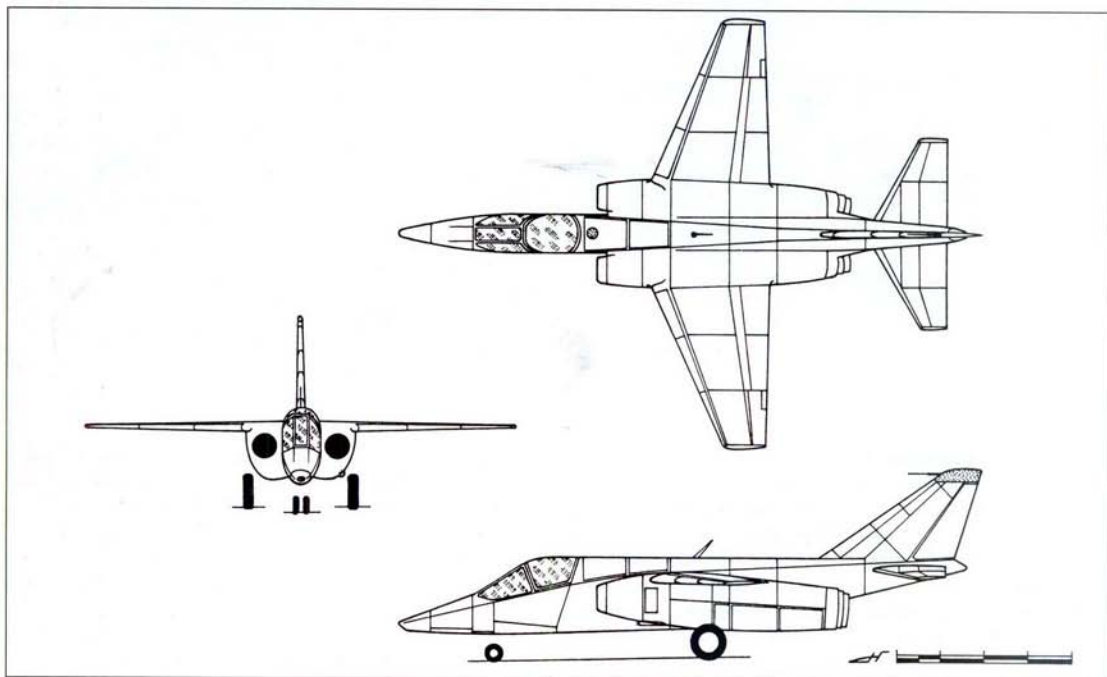
Представленный в аванпроекте легкий самолет-штурмовик Т-8 по аэродинамической компоновке представлял собой одноместный моноплан нормаль-

⁵ УМКБ "Союз", так, с 1 января 1967 г. по 31 июля 1976 г. именовалось нынешнее Научно-производственное предприятие "Мотор" (НПП "Мотор"). С 1 августа 1976 г. по 31 декабря 1982 г. оно носило название ОКБ при Уфимском машиностроительном заводе (ОКБ при УМЗ), а с 1 января 1983 г. по 31 декабря 1989 г. – Уфимское конструкторское бюро машиностроения (УКБМ). С 1 января 1990 г. по настоящий момент предприятие имеет название НПП "Мотор".
⁶ Двигатель РД-9Б разработан в 1953 г, главный конструктор – С.К.Туманский, спроектирован в ОКБ (ГСЗ) №300 и являлся одной из многочисленных модификаций двигателя АМ-9 конструкции А.М.Микулина.



Модель самолета ЛСШ. (Ильдар Бедретдинов)

Общий вид самолета-штурмовика ЛСШ представленного на НТС от МЗ "Кулон" (Николай Гордюков)



ной схемы с высокорасположенным хорошо механизированным крылом.

Крыло трапециевидной формы в плане с углом стреловидности 20° по передней кромке и относительной толщиной 11%, постоянной по всему размаху, имело площадь 19 м^2 и удлинение. Крыло было оснащено выдвижными предкрылками по всему размаху, выдвижными двухсекционными двухщелевыми закрылками и элеронами.

В хвостовой части фюзеляжа было размещено стреловидное вертикальное оперение с рулем направления и стреловидное горизонтальное оперение с переставным стабилизатором и рулем высоты. Все поверхности управления – элероны, рули высоты, и направления имели осевую компенсацию и были снабжены триммерами.

В аванпроекте рассматривались два этапа компоновочного исполнения самолета, различавшиеся

пом двигателей и составом прицельно-навигационного оборудования.

С двигателем Р9-300 штурмовик Т-8 имел уменьшенную по сравнению с ТТТ на 25-30 процентов дальность полета и несколько худшие взлетные характеристики.

Двигатели 2-го этапа (типа Р53Б-300) должны были обеспечить летно-технические характеристики (ЛТХ), заданные ТТТ ВВС.

Гибкая компоновочная схема самолета с размещением двигателей в индивидуальных мотогондолах позволяла ценой небольших доработок произвести замену двигателей Р9-300 на любой из двигателей 2-го этапа по его готовности.

Взлетно-посадочные устройства самолета включали в себя трехстоечное шасси с носовой опорой и тормозной парашют.

Основные опоры шасси рычажного типа оснащались одиночными тормозными колесами с пневмати-

ками размером 800x290 мм с давлением – 8 кг/см². Передняя управляемая опора, полурычажного типа, имела нетормозное колесо с пневматиком размером 620x180 мм с давлением – 7 кг/см². Шасси обеспечивали эксплуатацию самолета с грунтовых аэродромов III класса с прочностью грунта 5 кг/см².

Управление самолетом на всех режимах полета предполагалось безбустерным с жесткой проводкой во всех каналах. Управление триммерами из кабины летчика было электрическим. Гидравлическая система на самолете первоначально отсутствовала. Выпуск-уборка шасси и механизации крыла, работа тормозных щитков, и перестановка стабилизатора осуществлялась с помощью двух независимых пневмосистем. Управление силовыми приводами осуществлялось с помощью пневмокранов, установленных в бронекабине летчика.

Управление двигателями предполагалось выполнить тросовым от сектора газа, установленного на левом пульте кабины. Запуск двигателей был электрическим. Топливная система имела две независимые группы топливных емкостей с индивидуальным расходным баком в каждой, обслуживавшей свой двигатель. Заправка всех топливных баков была централизованной и выполнялась через одну заливную горловину открытого типа. Система жизнеобеспечения самолета включала в себя систему кондиционирования и кислородную системы.

Система кондиционирования воздуха обеспечивала комфортные условия в кабине летчика на всех режимах полета и включала в себя воздушно-воздушный радиатор, турбохолодильник, фильтры и терморегулятор.

Кислородная система обеспечивала питание летчика кислородом при полете в негерметичной кабине.

Спасение летчика в аварийной ситуации на всех режимах полета осуществлялось унифицированным катапультным креслом К-36Л. Был разработан наземный стенд для испытания аварийного покидания во всем диапазоне скоростей полета.

Система энергоснабжения самолета обеспечивала надежное питание всех потребителей постоянным и переменным током на всех режимах полета, включая аварийные режимы.

В оснащении штурмовика Т-8 прицельно-навигационным оборудованием также предусматривались два этапа.

На 1-м этапе предполагалось размещение серийного оборудования, применявшегося на истребителях-бомбардировщиках Су-17М2: прицельного в составе автоматического стрелкового прицела АСП-17, бомбардировочного прицела ПКБ-3-17С, лазерного дальнометра ФОН-1400; навигационно-пилотажного в составе: навигационного комплекса КН-23, состоящего из инерциальной курсовертикали ИКВ, радиосистемы ближней навигации РСБН-6С, доплеровского измерителя ДИСС-7 с вычислителем В-144, автоматического радиоконюса АРК-15М, системы воздушных сигналов СВС-II-72-3, радиовысотометра малых высот РВ-5,

маркерного радиоприемника МРП-66; связанного и радиотехнического оборудования: ответчика госопознавания, командной радиостанции УКВ и ДЦВ – Р-832М, самолетного ответчика СО-69, антенно-фидерной системы "Пион", аппаратуры регистрации аварийных параметров "Тестер-УЗ".

На 2-м этапе (с 1973 г.) предусматривалось размещение более совершенного оборудования, находившегося в опытной разработке и которое должно было устанавливаться на самолет Су-17М3. При этом в аванпроекте обосновывалось сокращение состава прицельно-навигационного оборудования, заданного по ТТТ ВВС, с целью снижения массы и стоимости самолета, повышения надежности в эксплуатации без существенного снижения боевых возможностей самолета.

Устанавливаемое на штурмовике прицельно-навигационное оборудование обеспечивало:

- полет по заданному маршруту во всем диапазоне высот и скоростей полета;
- применение всей штатной номенклатуры вооружения в условиях визуальной видимости цели, как с горизонтального полета, так и при выполнении маневров.

Подвесное вооружение размещалось на 6-й подкрыльевых узлах подвески. На 7-й, подфюзеляжной точке подвески, предусматривалось размещение контейнера со спецоборудованием.

На самолете предполагалось размещение встроенной пушечной установки калибра 23 мм.

Для выполнения перегона самолета на подкрыльевых точках было предусмотрено размещение 2-х подвесных топливных баков ПТБ-600 емкостью 600 литров каждый.

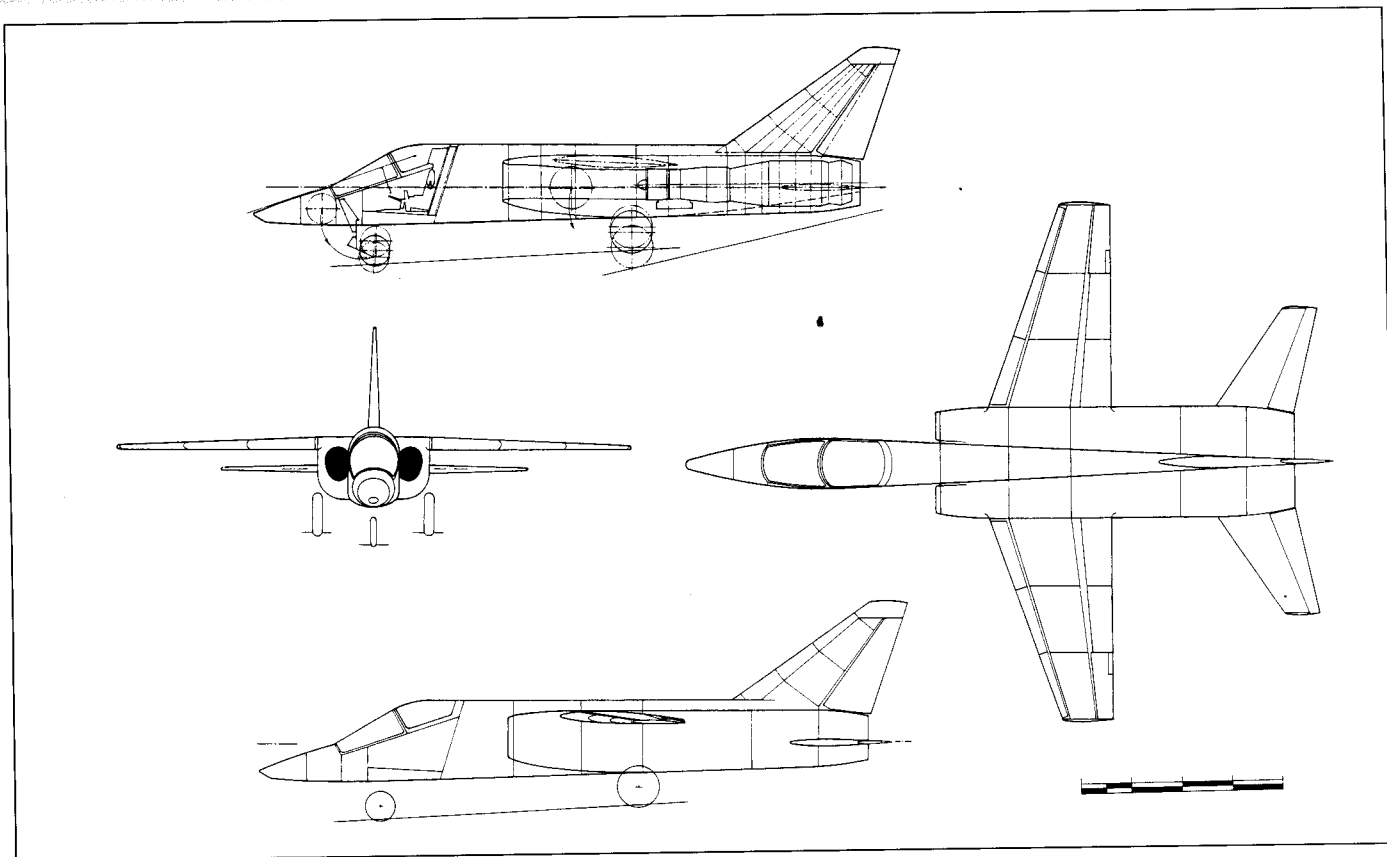
Нормальная взлетная масса самолета составляла 8200 кг (при 1000 кг боевой нагрузки), а максимальная – 10570 кг (при 3000 кг боевой нагрузки).

Безусловно, "изюминкой" штурмовика был уникальный комплекс средств повышения БЖ суммарной массой 735 кг (9 % от массы пустого самолета).

В числе мероприятий по обеспечению боевой живучести наиболее значительным по весовым затратам являлось бронирование на основе композиционной брони (сталь, резиновая прослойка, алюминиевый сплав).

Бронезащита самолета включала практически полное бронирование кабины летчика, бронирование днищ и частично стенок расходных топливных емкостей и частичное бронирование капотов мотогондол с пулеопасных направлений. Помимо этого в состав снаряжения летчика входили бронешлем и броненагрудник.

В целях повышения боевой живучести силовой установки на самолете применялись разнесенные двигатели с дублированной системой управления и две автономные системы топливопитания. Каждая система топливопитания имела свой расходный топливный бак и обеспечивала питание своего двигателя. Днища и частично стенки всех топливных баков были протектированы многослойной губчатой резиной, предотвращавшей потерю топлива из топливных емкостей при бое-



Общий вид самолета СРБ с двигателями АИ-25Ф. (Николай Гордюков)

вом повреждении. Кроме того, днище первого и стенки четвертого топливных баков были частично защищены конструкцией главных опор шасси и двигателей.

Применение нейтрального газа обеспечивало взрывобезопасность и предотвращало возникновение пожара баков⁷. Противопожарная защита двигателей обеспечивалась дублированной системой пожаротушения.

Повышение боевой живучести системы управления самолетом обеспечивалось за счет применения безбустерной схемы с жесткими тягами с дублированием в продольном канале. Каждая консоль руля высоты имела независимую систему управления.

Боевая живучесть пневмосистемы обеспечивалась за счет применения двух независимых систем с разнесением магистральных трубопроводов по бортам и индивидуальными источниками энергии в качестве, которого использовались безосколочно разрушающиеся баллоны.

БЖ системы электроснабжения обеспечивалась применением двух автономных систем питания всех потребителей постоянным и переменным током от индивидуальных источников энергии – генераторов постоянного и переменного тока. При отказе всех генераторов аварийное питание ограниченной группы потребителей осуществлялось от двух аккумуляторных батарей.

Для снижения эффективной отражающей поверхности самолета в передней полусфере при облучении его радиолокаторами ПВО противника передние кром-

ки крыла, оперения, и входные кромки воздухозборника предполагалось выполнять с использованием радиопоглощающих материалов.

Конструкция крыла и оперения самолета проектировалась как безопасно разрушаемая. Крыло и оперение самолета выполнялись по кессонной схеме с толстыми клиновидными обшивками, способными выдерживать значительное количество пробоев без разрушения конструкции.

Наряду с боевым вариантом самолета-штурмовика в аванпроекте был проработан вариант учебно-боевого самолета Т8-УБ с тандемным расположением летчиков в кабине. При этом объем доработок получался относительно небольшим. Существенной доработке подвергалась только головная часть самолета. Самолет удлинялся на 1,25 м по сравнению с базовым вариантом. Полностью сохранялась первая кабина, превращаясь в кабину обучаемого, и носовой отсек. Вторая кабина (инструктора) вписывалась частично в объем исходного закабинного отсека. Превышение линии визирования 2-й кабины над 1-й составляло 300 мм и обеспечивало хороший обзор из нее.

Большое внимание уделялось вопросам эксплуатации и базирования самолета на неподготовленных грунтовых аэродромах. Возникла идея создания аэромобильного комплекса средств наземного обслуживания самолета. Под руководством заместителя главно-

⁷ "нейтральный газ" - азот.

Таблица 1.

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ АВАНПРОЕКТА САМОЛЕТА ЛСШ**ЭКИПАЖ**

Экипаж, чел	1
-------------	---

РАЗМЕРЫ

Длина самолета со штангой ПВД, м	12,0
Площадь базового крыла, м ²	19,0
Размах крыла, м	9,75
Удлинение крыла	5,0
Стреловидность крыла по передней кромке, °С	20
Высота самолета на стоянке, м	3,9
База шасси на стоянке, м	4,3
Колея шасси, м	2,4

ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Максимальная скорость полета у земли, км/ч	1000
Максимальная высота полета, м	7000
Дальность полета у земли, без ПТБ, с боевой нагрузкой 1200 кг, км	750
Нагрузка на крыло при нормальной взлетной массе, кг/м ²	432

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА**I этап**

Тип и количество установленных двигателей	2хР9-300
Разработчик двигателя	Уфимское МКБ "Союз"
Бесфорсажная взлетная тяга, кгс	2х2700
Тяговооруженность при нормальной взлетной массе	0,66

II этап

Тип и количество установленных двигателей	2хТР7-117, Р53Б-300, АЛ-29
Разработчик двигателя	ОКБ: С.П. Изотова, С.К. Туманского А.М. Люлька
Бесфорсажная взлетная тяга, кгс	2х3000
Тяговооруженность при нормальной взлетной массе	0,73

ВЕСОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Максимальная взлетная масса, кг	10570
Нормальная взлетная масса, кг	8200
Запас топлива во внутренних топливных баках, кг	1900
Нормальная масса боевой нагрузки, кг	1200
Максимальная масса боевой нагрузки, кг	3000

ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Длина разбега, м:	390
Длина пробега, м:	550



Фотографии проектов штурмовиков ММЗ "Зенит"
(Петр Бутовски)

Модель проекта "723" (слева)
Создан на базе истребителя МиГ-21

Модель проекта "27 II" (справа) или более известный,
как МиГ-21ЛШ. Создан на базе компоновки самолета МиГ-21И
(Построен полномасштабный макет.)

Модель проекта МиГ-27Ш (слева внизу)
Одна из наиболее хорошо проработанных компоновок
на базе истребителя МиГ-21.

го конструктора А.А.Таварьяна в отделе средств обеспечения наземной эксплуатации под руководством начальника отдела А.И.Соболева был разработан аэромобильный комплекс, который получил название АМК-8. Ведущим инженером комплекса на всех этапах его разработки, реализации и испытаний был В.К.Торховской (бригада В.И.Романовского).

При разработке комплекса исходили из соображения, что авиаполк самолетов будет базироваться на стационарном базовом аэродроме, оснащенном всеми службами управления полетами и обеспечения эксплуатации. В период ведения боевых действий полк может быть рассредоточен по оперативным аэродромам, малоподготовленным грунтовыми, с минимумом служб на нем. Поэтому каждое звено⁸ самолетов должно перелететь на этот аэродром с минимально необходимыми средствами наземного обслуживания, которые позволяли бы при наличии топлива и вооружения обеспечить эксплуатацию этого звена в течение около 5 суток. Средства должны размещаться в контейнерах, подвешиваемых под боевые самолеты, и по габаритам и форме соответствовать подвесным топливным бакам. Всего должно было быть пять типов контейнеров: первый – средства наземного обслуживания, второй – энергетическая установка для запуска двигателей и проверки оборудования под током, третий – дозаправочное оборудование, четвертый – контрольно-проверочная аппаратура (КПА) и пятый – для перевозки техника.

Пневмосистема самолета была заменена на гидравлическую. Дело в том, что на маневренном самолете механизация крыла используется в полете многократно. Таким образом, требовался повышенный расход воздуха, а пополнение сжатого воздуха не могло быть обеспечено малопроизводительными компрес-

сорами АК-150 (других в то время не было). Кроме того, в межсезонье и зимой было возможно замерзание влиги в агрегатах системы с малыми проходными сечениями (таких, как дроссели) и требовалось создание сложной системы влагоотстойников. И, наконец, исполнительные механизмы пневмосистемы – цилиндры раздвигаются или сокращаются не плавно, а резкими "стреляющими" движениями.

Рассмотрение аванпроектов фирм-конкурсантов состоялось в июне 1969 г. на Научно-техническом совете МАП. На нем были представлены проекты самолетов-штурмовиков четырех ведущих конструкторских бюро: П.О.Сухого с проектом – Су-25, С.В.Ильюшина с проектом – Ил-42, А.И. Микояна с проектом – МиГ-21ЛШ и А.С.Яковлева с проектом – Як-28ЛШ⁹.

Обобщенным заключением ВВС предложения по самолетам Як-28ЛШ и Ил-42 отклонялись. Конкурс по проектам самолетов Су-25 и МиГ-21ЛШ продлевался до стадии постройки летных экземпляров самолетов.

Здесь просматривается аналогия с рассмотрением проектов американских штурмовиков А-10А и А-9 по программе АХ, когда было выдвинуто требование к фирмам: "Летать до покупки...".

Итоги 1-го этапа конкурса аванпроектов легких самолетов-штурмовиков позволили ОКБ, руководимому П.О. Сухим, приступить к широкомасштабному развертыванию очередного этапа работ – разработке эскизного проекта самолета Т-8 с обоснованием тактико-технических характеристик самолета, выполнению

⁸ Звено состоит из 4 самолетов.

⁹ Як-28ЛШ название проекта ОКБ А.С. Яковлева со слов участника событий О.С. Смойлова, по сведениям ОКБ А.С. Яковлева проект имел обозначение Як-ЛШ и напоминал компоновку самолета Як-28 лишь отдаленно.



Самолет Ил-40-1 послуживший прототипом для проекта штурмовика Ил-42. На Ил-42 предполагалось установить более мощные двигатели и новый комплекс радиоэлектронного оборудования. (Из архива Ефима Гордона)

комплекса экспериментальных работ, включая продувки в трубах ЦАГИ, разработке рабочих чертежей и конструкторской документации.

В это время были выполнены доработки ранее изготовленного макета СРБ с целью приближения его к облику ЛСШ. Существенные изменения, коснулись кабины самолета. Был изменен козырек фонаря с введением лобового бронеплоха. Изменена компоновка приборной доски и пультов кабины. Введена встроена выдвигаемая стремянка для входа в кабину.

Все работы по кабине выполнялись под руководством Е.В.Алешина и Е.П.Андреева по выпущенной ими документации. Сам макет и его доработки были выполнены в макетном цехе, возглавлявшемся П.Г.Пахомовым, группой высококвалифицированных столяров под руководством начальника мастерской Б.М.Харламова. Руководителем работ по макету был назначен Н.Н.Венедиктов.

К середине 1970 г. ОКБ были выпущены рабочие чертежи, начаты подготовка производства, и сборка головной части опытного экземпляра самолета в филиале ОКБ МЗ "Кулон" на Новосибирском авиационном заводе им. В.П.Чкалова. Руководство этой работой было поручено В.И.Масалову. Активное участие в ней принимали специалисты филиала ОКБ А.И.Федосеев, Б.С.Шапаев, М.М.Ломов, В.Н.Безменов и др.

В Новосибирске в опытном производстве филиала был собран стаяпель общей сборки фюзеляжа и носовая часть самолета.

Т-8 заводской сборки должен был иметь бронированную кабину, выполненную из алюминиевого сплава АК-4. Для удобства обслуживания оборудования, расположенного в закабинном отсеке, носовые части воздухозаборников воздушных каналов двигателей были выполнены откидываемыми.

На этом этапе работы по самолету на Новосибирском авиазаводе были остановлены и дальше уже не продвинулись.

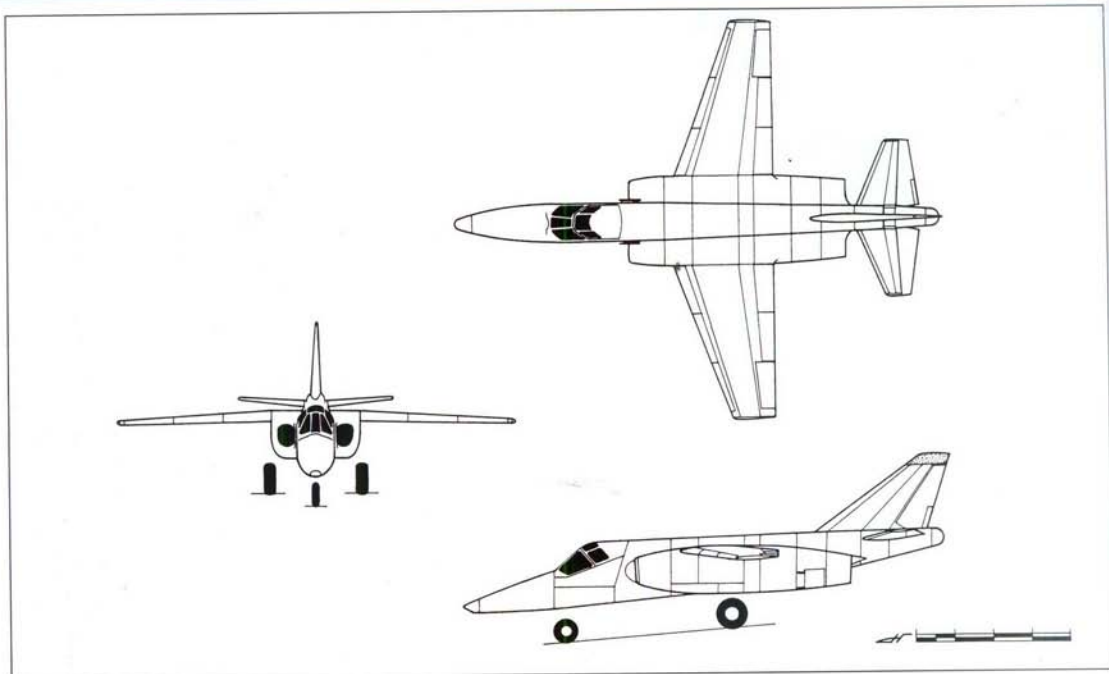
Как уже говорилось выше, однозначности в подходе к облику самолета-штурмовика в руководящих кругах ВВС не было. Существовали различные подходы к определению функциональных возможностей, а, следовательно, и составу оборудования, массы боевой нагрузки и ее номенклатуры.

В августе 1971 г. заказчик выступил с требованием увеличения максимальной скорости самолета у земли до 1200 км/ч с 4-мя блоками неуправляемых авиационных ракет (НАР) Б-8 на наружных подвесках.

В связи с радикальным изменением требований заказчика распоряжением П.О.Сухого все работы в ОКБ по созданию легкого дозвукового самолета-штурмовика Т-8 были временно приостановлены.

Идея создания современного самолета-штурмовика с момента ее появления на свет получила как горячих сторонников, так и не менее упорных противников. По мере углубления проработок проекта Т-8 количество первых увеличивалось, а количество вторых сокращалось.

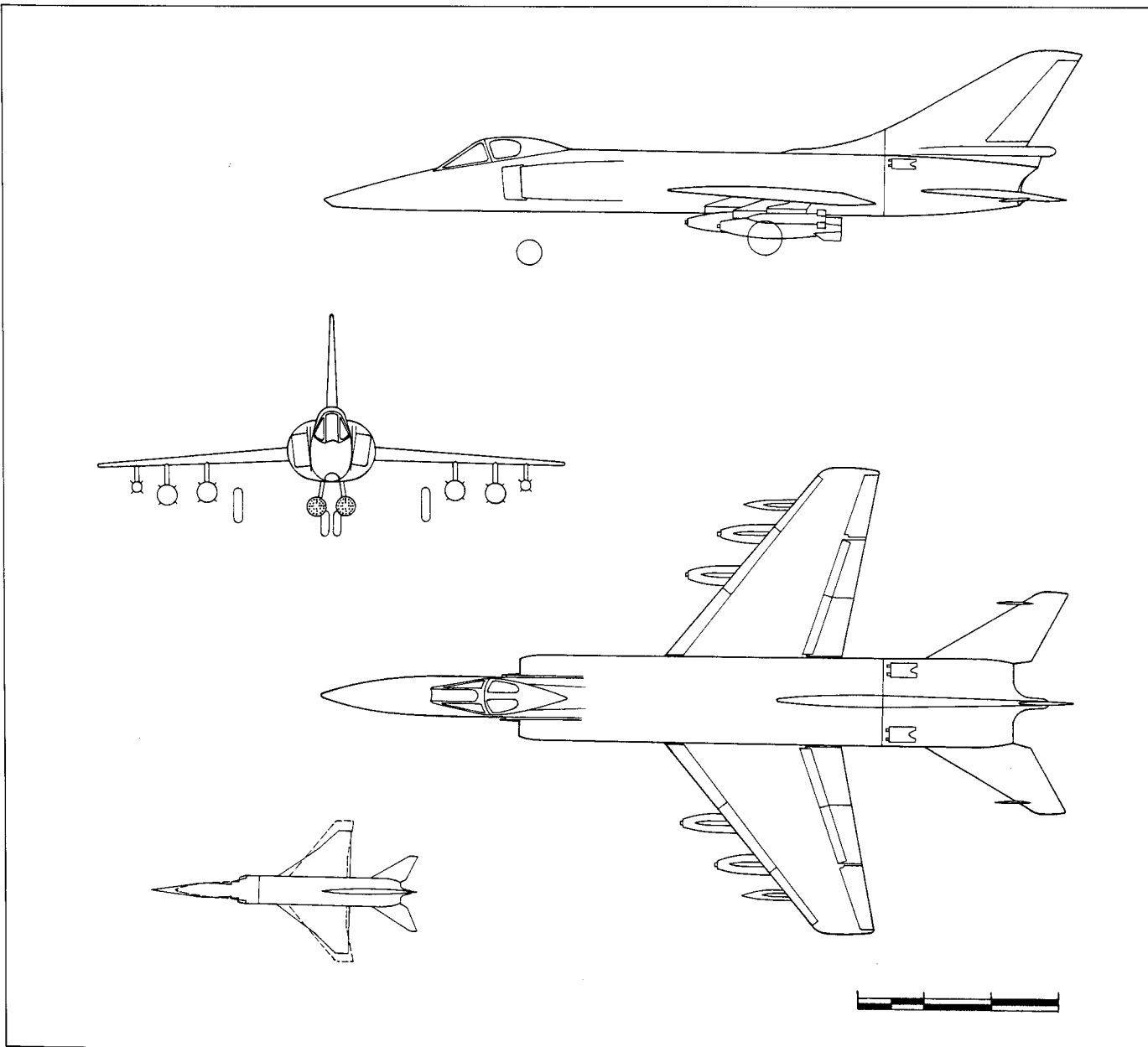
Так, Зелик Аронович Иоффе, генерал-лейтенант, начальник головного НИИ ВВС вначале был противником этой работы, но когда в начале 70-х годов он вышел в отставку и перешел на работу на МЗ "Кулон" и возглавил отдел боевой живучести, его взгляды изменились. Он с большим энтузиазмом принял за дело и с небольшим коллективом своих очень квалифицированных специалистов провел огромный объем работ по обоснованию и практическому воплощению всего комплекса боевой живучести на самолете Т-8. З.А.Иоффе помог "суховцам" убедить и сделать ярким



Общий вид эскизного проекта ЛСШ. (Николай Гордюков)



Доработанный макет ЛСШ в сборочном цехе МЗ "Кулон". (АООТ "ОКБ Сухого")



Общий вид проекта самолета Су-15Ш. (Николай Гордюков)

Таблица 2.

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОЕКТА САМОЛЕТА Су-15Ш	
ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОЕКТА	ДАНИЕ
Экипаж, чел	1
Максимальная скорость полета у земли, км/ч	1250
Дальность полета без ПТБ у земли с боевой нагрузкой 2000 кг, км	600
Перегоночная дальность, км	3500
Максимальная взлетная масса, кг	17500
Запас топлива во внутренних топливных баках, кг	4500
Нормальная масса боевой нагрузки, кг	2000
Максимальная масса боевой нагрузки, кг	4000
Длина разбега, м	580
Длина пробега, м	480



Владимир Петрович Бабак
(НПК "Штурмовики Сухого")

сторонником "восьмерки" тогдашнего Главкомандующего сухопутными войсками генерала армии Ивана Григорьевича Павловского.

Верным приверженцем самолета Т-8 стал начальник Отдела опытного строительства авиационной техники Управления заказов Главного штаба ВВС Ш.К. Рахматуллин.

Генерал-майор М.К.Дубинский, заместитель командующего воздушной армии, базировавшейся в ГДР, после первого же знакомства с проектом Т-8 стал его горячим сторонником и пропагандистом. Когда по состоянию здоровья Михаил Кузьмич не мог больше летать, он уволился из армии и пришел на работу в ОКБ, где немало сделал для того, чтобы самолет-штурмовик стал реальностью.

Заместитель Главкома ВВС – маршал авиации А.Н.Ефимов (с декабря 1984 г. ставший Главкомом ВВС), с самого начала работ по Т-8 стал его опекуном. Ведь две звезды Героя Советского Союза он заслужил за боевую работу на штурмовиках Ил-2 во время Великой Отечественной войны. Позднее он был Председателем макетной и Государственной комиссий по испытаниям самолета Су-25.

Не сразу стал сторонником самолета Т-8 и нынешний Главный конструктор всего семейства самолетов Су-25 В.П.Бабак. Работая в конце 60-х и 70-е г.г. в Министерстве авиационной промышленности, он опекал семейство самолетов Су-17, Главным конструктором которых был соратник П.О.Сухого Николай Григорьевич Зырин. Владимир Петрович считал, что истребитель-бомбардировщик Су-17 способен решать все задачи изоляции поля боя, в том числе – поддержку сухопутных войск на передовой. Изменению этой позиции способствовали успешно прошедшие испытания Су-25 в условиях Афганистана в 1980 г. (но об этом чуть позже).

Между тем дебаты специалистов КБ с заказчиком о максимальной скорости полета штурмовика разгорелись с новой силой. Генеральный конструктор и его подчиненные считали, что можно ограничиться скоростью 900 км/ч, которая у земли соответствовала числу $M=0,75$. По расчетам конструкторов ОКБ, до этой скорости самолет может иметь безбустерную систему управления, которая могла бы стать одной из важных составляющих боевой живучести и надежности самолета.

Заказчик, как уже было сказано выше, требовал 1200 км/ч (почти скорость звука у земли!). Тем более,

что конструкторское бюро Микояна предлагало проект МиГ-21ЛШ, ТТХ которого полностью устраивали заказчика.

Именно в это время по поручению заместителя генерального конструктора МЗ "Кулон" Е.А. Иванова конструктором А.М.Поляковым разрабатывался проект самолета-штурмовика на основе самолета Су-15, который в ОКБ получил название – Су-15Ш (внутризаводское обозначение Т-58Ш). При этом на серийном самолете заменялось крыло и носовая часть фюзеляжа до шпангоута №10. Кабина и двигатели самолета-штурмовика Су-15Ш должны были бронироваться, кроме того, топливные баки предполагалось протектировать и заменить систему управления вооружением. Общий вес брони и протектора должен был составлять 825 кг.

Но Павел Осипович отверг этот проект, "битва" между КБ и ВВС продолжалась, и "суховцы" попытались заручиться поддержкой Командующего авиацией ВМС маршала авиации Ивана Ивановича Борзова.

И.И.Борзов нанес визит в конструкторское бюро, и после встречи с Сухим и специалистами согласился с доводами конструкторов, что скорость 1200 км/ч является избыточной для самолета такого назначения и ничего, кроме технических проблем, не принесет.

В сентябре 1971 г. ВВС была предпринята последняя попытка, уговорить Павла Осиповича Сухого принять условия ВВС. Для этого в КБ приехали начальник Управления заказов ВВС генерал-лейтенант Виктор Романович Ефремов и заместитель министра авиационной промышленности по опытной технике Алексей Васильевич Минаев. Вот фрагмент их разговора на основе воспоминаний Юрия Викторовича Ивашечкина: "Беседа началась с полемики между П.О.Сухим и В.Р.Ефремовым:

– Павел Осипович, проект штурмовика, который вы предлагаете, очень интересный, но максимальная скорость 900 км/ч нас не устраивает.

– Вы хотели бы иметь штурмовик сверхзвуковым?

– Да, конечно! Вот возьмите англо-французский "Ягуар". У земли, да с боевой нагрузкой он будет летать на "дозвуке", но на высоте ведь он имеет скорость, соответствующую 1,6 М.

– Но ведь "Ягуар" не штурмовик, Виктор Романович, штурмовику вообще несвойственны большие высоты.

– Чем меньше высота полета и выше скорость, тем меньше потеря, тем легче преодолеть систему противозвушной обороны противника!

– Мы знаем эти закономерности. Но мы знаем также, что на малой высоте при небольшой скорости полета у летчика больше времени для обнаружения, распознавания и уничтожения цели. Кроме того, мы считаем, что штурмовик не преодолевает зону ПВО, а, работая над полем боя, находится в гуще огня. Для выживания в таких условиях мы вводим на самолете такие средства повышения боевой живучести, как броня, взрывобезопасные баки, дублируем систему управления и многое другое.

Так зачем же штурмовику сверхзвук, Виктор Романович?

– НуЕ, ну хотя бы для того, чтобы уйти от истребителей противника.

– Я думаю, вы и сами не верите в то, что на "Махе" 1,6 можно "удрать" от "Фантома".

Похоже, что все аргументы были исчерпаны, и тогда Виктор Романович не выдержал:

– Павел Осипович, зачем много спорить? Извините меня за сравнение, но КБ это то же ателье и оно обязательно сшить костюм таким, каким его хочет видеть заказчик. "Ателье" через дорогу берется за самолет с той скоростью, какая нам нужна.

Мы, присутствовавшие на совещании "суховцы", затаились, ожидая реакции Генерального.

Ответ последовал почти без паузы:

– Виктор Романович, ателье бывают разного ряда. Хорошие ателье воспитывают вкус у заказчика, и если сейчас общепринята ширина брюк снизу 22, мы не станем шить костюм с брюками шириной 30 см, если вы этого даже очень хотите. За "клешами" придется обратиться через дорогу.

В общем, встреча так ничем и не закончиласьЕ"

В конце концов, удалось договориться на значении скорости 1000 км/ч ($M=0,82$), но и этот компромисс впоследствии привел к тому, что уже на серийном самолете появились бустера в канале элеронов.

Победителем конкурса стал проект штурмовика ОКБ П.О.Сухим.

В конце ноября 1971 г. конструкторское бюро, руководимое П.О. Сухим, получило очередные уточненные тактико-технические требования ВВС к самолету Т-8, утвержденные заместителем Главнокомандующего ВВС М.Н. Мишуком и согласованные с заместителем Главнокомандующего Сухопутных войск П.Н.Лашенко.

Отныне самолет получил обозначение "легкий войсковой самолет-штурмовик" (ЛВСШ). Новая редакция ТТТ сохранила концепцию дозвукового самолета, но масса боевой нагрузки возросла до 1,5 – 4,0 т – соответственно для вариантов нормальной и максимальной нагрузки.

Существенно изменился состав прицельно-навигационного оборудования, приводивший к росту его массы. Требования к остальным летно-техническим характеристикам были сохранены.

В 1971 г. появились материалы по американскому самолету-штурмовику А-10, создаваемому по программе АХ, и Ю.В.Ивашечкиным был рассмотрен вариант компоновки, похожий на американскую машину, но О.С.Самойлович подвел итог этой проработки: "Поздно. Поезд ушел!".

Поскольку основные противоречия с ВВС были устранены в новой редакции ТТТ, то в декабре 1971 г. П.О.Сухой принял решение приступить к рабочему проекту.

Работы по самолету были возобновлены в январе 1972 г., а в апреле месяце уже было разработано обо-

ценное заключение головных институтов авиационной промышленности по ТТТ заказчика и принято решение об окончательной отработке проекта Постановления правительства о создании легкого войскового самолета-штурмовика Су-25 с дозвуковой скоростью полета (1000 км/ч у земли).

Все это повлекло радикальную переработку всей ранее выпущенной документации.

В начале января 1979 г. Ю.В.Ивашечкин приступил к разработке схематической компоновки самолета под индексом Т8-1. В работу по Т8-1 включились конструкторы отдела проектов ОКБ, состоявшего из нескольких бригад и возглавлявшегося в то время О.С. Самойловичем.

В бригаде В.А.Николаенко весь объем необходимой работы выполнили ведущий конструктор проекта Т-8 Ю.В.Ивашечкин, конструкторы Н.Н.Венедиктов, В.М.Лебедев, Н.Т.Гордюков, В.И.Попов, С.Н.Трофимова, В.А.Иванов, В.А.Степанова, Т.В.Сидельникова; в весовой бригаде Р.М.Дриго – С.И.Скобелев, Е.А.Кауфман, А.М. Бакаев; в бригаде кабин И.Э. Заславского – Е.В.Алешин, Е.П.Андреев.

После назначения Ю.В.Ивашечкина в декабре 1972 г. ведущим конструктором темы Н.Н.Венедиктов возглавил руководство проектными работами по Т-8, и под его началом были выполнены работы в отделе проектов не только по основному самолету Су-25, но и по всем последующим модификациям.

Принципиально аэродинамическая схема самолета была сохранена, но обводы самолета были изменены полностью. Компоновка оборудования и систем была также полностью изменена.

При разработке новой аэродинамической компоновки самолета отдел аэродинамики ОКБ начал сотрудничество с ЦАГИ. Были изготовлены модели и проведены продувки в аэродинамических трубах Т-102 и Т-106 на скоростях потока до $M=0,85$ (всего же за все время работы над проектированием самолета Т-8 было затронуто 1200 ч на продувки в трубе Т-102 и 2000 ч – Т-106).

Со стороны ЦАГИ большое участие в создании аэродинамической компоновки самолета Т-8 приняли участие руководители и сотрудники отделений и лабораторий Р.Д.Иродов, Г.В.Александров, Л.А.Медвежникова, А.Ш.Рекстин, Г.Л.Якимов, Ф.И.Штейнберг, И.С.Симонов.

Со стороны ОКБ в вопросах выбора оптимальных геометрических характеристик самолета принимали участие инженеры Л.Г.Чернов и Л.И.Барам. Совместными исследованиями характеристик устойчивости и управляемости, эффективности органов управления занимались И.В.Орлов и Л.А.Кайров-Василевский. Инженером М.Д.Мананиковым проводились многочисленные расчеты по определению летно-технических характеристик разрабатываемого самолета.

Увеличение массы нормальной боевой нагрузки, включавшей 6 авиабомб ФАБ-250, две ракеты ближнего воздушного боя Р-60 и боезапас встроенной пушки 260 патронов, с 1000 кг до 1500 кг (а фактически до 1660 кг) при сохранении дальности полета 750 км повлекло за со-



*Н.Н. Венедиктов.
(из архива Николая Венедиктова)
А.С. Зажигин
(из архива Сергея Зажигина)
Г.Т. Лебедев
(из архива Георгия Лебедева)*

бой рост запаса топлива с 1900 кг до 2400 кг при увеличении нормального взлетного веса с 8340 кг до 10530 кг.

Это привело к увеличению размерности самолета. Длина фюзеляжа возросла с 12,54 м до 13,7 м. Площадь крыла возросла с 21 м² до 28 м² при сохранении формы в плане и удлинения. Относительная толщина профиля крыла снижена с 11 % до 10,5% для увеличения критического числа М полета. Соответственно увеличилась площадь предкрылков, закрылков и элеронов. На всех рулевых поверхностях были введены кинематические сервокомпенсаторы, снижающие усилия на ручку управления самолетом и педали. С целью обеспечения взаимозаменяемости закрылков они выполнялись с постоянной хордой¹⁰, что потребовало модифицирования исходного профиля крыла, которое было выполнено В.М.Лебедевым.

С целью снижения лобового сопротивления самолета при подвеске нормальной нагрузки было принято решение о тандемной подвеске ФАБ-250 с использованием двухпостовых пилонов держателей.

По предложению Н.Н.Венедиктова, поддержанному начальником отдела оперения С.В.Алексеевым, была уменьшена стреловидность киля, что позволило существенно упростить конструкцию и технологию изготовления вертикального оперения. При этом лонжероны киля стали лежать в плоскости шпангоутов фюзеляжа, а ось вращения руля направления стала вертикальной, что упростило исполнение привода управления им.

Изменение обводов фюзеляжа было проведено с учетом требования повышения технологичности изготовления его отдельных агрегатов. Н.Н. Венедиктовым было предложено верхнюю и нижнюю образующие фюзеляжа по нулевой батоксу¹¹ выполнить параллельными строительной горизонтали фюзеляжа на значительной их протяженности.

Обводы головной части фюзеляжа в плановой проекции в зоне кабины, также были образованы прямыми, параллельными плоскости симметрии. Бортовые броневые панели кабины были плоскими, кроме небольших участков с одинарной кривизной. Была упрощена геометрия обводов фюзеляжа в средней и хвостовой частях. Такое радикальное изменение обводов фюзеляжа позволило существенно упростить технологию его изготовления.

Полученные результаты продувок позволили отказаться от боковых щек перед входом в воздухозаборни-

ки, повысив тем самым технологичность их изготовления. Была несколько изменена форма входов в воздухозаборники и упрощена геометрия воздушных каналов.

Выполнение требований проходимости на грунтовых аэродромах при возросших взлетно-посадочных весах привело к переходу на колеса большего диаметра и ширины. Схема уборки основных стоек шасси при этом изменилась.

Конструктором В.Ф. Маровым, впоследствии начальником бригады, в ведении которой находилась "восьмерка" была предложена очень компактная схема, позволявшая убирать стойку с колесом 360x840 мм в отсек длиной 1600 мм. Позднее, в ходе конструктивных разработок, схема уборки передней опоры шасси была также изменена, колесо стало убираться не в носовой, а в закабинный отсек.

Были проведены некоторые мероприятия, направленных на повышение выживаемости самолета. Был введен лобовой броневлок фонаря кабины, уменьшена площадь бокового остекления. В качестве брони кабины, по рекомендации Всесоюзного научно-исследовательского института авиационных материалов (ВИАМ) – разработчика брони для самолетов Ил-2 и Ил-10, предполагалось использование бронеплит из стальных сплавов КВК-37Д (этот сплав выдерживает фугасное действие снаряда, но не "держит" осколков и пуль) и – АБО-70 (сплав обладает высокой прочностью наружного слоя и стойкостью к осколкам и пулям, но не устойчив к фугасному действию). Поэтому первоначально предусматривалось применение комбинированной брони: слой сплава АБО-70, резиновая прослойка и слой из сплава КВК-37. Все это приводило к перетяжелению конструкции и исключало возможность создания сварной кабины (при сварке проходил "отпуск" броневое материала, вдоль сварного шва и защитные свойства брони пропадали). Сборка на болтах также существенно утяжеляла конструкцию кабины, а сами болты, при попадании в них пуля или осколков, могли превратиться в так называемые "вторичные поражающие элементы" внутри кабины. Поэтому конструкторы искали другие броневые материалы.

¹⁰ Хорда – прямая, соединяющая две наиболее удаленные друг от друга точки профиля.

¹¹ Нулевой батокс – продольное сечение по оси симметрии самолета.



Н.М.Скляр
Я.И.Спектр
З.А.Иоффе
(АООТ "ОКБ Сухого")

В 1972-73 г.г. начальниками отделов фюзеляжа Кириллом Александровичем Курьянским, ведущим конструктором-технологом Авениром Александровичем Веселовым и боевой живучести Зеликом Ароновичем Иоффе были предложены несколько конструктивно-технологических решений бронирования кабины из титановых сплавов. Эти предложения были обоснованы тем, что в случае применения титановых сплавов в качестве брони, представлялась возможность создания монолитной сварной конструкции кабины при обеспечении заданных защитных свойств, при этом достигалось снижение веса конструкции за счет применения материала с большей удельной прочностью (титан в 1,7 раз легче стали).

Под руководством первого заместителя директора ВИАМ, доктора технических наук Н.М.Склярова, инженеров Е.А.Борисовой, А.В.Гриневича, С.А.Кулагина (также сотрудников ВИАМ) и технолога ОКБ А.А.Веселова, был проведен комплекс работ по разработке специального титанового сплава АБВТ-20 на основе конструкционного высокопрочного сплава ВТ-20, обладающего свойствами брони.

Для подтверждения заданной боевой живучести материала ВИАМом, ОКБ и другими институтами были проведены испытания, включая отстрелы натурных образцов кабины различными поражающими элементами. Испытания прошли успешно, и было принято решение об изготовлении брони на основе титанового сплава АБВТ-20.

Большой вклад в создание брони АБВТ-20, разработку цельносварной кабины и схемы бронирования жизненно важных систем самолета внесли работники ОКБ П.К.Лырщикова, Е.А.Киселева, В.П.Чмеренко, В.П.Платова, К.Д.Туркина, М.П.Подольяка, В.А.Соколова, В.А.Никитина и др.

Параллельно группой специалистов ОКБ МЗ "Кулон" и Научно-исследовательского института авиационной технологии и организации производства (НИАТ) под руководством начальника лаборатории вакуумной термообработки Я.И.Спектра были проведены исследования по отработке технологического процесса изготовления сварной кабины, и обеспечению теоретических обводов кабины после сварки.

Яковом Иосифовичем Спектром были предложены и разработаны теоретические основы нового технологического процесса термообработки, предусматрива-

ющего одновременное проведение термообработки и правки всей сварной конструкции кабины.

Принципиально новым решением в части повышения боевой живучести силовой установки было использование выносной объединенной коробки приводов самолетных агрегатов. Источники энергии – электрогенераторы и гидронасосы размещались на объединенной (одной на два двигателя) коробке приводов, которая размещалась в отсеке фюзеляжа между двигателями. Нижний люк и боковые поверхности нижней панели отсека выполнялись из авиационной брони КВК-37Д, спереди коробка приводов защищалась броневой стенкой расходного топливного бака. Мощность на привод коробки отбиралась от обоих двигателей с помощью верхних индивидуальных трансмиссий. Кроме повышения надежности, такое решение обеспечивало дополнительную весовую экономию – примерно 60 кг. Использование объединенной коробки приводов предполагалось на 2-м этапе самолета при применении вновь разрабатываемых перспективных двигателей.

Еще одним нововведением на самолете было применение одного расходного топливного бака с запасом топлива, достаточным для возвращения на аэродром базирования. Бак имел бронированную заднюю стенку и днище.

Над проблемами боевой живучести самолета конструкторы отдела БЖ под руководством З.А.Иоффе работали в тесном контакте со специалистами Государственного научно-исследовательского института авиационных систем (Гос НИИ АС) С.И.Базаянцем, А.Ф.Букшиным, В.В.Батиным, Л.Н.Безруковым, В.П.Никитенко и Ю.М.Томиловым, Центрального института авиационного моторостроения (ЦИАМ) С.В.Буровым, ЦАГИ Г.В.Украинцевым, В.И.Голованом, Белозерским филиалом завода "Прибор" А.А.Найда, Э.М.Соболевским, МЗ "Звезда" А.С.Клименко. Кроме того, в работах участвовали институты Министерства обороны (Академия им. А.Е.Жуковского, ЦНИИ-30, ГК НИИ ВВС, НИИ-2, НИИ-3, Институт боевого применения войсковой ПВО и ряд других, а также полигоны и испытательные базы МАП и МО).

Главным нововведением в комплексе средств повышения БЖ был отказ от применения инертного газа и переход на более надежный, хотя и менее выгодный в весовом отношении, способ обеспечения взрывобезопасности топливных баков – заполнение их крупноячеистым пенополиуретаном.

Все указанные решения определили облик самолета Су-25 второй редакции, которая не претерпела коренных изменений при создании опытного образца самолета-штурмовика. Началась полномасштабная и напряженная работа всех отделов ОКБ по разработке всего самолета в целом и каждой отдельной системы "восьмерки".

Разработкой конструктивно-силовых схем фюзеляжа занимались инженеры Л.А.Тарасевич, Ю.А.Рябышкин, впоследствии начальник отдела. Многочисленные задачи по проектированию крыла и механизации под руководством начальника отдела В.В. Никольского были выполнены конструкторами Р.Н.Емелиным, Б.А.Вахрушевым, Б.М.Рабиновичем, Э.Ш.Заксом, Т.П.Сиротиной, В.Н.Пылаевым.

Также конструкторами отдела была выполнена уникальная разработка балочного держателя БДЗ-25 (объединившая пилон и держатель). Благодаря этой разработке, наряду с существенно возросшей динамической прочностью был снижен суммарный вес комплекта держателей на самолет на 420 кг. Наибольший вклад в эту разработку внесли работники ОКБ Ю.П.Былыгин, С.Ф.Брянцев, А.И.Есаулова, В.А.Овсенко, В.Н. Вагранский, Ю.Н.Родченков, В.Н.Савушкин.

Разработка взлетно-посадочных средств самолета выполнялось в отделе шасси, возглавлявшемся высококлассным специалистом, начальником отдела А.Э.Баумгартэ при участии начальников бригад Б.М.Базилевича и В.Д.Пензина. Кинематические схемы основной и передней опор шасси были разработаны конструкторами Е.М.Диановым и В.Е.Фомушкиным.

В целях повышения боевой живучести и надежности количество потребителей гидросистемы было сокращено до минимума за счет применения кинематических схем управления створками от самих опор, обеспечивающих их закрытое положение, как в воздухе, так и на земле. Активное участие в работах принимал инженер В.Е.Тверской.

Рабочий проект шасси самолета был выполнен конструкторами горьковского завода "Гидромаш".

Требование к базированию самолета на грунтовых аэродромах с низкой прочностью грунтов привело к необходимости защиты воздухозаборников от попадания в них посторонних предметов при выбросе элементов грунта от колес опор шасси. В отделе шасси была создана группа, занимающаяся решением этой проблемы. Для отработки всех возникающих вопросов на базе самолета Су-7Б была сделана "бегающая" лаборатория. На ней было симитировано положение воздухозаборников относительно передней опоры шасси с установкой специальных "ловушек". Рулежки выполнялись с различными скоростями от малых до близких к взлетным, со скоростной съемкой спектра разлета грунтовых частиц различных консистенций. По наличию количества грязи в "ловушках" оценивалась эффективность грязезащитных щитков, устанавливаемых по оси колеса передней опоры шасси. По результатам проведенных работ впоследствии был разрабо-

тан и установлен на носовую опору самолета грязезащитный щиток.

Работы проводились на базе аэродрома в Луховицах. Руководил всеми работами связанными с выполнением скоростных рулежек бывший летчик-испытатель ОКБ В.Н.Махалин.

Значительный объем работ по этой тематике был выполнен инженерами В.В.Жаворонковым, М.В.Гончаровым, Г.М.Федоровым, Н.В.Зориной, Г.Г.Колобановой, А.Л.Астриев.

Расчет аэродинамических и динамических нагрузок, а также общий расчет самолета на прочность выполнялся в отделе прочности, возглавлявшемся начальником отдела С.В.Чилиновым, инженерами-расчетчиками: А.И.Блиновым (позднее заместителем генерального конструктора по прочности), В.З.Калининым, Н.В.Беляниным, А.Н.Соколовым, Ю.А.Кочаном под общим руководством заместителя главного конструктора Н.С.Дубинина.

Исходная принципиальная схема системы управления самолетом разрабатывалась в отделе, возглавляемом А.Г.Пажи, ведущим конструктором А.И.Сапоговым под непосредственным руководством начальника бригады В.Н.Телятникова. Наибольший вклад в разработку конструкторской документации опытных образцов самолета внесли конструкторы отдела В.В. Баранов, В.И.Воробьев, Ю.А.Моисеев, А.В.Сувилов, В.А.Халдеев. Основные заботы при последующей постройке опытных образцов и проведению летных испытаний легли на плечи Н.А.Крылова и В.А.Воронова.

Разработка системы бокового управления выполнялась в бригаде Ю.И.Шенфинкеля конструкторами А.В.Васильевым и В.Ф.Мочаловым.

Гидравлическая система, заменившая пневмосистему первозданного "Проспекта" разрабатывалась в отделе М.А.Локшина при участии начальника бригады Н.И.Ершова конструкторами Б.В.Бляхировым, Ю.М. Крайзгуром.

Разработка системы жизнеобеспечения в отделе, руководимом Ю.М.Петровым, была поручена бригаде И.А.Добролюбова. Система кондиционирования воздуха кабины летчика, в едином блоке, размещавшемся в правом воздухозаборнике, была выполнена инженером В.А.Терентьевым при участии Л.Г.Петровой. На более поздних разработках начальником бригады А.Н. Никифоровым с использованием ряда "ноу-хау" была применена более совершенная система кондиционирования.

Расчеты ее были выполнены В.В.Тюриным, а разработка схемы и ее компоновка – конструктором В.В.Гавришиным.

Разработкой системы кислородного питания занимались конструкторы Е.Д.Кремнева, Ю.П.Аксенов, В.В.Каропов. В последующих стендовых и летных испытаниях, проводившихся под руководством заместителя начальника отдела А.С.Шерра, принимали непосредственное участие А.В.Анюхин и А.М.Голубкова.

В отделе средств спасения, руководимом В.М.Засько, была разработана система аварийного покидания

самолета с помощью облегченного катапультного кресла К-36Л.

Разработкой системы аварийного покидания самолета занимались конструкторы Э.П.Богданов, А.А.Фалеев, Л.С.Голубкова, В.Е.Соколовский. В работе по наземному испытанию системы аварийного покидания во всем диапазоне скоростей на специальном стенде принимали участие Ю.Т.Степанов, В.В.Карасев, В.Н.Буряченко.

Разработку документации на фонарь кабины в бригаде А.Ю.Онго выполняли Б.Б.Нарчук, Н.С.Севастьянова, Н.С.Карпова. Разработку оригинальной системы управления и фиксации откидной части фонаря осуществила группа конструкторов В.А.Скворцов, В.Д.Ермаков, К.В.Синельщиков, В.Г.Шелманов под руководством С.С.Балаховского.

Парашютно-тормозная установка была разработана и внедрена под руководством В.П.Одинцова.

Разработка системы электроснабжения самолета выполнялась в отделе В.С.Голланда. Работы по формированию облика системы выполняли Ю.Г.Бургонский, И.И.Левко, Р.Г.Мартыросов, В.А.Фадеев, В.И.Маматов, А.А.Мосолов, С.Н.Максимов, А.В.Агеев, В.Н.Расказихин, Ю.П.Еркин.

В отделе силовой установки И.М.Закса вопросами, связанными с выбором двигателей, их установки и агрегатов занимались Ю.С.Гофман, К.С.Васильев, Ю.И. Мартынов. Система управления двигателями была разработана Ю.А.Удаловым и В.П.Малюгиным. Расчеты по выбору характеристик воздухозаборников, сопловых устройств и систем охлаждения двигателей и выдачей рекомендаций по их геометрии выполнялись З.Е.Ботвиником, Ю.А.Тихоновым, К.Е.Шейманом, Е.Н.Колачевым.

Разработка схемы топливной системы и выпуск рабочей документации выполнялись в бригаде В.М.Цыганова конструкторами Е.Р.Мирошковой, А.П.Нелюбовым.

Решением всех вопросов стендовых испытаний и последовавших позднее летных по двигателю и топливной системе занимались Э.В.Гусейнов, Ю.И.Мартынов, Е.Р.Мирошкова, А.П.Нелюбов.

Углубленная разработка концепции боевого применения самолета, облика прицельно-навигационного комплекса и его характеристик выполнялась коллективом сотрудников отдела С.И.Буяновера – Д.Н.Горбачевым, Н.Н.Каташовым, З.З.Усмановой, А.Л.Писковой, В.П.Сопиным, И.А.Мизгиревым.

Доработкой прицела АСП-17БЦ занималась группа специалистов ОКБ Н.Н.Каташов, Б.Н.Брисев, Ю.И.Купервассер, В.П.Сопин, В.В.Писков, В.В.Рапопорт, Б.И.Степанский.

На этапе выпуска рабочей документации и подготовке к летным испытаниям сотрудниками отдела контрольно-записывающей аппаратуры: начальниками бригад А.И.Дворовым и А.С.Григорьевым, конструкторами Т.С.Орловой, Т.Е.Колмыковой, И.А.Щукаревой была разработана система бортовых измерений, которая обеспечивала регистрацию всех необходимых параметров с возможностью передачи информации в

реальном масштабе и времени на наземные средства регистрации.

Значительная работа была выполнена по разработке и согласованию технической документации системы подвески вооружения на самолет грузовой лебедкой БЛ-56. Активное участие в этой работе принимали В.И.Ефанов, В.П.Гуськов, Ю.В.Тюпич.

К концу октября 1972 г. были выполнены все основные проектные и конструкторские работы и построен макет самолета ЛВСШ. Полноразмерный макет самолета, постройкой которого также руководил Н.Н.Венедиктов, выполнивший до этого со своей группой основной объем работ по компоновке самолета, представлял собой не только смотровой образец будущего штурмовика, но отражал объемную компоновку основных отсеков. Шасси макета было выполнено металлическим и позволяло транспортировать макет на собственных опорах. Были установлены макеты двигателей и объединенной коробки самолетных агрегатов, выполнены монтажно-эксплуатационные люки и, в частности, люки для осмотра лопаток первой ступени компрессоров двигателей. Был выполнен макет пушечной установки с механизмом подъема-опускания патронного ящика. В носовом, закабинном и хвостовом отсеках были установлены макеты блоков оборудования с обеспечением подходов через эксплуатационные люки. Кабина макета по конструктивному и компоновочному исполнению соответствовала облику будущего самолета. Были имитированы бронирование кабины и козырька фонаря. Для входа в кабину и выхода из нее на макете была установлена встроенная выдвижная стремянка. На каждой консоли крыла было установлено по пять пилонов-держателей с макетами подвесок, включая по одному двухпостовому для тандемной подвески авиационных бомб и по одному пусковому устройству, размещавшемуся на ближней к борту фюзеляжа точке подвески, с макетом ракеты класса "воздух-воздух".

Макетная комиссия, назначенная приказом министра авиационной промышленности П.В.Дементьевым с 12 по 15 сентября 1972 г. рассмотрела макет и материалы эскизного проекта легкого войскового самолета-штурмовика Су-25.

Одним из существенных положительных моментов проекта отмечалась более чем 40-процентная отдача по массе боевой нагрузки (в варианте максимальной взлетной массы). В заключении констатировалось выполнение всех тактико-технических требований ВВС в части летных характеристик при использовании перспективных двухконтурных бесфорсажных двигателей типа TP7-117 или P53-300.

Отмечалась также целесообразность создания варианта самолета с модифицированными серийными двигателями P9-300 "в целях ускорения создания, испытаний и начала освоения в войсках самолетов Су-25".

Кроме того, с целью снижения стоимости выполнения операции рекомендовалась проработка возможности оснащения части выпускаемых самолетов Су-25



Макет самолета ЛВСШ (Т-8). (АООТ "ОКБ Сухого")

упрощенным составом прицельно-навигационного оборудования. В основном варианте комплектования самолета прицельно-навигационным оборудованием предполагалось, в частности, использование дорогостоящей цифровой вычислительной машины и системы индикации на лобовом стекле в кабине летчика.

ПОСТРОЙКА ОПЫТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ И ИХ ИСПЫТАНИЯ

Возобновившиеся в январе 1972 г. работы были началом рабочего проектирования опытных самолетов Т8-1 и Т8-2. Решение об этом П.О.Сухой принял на свой страх и риск, поскольку в то время без соответствующего Постановления ЦК КПСС и Совета Министров Союза ССР не строился ни один летательный аппарат в стране.

В условиях жесткой плановой экономики можно было сэкономить или "прихватить про запас" лишний материал для изготовления планера, но получить без "бумаги" двигатели, прицельное, навигационное, связанное оборудование, колеса, шины, агрегаты гидросистемы, топливной системы и множество других систем самолета было невозможно, поскольку военные самолеты сверх плана не выпускались и, следовательно, не выпускались сверх плана и все составляющие их элементы.

Тем не менее, в конце 1972 г. Павел Осипович Сухой принимает решение о подготовке производства и постройке опытных самолетов в сборочном цехе МЗ "Кулон".

Проработка технической документации службами Главных специалистов производства проходила параллельно с разработкой ее отделами опытного конструкторского бюро.

Таблица 3.

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ЭСКИЗНОГО ПРОЕКТА ЛВСШ			
ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	ТТТ ВВС	ДВИГАТЕЛИ	
		Р53-300 или Р9-300	ТР7-117
Максимальная скорость полета у земли, км/ч	1000	1000	900
Практическая дальность полета у земли на скорости $v = 800$ км/ч, км	750-800	750	500
Скорость, при которой реализуется маневренная перегрузка 5.0 (при запасе топлива 80%), км/ч	500-550	550	600
Длина разбега на ГВП с прочностью грунта $\sigma = (\text{кг/см}^2)$, м	500-600 $\sigma = 5-6$	500 $\sigma = 5-6$	1100-1200 $\sigma = 6-7$
Длина пробега с тормозным парашютом на ГВП с прочностью грунта $\sigma = (\text{кг/см}^2)$, м	500-600 $\sigma = 5-6$	550 $\sigma = 5-6$	600-700 $\sigma = 6-7$

Конструктивные особенности самолета позволили провести технологическое членение планера "восьмерки", определить номенклатуру ступельной оснастки и очередности ее построения.

Разработка и выпуск технологических комплектов деталей осуществлялись службами главного технолога В.М.Павлюченка.

Кроме того, для координации всех работ по теме Т-8 проводились еженедельные совещания у начальника производства А.В.Куркова, руководителя ПДО В.В.Степанова и директора завода А.С.Зажигина.

Первым в стапели опытного завода был заложен планер самолета Т8-1. Работы по изготовлению планера самолета Т8-1 проводились под руководством начальника цеха агрегатной сборки Б.Г.Шудейко.

Когда при очередном посещении опытного конструкторского бюро возглавляемого Павлом Осиповичем Сухим министр авиационной промышленности Петр Васильевич Дементьев увидел в сборочном цехе состыкованный планер самолета-штурмовика Т-8, то он быстро оценил размерность машины, и технологическую простоту ее конструкции:

– Таких "коньков-горбунков", в случае чего, можно будет "клепать" по 10 штук в сутки – резюмировал он и добавил:

– Так ему же скоро взлетать!

П.О.Сухой ответил:

– Но для этого, Петр Васильевич, нужны двигатели, БРЭО и все другие комплектующие. Мы не намерены



В.П.Васильев
(Из архива Виталия Васильева)

заказывать нового оборудования, а хотим воспользоваться прицельно-навигационным комплексом самолета Су-17М2.

– Хорошее решение и, чтобы вы смогли получить все комплектующие, оформляйте "Решение четырех министров – МАП-МОП14 -МРП15 -МО (ВВС), а чтобы обойти отсутствие Постановления ЦК КПСС и Совмина, назовем самолет опытно-экспериментальным, – закончил министр.

Это так называемое "Решение четырех министров" увидело свет 6 мая 1974 г. и решило судьбу самолета Т-8.

О серьезности отношения руководства конструкторского бюро к теме Т-8 говорит и тот факт, что в ноябре 1973 г., когда производство первого самолета только-только начиналось, на будущий самолет Т8-1 был назначен один из опытнейших инженеров по летным испытаниям Виталий Павлович Васильев.



Обсуждение вопросов по внедрению в производство самолета Т-8 в кабинете у О.С.Самойловича
Слева направо: Начальник КБ В.С.Федотов, директор завода А.С.Зажигин
и заместитель главного конструктора О.С.Самойлович. (АООТ "ОКБ Сухого")



Эмблема ОКБ Сухого.



Самолет Т8-1. (Юрий Тепсуркаев)

Благодаря четкой и слаженной организации работ под руководством директора МЗ "Кулон" А.С.Зажигина и главного инженера Г.Т.Лебедева самолет Т8-1 был собран достаточно быстро. Немало труда в это вложили начальник производства А.В.Курков, начальник сборочного цеха Е.С.Медведев, его заместитель В.А.Кузнецов, и руководители участков сборочного цеха Д.Н.Извеков, А.И.Родин, И.П. Мордашев, В.С.Зайцев, Ф.Н. Хотчинский, С.А.Михалев и др. В мае 1974 г. в стапели, освободившиеся от самолета Т8-1, был заложен самолет Т8-0, предназначенный для прочностных статических испытаний. К концу 1974 г. сборка агрегатов планера была завершена и произведена его стыковка. Планер самолета Т8-0 был закончен к концу лета 1974 г., и передан в отдел ОКБ по испытаниям на статическую прочность под руководством А.И.Григоренко.

Полный цикл испытаний на статическую прочность Т8-0 был закончен лишь к январю 1976 г, но предварительные результаты, полученные еще в конце 1974 г., позволили получить Заключение о возможности начала летных испытаний самолета.

Первый летный экземпляр Т8-1 был закончен в производстве к концу октября 1974 г. и сразу же передан на наземные испытания.

На завершающем этапе сборки самолет начал принимать наземный экипаж во главе с механиком самолета Е.И. Кулешовым.

Особенностью технологического процесса на машиностроительном заводе "Кулон", было то, что законченные сборкой самолеты до передачи на ЛИС ОКБ проходили испытания с работающими двигателями в специальном подразделении конструкторского бюро. В разные годы оно называлось по-разному, но по сути своей, всегда было комплексом лабораторий по исследованию силовой установки. Его руководителями были начальник комплекса Константин Николаевич Матвеев и его заместитель Леонид Иосифович Заславский.

В лабораториях проходили испытания элементы, узлы и агрегаты систем силовой установки самолетов: топливной, масляной, управления двигателями, противопожарной и др. На заключительном этапе исследования проводились на полноразмерных натурных стендах.

Для самолета Су-25 были созданы натурный стенд топливной системы и стенд с работающими двигателями для полигонных исследований работы силовой установки. Параллельно, в лабораториях проводились перспективные исследования, одним из результатов которых было освоение струйной техники, что позволило именно на Т8-1, впервые в практике ОКБ, установить для перекачки топлива струйный насос собственной разработки.

Поэтому первые после сборки самолета испытания силовой установки с работающими двигателями

выполнялись именно теми специалистами, которые к этому времени отработали в лаборатории практически все ее элементы. Одновременно с силовой установкой испытывались системы, приводимые от работающего двигателя: системы электро-снабжения и кондиционирования воздуха. Отработкой этих систем руководили специалисты соответствующих подразделений опытного конструкторского бюро.

Размещение лабораторного комплекса на территории предприятия, обеспечивало, в случае необходимости, присутствие любого специалиста ОКБ или производства и оперативное выполнение доводочных работ.

Кроме того, такая организация работы позволяла дополнительно к штатной системе регистрации параметров выполнить "препарировку" исследуемых систем с выводом на наземные регистрирующие устройства необходимых параметров, что значительно увеличивало объем и качество получаемой информации.

Для наземной отработки силовой установки самолета Т8-1 в ноябре 1974 г. была создана бригада, выполнившая полный объем испытаний, по результатам которых самолет был допущен к опытной летной эксплуатации.

После отработки силовой установки и топливной системы, в ночь с 23 на 24 ноября самолет Т8-1 перевезли на летно-испытательную станцию (ЛИС) МЗ "Кулон" на территории ЛИИ МАП в г. Жуковском. Ведущим летчиком был назначен "шеф-пилот" опытного конструкторского бюро, заслуженный летчик-испытатель, Герой Советского Союза Владимир Сергеевич Ильюшин. Кроме того, на ЛИС ОКБ, для технической поддержки была направлена бригада специалистов Машиностроительного завода "Кулон" во главе с В.А.Кузнецовым.

Приказом по заводу для оперативного решения вопросов, возникающих в ходе испытаний, была образована испытательная бригада конструкторов ОКБ, поступившая в распоряжение ведущего инженера по испытаниям В.П.Васильева. В нее вошли: Н.Н.Венедиктов (отдел проектов), М.Д.Манаников, Л.А.Кайров-Василевский (аэродинамика), А.М.Рогов, В.Н.Пылаев, Ю.Н.Родченков, Ю.П.Булыгин (планер самолета), Н.А. Крыков (система управления), Ю.М. Крайзгур (гидросистема), Е.Р.Мирошкова, Э.В.Гусейнов (силовая установка), Ю.А.Тихонов (газовая динамика силовой установки), Н.Н.Ермаков, М.А.Леонов, В.Г.Савенкова, Ю.В. Христофоров, К.В.Синельщиков, Ю.Б.Иванченко, А.В. Анохин (вооружение и другие системы самолетов) и Т.С.Орлова (контрольно-записывающая аппаратура).

До конца декабря 1974 г. наземным экипажем во главе с ведущим инженером В.П.Васильевым и сотрудниками ОКБ и завода на машине производился весь комплекс работ, связанных с началом ее летных испытаний (ЛИ), таких, как тарировка устанавливаемой на самолет контрольно-записывающей аппаратуры (КЗА), наземная отработка всех систем и связанные с ней доработки, опробование и гонка двигателей

¹² МОП – Министерство оборонной промышленности

¹³ МРП – Министерство радиоэлектронной промышленности



В полете самолет Т8-1. (АООТ "ОКБ Сухого")

и т.п. Одновременно заканчивалось оформление всей документации, связанной с завершением работ на самолете и необходимостью получения разрешения на первый вылет.

Руководство ОКБ торопилось облетать самолет до конца года, но сделать это так и не удалось, облет был отложен на начало января 1975 г.

Перед первым вылетом В.С.Ильюшин выполнил несколько пробежек. На одной из них им было отмечено появление в кабине запаха масла. Осмотр и "прожаривание" системы кондиционирования ни к чему не привели.

9 января 1975 г. прошло заседание Методсовета МАП, возглавляли который начальник ЛИИ В.В. Уткин (председатель) и известные летчики-испытатели М.Л. Галлай (секретарь) и И.И.Шелест. На нем, после всестороннего рассмотрения представленных конструкторским бюро материалов, было дано разрешение на первый вылет самолета.

Датой вылета утвердили 13 января 1975 г. 11 января была выполнена скоростная рулежка с отрывом передней опоры шасси в конце разбега. После выполнения рулежки В.С.Ильюшин подтвердил наличие не только запаха, но и дыма в кабине.

Причина его появления выяснилась 13 января – в день, назначенный для первого вылета при обстоятельствах, чуть не закончившихся трагически. Поскольку ответов на возникший вопрос не было, В.П.Васильев распорядился утром 13 января "отгонять" двигатели на земле еще раз, несмотря на то, что заместитель Генерального конструктора Е.А.Иванов (в период с 1975 по 1977 г.г. – исполняющий обязанности генерального

конструктора, а с 1977 по 1983 г.г. – Генеральный конструктор МЗ им. П.О.Сухого) торопил с вылетом. По телефону В.П.Васильев и Ю.В.Ивашечкин, в то время руководитель темы Т-8, доложили, что причина дымления не установлена. Евгений Алексеевич решил взять дело в свои руки и приехал на аэродром, прихватив с собой по просьбе В.П.Васильева начальника отдела силовых установок И.М.Закса и начальника отдела систем жизнеобеспечения Ю.М.Петрова. Совещание специалистов с участием В.С.Ильюшина не смогло сформулировать сколько-нибудь правдоподобную версию происходящего на самолете, а Владимир Сергеевич, с таким нетерпением ждавший первого вылета на "восьмерке", считал, что слетать можно, так как первый полет делался "блинчиком" и длился не более получаса.

Все смотрели на В.П.Васильева, так как он был "хозяйном" самолета и только он мог принять решение – лететь или не лететь. Ведущий инженер по испытаниям отвечает за вверенный ему самолет и жизнь летчика, а даже Генеральный конструктор не может приказывать ему поднять самолет в воздух.

И Виталий Павлович, как потом, оказалось, принял единственно правильное решение. Он согласился выпустить машину в полет только после еще одной, контрольной гонки двигателей. Во время этой гонки и случилось то, что могло бы произойти в полете: на правом двигателе оборвалась лопатка турбины, пробила нижний капот, и в мотогондоле начался пожар. Технический экипаж сумел быстро его потушить, а сам самолет при этом практически не пострадал.

Т8-1 поставили на ремонт, а двигатели отправили в Уфимское моторостроительное КБ "Союз" для анализа



Взлет самолета Т8-1. (АООТ "ОКБ Сухого")

случившегося. Его специалисты быстро установили причины поломки двигателя. Оказалось, что при разработке бесфорсажной модификации двигателя стойки затурбинного кока приблизили на 50 мм к диску турбины. Это привело к возникновению повышенной вибрации лопаток, что с течением времени приводило к биению диска турбины, раскачке и разрушению опор ротора. В ненормально работающих опорах масло стало подгорать, и дым стал поступать в кабину через систему кондиционирования. Когда стойки вернули на прежнее место, все прекратилось.

В середине февраля два доработанных двигателя прибыли в Москву, и 21 февраля В.С. Ильюшин выполнил еще одну рулежку.

Вылет назначили на субботу 22 февраля 1975 г. (разрешение Методсовета МАП на первый вылет, выданное к 13 января, все еще имело силу). Самолет был тщательно подготовлен, и 22 февраля 1975 г. Владимир Сергеевич Ильюшин на первом экземпляре опытно-экспериментального самолета Т8-1 в первый раз поднялся в воздух.

Таким образом, этот день стал, днем рождения нового самолета – штурмовика Су-25, который вернул в СССР штурмовую авиацию. Недаром присутствовавший при этом событии 1-й заместитель главкома ВВС, маршал авиации А.Н.Ефимов, как горячий энтузиаст и сторонник нового самолета, провозгласил в тот день тост: "За возрождение штурмовой авиации!".

Но чтобы довести "до ума" пока еще достаточно "сырую" машину, впереди предстояло еще много работы и несколько лет испытаний и доводки нового самолета

С февраля по ноябрь 1975 г. на самолете Т8-1 был выполнен первый этап летных испытаний, задачей которого было определение основных летно-технических характеристик (ЛТХ), оценка характеристик устойчивости и управляемости самолета и проверка совместности силовой установки с ракетным и пушечным вооружением при пусках и стрельбе в полете. Весь объем полетов на этом этапе выполнял В.С.Ильюшин.

По инициативе Е.А.Иванова заводские испытания опытно-экспериментального самолета были превращены в совместные с заказчиком. Два ответственных работника Комиссии Совета Министров СССР по военно-промышленным вопросам (неофициально ВПК) – Сергей Иванович Елихин и Виктор Георгиевич Захаров (выходец с МЗ "Кулон") – поддержали идею проведения совместных испытаний опытно-экспериментальных самолетов Т-8 и много сделали для того, чтобы вышло Решение ВПК, во исполнение которого была образована Комиссия во главе с маршалом А.Н.Ефимовым, а также испытательная бригада специалистов Государственного Краснознаменного научно-испытательного института ВВС (ГК НИИ ВВС¹⁴) во главе с подполковником Анатолием Иосифовичем Марченко.

В течение первых четырех месяцев, с февраля по конец июня, на базе ЛИС в ЛИИ, выполнялись полеты на определение скоростей, километровых расходов топлива на различных режимах полета и с различными вариантами подвесок.

Особое внимание уделялось определению характеристик устойчивости и управляемости, так как на самолете Т-8, впервые после долгого перерыва в реактивной авиации, вновь обрабатывалась безбустер-



А.М. Шолош
(Из архива Аркадия Шолоша.)

ная система управления самолетом. И в этом плане, первые полеты подтвердили худшие опасения конструкторов.

При отсутствии бустеров не удалось сразу обеспечить нужный уровень усилий на ручке управления и по крену, и по тангажу. Усилия, особенно по крену, были недопустимо велики для нормального управления самолетом.

На этом же этапе испытаний после нескольких полетов с двухпостовыми тандемными пилонами-держателями решили от них отказаться, разместив на крыле восемь однопостовых пилонов-держателей для подвески оружия класса "воздух-земля".

19 марта 1975 г. на ЛИС приехал Главком ВВС Главный маршал авиации П.С.Кутахов, где ему впервые был представлен самолет Т8-1, но большого интереса к новой машине Кутахов не проявил. К концу июня основные характеристики самолета были сняты и стало ясно, что характеристики устойчивости и управляемости на всех этапах полета не вызывают опасений.

Уверенность в самолете у В.С.Ильюшина была такой, что он получил разрешение Е.А.Иванова на "выпуск"¹⁵ на Т8-1 летчика-испытателя МЗ "Кулон" Е.С. Соловьева, а затем подполковника Н.И.Михайлова – летчика ГК НИИ ВВС, бывшего в то время в командировке в Москве.

И тогда Е.А.Иванов очень четко сформулировал задачу следующего этапа испытаний: "Усилия на ручке управления большие, но на устранение этого недостатка требуется время, и мы справимся с этой задачей. А вот сделали ли мы боевой самолет, справится ли силовая установка с применением такого большого количества оружия – вот это вопрос. Нужно лететь в Ахтубинск и в летных испытаниях убедиться в совместимости оружия и силовой установки".

24 июня 1975 г. машину перегнали на полигон ГК НИИ ВВС в г. Ахтубинск, где до 22 августа производились пуски НАР, стрельба из встроеной (ВПУ-22) и подвесных (СППУ-22) пушечных установок, и определялась степень устойчивости работы силовой установки при применении различных видов оружия.

Программа этих полетов была составлена таким образом, что, постепенно увеличивая количество подвешенного вооружения и приближаясь от полета к полету к воздухозаборникам (первоначально пуски проводились с концевых точек подвески, наиболее удаленных от воздухозаборников, и постепенно переходили к корневым, наиболее близким к ним), нужно было в конечном счете выполнить залповые пуски основных типов неуправляемых реактивных снарядов: С-5 калибра 57 мм (256 шт.), С-8 – 80 мм (160 шт.), С-24 – 240 мм (8 шт.) и С-25 – 340 мм (8 шт.).



Самолет Т8-1. (АООТ "ОКБ П.О. Сухого")

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТОВ Т8-1, Т8-2

Таблица 4

ЭКИПАЖ	
Экипаж, чел	1
РАЗМЕРЫ	
Длина самолета со штангой ПВД, м	15,06
Размах крыла, м	12,047
Площадь базового крыла, м ²	28,32
Площадь закрылков, м ²	4,44
Площадь предкрылков, м ²	2,31
Площадь элеронов, м ²	1,41
Площадь тормозных щитков, м ²	1,2
Площадь горизонтального оперения, м ²	6,47
Площадь руля высоты, м ²	1,88
Площадь вертикального оперения, м ²	4,3
Площадь руля направления, м ²	0,96
Удлинение крыла	5,12
Сужение крыла	2,66
Стреловидность крыла по передней кромке, градусов	20
Высота самолета на стоянке, м	4,47
База шасси на стоянке, м	3,99
Колея шасси, м	2,5
Смещение передней опоры влево относительно оси симметрии самолета, м	0,21
ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	
Максимальная скорость полета, км/ч	950
Максимальная высота полета, м	7000
Максимальная высота боевого применения, м	5000
Дальность полета с нормальной боевой нагрузкой, без ПТБ, км:	
- у земли;	450
- на высоте.	750
Дальность полета с нормальной боевой нагрузкой, с четырьмя ПТБ-800, км:	
- у земли;	750
- на высоте.	1150
Нагрузка на крыло при, кг/м ² ш:	
- нормальной взлетной массе;	515
- максимальной взлетной массе.	621
Максимальная эксплуатационная перегрузка:	
- с нормальной боевой нагрузкой;	6,5
- с максимальной боевой нагрузкой.	5,2
ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА	
Тип и количество установленных двигателей	2хР9-300
Бесфорсажная взлетная тяга, кгс	2х2700
Тяговооруженность при максимальной взлетной массе	0,31
ВЕСОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	
Максимальная взлетная масса, кг	16600
Нормальная взлетная масса, кг	13850
Масса пустого самолета, кг	9185
Запас топлива во внутренних топливных баках, кг	2750
Нормальная масса боевой нагрузки, кг	1400
Максимальная масса боевой нагрузки, кг	4400
ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	
Посадочная скорость, км/ч	210
Длина разбега, м:	
- бетонная ВПП	550
- грунтовая ВПП	600
Длина пробега, м:	
- бетонная ВПП, с парашютом	400
- бетонная ВПП, без парашюта	600

В этих испытаниях было установлено, что двигатели устойчиво работают при пусках всех типов перечисленных ракет, за исключением крупнокалиберных С-24 и С-25, расположенных на ближних к воздухозаборникам точках подвески. При пуске они провоцировали "заброс" температуры на двигателях, что выводило их из строя. Поэтому пуски ракет С-25 были временно прекращены.

При отработке системы предупреждения помпажа на самолете в процессе пусков НАР было необходимо подобрать оптимальную задержку клапана сброса, время его работы, а также увеличить глубину сброса топлива для получения максимальных запасов устойчивости компрессора. Полностью же преодолеть эту проблему смогли уже на самолете Т8-2Д с двигателем Р95Ш.

Другой проблемой, выявленной в ходе этих испытаний, был помпаж двигателей Р9-300, произошедший в одном из полетов при одновременной стрельбе из пушечных установок одной ВПУ-22 и четырех СППУ-22. В.С.Ильюшин, пилотирующий самолет, не сразу обнаружил помпаж обоих двигателей, по причине которого температура газов за турбиной достигала 1000 °С в течение 10 секунд, что существенно превышало ее допустимое значение. После остановки двигателей, запуска и выхода на рабочий режим летчик посадил самолет. Испытания были временно остановлены до проведения мероприятий по снижению воздействия пушечных газов на двигатели. Для устранения этого дефекта прямо на месте были срочно доработаны локализаторы пушки ГШ-23, но полностью ликвидировать данное явление не удалось. Для предупреждения помпажа до решения проблемы для самолета были введены ограничения при стрельбе из пушки.

Кроме того, в этих полетах В.С.Ильюшин оценивал поведение самолета во время боевого применения, и отметил слабое затухание колебаний в путевом канале, что повышало сложность управления самолетом при прицеливании и влияло на точность стрельбы.

Во время этих испытаний В.С.Ильюшин выпустил на Т8-1 "своего" летчика-испытателя А.Н.Исакова и еще трех летчиков ГК НИИ ВВС Н.И.Стогова, А.Д.Иванова и А.А.Иванова (перешедшего в 1979 г. на испытательную работу на МЗ им. П.О.Сухого).

В 1975 г. в помощь руководителю темы Ю.В.Ивашечкину был назначен ведущим конструктором темы Т-8 Ю.В.Боровиков. На его долю выпал большой объем организаторской работы в ОКБ и на производстве по обеспечению доработок самолетов Т8-2Д и Т8-Д и

¹⁴ 4 января 1963 г. Государственный Краснознаменный научно-исследовательский институт ВВС (ГК НИИ ВВС), с января 1967 г. ГК НИИ ВВС им. В.П.Чкалова, с 1970 г. Ордена Ленина Государственный Краснознаменный научно-исследовательский институт ВВС им. В.П.Чкалова (Ордена Ленина ГК НИИ ВВС им. В.П.Чкалова), с 18 декабря 1990 г. и по настоящее время, Государственный летно-исследовательский центр МО РФ им. В.П.Чкалова (ГЛИЦ МО РФ им. В.П. Чкалова).

¹⁵ "выпуск" – самостоятельный полет на новом самолете.

составлению мероприятий по устранению замечаний макетной комиссии и реализации этих мероприятий

24 сентября 1975 г. в ЛИИ самолет Су-25, который пилотировал В.С.Ильюшин, был показан Главкому сухопутных войск И.Г.Павловскому. Вот что рассказывает об этом О.С.Самойлович: "Епосле посадки он (В.С. Ильюшин) подрулил прямо к Главкому и, чем совершенно очаровал Павловского, эффектно развернувшись, остановился. Вылез из кабины и четко доложил: "Задание выполнил, претензий к матчасти нет". Дальнейшее обсуждение происходило возле самолета. Павловский, интересовался летными данными и возможностями самолета. "А что, если я спрячусь за дерево?" – спросил, а за одно и изобразил Павловский. "Конец вам, товарищ генерал армии" – ответил Ильюшин".

К концу ноября программа совместных испытаний была закончена. В целом самолет подтверждал расчетные показатели, за исключением практической дальности полета и несколько превышающей заданную по ТТТ длину разбега при базировании на грунтовых ВПП. Как недостаток отмечалось также отсутствие на самолете тормозных щитков и превышение нормативов по времени подготовки самолета к вылету. Окончание работ было оформлено соответствующим Актом, в котором наряду с указанием достигнутого уровня характеристик и недостатков, выявленных в ходе ЛИ, отмечалось: "Самолет Су-25... обладает широкими возможностями при действии по наземным и воздушным целям в тактической и ближней оперативной глубине обороны противника за счет многообразия способов применения в сочетании с простотой их реализации.

...По технике пилотирования самолет прост и доступен для освоения курсантами выпускных курсов училищ ВВС.

...Боевые возможности самолета Су-25 могут быть доведены до заданных ТТТ за счет установки на самолет двигателей с меньшими удельными расходами топлива и с тягой по 3500 – 4000 кг каждый".

В этом направлении и были в последующем развернуты работы в конструкторском бюро.

На самолете Т8-1 по окончании первого этапа испытаний с 19 ноября 1975 г. было решено провести короткую программу испытаний по базированию на грунтовых взлетно-посадочных полосах (ГВП) в зимних условиях на авиабазе (АБ) "Третьяково" в Луховицах. Полеты выполнял Заслуженный летчик-испытатель СССР, Александр Николаевич Исаков.

26 января 1976 г. работы в Луховицах были завершены и была подтверждена возможность взлета и посадки самолета на полосе с высотой снежного покрова до 25 см.

В КБ к этому времени на выходе был уже второй летный экземпляр самолета – Т8-2. Этот самолет был доработан по сравнению с Т8-1: на мотогондолах двигателей были установлены тормозные щитки¹⁶, изменена конструкция откидной части фонаря и установлено модернизированное облегченное катапультное



Олег Сергеевич Самойлович рассказывает о достоинствах штурмовика Т-8 И.Г. Павловскому
 Слева направо: О.С.Самойлович, И.Г.Павловский, М.К.Дубинский. (АООТ "ОКБ Сухого")



Момент беседы генерала армии И.Г.Павловского и летчика-испытателя ОКБ В.С.Ильюшина
 (АООТ "ОКБ Сухого")



Самолет Т8-2 в сборочном цехе МЗ "Кулон". (АООТ "ОКБ Сухого")

кресло К-36Л. Самолет Т8-2 получил также сварную титановую кабину.

Ведущим инженером по испытаниям самолета был назначен Аркадий Михайлович Шолош. Наземный экипаж возглавил механик самолета И.М. Старостин.

Сборка второго экспериментального самолета была закончена в сентябре 1975 г., но он находился в сборочном цехе МЗ "Кулон" практически до конца ноября. Задержка была связана с тем, что в этот период самолет демонстрировался руководству Министерства обороны.

В ноябре 1975 г. Т8-2 был показан министру обороны СССР Маршалу Советского Союза А.А. Гречко, главнокомандующему ВВС П.С. Кутахову и 1-му заместителю министра авиационной промышленности В.А. Казакову. Кроме того, на показ приехал весь генералитет Министерства обороны во главе с Главкомом Вооруженными силами Варшавского Договора генералом армии В.Г. Куликовым.

Показ предусматривал подвеску одного из вариантов вооружения непосредственно на самолете, все остальное выкладывалось на полу сборочного цеха МЗ "Кулон".

Исполняющий обязанности Генерального конструктора Е.А. Иванов рассказал о самолете Су-25 и о его возможностях, а также о дальнейшем развитии

машины при поступлении находящихся в разработке новых систем оборудования и вооружения.

На этом же показе был впервые поднят вопрос, сможет ли Су-25 поразить новый американский танк М1А1 "Abrams"?. Ответ на этот вопрос дал Е.А. Иванов: "Еможет, но вероятность этого очень малаЕ".

Фактически, возникла необходимость создания нового штурмового комплекса. Для этого было нужно создавать новую высокоточную прицельную систему и управляемую ракету с возможностью пробить 700-1000 мм броню современных западных танков.

После обсуждения вопроса было решено привлечь к решению проблемы МАП и МОП. Так "зародился" комплекс Су-25Т с оптико-электронной прицельной системой (ОЭПС) "Шквал" и сверхзвуковыми противотанковыми ракетами "Вихрь".

26 декабря 1975 г. В.С. Ильюшин выполнил первый полет на самолете Т8-2.

В первом квартале 1976 г. на самолете Т8-2 была выполнена программа ЛИ по оценке прочности крыла, проверке мероприятий по повышению эффективности поперечного управления, испытанию различных вариантов носка элеронов и оценке эффективности тормозных щитков.

В результате проведенных летных испытаний были найдены оптимальные варианты формы носка и величины осевой компенсации элеронов, а вариант размещения тормозных щитков на мотогондолах двигателей признан нецелесообразным по двум основным причинам: при выпуске в полете, они создавали пики-

¹⁶ До этого времени, на самолете Т8-1, тормозные щитки не устанавливались.



В.С.Ильюшин.
А.Н.Исаков.
Ю.А.Егоров.
Н.Ф.Садовников.



А.А.Иванов.
Е.С.Соловьев.
О.Г.Цой.
Е.Г.Ревунов.



Е.В.Липилин.
В.А.Кречетов.
И.В.Вотинцев.
В.Г.Пугачев.



С.Н.Мельников.
Е.И.Фролов.
В.Ю.Аверьянов.
И.Е.Соловьев.

Летчики-испытатели участвовавшие в испытаниях самолета Су-25 и его модификаций.
(АООТ "ОКБ Сухого")



Самолет Т8-2Д. (АООТ "ОКБ Сухого")

рующий момент, а на гоночной площадке при выпуске "садились" на швартовочные тросы, что затрудняло их наземную отработку.

Летом 1976 г. к испытаниям самолета Т8-2 приступили летчики-испытатели МЗ "Кулон": Е.С.Соловьев, А.Н.Исаков, В.А.Кречетов и чуть позже Ю.А.Егоров. В сентябре 1976 г. самолет перегнали на полигон в г. Ахтубинск и провели на нем короткую программу ЛИ по оценке характеристик боевого применения при пуске НАР и устойчивости двигателей к пускам ракет. В Ахтубинске, впервые, к испытаниям приступили летчики ГК НИИ ВВС.

А на экспериментальном самолете Т8-1 в течение всего 1976 г. продолжались технические доработки по устранению недостатков, выявленных в ходе летно-конструкторских испытаний (ЛКИ) в 1975 г. Так, после окончания в январе испытаний по базированию на ГВПП, в начале февраля самолет был оборудован контейнерами с тормозными щитками (ТЩ) на концах крыла. При этом предусматривалась возможность раздельного их выпуска для проверки возможности бокового смещения самолета без изменения направления полета по курсу (непосредственное управление боковой силой). Их эффективность была проверена в полетах с 9 февраля по 5 марта 1976 г. и признана удовлетворительной при использовании в качестве ТЩ (рекомендованы к установке на самолет), но неприемлемой как средство бокового смещения из-за малых (порядка 0,6) перегрузок. Кроме того, как было выяснено у авиационных медиков, поперечные перегрузки свыше 0,75 недопустимы, т.к. приводят к временному расст-

ройству внимания и ориентации в пространстве летчика из-за неприспособленности к таким видам перегрузок человеческого вестибулярного аппарата.

Перед установкой тормозных щитков на нынешнее место, т.е. на гондолы на крыле, Центральным аэродинамическим институтом была проведена большая работа по определению местоположения щитков. Работы по этой тематике в ЦАГИ проводились Г.И.Луковым.

С 27 января по 5 марта 1976 г. на самолете Т8-1 проводились ЛИ по определению ЛТХ с подвесными топливными баками (ПТБ) различной формы, в том числе, с т.н. "каплевидными" – ПТБ-960, установка которых, как предполагалось, позволит избежать сильного смещения вперед фокуса самолета, наблюдавшегося при установке четырех стандартных ПТБ-800.

Проблему улучшения характеристик управляемости в путевом канале (уменьшение боковых колебаний) удалось решить путем оборудования самолета демпфером рыскания, для чего пришлось изменить конструкцию руля направления: его уменьшили по площади с 0,99 до 0,792 м², обрезав сверху примерно на 1/3 высоты, при этом верхняя часть, площадью 0,189 м², стала теперь использоваться в качестве демпфера рыскания с приводом от исполнительного агрегата РМ-130, установленного в киле. Эффективности оставшегося руля направления было достаточно для парирования момента рыскания при остановке одного из двигателей.

В том же 1976 г., с целью устранения тряски в продольном канале на некоторых режимах полета, в ЛИ на Т8-1 отработывалась оптимальная форма носка стабилизатора.

С 5 октября по 22 октября 1976 г. в ГК НИИ ВВС проводились испытания по стрельбам из подвесной пушечной установки СППУ-22 и блоков НАР С-8 – Б-Н7 в заднюю полусферу¹⁷.

25 октября 1976 г. после выполнения 172 полетов самолет Т8-1 был перебазирован на территорию ЛИС МЗ "Кулон", где предполагалось начать его переоборудование в – Т8-1Д с двигателем Р95Ш.

На "горизонте" возникал вопрос серийного производства штурмовика. А, как известно, судьба самолета у нас в стране во многом зависела от позиции серийного завода и, если серийный завод был заинтересован в производстве этого самолета, то самолет получал "путевку в жизнь".

Завод в Комсомольске-на-Амуре был загружен. Новосибирский и Иркутский авиазаводы были также полностью загружены выпуском других машин и не могли приступить к выпуску самолета Су-25. Улан-Удэнский завод выпускал вертолеты и самолеты Ан-24/-26, а на ММЗ "Знамя Труда"¹⁸ шло производство многоцелевых истребителей МиГ-23.

На МЗ им. П.О.Сухого приезжал главный инженер авиационного завода в Кумертау, но после небольшого количества контактов этот завод отказался от производства штурмовика.

Штурмовик был предложен для производства Смоленскому авиационному заводу. И на Машиностроительный завод "Кулон" несколько раз приезжал директор Смоленского авиазавода Л.А.Серых. В результате этих встреч Л.А.Серых выразил интерес в производстве штурмовика, но по прошествии некоторого времени изменил свое решение, поскольку получил более выгодный с его точки зрения заказ на производство ракет Х-55 КБ И.С.Селезнева.

ОКБ оказалось в затруднительном положении. И серийное производство Су-25 оказалось под угрозой.

Оставался только авиационный завод им. Г.К.Дмитрова в г. Тбилиси. Он производил учебно-боевые самолеты МиГ-21У, изготовление которых на нем постепенно уменьшалось, да и выпускались в основном экспортные модификации. Естественно перед заводом возник вопрос о дальнейшем развитии. Но пойдет ли он на производство самолетов Су-25, предполагать было трудно. К тому же, как посмотрит завод на смену КБ...

В это время в Москву приехал главный инженер Тбилисского авиационного завода Г.Н.Пивоваров. В министерстве его принял Заместитель начальника 1-го Главного управления МАП В.П.Бабак. Он предложил организовать производство самолета Су-25 в Тбилиси.

Вот как об этом рассказывает сам Владимир Петрович: "На Тбилисском авиазаводе, заканчивалось производство самолетов МиГ-21У, и Пивоваров приехал в Москву "разведать обстановку" о новых работах. Я принял Пивоварова и спрашиваю его:



Кабина самолета Т8-2Д. (Алексей Михеев)

– Какие у вас перспективы, Григорий Натанович, что будете делать дальше?

– Да вот, хотим МиГ-23 делать, а может Су-24.

– Ну, что для вашего завода МиГ-23, когда его 30-й завод делает. Будете у него в подмастерьях ходить, крылья или еще чего делать. Вот есть для вас новый самолет у "суховцев" – Су-25, он для вашего завода в самый раз подойдет: и новое производство и новые технологии, и сам по себе серьезный самолет.

– Это же не нашего профиля самолет, а тем более не "микояновский"!

– Ну и что такого, познакомьтесь с новым для вас КБ, будет широта взглядов. Хотите, устрою встречу с Генеральным конструктором Евгением Алексеевичем Ивановым, он вам покажет самолет.

– Ну, хорошо, давай.

Я звоню Иванову и говорю:

– Евгений Алексеевич, тут приехал главный инженер Тбилисского авиационного завода и хочет посмотреть на ваш самолет Су-25.

Иванов говорит:

– Ну, ладно, привози.

Я поворачиваюсь к Пивоварову и говорю:

– Григорий Натанович, Евгений Алексеевич очень рад будет с вами встретиться.

Привожу я Пивоварова, а Иванов "перья распустил", в цеху показывает и рассказывает о машине, в общем, как положено, рассказал все главному инженеру, а в конце добавил: "мы вам поможем с внедрением".

Григорий Натанович отошел в сторону и, подозревая меня, говорит:

¹⁷ Блок Б-Н7 был модифицирован для стрельбы в заднюю полусферу из Б-8М.

¹⁸ ММЗ "Знамя Труда" или Авиа завод №30 – ныне Производственный центр им. П.А. Воронина, входящий в ФГУП "РСК "МиГ".

– Самолет-то хороший, но ты пойми, мне же неудобно, это же чужая фирма, да и что на это скажет директор завода Яков Романович Хведелиани.

После этой встречи Пивоваров уехал в Тбилиси, а я позвонил директору завода Хведелиани:

– Яков Романович, когда вы будете в Москве?

– Недельки через две.

– А то есть предложение поставить на ваш завод новый самолет Су-25.

– Нет, Су-25 я ставить не буду.

– Ну, хорошо, как вернется Григорий Натанович, спросите у него, понравился ему самолет или нет.

Вскоре в Москву приехал директор завода Я.Р. Хведелиани, и мы с ним встретились:

– Владимир Петрович, отвези меня в КБ Сухого, но только так, чтобы меня никто не видел.

Я звоню Иванову и говорю:

– Евгений Алексеевич, грузины отбоя не дают, хотят этот самолет. Хведелиани хочет с вами встретиться.

Он мне говорит:

– Ну, ты даешь Бабака. Давай вези его сюда!

Мы приехали с Хведелиани в КБ Сухого, и после знакомства с машиной он сказал, что пришлет своего молодого опытного заместителя главного инженера Пантико Шалвовича Тордию".

Пробыв в ОКБ больше недели и изучив новую машину, П.Ш.Тордия "загорелся" созданием этого самолета и убедил директора завода в необходимости запуска его в серию на Тбилисском авиазаводе. И главная заслуга в этом принадлежит именно ему, поскольку П.Ш.Тордия приложил огромные усилия, чтобы запустить самолет в серию на их заводе. А через полгода Г.Н.Пивоваров ушел на пенсию и на его должность был назначен П.Ш.Тордия.

Теперь оставалось только получить разрешение Министерства авиапромышленности. Но решение о запуске в серийное производство Су-25 на Тбилисском авиазаводе долго не принималось вследствие предвзятого отношения министерских чиновников к дозвуковому штурмовику.

И тогда руководство Тбилисского завода попросило КБ организовать рекламу самолету Су-25, чтобы показать его высшему руководству Грузинской республики на уровне первого секретаря ЦК компартии Грузии Э.А. Шеварднадзе, председателя Совмина и председателя Верховного Совета. Генеральный конструктор Евгений Алексеевич Иванов принял решение на свой страх и риск показать в Тбилиси самолет Т8-2 без разрешения руководства МАП.

4 июня 1976 г. самолет был продемонстрирован высшему руководству Грузии. Этот показ произвел ожидаемый положительный эффект и во многом повлиял на дальнейшую судьбу самолета Су-25. Пилотировал Т8-2 шеф-пилот МЗ "Кулон" В.С. Ильюшин.

Демонстрация самолета в г. Тбилиси совпала по времени с обращением Первого секретаря ЦК ПОРП Эдварда Герика к Генеральному секретарю ЦК КПСС Л.И.Брежневу с просьбой о передаче лицензии на про-

изводство самолета Су-25 на авиазаводах ПНР¹⁹. Эта просьба обосновывалась слабой нагрузкой авиазаводов Польши, построенных при участии СССР.

Здесь уместно упомянуть, что в 1975 г. от Румынии уже поступало предложение о принятии на вооружение всех стран Варшавского договора разработанного совместно с Югославией штурмовика "Galeb". Но Генеральный штаб это предложение не принял.

Оба этих события повлияли на принятие в очень короткие сроки (всего три дня) Приказа МАП об организации серийного производства Су-25 на Тбилисском авиационном заводе имени Г.К. Димитрова.

Самым большим событием 1976 г. стал выход в свет Постановления ЦК КПСС и Совета Министров Союза ССР от 29 июня № 519-177 о полномасштабной разработке Су-25 и организации его серийного производства на Тбилисском авиационном заводе им. Г.К. Димитрова.

Наконец-то создатели Су-25 и сам самолет "вышли из подполья", и самолет официально получил гражданство.

В Постановлении предписывалось Министерству обороны (ВВС) в I-м квартале 1977 г. выдать МЗ им. П.О.Сухого ТТТ на самолет, а ОКБ должно было предъявить самолет на государственные испытания во 2-м квартале 1978 г. Закончить Государственные совместные испытания (ГСИ) предписывалось в 4-м квартале 1980 г. Постановление также обязывало Тбилисский авиазавод построить два первых самолета в 1978 г.

Тактико-технические требования к самолету Т-8 были утверждены 9 марта 1977 г.

К этому времени обстановка складывалась следующим образом: с одной стороны было ясно, что с первоначально установленными на Т-8 двигателями Р9-300, серийный выпуск которых к этому времени был полностью прекращен, обеспечить требуемый уровень ЛТХ самолета (и это было отмечено в рекомендациях акта совместных испытаний) не удастся. С другой стороны, работы по созданию двигателя нового поколения в требуемом классе тяги 3500–4000 кгс находились, как уже говорилось выше, лишь в начальной стадии разработки.

Первоначально рассматривалась возможность форсирования двигателя Р9-300. В соответствии с согласованными в 1976 г. ТЗ на форсированный вариант двигателя, получившего индекс "изделие 39Ф", требуемая тяга которого – 3800 кгс обеспечивалась на режиме "полный форсаж". В полете на высотах до 5 км предусматривалось применение режима "частичный форсаж".

Рассмотрение на МЗ им. П.О.Сухого характеристик "изделия 39Ф", рассчитанных в УМКБ "Союз", показало, что этот двигатель не сможет в полной мере обеспечить выполнение всех требований подготовленного проекта ТТТ на самолет.

¹⁹ Штурмовик планировалось производить в г. Мелец (ПНР) под обозначением Су-25Л (Л – "лицензионный") в измененной комплектации для стран Варшавского договора.

Все работы по двигателю Р9-300 и его модификации по указанию МАП были прекращены.

Поэтому, летом 1976 г. в ОКБ, с одобрения МАП было принято компромиссное решение об установке на самолет бесфорсажного варианта двигателя Р13-300²⁰, уже долгое время серийно производимого и широко эксплуатировавшегося на самолетах типа МиГ-21 и Су-15. "Хозяином" его было то же УМКБ "Союз".

Упрашивать Главного конструктора С.А.Гаврилова не пришлось – он, сразу же дал согласие на проведение этой модификации, и под индексом Р95Ш она вошла в Постановление ЦК КПСС и Правительства.

Во второй половине 1976 г. в КБ было проведено рабочее проектирование по доработке обеих опытных машин под новые двигатели. Первоначально новую силовую установку решено было отработать на самолете Т8-2.

Для ускорения выхода на испытания самолета с новыми двигателями решено было свести доработки к минимуму, поэтому переделке подвергли лишь воздухозаборники мотогондолы, а также системы силовой установки.

Кроме этого, тормозные щитки разместили в контейнерах на концах крыла, подобно тому, как ранее это было отработано на самолете Т8-1. Полностью же весь комплекс доработок по приведению машины к варианту компоновки для серийного производства решено было провести позднее, на самолете Т8-1.

Первым на испытания после доработок вышел экспериментальный самолет Т8-2, получивший теперь обозначение Т8-2Д (индекс "Д" – означал "двигатель", то есть экспериментальная машина получила новый двигатель Р95Ш).

В ноябре 1976 г. его перевезли на ЛИС, а 7 декабря 1976 г. В.С. Ильюшин облетал самолет после доработок. С января 1977 г. на нем началось выполнение длительной программы ЛКИ, основной целью которых было снятие ЛТХ с новыми двигателями. Но первые полеты в декабре 1976 г. принесли новые заботы. В обоих полетах 7 и 17 декабря В.С.Ильюшин неизменно отмечал, что на самолете существует тряска в хвостовой части и самолет "ходит" за ручкой управления двигателем (РУД), то есть при даче ручки газа вперед (на увеличение тяги) самолет начинал кабрировать²¹. Всего этого не было раньше ни на Т8-1, ни на Т8-2.

Ряд наземных экспериментов привел к выводу, что струя газов от двигателя Р95Ш, имеющего в 1,5 раза большую взлетную тягу, касается нижней поверхности стабилизатора, а вектор тяги двигателя проходит в нескольких сантиметрах ниже центра тяжести самолета.

Это и приводило к тем явлениям, о которых докладывал Владимир Сергеевич после полетов.

Двигателистов попросили "сломать" сопло и отклонить его ось вниз на 2°. Это уже отодвигало струю от стабилизатора, и вектор тяги стал проходить через центр тяжести самолета. Но для большей гарантии самолетчики изменили угол поперечного "V" горизонтального оперения (ГО).

До февраля 1977 г. ГО имело поперечное "V" = - 5°, то есть концы оперения были опущены вниз. Поскольку ГО было конструктивно выполнено неразъемным и имело симметричный профиль, его развернули на 180 градусов вокруг продольной оси самолета и поперечное "V" стало +5°.

После этих доработок, которые были выполнены в феврале 1977 г., тряска и "хождение за РУДом" исчезли.

Как уже говорилось выше, в 1976 г. руководство ПНР обратилось к Л.И. Брежневу с просьбой о лицензионном производстве Су-25 в Польше. 29 марта 1977 г. состоялся первый однодневный визит польских представителей промышленности и военных. На аэродроме Кубинка был продемонстрирован самолет Т8-2Д на земле и в воздухе. Поляки заинтересовались самолетом и были довольны тем, что на нем стоит модификация двигателя Р13-300, т.к. их завод в Жешуве, построенный с помощью СССР, был ориентирован именно на этот двигатель. Но следующая польская делегация появилась в Москве только в конце 1978 г.

До 1977 г. проблема больших усилий на ручке управления в продольном и, особенно, в поперечном канале (элероны) так и не была решена. Увеличенная до возможных пределов осевая компенсация элеронов, вариации различных форм носков и кинематические сервокомпенсаторы не дали желаемых результатов.

В начале 1977 г. в СССР были доставлены из Вьетнама самолеты F-5 и А-37 в летном состоянии. После исследований, проведенных в ГК НИИ ВВС, они в апреле месяце были переданы для изучения на МЗ им. П.О.Сухого. Оказалось, что на элеронах А-37 были установлены пружинные сервокомпенсаторы, только роль пружин выполняли очень компактные торсионные (работающие на скручивание) механизмы.

Было принято решение воспользоваться опытом американцев и, не покушаясь на авторские права фирмы "Cessna", конструкторы Машиностроительного завода им.П.О.Сухого спроектировали оригинальные торсионные механизмы для сервокомпенсаторов самолета Т-8.

С введением сервокомпенсаторов было решено увеличить и эффективность элеронов, поскольку угловая скорость вращения самолета относительно оси $X(\omega_x)$ была недостаточной и требовалось довести ее до значения 1 рад/с.

Было принято решение увеличить площадь крыла за счет увеличения размаха и продления передней и задней кромок, увеличивая тем самым размах и площадь элеронов. Кроме того, на участке элеронов (три концевые секции предкрылков) по передней кромке

²⁰ В дальнейшем ОКБ было предложено перейти на двигатели РД-33, но воздухозаборники, каналы и мотогондолы не были рассчитаны на такие двигатели, поэтому требовалась серьезная переделка центральной части фюзеляжа, воздухозаборников и мотогондол, а это была бы уже новая машина.

²¹ Кабрировать – (от французского cabrer – поднять на дыбы, вздыбиться) вращение самолета вокруг центра масс - противоположность пикированию.



Момент беседы П.С.Кутахова с В.С.Ильюшиным. Слева направо: О.С.Самойлович, М.К.Дубинский, Е.А.Иванов, П.С.Кутахов, В.С.Ильюшин. (АООТ "ОКБ Сухого")



Приезд Главкома ВВС П.С.Кутахова

Справа налево: Н.Г.Зырин, О.С.Самойлович, В.С.Ильюшин, В.А.Казakov, Н.Г.Шишков, П.С.Кутахов, Е.А.Иванов, А.С.Зажигин, И.С.Силаев, Е.С.Фельснер, Г.Т.Лебедев (Из архива Олега Самойловича)



Момент посадки Т8-1Д. На законцовках крыльев уже установлены гондолы тормозных щитков (односекционные). (АООТ "ОКБ Сухого")

был введен "зуб", который с одной стороны повысил эффективность элеронов и, с другой стороны, повысил M критическое²² в концевых сечениях крыла.

Летом 1977 г. пружинные сервокомпенсаторы на элеронах и рулях высоты были испытаны в полете на Т8-2Д. Усилия на ручке стали в пределах допустимых в обоих каналах управления.

В разработке мероприятий по устранению этих недостатков участвовали специалисты М.А.Хесин, И.В.Орлов, Л.А.Кайров-Василевский, Т.П.Стремедловская и О.Г.Калибачук.

В ОКБ к этому времени был завершен выпуск рабочей документации по доработке Т8-1 в Т8-1Д и для серии, и в конце года ее комплект был передан на серийный авиазавод им. Г.М.Димитрова в г. Тбилиси, где с начала года шла подготовка к серийному выпуску самолета.

В начале 1977 г. были закончены госиспытания новой титановой брони АБВТ-20, и в ОКБ с учетом этих работ с 11 по 24 мая 1977 г. была проведена защита эскизного проекта и макетная комиссия ВВС по доработанному проекту самолета Су-25 с двигателями Р95Ш, цельнобронированной сварной кабиной и встроенной пушечной установкой ВПУ-17А с двухствольной 30-мм пушкой ГШ-30 (АО-17А). В качестве макета был представлен "живой" самолет Т8-2Д.

Комплект рабочей документации по Т8-1Д для серийного производства был доработан с учетом замечаний макетной комиссии, и было решено аналогичные доработки выполнить на самолете Т8-1.

²² M критическое (число Маха), при котором на поверхности крыла появляются участки со сверхзвуковым обтеканием.

Для подготовки производства кабины из сплава АБВТ-20 на МЗ "Кулон" была освоена сварка листовых конструкций из титана больших и малых толщин. Особые требования к условиям проведения сварки титана потребовали создания на заводе специализированного участка сварки, оснащенного специальным оборудованием: электронно-лучевой установкой ЭЛУ-15Б, термовакuumной установкой УВН-1600, машинами точечной, роликовой и контактной сварки, сварными стендами, устройством защиты сварного шва инертным газом и сборочными стапелями.

Во время работы над отработкой технологии сварки титановых сплавов на МЗ им. П.О.Сухого сложился высококвалифицированный коллектив сварщиков во главе с доктором технических наук В.В.Редчицем.

К моменту получения чертежей кабины от конструкторов, сварщики проработали и выдали техническое задание конструкторскому отделу главного технолога (руководитель заместителя главного технолога В.И.Генчиков), на проектирование сборочно-сварной оснастки и механическому цеху (начальник П.В.Ляхов), на поставку деталей кабины.

Кроме того, на заводе был создан участок термообработки листовых титановых деталей, работу по которому вели главный металлург предприятия И.А.Вакс и его заместитель В.И.Докин

Однако, доработки на самолете Т8-1 несколько затянулись, т.к. включали теперь полную переделку носовой части фюзеляжа (НЧФ) с установкой титановой цельнобронированной сварной кабины, встроенной стрелялки и отсека под 30-ти мм пушку ГШ-30, распо-

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА Т8-1Д	
ЭКИПАЖ	
Экипаж, чел	1
РАЗМЕРЫ	
Длина самолета со штангой ПВД, м	15,06
Размах крыла с контейнерами тормозных щитков, м	14,36
Площадь базового крыла, м ²	30,1
Площадь закрылков, м ²	4,44
Площадь предкрылков, м ²	2,6
Площадь элеронов, м ²	1,51
Площадь тормозных щитков, м ²	1,2
Площадь горизонтального оперения, м ²	6,47
Площадь руля высоты, м ²	1,88
Площадь вертикального оперения, м ²	4,65
Площадь руля направления, м ²	0,75
Удлинение крыла	6
Сужение крыла	3,38
Угол стреловидности крыла по передней кромке, °С	20
Высота самолета на стоянке, м	4,8
База шасси на стоянке, м	3,95
Колея шасси, м	2,5
Смещение передней опоры влево относительно оси симметрии самолета, м	0,21
ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	
Максимальная скорость полета, км/ч	1000
Максимальная высота полета, м	7000
Максимальная высота боевого применения, м	5000
Радиус действия, км	210
Практическая дальность полета у земли, без ПТБ, на скорости 750 - 780 км/ч, км	480
Нагрузка на крыло при максимальной взлетной массе, кг/м ²	460
Максимальная эксплуатационная перегрузка с нормальной боевой нагрузкой	+6 - -3
ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА	
Тип и количество установленных двигателей	2 x P 95Ш
Бесфорсажная взлетная тяга, кгс	2x4100
Тяговооруженность при максимальной взлетной массе	0,49
ВЕСОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	
Максимальная взлетная масса, кг	17600
Нормальная взлетная масса, кг	14600
Масса пустого самолета, кг	9315
Запас топлива во внутренних топливных баках, кг	2750
Нормальная масса боевой нагрузки, кг	1400
Максимальная масса боевой нагрузки, кг	4400
ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	
Посадочная скорость, км/ч	210
Длина разбега, м:	
- бетонная ВПП	500
- грунтовая ВПП	550
Длина пробега, м:	
- бетонная ВПП	400
- грунтовая ВПП	600

ложенного с левой стороны НЧФ, установку двигателей Р95Ш и соответствующую доработку воздухозаборников и мотогондол, доработку консолей крыла, с увеличением размаха, а позднее – и доработку хвостовой части фюзеляжа (ХЧФ) с изменением внешних обводов под блоки выброса ИК-ловушек и дипольных отражателей и также установку БРЭО нового состава и доработку почти всех систем самолета.

Все эти работы на опытном заводе совпали с запуском в производство самолета Т-10 (Су-27) и предприятие работало в пиковом режиме. Работы по доработке машины Т8-1 сильно затягивались и работникам МЗ им. П.О.Сухого приходилось работать в авральном режиме и днем, и ночью.

Для ускорения доработок опытной машины много сделали начальники цехов машиностроительного завода им. П.О.Сухого А.М.Токарев, В.П.Поляков, П.В.Ляхов, В.В.Шишкин, А.А.Баранов, В.М.Воробьев, В.В.Кошкин, Ф.Л.Глушанок, Е.С.Медведев, а также коллективы рабочих и инженерно-технических работников предприятия.

В 1977 г. на самолете Т8-2Д были продолжены испытания по улучшению характеристик устойчивости и управляемости самолета. В частности, для снижения усилий на ручке управления в поперечном канале под руководством начальника бригады Ю.И.Шенфинкеля, конструкторами А.В.Васильевым, В.Ф.Мочановым была разработана и опробована в ходе ЛИИ система бокового управления – СБУ-8²³, выполнялись также другие доводочные полеты.

Для самолетов Т8-1Д и Т8-2Д на МЗ им. П.О.Сухого была разработана система управления оружием (СУО). В создании СУО для этих самолетов принимали участие А.Э.Штайншнайдер, Н.Н.Ермаков. СУО было выполнено в виде двух моноблоков, в которых размещались элементы управления вооружением. Для последующих самолетов Су-25 СУО разрабатывалось в Курском ОКБ "Авиаавтоматика".

Выполнение ТТЗ заказчика обусловило необходимость внедрения на самолете новых видов оборудования. Этим занимался отдел радио – и приборного оборудования под руководством начальника отдела Ю.А.Орехова.

Впервые в практике отдела была поставлена задача обеспечения радиосвязи между самолетом и авианаводчиками из состава Сухопутных войск.

С этой целью Московским НИИ Радиосвязи под руководством главного конструктора Л.М.Лабутина была создана радиостанция "Эвкалипт-М24", предназначенная для установки на вертолет Ми-24. Разработка образца этой радиостанции, пригодного для применения на самолете, шла при непосредственном участии

²³ Система бокового управления СБУ-8 обеспечивает демпфирование коротко периодических колебаний рыскания. Разработана по техническому заданию МЗ им. П.О.Сухого. Разработка СБУ-8 проводилась в МНПК "Авионика" в отделе, начальником которого был В.С.Денисьев. Основную работу по разработке СБУ-8 проводил ведущий инженер Л.М.Розин, разработкой конструкции системы занимался Г.Б.Гассель.

начальника бригады радиосвязного и радионавигационного оборудования Л.А.Каменецкого. При этом потребовалась разработка самолетного варианта антенны и связанных с нею антенно-согласующего устройства и фазового датчика. Оработка антенны и антенных блоков на макете хвостовой части фюзеляжа и на самолете велась разработчиками радиостанции совместно с бригадой РСЧСО и радиолобораторией отдела ОКБ под руководством ее начальника О.Б.Хрустовского. Радиостанция была внедрена в серийное производство под индексом Р-828. Бригадой РСРНО была выполнена большая работа по установке на самолете командной радиостанции Р-862 самолетного ответчика СО-69, радионавигационных устройств, антенно-фидерной системы и устройств, по обеспечению их взаимодействия и электромагнитной совместимости.

В 1977 г. на Западе появились первые материалы об испытаниях в СССР нового типа самолета, позднее идентифицированного как штурмовик Су-25. Средствами спутниковой разведки США было обнаружено наличие на аэродроме Раменское (ЛИИ им. М.М.Громова, г. Жуковский) нового самолета, которому было присвоено кодовое обозначение "RAM-J".

В октябре 1977 г. самолет участвовал в наземном показе авиатехники, устроенном на авиабазе (АБ) Кубинка. А к ноябрю 1977 г. этап заводских летных испытаний на самолете Т8-2Д был завершен. В дальнейшем, в течение 1978-80 г.г. экспериментальный самолет Т8-2Д достаточно интенсивно использовался при проведении летных испытаний по отдельным программам для отработки систем управления и силовой установки, а также по исследованию устойчивости работы и предотвращению заглохания и помпажа двигателей Р95Ш при пусках неуправляемых авиационных ракет большого калибра.

В ноябре 1977 г. в честь 60-й годовщины Советской власти в Москве на Ходынском поле под маскировочными сетями была устроена выставка новейших образцов военной техники для командующих округами, родами войск и флотами. На ней был представлен макет самолета Су-25 (ЛВСШ).

Чуть позже, зимой 1977 г. в ОКБ приехал Главком ВВС Главный маршал авиации Павел Степанович Кутахов, для ознакомления с разработками конструкторского бюро, на этой же встрече был выставлен самолет Су-25.

29 июня 1978 г., самолет Су-25 был показан в Кубинке военной делегации ПНР во главе с министром обороны Польши маршалом Войцехом Ярузельским. В этом показе летчик-испытатель Е.С.Соловьев продемонстрировал отличные маневренные характеристики Су-25. Весь полет проходил на высоте 50 метров и все время самолет находился в поле зрения присутствующих, что не могло не сказаться на их положительном впечатлении о штурмовике.

После демонстрационных полетов, В.Ярузельский наградил Евгения Степановича за высокое мастерст-



Самолет Т8-4 с характерной эмблемой Тбилисского авиазавода "витязя в тигровой шкуре". (АООТ "ОКБ Сухого")



Доклад летчика-испытателя А.А.Иванова после перелета самолета Т8-4 на ЛИС МЗ им. П.О.Сухого (г. Жуковский).
(Из архива Владимира Соловьёва)

во, проявленное при пилотировании штурмовика, высшим знаком отличия летчиков Польской Народной Республики – Серебряным Орлом.

В конце 1978 г. в "Авиазагранпоставку" для ознакомления с самолетом Су-25 прибыла представительная делегация ПНР во главе с министром промышленности Польши, который на прощальном банкете у министра авиационной промышленности В.А.Казакова заявил, что в 1985 г., в годовщину образования Польской Народной Республики над Варшавой пролетит эскадрилья самолетов-штурмовиков Су-25 польского производства. Но осуществлению этого плана помешали изменения политической ситуации в Польше.

В апреле 1978 г. были полностью закончены доработки на самолете Т8-1Д, и 26 апреля он был официально предъявлен заказчику для проведения этапа "А" Государственных совместных испытаний²⁴. 21 июня 1978 г. В.С.Ильюшин произвел облет машины, после чего, начиная с конца июня, на нем началось выполнение программы госиспытаний. Ведущим инженером по испытаниям Су-25 от ГК НИИ ВВС был назначен подполковник О.Н.Мухин.

Основной объем работ на этом этапе был посвящен определению ЛТХ, характеристик устойчивости и управляемости самолета. Полеты выполняли летчики-испытатели ОКБ – В.С.Ильюшин, А.Н.Исаков, Н.Ф.Садовников, а от ГК НИИ ВВС – А.А.Иванов, В.В.Соловьев, В.Н.Музыка, О.Г.Цой²⁵ и В.П.Селиванов.



В.А.Соловьев.
(Из архива Владимира Соловьева)

В начале июля 1978 г. оба самолета были перебазированы на авиабазу "Чкаловская", где вместе с другими новыми образцами авиатехники (Су-27, МиГ-29) должны были быть показаны высшему руководству страны во главе с Л.И. Брежневым (Т8-1Д – на земле, а Т8-2Д – в полете, пилотируемый летчиком – Е.С.Соловьевым). Было выполнено несколько тренировочных полетов, но сам показ так и не состоялся, так как Л.И. Брежнев "убыл на отдых".

На 1-м этапе ГСИ фронт работ на первых порах сильно сужало наличие лишь одной летной машины – Т8-1Д. Изначально предполагалось, что уже в 1978 г. к ЛИ будут подключены еще 2 самолета из головной партии предсерийных машин производства Тбилисского авиазавода. Но работы там велись с большим отставанием от графика, и эти две первые предсерийные машины сумели подключить к ГСИ лишь в 1979 г.



Самолет Т8-5. (АООТ "ОКБ Сухого")

Самолет Т8-2Д использовался при проведении госиспытаний только в качестве лаборатории для отработки отдельных систем.

В рамках 1-го этапа государственных испытаний 1978 г. в ЛИИ им. М.М.Громова и на летной базе ОКБ при МЗ им. П.О.Сухого (на территории ЛИИ) был проведен комплекс летно-доводочных испытаний силовой установки самолета. В частности проводились испытания для обеспечения надежного запуска двигателей Р95Ш в эксплуатационной области высот и скоростей, установленных для запуска. Помимо оценки надежности традиционного запуска двигателей с режима авторотации проводилась отработка ускоренного запуска двигателей Р95Ш, рекомендованного специалистами ЛИИ.

Большой объем работ был проведен для изучения газодинамической устойчивости работы двигателей Р95Ш в компоновке силовой установки самолета. Исследования проводились как в заявленной области высот и скоростей полета так и при выполнении эволюций.

В дальнейшем были проведены исследования характеристик воздухозаборника штурмовика, которые показали, что влияние углов атаки и скольжения самолета на характеристики воздухозаборника незначительно. Кроме того, было установлено, что поле давлений на входе в двигатели Р95Ш во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета практически одинаковы.

В ходе испытаний самолета Т8-2Д было выявлено, что при залповых пусках неуправляемых ракет С-8В и С-25 не обеспечивалась устойчивая работа двигателей на максимальном режиме на высотах 3000-5000 м при малых скоростях полета. Для преодоления возникшей проблемы двигатели самолета были оборудованы системой предупреждения помпажа со сбросом расхода топлива.

1-й этап госиспытаний был официально завершён 30 мая 1980 г. В акте по итогам испытаний было отмечено: "Самолет и системы работоспособны и обеспечивают определение технических, летных и боевых характеристик. Объем определения основных летно-технических и боевых характеристик, выполненный на этапе "А", достаточен для предъявления самолета на этап "Б" ГСИ". Как достоинство Су-25, по сравнению с существующими типами самолетов, отмечались мероприятия по повышению боевой живучести, а среди серьезных недостатков была отмечена неэффективность системы СБУ-8 в плане улучшения поперечной управляемости.

В 1979 г. директором Тбилисского авиационного завода стал П.Ш.Тордия. В это же время на заводе им. Г.К.Димитрова МЗ им. П.О.Сухого "высадили" большой

²⁴ Государственные совместные испытания состоят из двух этапов: "А" – когда проверяются характеристики самолета и всех его систем и когда вся испытательная работа проводится в основном силами ОКБ; "Б" – на котором проводятся те же испытания, но силами ГК НИИ ВВС и летчики института дают самолету свою оценку.

²⁵ О.Г.Цой – в то время летчик-испытатель ГК НИИ ВВС. В 1984 г. Олег Григорьевич перешел на работу на МЗ им. П.О.Сухого.

"десант" различных специалистов, и началась подготовка завода к серийному производству. Командовал всем этим "десантом" заместитель главного конструктора по серийному производству В.В.Никольский.

А для оперативного решения всех производственных вопросов на заводе был организован филиал ОКБ П.О.Сухого во главе с Л.Н.Пинаевым. Кроме того, частыми "гостями" на Тбилисском авиазаводе были директор МЗ им. П.О.Сухого А.С.Зажигин и главный инженер Г.Т.Лебедев. В Москве, в ОКБ в помощь В.В.Никольскому был назначен ведущий конструктор В.Я.Игнатов.

Две первые предсерийные машины были изготовлены в Тбилиси в 1979 г. Облет первой из них Т8-3 совершил 18 июня летчик-испытатель ОКБ Ю.А.Егоров, а второй Т8-4 – 19 сентября – В.С.Ильюшин.

Самолет Т8-3 получился с большими отклонениями от технологии производства, а второй – Т8-4 оказался очень удачным и стал эталоном по аэродинамике на ГСИ.

По случаю приемки Т8-3 П.Ш.Тордия устроил банкет, и как рассказывал О.С.Самойлович: "Тордия Е лично произнес 22 тоста. Ответные тосты мы произнести были уже не в состоянии".

Полномасштабное серийное производство самолета было развернуто в следующем, 1980 г., а обе первые машины, после выполнения на них программы заводских приемо-сдаточных испытаний, были перебазированы своим ходом на ЛИС ОКБ в г. Жуковском и после соответствующих доработок и оснащения КЗА подключены к госиспытаниям: первая – Т8-3 (ведущий инженер Аркадий Михайлович Шолош), начиная с августа, а вторая – Т8-4 (ведущий инженер Владимир Александрович Соловьев), с декабря 1979 г.

Заводской этап испытаний самолета Т8-4 был проведен В.С.Ильюшиным, благодаря которому были выявлены и устранены недостатки в системе управления самолета.

Совместные испытания самолета Т8-4 с летчиками ГК НИИ ВВС были проведены в г. Ахтубинск и Луховицах. К заводской бригаде испытателей подключились военные испытатели во главе с ведущим инженером по летным испытаниям О.Н.Мухиным.

На заводских самолетах уже было установлено серийное бортовое радиоэлектронное оборудование, в том числе система управления оружием 8П Курского ОКБ "Авиаавтоматика"²⁶, лазерный дальномер-целеуказатель "Клен-ПС" Уральского оптикомеханического завода²⁷, автоматический стрелковый прицел АСП-17БЦ-8 Киевского завода "Арсенал", станция предупреждения о радиолокационном облучении СПО-15 Омского "Центрального конструкторского бюро автоматики"²⁸, указатель углов атаки УУАП-72 Ульяновского КБП²⁹, радиовысотомер РВ-5М Каменск-Уральского ОКБ "Деталь" и др.

В 1980 г. на Тбилисском авиазаводе были готовы еще два самолета: Т8-5 и Т8-6, которые также должны были быть подключены к программе летных испытаний.

Поскольку объем работы по "восьмерке" постоянно возрастал, как на машиностроительном заводе им. П.О.Сухого и так и на Тбилисском авиазаводе, то 15 фе-

вляя 1980 г. Юрий Викторович Ивашечкин был назначен Исполняющим обязанности главного конструктора темы Т-8.

ПРОГРАММА ИСПЫТАНИЙ "РОМБ"

В конце выполнения программы этапа "А" ГСИ, в марте 1980 г, по личному указанию министра обороны СССР, Маршала Советского Союза Дмитрия Федоровича Устинова, было решено провести специальные испытания Су-25 в так называемых "особых условиях", под чем понимались испытания самолета в условиях ведения боевых действий в Афганистане. Приняв это решение, Дмитрий Федорович сказал: "Испытывать самолеты надо в реальных боевых условиях!". Эти испытания были проведены в период с апреля по июнь 1980 г, формально в рамках ГСИ.

Во исполнение указаний Министра обороны СССР была издана директива Генерального штаба (ГШ) МО СССР от 29 марта 1980 г. Она определяла основные цели и задачи, условия базирования и деятельности будущего воинского подразделения, которое было поручено сформировать ВВС. При этом предлагалось провести специальные испытания опытной авиационной техники в условиях ведения боевых действий, отработать основные способы авиационной поддержки сухопутных войск в горах, а также экспериментально проверить возможность создания аэромобильных войск на базе использования СВВП Як-38М.

В дальнейшем в Главном Штабе ВВС и в Министерстве авиационной промышленности состоялось несколько совещаний, которые определили состав исполнителей и программу дальнейших работ.

На состоявшемся в Министерстве авиапромышленности в начале апреля 1980 г. совещании было принято решение направить два самолета Су-25 для оценки их боевых возможностей в условиях ДРА.

На этом же совещании Главком ВВС П.С.Кутахов пообещал засчитать программу полетов самолетов в Афганистане в счет работ по этапу "Б" Государственных испытаний. Со слов О.С.Самойловича, опасавшегося за выполнение сроков завершения госиспытаний,

П.С.Кутахов успокоил его фразой: "Ты давай выполняй указание члена Политбюро и Секретаря ЦК, а что касается Государственных испытаний, то я тебе за Афганистан зачту не только этап "Б", но и "В", "Г", "Д" и все что захочешь". Ответственным за испытания штурмовика Су-25 в Афганистане от МАП стал заместитель министра М.П.Симонов.

Была сформирована команда, в состав которой входило около 60 специалистов МЗ им. П.О.Сухого и МЗ "Скорость"³⁰, примерно столько же специалистов и военнослужащих от ГК НИИ ВВС и два специалиста от Гос НИИ ЭРАТ ВВС и создана отдельная эскадрилья из самолетов Т8-1Д, Т8-3 и шести Як-38М. Руководителем этой группы был назначен генерал-майор В.В. Алферов (заместитель начальника ГК НИИ ВВС).

Его заместителями были назначены: по летной работе от ГК НИИ ВВС – полковник Е.С.Коваленко, от МЗ им. П.О.Сухого – Д.И.Смирнов, по боевому применению от ГК НИИ ВВС – полковник В.М.Басов, по политчасти от ЦБЛ и ПЛС ВВС – подполковник А.Г.Коробец, заместителем по испытаниям самолета Су-25 – и.о. главного конструктора МЗ им. П.О.Сухого Ю.В.Ивашечкин, заместителем по испытаниям самолета Як-38М – заместитель главного конструктора МЗ "Скорость" – В.Н.Павлов. Начальником экспедиции МЗ им. П.О.Сухого был назначен начальник филиала ЛИК в г. Ахтубинске – А.П.Кихтенко.

Командиром отдельной опытной авиаэскадрильи был назначен подполковник В.В.Васенков из ГК НИИ ВВС. Наземные экипажи самолетов возглавляли ведущие инженеры по испытаниям Т8-1Д и Т8-3 В.П.Васильев и В.Л.Зайцев и механики самолетов Е.И.Кулешов и А.И.Дорофеев.

В группу анализа летных испытаний вошли ведущие специалисты ОКБ М.Д.Манаников (аэродинамика), Б.Н.Брисев и А.В.Сазонов (прицельный комплекс), А.П.Романюк и К.И.Козлов (системы управления вооружением). Оценка эксплуатационных характеристик самолетов Су-25 и Як-38М и особенностей их технического обслуживания была выполнена специалистами Гос НИИ ЭРАТ ВВС подполковником Л.А.Арнаутовым и подполковником В.И.Гладько

Специалистов технических служб возглавил инженер по эксплуатации ЛИК В.Д.Шадрин, а группу ремонта техники начальник цеха И.И.Плугатырев. Всего в группу "Ромб" вошло 43 специалиста ОКБ, ЛИК и опытного производства МЗ им. П.О.Сухого. Кроме того, в команду "суховцев" вошли два инженера с киевского завода "Арсенал" – В.Л.Иванюк и Е.И.Кмитюк и инженер киевского КБКП Т.М.Клименко. Испытательный бригадой ГК НИИ ВВС руководил подполковник О.Н.Мухин. В нее вошли такие известные ведущие инженеры научно-исследовательского института ВВС, как В.В.Ершов, В.В.Купцов, А.И.Ложкин, Г.А.Новак, И.С.Полгородник и др.

Поскольку испытания "в особых условиях" должны были проходить в рамках ГСИ, были выделены по два

²⁶ Аппаратура управления оружием 8П создавалась на базе изобретений, родившихся в стенах ОКБ "Авиаавтоматика". Их авторами являются В.В.Тарасов, Н.К.Сидоренко, С.П.Лисов, В.М.Киселев, А.М.Михайличенко, А.П.Романюк, В.М.Корчагин и др.

²⁷ Лазерная станция "Клен-ПС" производится с 1977 г. Главным конструктором изделия был М.П.Хориков. Среди разработчиков были работники предприятия: И.П.Белозерцев, Б.С.Блинчиков, И.И.Ганкин, В.В.Голубев, О.Н.Левчик, И.Я.Шмуленсон.

²⁸ В 1969 г. было согласовано ТЗ на станцию СПО-15, а в 1970 г. – защищен эскизный проект. В 1980 г. станция СПО-15 была размещена на самолете Су-25. Разработкой руководили В.А.Малыхин, Г.Л.Шишков, В.Н.Олькин. Активное участие в работе принимали А.В.Девтерев, Л.И.Аэров, Г.Ф.Кузнецов, Г.М.Самойлов, В.В.Огорелов, Г.В.Коробейников, Л.Н.Паклин, В.В.Галактионов и другие. (Прим. автора)

²⁹ Техническое задание на УУАП-72 было выдано Ульяновскому КБП в июне 1971 г. Главным конструктором системы УУАП-72 является В.П.Пахомов. (Прим. автора)

³⁰ ОКБ, руководимое А.С. Яковлевым. (Прим. редактора)

летчика от МЗ им. П.О.Сухого и ГК НИИ ВВС: А.А.Иванов и Н.Ф.Садовников от "промышленности" и В.В.Соловьев и В.Н.Музыка от военных.

У "яковлевцев" самолеты Як-38М пилотировали летчики-испытатели: В.В.Васенков – от ГК НИИ ВВС, Ю.И.Митиков – от МАП, Ю.Н.Козлов, Е.М.Алифанов, В.Г.Панасенко, А.П.Кривуля – от авиации ВМФ.

Программа испытаний получила кодовое наименование "Ромб". До 16 апреля 1980 г. шла подготовка техники и снаряжения на базе Государственного Краснознаменного научно-испытательного института ВВС. В самолетах Т8-1Д и Т8-3 был заложен пенополиуретан в баки, заменена система госопознавания и снято лишнее контрольно-записывающее оборудование, выполнены необходимые регламентные работы. Большая часть группы и снаряжение были перебазированы без промежуточной посадки из Ахтубинска на аэродром Шинданд (ДРА) 16 апреля 1980 г.

Самолеты Т8-1Д (летчик А.А.Иванов) и Т8-3 (летчик В.В.Соловьев) с небольшой группой сопровождения и наземным оборудованием на самолете Ан-12 должны были перелететь в Шинданд своим ходом по маршруту

Ахтубинск-Красноводск-Мары-Шинданд. 16 апреля в районе Каспия была нелетная погода, поэтому перелет состоялся 17-18 апреля (с ночевкой на авиабазе Мары).

Еще в Москве была подготовлена "Программа испытаний", предусматривавшая выполнение 57 зачетных полетов по проверке боевого применения и работоспособности бортового оборудования в условиях горной местности и высоких дневных температур. Однако руководство ВВС и МАП предупредило участников операции "Ромб", что при необходимости опытные самолеты могут привлекаться для выполнения боевых полетов по вызову командира дивизии, базировавшейся в Шинданде.

Выполнение "Программы" началось с ознакомительных полетов в окрестностях Шинданда. Первые впечатления летчиков от кратковременных полетов в горах были самыми положительными. Однако по мере нарастания темпа летной работы, когда приходилось вылетать несколько раз в день в разное время – утром, днем, вечером – летчики поняли, что полеты в горах не такое простое дело. Тот же самый участок местности в зависимости от положения солнца менялся до неузна-



Участники операции "Ромб". Слева направо стоят: А.П.Романюк – начальник бригады систем управления вооружением ОКБ, Н.Ф.Садовников – летчик-испытатель МЗ им. П.О.Сухого, В.Н.Музыка – летчик-испытатель ГК НИИ ВВС, А.В.Сазонов – инженер-конструктор отдела эффективности ОКБ, А.А.Иванов – летчик-испытатель МЗ им. П.О.Сухого, Б.Н.Брисев – ведущий конструктор отдела эффективности ОКБ, Е.И.Кулешов – механик самолета Т8-1, В.П.Васильев – ведущий инженер по испытаниям самолета Т8-1, Ю.В.Ивашечкин – и.о. главного конструктора, зам. Командира группы "Ромб" по испытаниям самолета Су-25, А.П.Кихтенко – начальник экспедиции МЗ им. П.О. Сухого, М.Д.Манаников – ведущий конструктор отдела аэродинамики ОКБ, Т.М.Клименко – инженер КБКП (г. Киев), В.Л.Иванюк – инженер завода "Арсенал" (г. Киев), В.П.Голубев – инженер-электрик (группа ТО самолетов Су-25).

Стоят на колена слева направо: Н.Н.Ярошенко – помощник ведущего инженера по испытаниям Т8-1, К.И.Козлов – ведущий конструктор бригады прицельного оборудования ОКБ, Е.И.Кмитюк – инженер завода "Арсенал" (г. Киев). (Юрий Ивашечкин)

ваемости, что с непривычки затрудняло ориентацию. Снижение тонуса у летчиков быстро заметил Дмитрий Иванович Смирнов, бывший во время Отечественной войны летчиком-истребителем и инструктором в летных училищах, который помог пилотам укрепить уверенность в себе.

У кого-то даже родилась идея вызвать в Шинданд В.С.Ильюшина, зная его опыт полетов на Северном Кавказе под Моздоком при испытаниях системы огнивания рельефа местности на самолете Су-24.

Д.И.Смирнов был категорически против этого, считая, что летчики должны сами преодолеть свою неуверенность. Заместитель Генерального конструктора Е.И.Иванов не согласился с идеей командирования В.С.Ильюшина в Шинданд по другой причине: "Если, не дай бог, его собьют, и он попадет в плен, то во всем мире поднимется свистопляска: попал в плен Герой Советского Союза, генерал-майор авиации В.С.Ильюшин, сын знаменитого Генерального конструктора С.В.Ильюшина". Дмитрий Иванович оказался прав: через два-три летних дня летчики обрели былую уверенность и стали готовы выполнять любое задание.

Летчики приступили к выполнению программы испытаний, но здесь не было, как на полигонах, соответствующего "креста", по которому обычно пилоты отрабатывают стрельбу и бомбометание. И первое время приходилось работать по каменным целям, веря на слово оценкам летчиков. Позднее, в девяти километрах от аэродрома была обнаружена площадка с кругом и крестом, выложенными камнями. С благословения



Вручение почетной грамоты летчику В.В.Соловьеву в честь первого боевого вылета Т-8 в ДРА. (Владимир Алферов)



Разбор полетов в капонире Т-8. В центре В.В.Васенков, В.В.Алферов, В.В.Соловьев. (Владимир Алферов)

командира дивизии она была превращена в полигон группы "Ромб", где и проводилось бомбометание и стрельба НАРами и из пушек, и имелась возможность контроля результатов.

На второй неделе пребывания группы в Демократической республике Афганистан самолеты Су-25 стали привлекаться для участия в боевых действиях. В это время на аэродроме Шинданд находилась эскадрилья самолетов Су-17 Кзыл-Арватского полка под командованием подполковника В.М. Горбенко, которые прикрывали Су-25 во время их участия в боевых вылетах.

Первоначально это были разведывательные полеты, с применением оружия по движущимся группам моджахедов с оружием.

В испытательных полетах оценивались и маневренные характеристики самолета. При запуске в серию были проведены мероприятия по облегчению некоторых агрегатов планера. Поскольку статические испытания облегченного самолета еще не были завершены, первая серийная машина Т8-3 имела ограничение по максимальной эксплуатационной перегрузке, равное 5.

Для единообразия на Т8-1Д установили то же ограничение. В одном из полетов с четырьмя ФАБ-250М62 А.А.Иванов выполнил ряд фигур высшего пилотажа, в том числе и "мертвую петлю". Высота выхода из "петли", как и ожидалось, была выше высоты ввода. Это очень воодушевило летчиков.

Но испытательная бригада ГК НИИ ВВС решила поставить задачу посложнее: провести имитацию атаки целей, расположенных у подножья, на склоне и на вершине горы. При этом атака должна проходить "в лоб", то есть перпендикулярно поверхности склона. Разность высот от подножья до вершины должна была быть не менее 500-600 м. Во время атаки механизация крыла должна быть выпущена в "маневренное" положение.

Такое задание не вызвало восторга у испытательной бригады ОКБ и летчиков, но после тщательного анализа и разработки методики полетов "от вершины – к подножью" задание было выполнено всеми четырьмя летчиками. Как потом докладывал летный состав, и показали расшифровки контрольно-записывающей аппаратуры (КЗА) хорошие несущие возможности крыла и повышенная тяговооруженность, несмотря на ограничение по перегрузке, позволяли обнаружить, распознать цель и выполнить атаку сходу, где бы эта цель ни находилась на склоне горы.

Летчики говорили, что во время выхода из атаки "самолет сам выносит себя вверх вдоль склона". Эта "тренировка" очень укрепила у летчиков веру в маневренные возможности самолета.

В канун 9 мая 5-я мотострелковая дивизия проводила большую операцию против моджахедов под городом Фарах, которая получила впоследствии название Фарахской. Пехота наткнулась на укрепленный район в горном ущелье, созданный, как предполагали, еще во времена Мухаммада Дауда³¹. Подход к нему был заминирован (на минах подорвалось две БМП) и пехоту встретил сильный огонь противника. А на каждом из-

ломе дна ущелья находились ДОТы. Были вызваны самолеты Су-25. Штурмовики действовали под прикрытием самолетов Су-17, при этом Су-17 становились в круг и барражировали вокруг района, а Су-25 атаковали. Самолеты заходили с вершины горы и ныряли в ущелье, в тыл врагу. Огонь корректировали с земли и с вертолетов. Работали по укрепленному району три дня, совершая по 3-4 вылета в день на пару летчиков (всего восемь вылетов в день), используя фугасные и бетонобойные брмбы и НАРы. После такой обработки ущелья пехота взяла укрепленный район без потерь.

Кроме Фарахской операции самолеты Су-25 привлекались для других боевых действий, но менее масштабных по сравнению с ней. Так, в одном из вылетов было уничтожено два замаскированных в глиняных дувалах "трофейных" танка, в другом случае были уничтожены машины моджахедов. Летчики также совершали "свободную охоту" на караваны с оружием и точечные цели.

Одновременно с Су-25 в операции "Ромб" участвовали и самолеты вертикального взлета и посадки (ВВП) Як-38М. У них была своя программа летных испытаний, но, судя по результатам, полученным в ходе эксплуатации самолетов Як-38М в высокогорных условиях и при высокой температуре, они оказались мало пригодными к выполнению реальных боевых действий.

Вертикальный взлет, да еще с боевой нагрузкой, они осуществить не могли, поэтому решено было проверить их со взлетом "по самолетному", то есть с разбегом.

Длина полосы аэродрома Шинданд составляла 2300 метров, а высота над уровнем моря – 1140 м, и Су-25 с четырьмя тоннами бомб взлетал с середины полосы, а "Яки", взлетая после 250–400 метров разбега с боевой нагрузкой до 1000 кг, были вынуждены для разгона идти на высоте 15–50 м с очень малым градиентом набора высоты 5–7 км. Был случай, когда самолет для сохранения минимального набора высоты был вынужден сбросить за обрезаем взлетной полосы две неуправляемые авиационные ракеты С-24. Специалистам-вооруженцам ГК НИИ ВВС пришлось ехать разряжать их. В одном из полетов после отделения самолета от ВПП отказала система переключки сопла двигателя из взлетного положения в маршевое. Разгон самолета прекратился и Як-38М с высоты 10-15 м упал на взлетную полосу. Летчик полковник Ю.Н.Козлов, к счастью, остался жив. После этого случая программу испытаний самолета вертикального взлета и посадки Як-38М было решено прекратить.

Штурмовики Су-25³² прекрасно зарекомендовали себя в сложных условиях Афганистана и очень понравились сухопутным войскам. При этом "гребешки", показали прекрасные боевые качества, а также подтвердили свои высокие летно-технические характеристики, несмотря на высокогорные условия и высокую температуру воздуха.

³¹ Мухаммад Дауд – принц, премьер-министр, министр обороны Республики Афганистан с 1973 по 1978 гг.

³² Прозвище самолета Су-25, полученное во время операции "Ромб".

Например, при выполнении одной из операций группа Су-25 и Су-17 должна была преодолеть высокий горный массив. Самолеты Су-25 в этих тяжелых условиях почти вертикально перелетели через гору, а Су-17 вынуждены были уйти в обход горы. Другой пример – при взлете с большой боевой нагрузкой двух самолетов Су-25 ведомый решил перестроиться слева направо (В.Н.Музыка). В результате, самолет попал в спутную струю, и его выбросило из нее с большим креном, высота при этом была 50 метров. Благодаря умелым действиям летчика, а также хорошим аэродинамическим характеристикам самолета, летного происшествия не произошло, и самолеты продолжили выполнение задания.

Операции "Ромб" уделяли внимание высокопоставленные представители Министерства обороны. В мае Шинданд посетили Заместитель Главкома ВВС маршал авиации А.П.Силантьев, Заместитель Министра обороны генерал-полковник В.М.Шабанов и маршалы С.Ф.Ахромеев и С.Л.Соколов.

Каждое посещение сопровождалось докладом генерала В.В.Алферова результатов испытаний и боевых работ самолетов Су-25 и Як-38М. В середине мая, когда программа испытаний была практически завершена, в докладе маршалам С.Л.Соколову и А.П.Силантьеву было высказано предложение: по результатам работ по теме "Ромб" оформить "Предварительное заключение ВВС" о возможности поставок самолетов Су-25 в строевые части и эксплуатации их в частях со снятием некоторых ограничений после официального окончания ГСИ. Устно Силантьев и Соколов согласились с этим предложением, но на деле часть полетов, выполненных на "Ромбе", была зачтена в счет этапа "Б" ГСИ, а для поставок самолетов в строевые части пришлось ждать Акта ГСИ.

16 мая было выполнено два полета, полностью завершивших программу испытаний по теме "Ромб" (57 зачетных полетов). Начиная с 17 мая, отработывались отдельные вопросы взаимодействия с группой боевого управления 5-й мотострелковой дивизии и авианаводчиками. Для этих целей было выполнено 6 парных полетов.

2 июня было получено указание о завершении операции "Ромб" и перебазировании самолетов в Ахтубинск. Операция "Ромб" была завершена 6-го июня 1980 г. На 2-х самолетах было выполнено 100 полетов, в том числе – 44 боевых, общий налет составил 98 часов 11 минут. Весь накопленный опыт боевого применения в операции "Ромб", сыграл положительную и немаловажную роль в дальнейшей нелегкой истории создания этого самолета.

ЛЕТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ПО ЭТАПУ "Б" ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ САМОЛЕТЫ И ПРОГРАММЫ, ВЫПОЛНЕННЫЕ НА НИХ

Практически без перерыва в ходе испытаний с 18 июня 1980 г. начались работы по проведению 2-го этапа (этапа "Б") ГСИ. Спокойный характер ЛИ был нарушен трагическим событием: 23 июня 1980 г. в испытательном полете на самолете Т8-5 (3-м серийном самолете

производства Тбилисского авиазавода), предназначенном для передачи ЛИИ МАП для испытаний на штопор, разбился летчик-испытатель ОКБ Юрий Алексеевич Егоров.

В ходе расследования причин катастрофы, средства объективного контроля показали, что разрушение самолета в воздухе произошло из-за непреднамеренного превышения ограничений по перегрузке. По расшифровке записей системы "Тестер-УЗ" оказалось, что Ю.А.Егоров на одной и той же скорости выполнил несколько одинаковых виражей-спиралей с перегрузкой $n_y = 5,0$ и были непреднамеренные кратковременные "забросы" перегрузки до $n_y = 7,5$, после одного из которых самолет разрушился в воздухе. Летчик не смог катапультироваться. Аварийная комиссия, расследовавшая эту катастрофу, сформулировала несколько версий случившегося, но истинная причина катастрофы, к сожалению так и не была установлена.

Но жизнь продолжалась и в ходе испытаний, проводившихся в сжатые сроки с июля по декабрь 1980 г. на полигоне ГК НИИ ВВС, основное внимание было уделено определению характеристик самолета при боевом применении. ЛИ проводились на 4-х самолетах – Т8-1Д, Т8-3, Т8-4 и серийном самолете, получившем индекс Т8-6 и подключенном к испытаниям с августа 1980 г. Полеты выполняли: от ОКБ – А.А.Иванов, от ГК НИИ ВВС – О.Г.Цой, В.В.Соловьев, В.Н.Музыка, А.Д. Иванов и В.П.Селиванов.

На самолете Т8-6 проводились испытания пушечной установки ВПУ-17А с пушкой ГШ-30, в частности изучалось ее влияние на газодинамические характеристики двигателя. В ходе них выявилась неустойчивая работа двигателя при стрельбе из пушки на малой скорости. Левый двигатель, работая на максимуме в режиме помпировал при стрельбе. По результатам испытаний были введены ограничения³³ по стрельбе из ВПУ-17А по режимам двигателя (только "МАЛЫЙ ГАЗ" и дресселирование) и по условиям полета. Кроме того, был выявлен другой неприятный момент – разрушение механизма привода створок носовой опоры шасси при стрельбе из ГШ-30. Из-за этого самолет пришлось два раза сажать на "брюхо". Самолет пилотировали летчики А.Д.Иванов и О.Г.Цой.

Оказалось, что от сильных вибраций при стрельбе лопнула одна из тяг кинематического механизма закрытия-открытия створок ниши шасси. Кулиса (одно из звеньев механизма) перешла "мертвую точку" и "превратилась" в замок закрытого положения створок.

Ремонт не занял много времени и вскоре самолет Т8-6 продолжил летные испытания, а в Акте ГСИ была отмечена возможность аварийной посадки самолета с убранными шасси на грунт с последующим восстановлением.

По результатам эксплуатации самолета Су-25 в Афганистане возникла необходимость проверки возможности выполнения полетов штурмовиков (в экстренных случаях) на топливе, применяемом наземными войсками, т.е. дизельном топливе. Было проведено множест-



Ведущие инженеры по теме Т-8 на ЛИ и ДБ в г. Ахтубинск МЗ им. П.О.Сухого.

Слева направо (верхний ряд): А.В.Булжанов, В.А.Соловьев, В.Н.Удовенко, В.Н.Лесков, В.Д.Пензин, В.М.Ястребцов.

Слева направо нижний ряд: Ю.Б.Мартынов, Э.В.Гусейнов, В.А.Жуков, А.Г.Зудилов, С.А.Беляев.

(Из архива Владимира Соловьева)

во лабораторных исследований работы агрегатов топливной системы и двигателей на дизельном топливе.

В результате этих работ было получено заключение, на основании которого была разрешена проверка топливной системы и двигателей самолета в полете. Для выполнения этой программы, ведущим инженером которой был назначен А.А.Корнилович, был подготовлен самолет Т8-6. Программа предусматривала 8 полетов, которые выполнил летчик-испытатель МЗ им. П.О.Сухого – А.А.Иванов. Летные испытания проводились на дизельном топливе Л-0,2-4,0.

На основе проведенных испытаний было установлено, что при работе двигателей Р95Ш на дизельном топливе, их параметры не отличались от параметров при работе двигателей на керосине. Топливная система самолета обеспечивала нормальную работу двигателей на всех эксплуатационных режимах полета. Кроме того, расход топлива у Су-25, заправленного дизельным топливом, практически не отличался от аналогичных параметров на самолете заправленном керосином.

В дальнейшем на самолете Т8-11 ведущим инженером ОКБ Н.Н.Ярошенко была проведена программа по оценке боевого применения штурмовика, использующего дизельное топливо. На опытной машине Т8-6 обрабатывались также пуски управляемых и неуправ-

ляемых ракет и полеты в открытой кабине (без фонаря), а также проводилась проверка аварийного сброса фонаря.

На заключительном этапе госиспытаний с 10 ноября по 25 декабря 1980 г. проходили испытания самолета Т8-4 по снятию характеристик на больших углах атаки. Без этого этапа испытаний было невозможно назначить допустимые параметры боевого маневрирования самолета-штурмовика.

Допустимый угол атаки определяется в специальных летных испытаниях, в которых самолет доводится до сваливания. Эти достаточно сложные испытания обычно поручались ЛИИ, однако таким испытаниям должны предшествовать исследования динамически подобной модели на штопор в вертикальной аэродинамической трубе ЦАГИ, в результате которых институт выдает специальное заключение о возможности летных испытаний. К сентябрю 1980 г. трубные испытания не были окончены, а, соответственно, заключение не

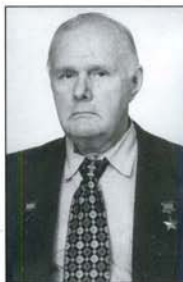
³³ Полностью преодолеть явления помпажа и снять все ограничения на самолете Су-25 удалось только на двигателе Р195 с электронной системой вращающегося срыва (ЭСВС). Эта система предусматривает обнаружение помпажа двигателя с помощью Т-образной насадки, установленной на выходе из компрессора.

было получено. Кроме того, для испытаний на больших углах атаки и в штопоре самолет должен быть оборудован средствами аварийного вывода из штопора – противоштопорными ракетами. Такого оборудования на самолете, проходящем государственные испытания, не было. Поэтому руководство ОКБ обратилось к ЛИИ с просьбой провести летные испытания по определению допустимого угла атаки, несмотря на отсутствие заключения ЦАГИ и необходимого для испытаний оборудования. После совещания, прошедшего у начальника лаборатории Ю.И.Снешко с участием О.С.Самойловича и А.А.Щербакова, руководство ЛИИ приняло решение о проведении испытаний.

В связи со сжатыми сроками испытаний (ГСИ было необходимо завершить до конца года) и ожидаемыми плохими метеоусловиями, обычными для европейской части страны, было решено, провести эту часть испытаний в Туркмении, на аэродроме Мары-2.

Испытания проводились в рамках ГСИ по совместному решению МАП-ВВС, а ответственным за проведение этого этапа летных испытаний был назначен О.С.Самойлович. Бригада ОКБ МЗ им. П.О.Сухова обеспечивала обслуживание самолета, бригада ЛИИ в составе В.В.Васянина, А.Р.Евстратова, Л.И.Крохмалева, В.Б.Гутняка и Л.И.Крапивского руководила летными испытаниями и обеспечивала обработку летного материала.

От ГК НИИ ВВС вопросами устойчивости и управляемости занимался ведущий инженер майор А.В. Колесник.



А.А.Щербаков
(Из архива Александра Щербакова)

По программе летали пилоты: от ГК НИИ ВВС – В.П. Селиванов, О.Г.Цой и В.В.Соловьев, от ЛИИ МАП – А.А. Щербаков. Испытания были проведены успешно, что обеспечило своевременное окончание ГСИ в установленный срок: в декабре 1980 г. На этих испытаниях произошла внештатная ситуация, которая чуть не привела к потере самолета и гибели летчика. Перед очередным полетом (выполнял летчик-испытатель О.Г.Цой), чтобы не терять времени на подготовку самолета к вылету утром, Су-25 был заправлен топливом и снаряжен бомбовой нагрузкой с вечера. А утром за 15 минут до взлета самолет упал на бок из-за сломавшейся полуоси колеса. Можно себе представить, что бы произошло, если бы машина взлетала!

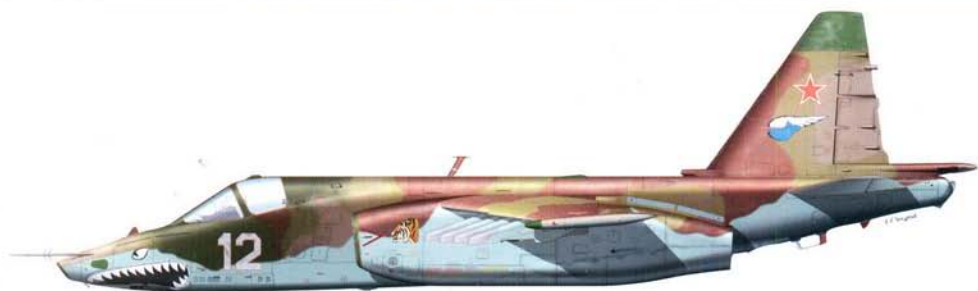
На основе этих испытаний было выяснено, что штурмовик Су-25 обладает уникальной характеристикой изменения коэффициента подъемной силы по углу атаки,



Самолет Т8-10. Вид сбоку. (Из архива Юрия Ивашечкина)



В полете самолет Т8-11 с бортовым номером "66".(АООТ "ОКБ Сухого")



Эмблема наносившаяся на самолеты Су-25, принимавших участие в боевых действиях в Чечне.



Серийный самолет Су-25 бортовой номер "12". (Юрий Тепсуркаев)



А.А.Корнилович
(Из архива Александра Корниловича)

то есть при достижении $C_{y_{max}}$ с дальнейшим увеличением угла атаки его значение не увеличивается. Но при этом происходит увеличение момента тангажа на пикирование, что приводило к опусканию носа самолета без сваливания на крыло. Эта уникальная характеристика самолета обеспечивалась крылом, законы профилировки которого были разработаны ведущим инженером 2-го отделения ЦАГИ Г.Л.Якимовым и ведущими конструкторами отдела аэродинамики конструкторского бюро МЗ "Кулон" Л.Г.Черновым и Л.И.Барамом.

Характеристика изменения кривизны по размаху крыла была направлена на то, чтобы получить средний срыв и уйти от концевое срыва потока, приводящего к сваливанию самолета и срыву в штопор.

Госиспытания были официально закончены 30 декабря 1980 г. Было выполнено 186 полетов. В акте по результатам ГСИ отмечалось, что из-за неготовности самолетов не удалось в полном объеме провести испытания Су-25 на штопор и отстрел ВПУ-17А, но, в основном, самолет подтвердил заданные ТТТ, и давалась рекомендация о запуске самолета в серийное производство и принятия его на вооружение после устранения недостатков, выявленных в ходе ГСИ и отмеченных в "Перечне №1". Разрешалось до принятия на вооружение поставлять самолеты в строевые части и эксплуатировать их с рядом ограничений. Это позволило начать серийный выпуск самолета на Тбилиском авиазаводе, начиная с июня 1981 г. сформировать в составе ВВС 200-ю отдельную штурмовую авиаэскадрилью (200-ю ОШАЭ) под командованием подполковника А.М.Афанасьева, в которую были переданы первые 12 серийных самолетов.

Уже после окончания программы полетов по ГСИ, когда оформлялся Акт Госиспытаний, 21 января 1981 г. был потерян самолет Т8-1Д, пилотируемый летчиком-испытателем ГК НИИ ВВС А.Д.Ивановым. При отработке боевого применения самолета было превышено установленное ограничение по скорости ($M=0,82$), самолет вошел в зону интенсивной тряски и кренения, что было воспринято летчиком, как потеря управления, и А.Д.Иванов катапультировался.

В марте 1981 г. в конструкторское бюро П.О.Сухого пришел на работу Владимир Петрович Бабак, в должности заместителя главного конструктора на тему Су-25Т (Т8-М). А с января 1983 г., когда Ю.В.Ивашечкин вернулся на работу в отдел проектов, он возглавил все ра-

боты по самолету Су-25 и его модификациям в должности главного конструктора.

С окончанием госиспытаний, в ОКБ работы по доводке конструкции и систем самолета отнюдь не окончились, равно, как и летные испытания самолета. О наиболее интересных и значимых работах периода 80-х годов чуть ниже.

В 1984 г. на самолете Т8-4 проводились испытания по посадке на макет палубы авианосца в г. Саки, где он показал положительные результаты.

В ходе серийного выпуска самолета, по мере отработки различных вариантов оборудования, при испытаниях опытных машин, в конструкцию его систем и агрегатов вносились отдельные изменения. В частности, по результатам анализа материалов статиспытаний и катастрофы самолета Т8-5, было выполнено усиление крыла, хвостовой части фюзеляжа и некоторых других частей планера. Почти одновременно на самолете стали устанавливать мотогондолы с удлиненным коком, прикрывающем сопло двигателя и удлиненную хвостовую балку фюзеляжа с установкой в ней блоков выброса ложных целей. Отдельные изменения и доработки вносились в различные системы самолета. На серийном самолете Т8-9 проводились испытания на устойчивость, управляемость, штопор и прочность. Самолет проходил испытания в ЛИИ им. М.М.Громова. Ведущими инженерами по испытаниям были А.Р.Евстратов (устойчивость, управляемость, штопор) и К.В.Горячев (прочностные испытания). Было установлено, что штурмовик Су-25 очень тяжело свалить в штопор, а вывод самолета осуществляется простой установкой ручки управления и педалей в нейтральное положение.

Основную часть полетов выполнил Герой Советского Союза, Заслуженный летчик-испытатель Александр Александрович Щербakov.

Параллельно шли испытания самолета Т8-10 (ведущий инженер Валерий Леонидович Зайцев). На нем отработывались взлеты и посадки на грунт и с заснеженную грунтовую ВПП в Луховицах.

Длительное время продолжались работы по устранению нестабильности характеристик управляемости в поперечном канале. Но кардинально решить эту проблему путем применения сервокомпенсаторов не удалось, поэтому было решено в канале элеронов установить бустера БУ-45А (с самолета МиГ-21) и отработать их в летных испытаниях. В этой работе принимали работники ОКБ Л.И.Барам, В.В.Обжерин и Л.Г.Чернов.

После соответствующих доработок в первой половине 1983 г., на самолете Т8-11 с бортовым номером "66" (ведущий инженер В.П.Васильев, помощник А.А.Корнилович), позднее переданном в музей авиации в Монино и демонстрируемом ныне в его экспозиции, впервые были установлены бустера (это позволило увеличить максимальную скорость самолета до 1000 км/ч и увеличить эксплуатационную перегрузку до 6,5).

Кроме бустеров на Т8-11 были установлены новые тормозные щитки, обеспечивающие пикирование (без разгона) до углов 30° (это позволило увеличить эффек-

тивность торможения на 60%) и противобликовые перегородки рулежно-посадочных фар. Самолет Т8-11 стал эталоном серии.

На самолете Т8-11 была проведена полная программа заводских испытаний, по результатам которой установка бустеров, а также тормозных щитков повышенной эффективности и противобликовых перегородок рулежно-посадочных фар были рекомендованы в серийное производство. На этой же машине проводилось снятие ограничений. С 1984 г. доработанные машины пошли в серию.

На самолете Т8-11 также отрабатывалось применение унифицированных контейнеров мелких грузов (КМГ-У) и управляемых ракет "воздух-поверхность" Х-25МЛ, Х-29Л, С-25Л и "воздух-воздух" Р-60.

Этот же самолет участвовал в испытаниях по программе "Астра" по применению покрытия для уменьшения заметности при облучении наземными РЛС. Позднее на базе серийного самолета Т8-12 проводились более глубокие испытания на заметность. В частности, самолет был покрыт специальным составом, поглощающим радиоволны. На нем была также применена специальная окраска, которая уменьшает видимость самолета в оптическом диапазоне. На Т8-12 отрабатывался новый подвесной контейнер постановки радиопомех "Гардения".

Большой комплекс доработок был внедрен на самолете в серийном производстве в 1986 г. уже с учетом опыта его боевого применения в Афганистане. В частности, на самолете были установлены дополнительные

блоки выброса ИК-ловушек на верхней поверхности мотогондол, бронешторки в кабине летчика, дополнительная система пожаротушения в хвостовом отсеке фюзеляжа, противопожарные экраны и маты из стеклоткани по бортам фюзеляжа в районе мотогондол.

Постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР №386-87 от 31 марта 1987 г. самолет Су-25 был официально принят на вооружение, а на основании Приказа министра обороны №91 от 18 апреля 1987 г. штурмовик был принят на вооружение ВВС.

В это же время на серийные самолеты предполагалось устанавливать новые двигатели Р195 с увеличенной тягой и уменьшенным ИК-излучением. Летные испытания двигателя Р195 было решено проводить на самолете Т8-14 (ведущим инженером по испытаниям самолета был назначен Александр Анатольевич Корнилович, а поднимал Т8-14 летчик-испытатель МЗ им. П.О.Сухого Е.Г.Ревунов), на этом же самолете отрабатывался отстрел ИК-патронов.

4 февраля 1988 г. в ходе одного из испытательных полетов из-за неисправности топливной системы самолет Т8-14 разбился, летчик-испытатель Е.В.Лепилин успел катапультироваться.

25 мая 1988 г. на аэродроме Тбилисского авиационного завода им. Г.К. Димитрова летчиком-испытателем Е.Г.Ревуновым был поднят самолет Т8-15, ведущим инженером которого был также назначен А.А. Корнилович.

Дальнейшие летные испытания, проводившиеся на машине Т8-14, были продолжены на самолете Т8-15



Су-25 (Т8-15). (Сергей Скрынников)



Самолет Т8-2Д. (Алексей Михеев)

(ныне демонстрируемом в экспозиции на Ходынском поле) и проходили в 1989–90 г.г.

Кстати, на международном авиасалоне в Ле Бурже, проходившем в июне 1989 г., демонстрировался именно этот самолет с бортовым номером "301", но из-за того, что тогда новый двигатель Р195 был засекречен самолет был представлен с прежними двигателями Р95Ш.

На самолете Т8-15 также отработывалось применение пикирующих мишеней ПМ-6 (4 мишени на 4,8 и 2,10 точках подвески). Кроме того, на самолете Т8-15 проводились испытания на ИК-заметность и средства борьбы с ракетами "Stinger", а также, совместно с военными проходила отработка новых радиосистем ближней и дальней навигации (РСБН А-324 и РСДН А-720).

В марте 1989 г. на самолете Т8-15 начались полеты по программе заводских летных испытаний, которая предусматривала 132 полета. Полеты выполняли лет-

чики-испытатели АООТ "ОКБ Сухого" А.А.Иванов, И.В.Вотинцев, С.Н.Мельников, Е.И.Фролов, И.Е.Соловьев, В.Ю.Аверьянов и О.Г.Цой.

После завершения программы заводских летных испытаний самолет Т8-15 с двигателями Р195 был предъявлен в Государственный Краснознаменный научно-испытательный институт ВВС для проведения специальных летных испытаний. Программа специальных летных испытаний предусматривала выполнение 72 полетов. Полеты выполнялись летчиками ГК НИИ ВВС А.П.Петровым, Г.Н.Вороновым, В.Е.Прокофьевым, В.Э. Дахтлером, Н.Ф.Диордицей, С.А.Лушиным, В.М.Чиркиным.

Двигатели Р195 были установлены на самолетах 10-й серии. Кроме того, двигатели Р195 были установлены на серийных самолетах Су-25БМ и Су-25Т и в дальнейшем предполагалось производство с этими двигателями самолетов Су-25УБ.



ГЛАВА 2

СЕРИЙНОЕ ПРОИЗВОДСТВО

ТБИССКОЕ АВИАЦИОННОЕ ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ОБЪЕДИНЕНИЕ им. Г.К.ДИМИТРОВА

Постановлением ЦК КПСС и Совета министров СССР от 29 июня 1976 г. серийное производство самолетов Су-25 предписывалось развернуть на Тбилисском авиационном заводе им. Г.К. Димитрова. Этим же постановлением предусматривался выпуск установочной партии из 10 самолетов для "расширения фронта испытаний".

Во исполнение Постановления был разработан межведомственный (с участием МАП, МОП, МРП и ВВС) план-график постройки установочной партии самолетов Су-25.

В кратчайшие сроки были подготовлены директивные технологические материалы серийного производства самолета, разработку которых выполнила бригада НИАТ совместно с МЗ "Кулон" (технологическое членение самолета, виды обработки, применяемые материалы и т.д.).

Это и явилось началом сотрудничества Тбилисского авиационного завода им. Г.К.Димитрова (ТАЗиД) с конструкторским бюро П.О.Сухого. На начальный период подготовки производства и освоения самолета Су-25 на завод была постоянно прикомандирована группа специалистов-конструкторов ОКБ, руководимая заместителем главного конструктора по серии В.В.Никольским. В решении оперативных вопросов ему помогал ведущий конструктор В.Я. Игнатов.

В состав основной группы специалистов ОКБ входили работники МЗ им. П.О.Сухого: главный технолог В.М.Павлюченок и его заместители В.В.Тихонин и В.И.Ченчиков, главный металлург И.А.Вакс и главный сварщик В.В. Редциц.

Кроме того, для обеспечения плазовой увязки планера на авиазавод им. Г.К.Димитрова была направлена группа конструкторов плазowego цеха МЗ "Кулон" во главе с начальником плазowego цеха В.А.Грошевым и главным технологом А.Ф. Куприяновым.

В 1978 г. был выполнен большой объем работ по подготовке к запуску в производство самолета Су-25: получены чертежи, изготовлена своими силами и приобретена покупная оснастка.

В этом же году в сборочный цех, руководимый Г.Ш. Колондадзе, поступил первый фюзеляж. Для обеспечения сборки самолета Су-25 в сборочный цех завода была направлена большая группа специалистов сборочного цеха МЗ им. П.О. Сухого во главе с начальником – Е.С.Медведевым. Кроме того, на Тбилисском авиационном заводе работали специалисты из механических цехов Машиностроительного завода им. П.О. Сухого, в основном фрезеровщики, во главе с А.С. Пинским. В Тбилиси часто выезжал директор МЗ им. П.О.Сухого А.С. Зажигин и главный инженер Г.Т. Лебедев. Неоднократно, Тбилисский авиазавод им. Г.К. Димитрова посещала ведущий специалист I ГУ МАП – Н.В.Кислова.

После того, как во главе авиапредприятия стал В.Ш.Тордия, он собрал вокруг себя команду единомышленников в составе: главного инженера А.П.Игнатова, заместителя главного инженера Д.М.Цкитишвили, начальника производства В.В.Кудюмова, главного технолога А.Ф.Куприянова, начальника ЛИС Л.А.Асатиани, начальника цеха сборки Д.И. Джагерия, а также В.И.Акопова, А.К.Миролюбова, Д.А.Сванидзе, Б.И.Гаврилова и С.А.Бабридзе.

Отдел главного конструктора на заводе возглавил А.И.Афанасьев.

В период запуска в производство самолета Су-25 и ракеты класса "воздух-воздух" Р-60 были произведены значительные работы по реконструкции и переоснащению предприятия.

За этот период, были внедрены в производство: высокопроизводительное механообрабатывающее оборудование отечественного и импортного производства, новые технологические процессы изготовления прогрессивного режущего инструмента, технологический процесс плазменной резки толстостенных плит из алюминиевого сплава. В области литейного производства произведена частичная реконструкция литейного цеха, предусмотрено внедрение комплексно-механизированной линии точного литья и т.д.

К моменту запуска самолета Су-25 в серию на грани срыва оказалось производство сварных титановых бронекабин.

Первоначально планировалось выполнять кабины с использованием автоматической сварки, с помощью электронно-лучевого метода, на установках "ЭЛУ-15" и "ЭЛУ-22" разработки НИАТа. Однако, эти установки не были поставлены на Тбилисский авиазавод вовремя.

Выход из создавшегося положения нашел П.Ш. Тордия. Под его руководством в очень короткий срок была разработана и внедрена в производство новая технология сварки титановой кабины (зафиксированной в специальной оснастке), которая исключила применение сложного оборудования и позволяла прямо на воздухе сваривать титановые плиты бронекабины в струе инертного газа (аргона).

Это во многом ускорило и удешевило работу и обеспечило высокое качество сварного шва. Параллельно был разработан и внедрен в производство новый технологический процесс вакуумного отжига и термоправки бронекабины, осуществляемого на специальном участке, где были размещены две вакуумные нагревательные установки типа "УВН-1500" разработанных НИАТом и изготовленных Ржевским заводом ГТУ МАП, промысловое отделение для подготовки поверхностей обрабатываемых изделий, холодильно-компрессорная установка для обеспечения нужной температуры воды в системе охлаждения этих установок и отделение контроля геометрических размеров.

Внедрение нового технологического процесса обеспечило сохранение высокой точности обводов кабины.

От внедрения нового технологического процесса с применением нового оборудования заводом был по-



Я.Р. Хведелиани.
П.Ш. Тордия
(ООО "Тбиливиамшени")

лучен большой экономической эффект. Разработанные технологические процессы защищены авторскими свидетельствами.

Тбилиским авиационным заводом им. Г.К.Дмитрова была представлена на соискание Государственной премии СССР 1983 г. в области науки и техники комплексная работа: "Исследование, разработка и внедрение нового технологического процесса вакуумного отжига и термоправки бронекابины самолета Су-25 из титанового сплава АБВТ-20. Организация на ТАЗИД первого в СССР промышленного участка вакуумного отжига титановых сплавов, реализованных в 1979-81 гг."

Лауреатами Государственной премии стала группа авторов завода во главе с П.Ш.Тордия – Т.В.Квинтрадзе, В.А.Перепелятникова, Г.Н.Пурцеладзе, С.К.Джорбенадзе, представителей НИАТа – Я.И.Спектора, С.И.Храмова и от технического отдела МАП – Р.Б.Урманов.

Все работы, позволившие обеспечить выпуск бронекабин, проводились под руководством П.Ш.Тордия и Я.И.Спектора.

В 1978 г. завод изготовил два предсерийных штурмовика, которые передал "ОКБ Сухого".

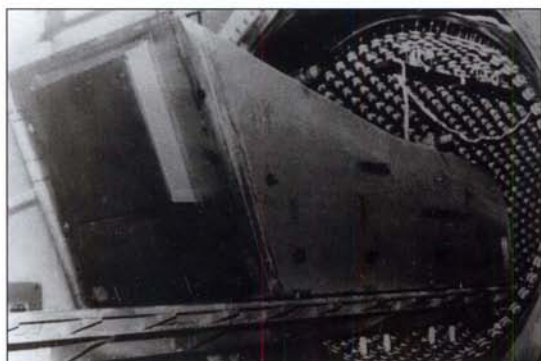
В этом же году для оперативного решения большого количества конструктивных вопросов, возникающих при производстве самолетов на заводе, был создан филиал ОКБ. Начальником филиала был назначен ведущий конструктор из филиала ОКБ в г. Новосибирске – Л.Н. Пинаев, впоследствии его заменил А.С.Чачава.

Фактически филиал МЗ им. П.О.Сухого был создан на базе специалистов из филиалов ОКБ на авиационных заводах в городах Новосибирск и Комсомольск-на-Амуре.

Для консультации и оказания практической помощи при наземной отработке первого серийного объ-



Обсуждение технических вопросов. Слева-направо: 2. Л.Н.Пинаев, 4. М.П. Симонов, 5. И.С.Силаев, 6. В.Г.Подколзин, 7. В.Г.Никольский, 8. Г.В.Колбин, 9. П.Ш.Тордия. (Из архива Валерия Никольского)



Оснастка для сварки кабины (слева сверху).

Участок с установкой УВН-1500 (справа сверху).

Загрузка в установку УВН-1500 кабины (слева внизу).
(ООО "Тбиливиамшени")

екта в обеспечение первого вылета на Тбилисский авиационный завод им. Г.К.Димитрова была командирована бригада из сотрудников комплекса лабораторий по испытаниям силовой установки во главе с заместителем начальника комплекса Л.И.Заславским. В бригаду входили: ведущий конструктор Ю.Н.Мионов, ведущий инженер В.И.Петров, механик О.Р.Тимченко, мотористы В.И.Малышев и В.К.Блохнин, электрик В.М. Варгин и приборист К.Ш.Хабибулин. Функционально бригада была придана начальнику ЛИС Л.А. Асаиани.

Большую поддержку запуска и серийного изготовления Су-25 оказывали представители заказчика как на Машиностроительном заводе им. П.О. Сухого, так и на Тбилисском авиационном заводе им. Г.К. Димитрова.

В этот период на ТАЗиД несколько раз прилетали старший представитель заказчика на МЗ им. П.О.Сухого Ю.П.Бутенко и ведущий инженер по этому самолету А.И.Андрианов, впоследствии ставший старшим представителем заказчика в ОКБ. Ведущий военпред по самолету Су-25 на Тбилисском авиазаводе А.С.Пожарицкий принимал также активное участие в серийном освоении этого самолета.

В 1979 г. были переданы для статических и летных испытаний четыре экземпляра самолета.

Завод набирал темпы производства, росло количество выпущенных самолетов. В 1980 г. было изготовлено 10 самолетов.

В мае 1981 г. была собрана первая партия самолетов в количестве 12 единиц для 200-й отдельной штурмовой авиаэскадрильи (200-й ОШАЭ).

К этому времени на заводе еще не были готовы участки для отработки прицельного оборудования. Группа специалистов МЗ им. П.О.Сухого и Тбилисского авиазавода вылетела в Ситал-Чай, где формировалась 200-я ОШАЭ и обнаружила все технические помещения и мастерские пустыми. Вывод получился неутешительный: ни на серийном заводе, ни в строевой части подготовить самолеты к передаче заказчику невозможно.

Выход из сложившейся ситуации нашел генеральный конструктор Е.А.Иванов. Он позвонил Главкому ВВС П.С.Кутахову и предложил перегнать принятые и облетанные военной приемкой серийного завода самолеты в г. Ахтубинск на филиал ЛИС Машиностроительного завода им. П.О.Сухого, расположенный на территории ГК НИИ ВВС. Специалисты ОКБ и ЛИС'а "отстроили" прицелы, и самолеты были облетаны на полигоне института: сначала летчиками МЗ им. П.О.Сухого, а затем – ГК НИИ ВВС и после такой квалифицированной приемки были переданы в строевую часть. П.С.Кутахов тут же отдал необходимые распоряжения, и по этой схеме в течение апреля были переданы в 200-ю авиаэскадрилью все 12 самолетов.

Для оперативного решения многочисленных вопросов, возникавших с первых дней начала эксплуата-



Приезд министра авиационной промышленности на Тбилисский авиазавод.

Слева-направо: Чхеидзе З.А. (секретарь ЦК КП Грузии), Ивашечкин Ю.В. (И.О. главного конструктора по самолету Су-25 на МЗ им. П.О. Сухого), Никольский В.В. (заместитель главного конструктора по серии самолета Су-25 МЗ им. П.О. Сухого), Колбин Г.В. (Второй секретарь ЦК КП Грузии), Кочетов К.А. (Командующий ЗаКВО), Патаридзе З.А. (Председатель Совета Министров Грузии), Лебедев Г.Т. (главный инженер МЗ им. П.О. Сухого), Ломадзе В.И. (Секретарь партийного комитета Тбилисского авиазавода), Казаков В.А. (Министр авиационной промышленности), Гоглидзе Р.А. (Секретарь Заводского райкома партии г. Тбилиси), Шеварднадзе Э.А. (Первый секретарь компартии Грузии), Рагозин А.Д. (ведущий инженер министерства авиапрома - куратор Тбилисского авиазавода), Недашковский М.И. (старший военпред на Тбилиском авиазаводе), Мишук М.Н. (заместитель Главкома ВВС по вооружению), Тордия В.Ш. (Директор Тбилисского авиазавода), Зверев В.А. (заведующий канцелярией министерства авиапрома), Максимовский В.А. (Начальник 1-го ГУ МАП), Ломидзе А.А. (председатель профсоюзного комитета Тбилисского авиазавода). (Из архива Юрия Ивашечкина)

ции самолетов Су-25, а также для разработки совместного с представителями МЗ им. П.О.Сухого мероприятия по устранению выявленных недостатков серийным заводом были прикомандированы к эксплуатирующим организациям зам. главного инженера по эксплуатации и группа ведущих специалистов, а на натурные испытания главных специалистов по самолету и двигателю – Г.И.Гаврилова, по системе вооружения – Д.В.Сванидзе.

Для обеспечения выполнения государственного плана на Тбилисском авиазаводе возникла необходимость снижения трудоемкости изготовления самолета Су-25. Министром авиационной промышленности И.С. Силаевым и заместителем министра М.П. Симоновым перед специалистами институтов НИАТ, ВИАМ и МЗ им. П.О.Сухого была поставлена задача, снизить трудоемкость производства самолета на 5000 нормо-часов. Совместно со специалистами ОКБ Машиностроительного завода им. П.О.Сухого, филиала ОКБ, Тбилисского авиационного завода им. Г.К. Димитрова, ведущими специалистами НИАТ и ВИАМ были разработаны и

внедрены мероприятия, позволявшие решить поставленную задачу.

Совместными усилиями ОКБ МЗ им. П.О.Сухого и Тбилисского авиационного завода были выполнены многочисленные конструктивные изменения и доработки по доводке самолетов.

Именно в этот период между ОКБ и авиазаводом укрепилось тесное сотрудничество, и оно особенно ярко проявилось после передачи самолетов в Афганистан и войсковые части.

Для выполнения гарантийного обслуживания, проведения доработок и оказания технической помощи эксплуатирующим организациям в восстановлении и обеспечении боеготовности авиатехники, более ста представителей авиазавода были направлены в Афганистан в 1981-88 г.г.

В период освоения и запуска самолетов Су-25 Тбилисский авиазавод неоднократно посещали министр авиационной промышленности, высшее руководство Министерства обороны и ВВС страны, а также Грузинской республики.



Цех сборки ООО "Тбиливиамшени". Самолет Су-25 (ООО "Тбиливиамшени")

1982 г. ознаменовался налаживанием стабильного серийного выпуска штурмовиков Су-25, и значительно возросшим темпом их производства. Одновременно была проведена подготовка производства для изготовления изделий: "АМК-8", "СПС-141". Запуск в производство самолета Су-25 сопровождался непрерыв-

ным повышением требований к точности и качеству изготовления отдельных элементов, узлов и агрегатов, создания и внедрения высокопроизводительных автоматизированных средств измерений, контроля и испытаний, новых методов и средств неразрушающего контроля.

В 1983 г. заводом были внедрены новые технологические процессы бездеформационной обработки крупно-габаритных панелей крыла из листа В-95 с регламентированной растяжкой, комплектовка и сборка корневой части кессона крыла и центроплана, притирка цилиндров гидроаккумуляторов методом хонингования, внедрен процесс проектирования технологических процессов с применением ЭВМ и др.

После запуска в производство на Тбилисском авиационном заводе штурмовиков Су-25, выпуск его двухместного учебно-боевого варианта поручили Улан-Удэнскому авиационному заводу. Для ознакомления с технологией и организацией производства самолетов Су-25 в 1984 г. на Тбилисский авиационный завод приехали главный инженер, главный технолог и группа специалистов Улан-Удэнского авиационного завода.

Было достигнуто соглашение, согласно которому на Тбилисском авиационном заводе проводили проверку и стыковку присылаемых из Улан-Удэ калибров отдельных агрегатов самолета с соответствующими калибрами Тбилисского авиазавода, а также некоторых агрегатов самолета (в основном крыльевых, таких как стыковочные узлы, закрылки, элероны и т.д.) в целях обеспечения их взаимозаменяемости. Эти агрегаты проверялись по стапельной оснастке Тбилисского авиазавода, а работы проводились по согласованному между сторонами графику.

В организации производства штурмовиков Су-25 на Тбилисском авиационном заводе во главе с директором были единой командой высококвалифицированные специалисты: главные инженеры завода А.П. Игнатов (по 1983 г.), В.С.Котляренко (до 1989 г.), А.Г. Хоперия (до 1991 г.) и Д.М.Цкитишвили (до 1999 г.), начальник производства В.В.Кудюмов, главный технолог А.Ф.Куприянов, главные металлурги Т.М.Квинтрад-

Таблица 1.

ДИНАМИКА ПРОИЗВОДСТВА САМОЛЕТОВ Су-25 ВСЕХ МОДИФИКАЦИЙ НА ТБИЛИССКОМ АВИАЗАВОДЕ																		
Тип самолета	Выпуск самолетов по годам (шт.)																	
	1978	1979	1980	1981	1982	1983	1984	1985	1986	1987	1988	1989	1990	1991	1995	1996	1997	1998
Су-25	2	4	10	13	30	55	62	78	58	100	85	85	-	-	-	-	-	-
Су-25К	-	-	-	-	-	-	8	36	40	40	40	16	-	-	2	-	-	-
Су-25Т	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	2	5	5	6	6	-	-
Су-25БМ	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	50	-	-	-	-	-
Су-25У	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1	1	1	1



Г.Ф. Ковалев.
В.Е. Базалук.
В.П. Коростиев.
А.Е. Мазурин.



С.В. Петросянц.
А.Н. Комаров.
О.А. Цитиашвили

Летчики-испытатели ТАПО. (ООО "Тбиливиамшени")

зе, Т.Н.Гвелесиани, главный метролог А.В.Джабадари, начальник конструкторского отдела А.И.Афанасьев (до 1979 г.) и И.Г.Кольнер (1986-94 г.г.), начальник цеха сборки Д.И.Джгерия, начальник ЛИС Л.А.Асатиани, а также главные специалисты В.И.Акопов, А.К.Миролюбов, Д.В.Сванидзе, Г.И.Гаврилов (с 1994 г. по настоящее время заместитель главного инженера) и многие другие специалисты авиазавода.

В 1984 г. КБ и заводом проводились существенные конструктивные изменения и доработки самолета Су-25 (установлены бустера, тормозные щитки большей площади и др.), было начато производство его модификации – Су-25К, предназначенной для экспорта. Поставки самолетов Су-25К по линии ГИУ ГК ЭС для иностранных заказчиков начались с первого квартала 1984 г.

В 1985 г. завод был преобразован в Тбилиское Авиационное Производственное Объединение (ТАПО).

Начиная с III квартала 1986 г. план по выпуску Су-25 постоянно срывался из-за систематических недопоставок двигателей, а с 1987 г. к причинам неритмичной работы ТАПО добавился и срыв сроков поставки каталупных кресел.

В 1987 г. МЗ им. П.О.Сухого была выпущена вся конструкторская документация на новую модификацию – самолет Су-25Т.

В это же время была полностью закончена подготовка производства на головную часть самолета. Велась подготовка производства по всему самолету Су-25Т, изготовлен один планер самолета.

В 1988 г. был внедрен ряд конструктивных изменений, направленных на улучшение качества и надежности самолета новая конструкция крепления патронно-

го ящика и технология изготовления самолета Су-25 под двигатель Р195 и др.

В 1988 г. было изготовлено два планера самолета Су-25Т. Подготовка производства на весь самолет Су-25Т была выполнена на 95 %. В это же время была начата сборка средней части фюзеляжа и изготовление деталей для всего самолета.

С началом конверсии в 1988 г. объем производства военной продукции на заводе сократился до 80 %.

В 1989 г. было собрано два самолета Су-25Т, и проводились работы по дооснащению первых "тэшэк" бортовым оборудованием.

В конце года была начата подготовка производства под новую модификацию – буксировщик воздушных мишеней Су-25БМ, а также разработан технологический процесс и изготовлена оснастка на пилоны под ТЛ-70, антенну и мишени.

В апреле 1990 г. МЗ им. П.О.Сухого был передан для проведения испытаний первый самолет Су-25БМ, доработанный из серийного самолета плана 1989 г. В этом же году было изготовлено 50 серийных Су-25БМ и 5 самолетов Су-25Т. С 1991 г. завод перешел под Республиканскую юрисдикцию.

В 1996 г. в очень сжатые сроки силами специалистов ТАПО были выполнены работы по освоению новой модификации самолета – двухместного учебного варианта Су-25У с передачей одного самолета МО Грузии в конце года.

Самолеты Су-25 были поставлены заводом десяти эксплуатирующим организациям ВВС и ВМФ СССР, а самолеты Су-25Т были переданы России в количестве 11 единиц и одного самолета на статические испытания.

Летные испытания на Тбилисском авиационном заводе штурмовиков Су-25 всех модификаций, проводили заводские летчики-испытатели: А.Е.Мазурин, В.И.Базалюк, И.П.Бессонов, Т.Ф.Ковалев, А.Н.Комаров, О.В.Жуков, В.П.Коростиев, С.В.Петросянц, О.А.Цатиашвили.

С 2000 г. ТАГО переименовано в ООО "Тбиливиамшени". В настоящее время предприятие является владельцем всех чертежей, технологий и оснастки на выпускаемую продукцию, что позволяет предприятию проводить модернизацию авиационной техники совместно с Разработчиком.

Так, например, по заказу Министерства обороны Грузии предприятие в очень сжатые сроки освоило и изготовило новую модификацию – Су-25У. А в 1991 г. предприятие изготовило 12 модернизированных самолета Су-25Т, оснащенных новой прицельно-навигационной системой СУВ-25В, позволяющей применять противотанковые ракеты "Вихрь" и использовать самолет в ночных условиях.

С 1996 г. завод работает на прямых связях с разными странами по поставке запасных частей на ранее выпускаемую заводом авиатехнику.

В настоящее время предприятие работает над модернизацией авионики самолета Су-25, которая позволит поддержать на современном уровне боевые возможности самолета без приобретения новых дорогостоящих самолетов. Предприятие также располагает полным спектром средств, для быстрого и качественного ремонта штурмовика Су-25 с целью продления его технического ресурса.

УЛАН-УДЭНСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ЗАВОД

В 1981 г. заканчивалось серийное производство истребителя-бомбардировщика МиГ-27М, и освобождающиеся производственные мощности Улан-Удэнского авиазавода было решено загрузить сборкой самолета Су-25УБ.

В этом случае инициатива для совместного сотрудничества была проявлена авиазаводом. Директор завода Ю.В.Коньшев вышел с предложением производить на его предприятии самолеты Су-25. Именно тогда было решено отдать самолет Су-25УБ для производства в Улан-Удэ.

В 1981 г. на Улан-Удэнский авиационный завод был передан комплект технической документации. Вскоре директором завода был назначен Ю.Н. Кравцов. К сожалению, работы по самолету Су-25УБ временно затонули, и поэтому оба самолета к 1983 г. (как предполагалось) собраны не были.

Для обеспечения подготовки производства и решения технических вопросов, при изготовлении самолета Су-25УБ, на Улан-Удэнский авиазавод был командирован представитель Генерального конструктора МЗ им. П.О.Сухого А.М.Поляков.

Уже в 1984 г. на Улан-Удэнском авиационном заводе было собрано пять фюзеляжей самолетов в разной стадии, два из них были использованы в 1985 г. для постройки машин Т8УБ-1 и Т8УБ-2, а три были переоборудованы и пошли для сборки статического экземпляра Т8М-0 и двух опытных самолетов Т8М-2 и Т8М-3.



Ремонт штурмовика в цеху ООО "Тбиливиамшени".
(ООО "Тбиливиамшени")



Ю. Н. Кравцов
Л. Я. Бельх
(Улан-Удэнский авиазавод)

К концу 1985 г. на заводе было изготовлено уже 20 самолетов. Причем Су-25УБ был запущен в серию еще тогда, когда самолет не прошел ГСИ и официально не был принят на вооружение. Весь 1985 г. два опытных самолета проходили госиспытания.

Начиная с 1986 г. и по 1992 г. авиационный завод вышел на плановую мощность. Всего было выпущено около 200 самолетов Су-25УБ.

С 1986 по 1989 г.г., параллельно с основной модификацией в Улан-Удэ строился коммерческий вариант учебно-боевого самолета - Су-25УБК, который поставлялся в Чехословакию, Болгарию, Северную Корею, Ирак и Анголу. В настоящее время эти самолеты широко эксплуатируются в Вооруженных Силах России, стран СНГ и некоторых зарубежных государствах.

С 1989 г. на Улан-Удэнском авиационном заводе была построена малая серия палубных учебно-тренировочных самолетов Су-25УТГ, которые находятся на

вооружении смешанной корабельной дивизии Флота ВМФ России. Эти самолеты используются для подготовки морских летчиков, пилотирующих истребители Су-33, базирующиеся на тяжелом авианесущем крейсере "Адмирал Кузнецов". Всего было выпущено около 20 самолетов Су-25УТГ.

В 1992 г., параллельно с продолжением выпуска двухместных модификаций Су-25, в Улан-Удэ началось освоение производства одноместных штурмовиков Су-25ТМ. Самолет получил новый прицельно-навигационный комплекс, современный бортовой комплекс обороны, мощные управляемые средства поражения наземных целей. Благодаря этому боевая эффективность модернизированного штурмовика возросла в несколько раз.

Первый Су-25ТМ был построен на Улан-Удэнском авиационном заводе в 1995 г. С 1998 г. директором Улан-Удэнского авиазавода стал Л.А. Бельх и все



Сборка средней части фюзеляжа в цехах Улан-Удэнского авиазавода. (Улан-Удэнский авиазавод)



Работа в носовой части самолета Су-25УБ. (Улан-Удэнский авиазавод)



Летчики-испытатели
Улан-Удэнского авиазавода

В.М.Игнатушенко
Н.П.Шестаков
(Улан-Удэнский авиазавод)

работы связанные с постройкой новых модификаций самолета Су-25 проводились под его руководством.

Большой вклад в испытание и доводку самолетов Су-25УБ, Су-25УТГ и Су-25ТМ внесли летчики-испытатели Улан-Удэнского авиационного завода Г.А.Соснин, П.М.Устенков и представителей заказчика И.М.Игнатушенко, Н.П.Шестаков, Г.А.Деляян, Д.Д.Базаров. Так, например, самолет Т8УБ-1 поднимали в первый полет летчики-испытатели МЗ им. П.О.Сухого А.А.Иванов и Улан-Удэнского авиазавода Г.А.Соснин. Кроме того, огромный вклад в создание всех производимых на Улан-Удэнском заводе модификаций самолета Су-25 внесли

инженерно-технические работники и.о. главного инженера В.И.Каверин, заместитель главного инженера Ф.М.Хайдаров, главный конструктор Р.П.Соловьев, начальник агрегатной сборки В.П.Салецкий, ЛИСа А.П.Зарубин, ведущие инженеры В.Н.Рылин, В.Ц.Раднобазаров, Я.Я.Похосеев, мастера производственных групп участвовавшие непосредственно в подготовке к испытательным полетам Ю.А.Горелов, В.П.Манахов, А.И.Гусляков, Н.П.Рымарев, А.В. Андреев, С.А.Русанов, А.А.Попов и др.



Серийный самолет Су-25УТГ на аэродроме Улан-Удэнского авиазавода. (Улан-Удэнский авиазавод)

ГЛАВА 3

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ



ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ САМОЛЕТА

По своей аэродинамической компоновке штурмовик Су-25 – высокоплан, выполненный по нормальной аэродинамической схеме. При выборе аэродинамической компоновки прорабатывалось несколько альтернативных схем, каждая из которых должна была обеспечить выполнение тактико-технических требований, трудно совместимых по способам их реализации.

К числу таких противоречивых требований, прежде всего, следует отнести:

- широкий диапазон полетных скоростей, включая максимальную скорость полета $V = 1000$ км/ч у земли;
- высокие значения маневренных перегрузок на малых скоростях, в частности, $n_y = 5,0$ на скорости $V = 500\text{—}550$ км/ч у земли;
- базирование на грунтовых аэродромах с прочностью грунта $\sigma = 6\text{—}7$ кг/см² при длинах разбега и пробега самолета не более 600 м.

С целью оптимизации параметров аэродинамической компоновки самолета в аэродинамических трубах ЦАГИ и СибНИА были проведены широкомасштабные исследования. Этому предшествовал напряженный этап поисков и многочисленных расчетов. Основные направления исследований касались вариантов формы несущих поверхностей в плане и их профилировки, механизации крыла, управляющих поверхностей и их профилировки, тормозных щитков, номенклатуры боевой нагрузки и подвесных устройств и входных и выходных устройств, включая реверсивные, с имитацией работы двигателей;

Наибольший объем исследований был связан с оптимизацией параметров крыла и расчетом интегральных и распределенных аэродинамических характеристик вариантов.

При этом проводилось широкое варьирование удлинения ($\lambda = 2,5 - 6,5$), сужения ($\eta = 2,5 - 4,0$), угла стреловидности передней кромки ($\chi_{п.к.} = 15 - 60^\circ$). Варьировались также профилировка сечений крыла, относительная толщина, кривизна и крутка, а так же законы их распределения по размаху.

Проводимые исследования были направлены на получение следующих характеристик:

- высокого аэродинамического качества, обеспечивающего получение заданной дальности при минимальной затрате топлива (в сочетании с характеристиками силовой установки);
- минимального лобового сопротивления для получения максимальной скорости полета (при наименьших потребных тягах двигателей);
- высоких значений несущих характеристик при благоприятном развитии срыва потока на больших углах атаки, препятствующих произвольному выходу на закритические углы атаки, для получения приемлемых маневренных и взлетно-посадочных характеристик (в сочетании с механизацией крыла).

Были выполнены расчеты 144 вариантов крыла с использованием ЭВМ. А далее проведены продувки 4 наиболее приемлемых вариантов.

Уже на ранней стадии разработки штурмовика, начиная с площади крыла $S_{кр.} = 19$ м², были выбраны основные параметры удлинение $\lambda = 5,0$, сужение $\eta = 2,77$, стреловидность передней кромки $\chi_{п.к.} = 20,5^\circ$ и относительная толщина профиля $c = 0,11$ по всему размаху.

Принятые параметры крыла практически не изменились вплоть до первых летных экземпляров – самолетов Т8-1 и Т8-2 (при возросшей до 28 м² площади крыла).

Основные параметры крыла первых летных экземпляров: удлинение $\lambda = 4,97$; сужение $\eta = 2,64$; угол стреловидности по передней кромке $\chi_{п.к.} = 19^\circ 54'$ и относительная толщина профиля $c = 0,105$.

Выбранный при этом закон изменения по размаху кривизны и крутки базовых сечений в сочетании с формой крыла в плане и самих профилей сечений крыла, обеспечил близкое к эллиптическому распределение коэффициента подъемной силы и благоприятное развитие срыва потока (вблизи задней кромки центральной части консолей крыла) на больших углах атаки.

Исследования физической картины спектра обтекания крыла, методом шелковинок на моделях и в летных испытаниях позволили уточнить картину обтекания и внести соответствующие коррективы. При этом площадь крыла была выбрана из условия обеспечения полета у земли с максимальной скоростью в условиях турбулентности атмосферы. значительный объем исследовательских работ был выполнен в части выбора облика механизации крыла. Короткие длины разбега и пробега самолета при сравнительно высокой удельной нагрузке на крыло диктовали получение высоких значений несущих свойств механизации. В качестве вариантов механизации передней кромки, рассматривались поворотные носки и выдвигаемые предкрылки, задней – сдвижные щитки, выдвигаемые однощелевые и двухщелевые закрылки, зависающие элероны.

В итоге был выбран вариант, включивший выдвинутой однощелевой предкрылок по всему размаху и выдвинутой двухщелевой закрылок постоянной хорды.

Для получения заданных характеристик маневренности на малых скоростях полета также используется механизация, так как полетная конфигурация крыла не обеспечивает потребных значений несущих свойств.

Достаточно длительным оказался поиск места расположения и геометрических характеристик тормозных щитков на самолете. Помимо надлежащей эффективности, щитки при их выпуске, не должны приводить к заметной перебалансировке и уменьшению несущих свойств самолета.

Было исследовано 8 вариантов расположения тормозных щитков. Наиболее удачным с точки зрения выполнения вышеприведенных требований оказалось размещение тормозных щитков в хвостовых частях гондол, размещаемых по концевым хордам консолей крыла. Тормозные щитки суммарной площадью 1,2 м²,

представляющие собой симметрично отклоняемые вверх и вниз хвостовые части гондол, использовались как тактическое средство во всем диапазоне полетных скоростей, включая режимы взлета и посадки.

Усовершенствование этой схемы за счет введения дополнительных щитков площадью 0,6 м², кинематически связанных с основными, так называемый "двойной крокодил", позволило существенно повысить эффективность тормозных щитков и обеспечить возможность крутого пикирования без заметного разгона при скоростях полета менее 700 км/ч.

Применение такой схемы щитков позволило положительно решить побочную задачу увеличения максимально аэродинамического качества самолета. Гондолы щитков образованы в поточных сечениях аэродинамическими профилями ЦАГИ. Будучи размещенными, по концам крыла, они увеличивают его эффективное удлинение, несущие свойства и максимальное аэродинамическое качество.

Горизонтальное оперение, расположенное в следе крыла (несколько выше плоскости хорд крыла), работает в скосе потока с отрицательными углами атаки, особенно при выпущенной во взлетно-посадочное положение механизацией.

Это приводит к срыву потока с нижней поверхности оперения и возникновению нелинейной зависимости ("ложки") продольного момента самолета.

Введение по результатам летных испытаний положительного поперечного "V" при симметричном профиле на самолетах Су-25 позволило предотвратить это явление (ранее был отрицательный угол поперечного "V").

Применение широкой номенклатуры боевой нагрузки и ПТБ, в сочетании с геометрией подвесных устройств и их размещения было отработано по результатам исследований в аэродинамических трубах и ходе летных испытаний.

Большое внимание было уделено отработке геометрии входных и выходных устройств мотогондол двигателей, включая эксперименты с моделированием газовой струи двигателей, а также влиянию эжекции выхлопных струй на горизонтальное оперение. Отработка на моделях позволила получить высокие коэффициенты восстановления давления в воздухозаборниках и малые потери тяги в соплах двигателей.

Огромный объем расчетных и исследовательских работ был выполнен при отработке геометрии управляющих поверхностей самолета на изначально безбустерных самолетах. В ходе этих работ было рассмотрено множество вариантов, отработана форма и хорды компенсации рулевых поверхностей самолета, включая кинематические, а позднее пружинные сервокомпенсаторы, которые позволили получить уровень усилий во всех трех каналах управления, близкий к заданному, и благоприятные характеристики тряски.

При продувках моделей в аэродинамических трубах и в ходе летных испытаниях проводились исследования с использованием метода шелковинок.

Высокий уровень аэродинамического качества и несущих свойств обеспечили возможность возвращения самолета на аэродром со значительными боевыми повреждениями несущих поверхностей.

КОМПОНОВКА И КОНСТРУКЦИЯ ФЮЗЕЛЯЖА

Фюзеляж самолета выполнен по схеме полумонокок. Конструкция фюзеляжа, клепанная с каркасом, состоящим из продольного силового набора – лонжеронов, балок-бимсов, стрингеров и поперечного силового набора – шпангоутов, нормальных и усиленных.

Технологически фюзеляж разделяется на следующие основные части:

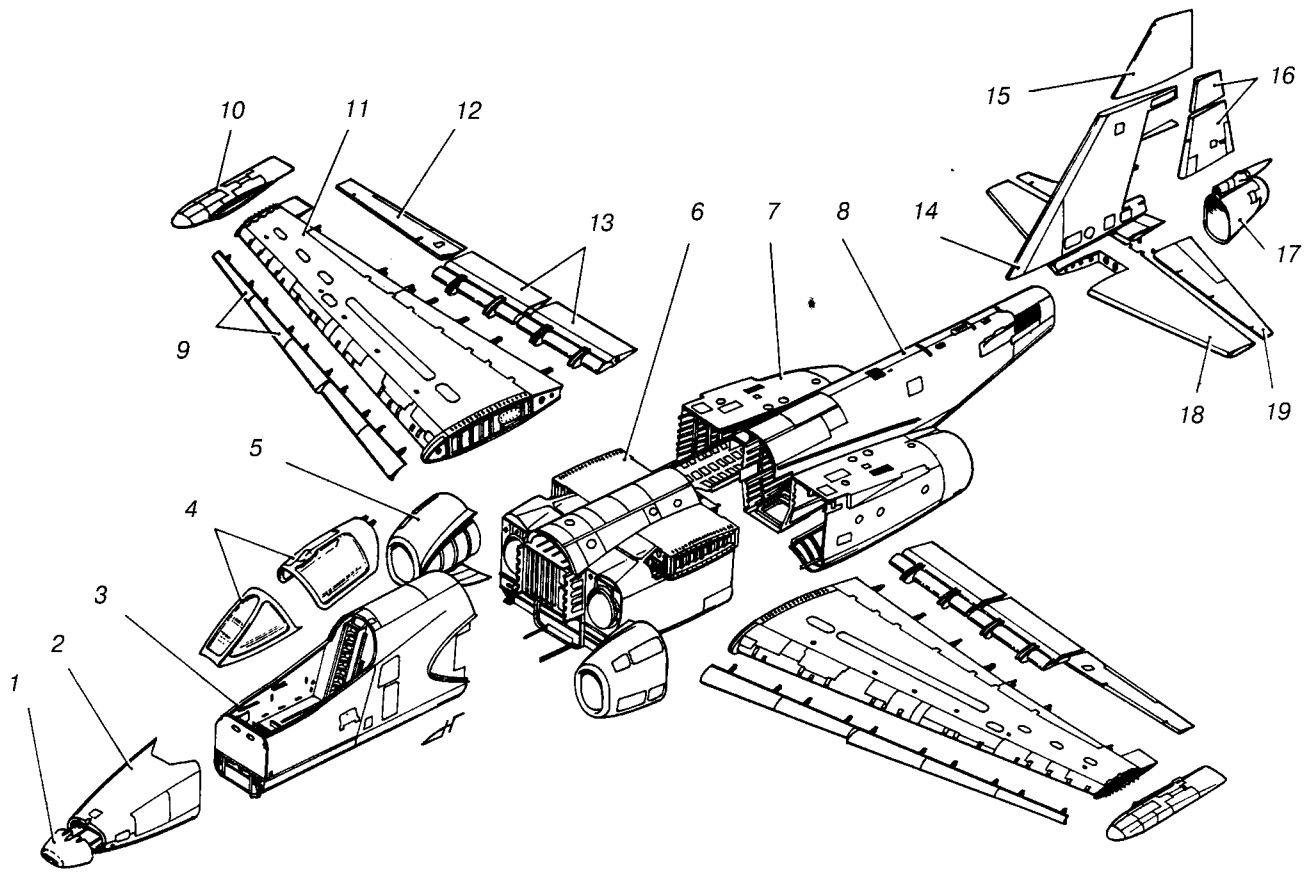
- головную часть с откидным носком, козырьком и откидной частью фонаря, бронекабиной, подкабинным и закабинным отсеками, створками передней опоры шасси;
- среднюю часть с центропланом крыла, топливными баками, воздушными каналами и нишами главных опор шасси со створками (к средней части фюзеляжа крепятся воздухозаборники);
- хвостовую часть, к которой крепятся хвостовые части мотогондолы, вертикальное и горизонтальное оперение.

Контейнер тормозного парашюта представляет собой законцовку хвостовой части фюзеляжа. Эксплуатационных разъемов фюзеляж самолета не имеет.

В конструктивно-компоновочном плане головную часть фюзеляжа можно разделить на следующие отсеки:

- носовую часть фюзеляжа, расположенную перед кабиной и представляющую собой негерметичный влагозащищенный отсек радиоэлектронного оборудования, имеющую клепанную конструкцию и неразъемный стык с кабиной. Для обеспечения доступа к радиоэлектронному оборудованию, размещенному в отсеке, на боковых поверхностях носовой части фюзеляжа установлены быстросъемные люки, а в передней части – носок, который откидывается вниз, а в закрытом положении фиксируется при помощи направляющих штырей и замков;

- кабину летчика, изготовленную из титановых плит, сваренных между собой. В передней и задней стенках кабины имеются отверстия для прохода коммуникаций. На полу установлена поперечная балка, воспринимающая нагрузки от узла крепления подкоса передней опоры шасси. На задней стенке установлены узлы крепления передней опоры шасси и направляющие рельсы катапультного кресла. В кабине установлены приборные доски и пульта, органы управления самолетом и двигателями, катапультное кресло летчика. На левом борту кабины установлена откидная подножка. Кабина выполнена негерметичной, пыле- и влагозащищенной, с избыточным давлением 0,03-0,05 атмосферы. Плиты авиационной титановой брони, из которых сварена кабина, имеют толщину от 10 до 24 мм.



Конструктивно-технологическое членение самолета.
(Николай Гордюков)

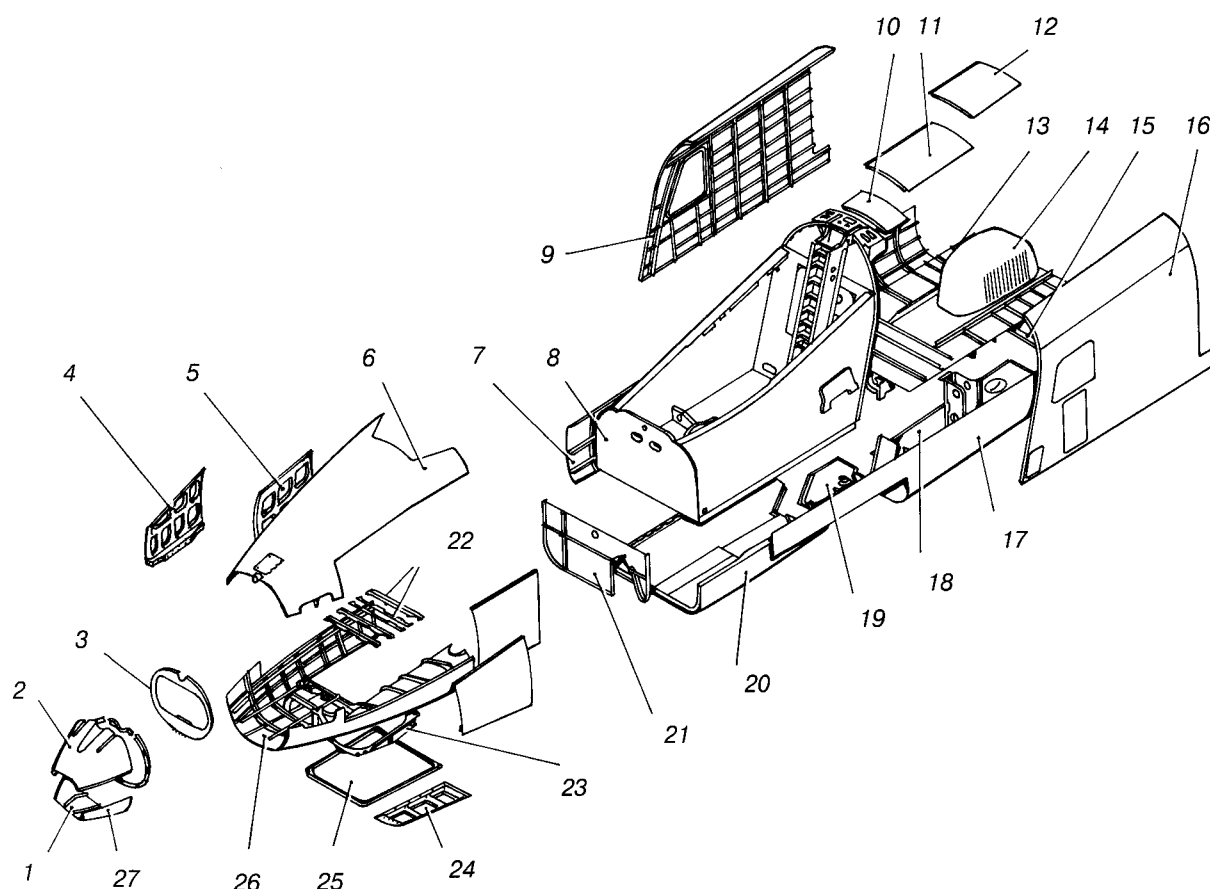
- 1 – откидной носок;
- 2 – носовая часть;
- 3 – головная часть фюзеляжа;
- 4 – фонарь;
- 5 – воздухозаборник;
- 6 – средняя часть фюзеляжа;
- 7 – мотогондола;
- 8 – хвостовая часть фюзеляжа;
- 9 – предкрылок;
- 10 – гондола с тормозными щитками;

- 11 – консоль крыла;
- 12 – элерон;
- 13 – закрылок;
- 14 – киль;
- 15 – законцовка килля;
- 16 – руль поворота с демпфером;
- 17 – тормозная парашютная установка;
- 18 – стабилизатор;
- 19 – руль высоты.

Потери избыточного давления в кабине сведены до минимума за счет герметизации швов и стыков, уплотнений выходов тяг и трубопроводов и ненадувного уплотняющего шланга на откидной части фонаря по всему периметру;

– фонарь кабины состоит из неподвижной передней и откидной частей. Откидная часть фонаря крепится на фюзеляже с помощью замков, жестко закрепленных на подфонарной раме и на левом боковом профиле откидной части. Открытие и закрытие фонаря производится вручную. Подвижная часть фонаря откидывается при эксплуатации вправо. При аварийном сбросе фонарь откидывается назад, используя в качестве кронштейна броненадголовник. Передняя непо-

движная часть фонаря состоит из каркаса и остекления из двух боковых криволинейных стекол и лобового бронеблока, состоящего из нескольких слоев упрочненного силикатного и одного слоя органического ориентированного стекла. Предусмотрен электрообогрев остекления передней части фонаря. Лобовой бронеблок имеет толщину 65 мм. Он выдерживает попадание бронебойных пуль калибра 12,7 мм. В конструкцию фонаря включен также броненадголовник, выполненный из авиационной стальной брони толщиной 6 мм. Остекление фонаря обеспечивает летчику обзор из кабины по направлению вперед вниз под углом 19 градусов и в стороны вниз под углом 40 градусов. Обзор летчиком задней полусферы, ограниченный заго-



Детализовка носовой части фюзеляжа.
(Николай Гордюков)

- | | | |
|--|---|---|
| <p>1 – коробка
2 – обшивка верхняя
3 – шпангоут № 1А
4, 5 – крышки люка
6 – верхняя панель
7 – боковая панель
8 – кабина
9 – панель боковая правая
10 – закабинная крышка
11 – крышка верхнего люка между шпангоутами №№9-11</p> | <p>12 – крышка верхнего люка между шпангоутами №№11-12;
13 – горизонтальная плата;
14 – кожух передней стойки шасси;
15 – задняя стенка ниши передней стойки шасси;
16 – панель боковая левая;
17 – панель нижняя;
18 – створка задняя передней стойки шасси;
19 – малая створка передней стойки шасси;</p> | <p>20 – крышка люка;
21 – шпангоут №4;
22 – профили;
23 – рама;
24, 25 – крышки люков;
26 – панель нижняя;
27 – обшивка нижняя.</p> |
|--|---|---|

ловником кресла, обеспечивается установленными на откидной части фонаря перископом и двумя боковыми зеркалами;

– негерметичный подкабинный отсек, расположенный между 4-м и 7-м шпангоутами, в котором установлена авиационная пушка калибра 30 мм с патронным ящиком, системой сбора звеньев и выброса стреляных гильз и размещена встроенная лебедка для подъема и опускания патронного ящика. Пушка установлена на силовой балке, прикрепленной к полу кабины и к переднему консольному кронштейну;

– нишу передней опоры шасси, расположенную частично в подкабинном отсеке и частично в закабинном. Нишу окантовывают бимсы¹. Снизу ниша закрывается

двумя створками. Для защиты от грязи радиоэлектронного оборудования, расположенного в закабинном отсеке, в нише колеса установлен защитный кожух, выполненный съемным для облегчения доступа к оборудованию;

– закабинный отсек, расположенный между кабиной (шпангоут 7) и передним топливным баком (шпангоут 11-й "б"), представляет собой пылевлагозащищенный отсек радиоэлектронного оборудования.

¹ Прим. автора - бимс (от английского beam - балка) - тонкостенный брус замкнутого поперечного сечения, работающий на изгиб и кручение. Используется для окантовки с целью компенсации больших вырезов в фюзеляже.



Носовая часть самолета Т8-15 (бортовой номер 301). Снизу видна 30-мм пушка. (Ильдар Бедретдинов)



Откидная стремянка.
Слева видна открытая подножка.
(Сергей Балаклеев)



Боковое зеркало обзора.
(Сергей Балаклеев)



Перископ самолета.
(Ильдар Бедретдинов)

Для обеспечения доступа к оборудованию на верхней и боковых поверхностях головной части фюзеляжа имеются быстросъемные люки. На левом борту самолета в нише закабинного отсека, расположена встроенная откидная трехсекционная стремянка, предназначенная для входа в кабину и подъема на центральную часть фюзеляжа и крыло без использования наземных средств.

Средняя часть фюзеляжа в конструктивно-компоновочном плане делится на следующие отсеки:

- передний топливный бак, собранный из клепаных (за исключением нижней – фрезерованной) панелей, расположен между 11-м "б" и 18-м шпангоутами. Для доступа внутрь бака на боковой поверхности имеется люк. В верхней части топливного бака имеется надстройкой, на верхней поверхности которой расположены

агрегаты топливной системы, в том числе заливная горловина, для открытой заправки;

– расходный топливный бак расположен между 18-м и 21-м шпангоутами. В нижней панели бака выполнен люк для обеспечения доступа внутрь бака. Крышка люка выполнена из бронеплиты. В задней стенке бака расположен круглый технологический люк;

– центроплан, установленный сверху, служит для крепления консолей крыла. Он представляет собой топливный бак-отсек – часть расходного бака. Состоит из верхней и нижней фрезерованных панелей, соединенных между собой нервюрами и передней и задней стенками с технологическими люками в них. Консоли крыла крепятся к центроплану при помощи фланцевого стыка по контуру силовых нервюр;

– ниши главных опор шасси, расположенные под передним топливным баком (между 12-м и 18-м шпангоутами) слева и справа от плоскости симметрии фюзеляжа. Верхняя часть ниши главных опор ограничена воздушными каналами. Ниша каждой главной опоры шасси закрыта тремя створками;

– негерметичный, влагозащищенный гаргрот, расположенный в верхней части фюзеляжа над передним топливным баком и центропланом между 11-м "б" и 20-м шпангоутами. Гаргрот служит для размещения трубопроводов дренажа и наддува баков топливной системы, жесткой проводки системы управления самолетом и других коммуникаций. Гаргрот, разделен, двумя продольными стенками, на три секции – центральную и две боковые;

– воздушные каналы, проходящие через среднюю часть фюзеляжа от воздухозаборников к мотоотсекам двигателей. Воздушные каналы проложены в фюзеляже с зазором относительно топливных баков и опираются на шпангоуты фюзеляжа.

Хвостовая часть фюзеляжа конструктивно-компоновочно делится на следующие отсеки:

– хвостовую балку для установки вертикального и горизонтального оперения. Силовой каркас балки образован поперечным набором шпангоутов и продольным набором лонжеронов и стрингеров. Хвостовая балка состоит из отсеков, в которых размещено оборудование самолетных систем и систем двигательной установки, а также силовой привод перестановки стабилизатора и контейнер тормозных парашютов. Негерметичный влагозащищенный отсек оборудования расположен в между 21-м и 35-м шпангоутами. Верхняя секция обшивки балки перед килем выполнена в виде съемных крышек люков. На нижней поверхности балки также находятся люки с откидными крышками на замках или болтах. По бортам имеются съемные люки для подхода к узлам подвески двигателей. Узлы навески вертикального оперения и стабилизатора установлены на силовых шпангоутах. На боковых поверхностях хвостовой балки установлены обтекатели (зализы) гондол двигателей;

– две негерметичные мотогондолы двигателей, расположенные по бортам хвостовой балки фюзеля-

жа. Каждая мотогондола состоит из несъемной части, состыкованной с хвостовой балкой фюзеляжа, и съемной части – хвостового кока. Узлы крепления двигателей установлены на силовых шпангоутах мотогондол. Внутренними стенками мотогондол служат боковые стенки хвостовой балки фюзеляжа. Нижняя поверхность несъемных частей мотогондолы состоит из переднего и заднего откидных капотов, обеспечивающих доступ к двигателю. На мотогондолах имеется ряд эксплуатационных люков. На верхней поверхности каждой мотогондолы установлено по одному воздухозаборнику охлаждения двигательного отсека.

КОМПОНОВКА И КОНСТРУКЦИЯ КРЫЛА

Крыло самолета, высокомеханизированное малой стреловидности и большого удлинения.

Крыло состоит из двух консолей, соединенных с центропланом, составляющим единое целое с фюзеляжем. Крыло выполнено по кессонной схеме, поэтому силовую основу каждой консоли составляет кессон, к которому крепятся носовая и хвостовая части консоли. На торцах консолей установлены гондолы с тормозными щитками.

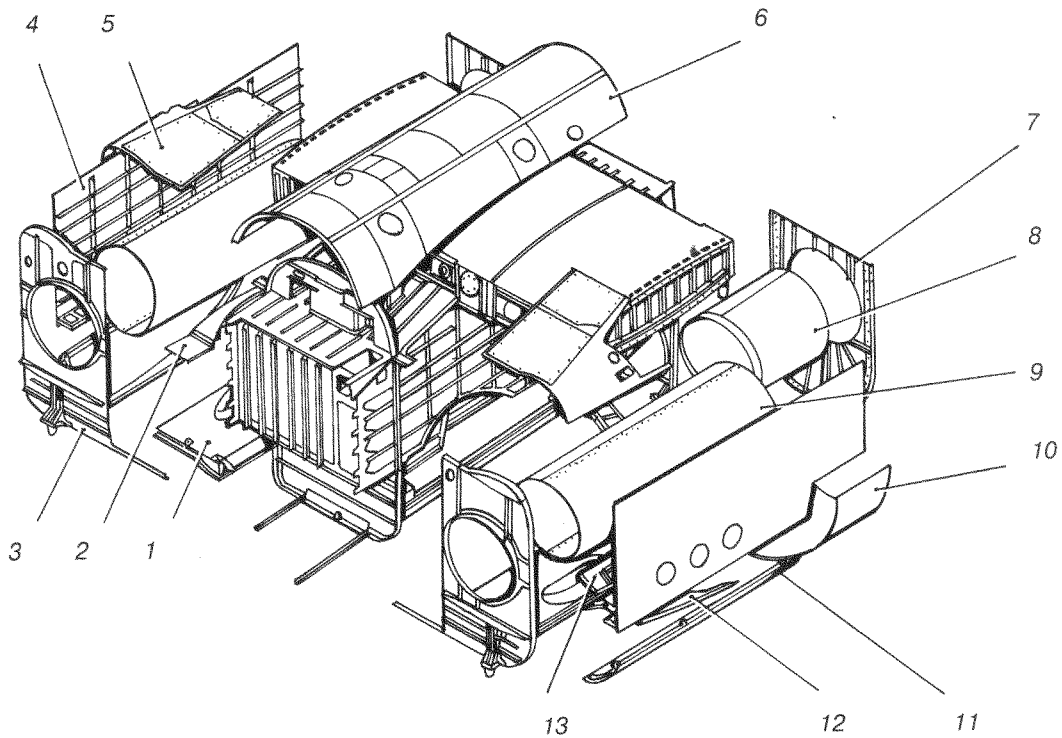
Кессон крыла воспринимает все внешние нагрузки и передает их на центроплан. Кессон крепится к центроплану болтами посредством фланцевого стыка по контуру бортовой нервюры.

Кессон состоит из переднего и заднего лонжеронов, верхней и нижней панелей и нервюр. Внутренняя часть кессона, ограниченная лонжеронами и нервюрами, выполнена герметичной и является топливным баком-отсеком.

На каждой консоли крыла установлено по пять точек подвески вооружения. Основные передние узлы точек подвески установлены по силовым нервюрам на переднем лонжероне со стороны кессона. Из пяти держателей, установленных на каждой консоли крыла, четыре взаимозаменяемых держателя БДЗ-25, обеспечивающих применение всех видов бомбардировочного, ракетного и пушечного вооружения, и подвесных топливных баков; один пилон-держатель, предназначенный для установки пускового устройства ПД-62-8 для управляемых ракет класса "воздух-воздух" Р-60. Все держатели крепятся к крылу при помощи шкворневых соединений.

В носовой части крыла расположены тяги управления элеронами, система управления предкрылками, жгуты системы управления вооружением, идущие к держателям и электропроводка. Силовой набор носовой части состоит из носков, верхней и нижней обшивки. Часть носков выполнена силовыми, и на них установлены опорные элементы, по которым скользят рельсы предкрылков при их выдвигении и уборке.

Хвостовая часть консоли расположена между кессоном и задней кромкой. В хвостовой части расположены выходные патрубки трубопроводов топливной системы, трубопроводы и агрегаты гидравлической сис-



Детализовка средней части фюзеляжа.
(Николай Гордюков)

- 1 – створка передняя;
- 2 – стенка средняя;
- 3 – боковая часть шпангоута №12;
- 4 – боковая панель;
- 5 – верхняя боковая панель;

- 6 – гаргрот;
- 7 – боковая часть шпангоута №20;
- 8 – воздушный канал от шпангоута №18 до №20;
- 9 – воздушный канал от шпангоута №12 до №18;
- 10 – нижняя обшивка;
- 11, 12 – створки основных опор шасси;
- 13 – боковая стенка.

темы управления закрылками, тормозными щитками, бустера управления элеронами. В хвостовой части по осям гидроцилиндров управления закрылками установлены обтекатели гидроцилиндров, состоящие из двух частей: неподвижной, закрепленной на нижней поверхности хвостовой части консоли, и подвижной, закрепленной на гидроцилиндре управления закрылком. Силовой набор хвостовой части состоит из диафрагм, верхней и нижней обшивок. В хвостовой части расположены кронштейны навески закрылков и элеронов.

На конце каждой консоли крыла установлены гондолы с тормозными щитками. Тормозные щитки расположены в хвостовой части гондолы и являются ее естественным продолжением. Верхние и нижние основные щитки кинематически связаны между собой и открываются вверх и вниз на одинаковый угол. Привод щитков гидравлический. Верхний и нижний основные щитки имеют дополнительные щитки, кинематически связанные с каркасом гондолы. При отклонении основных щитков одновременно отклоняются и дополнительные. При максимальном угле открытия основных щитков, равном 55 градусам, дополнительные щитки

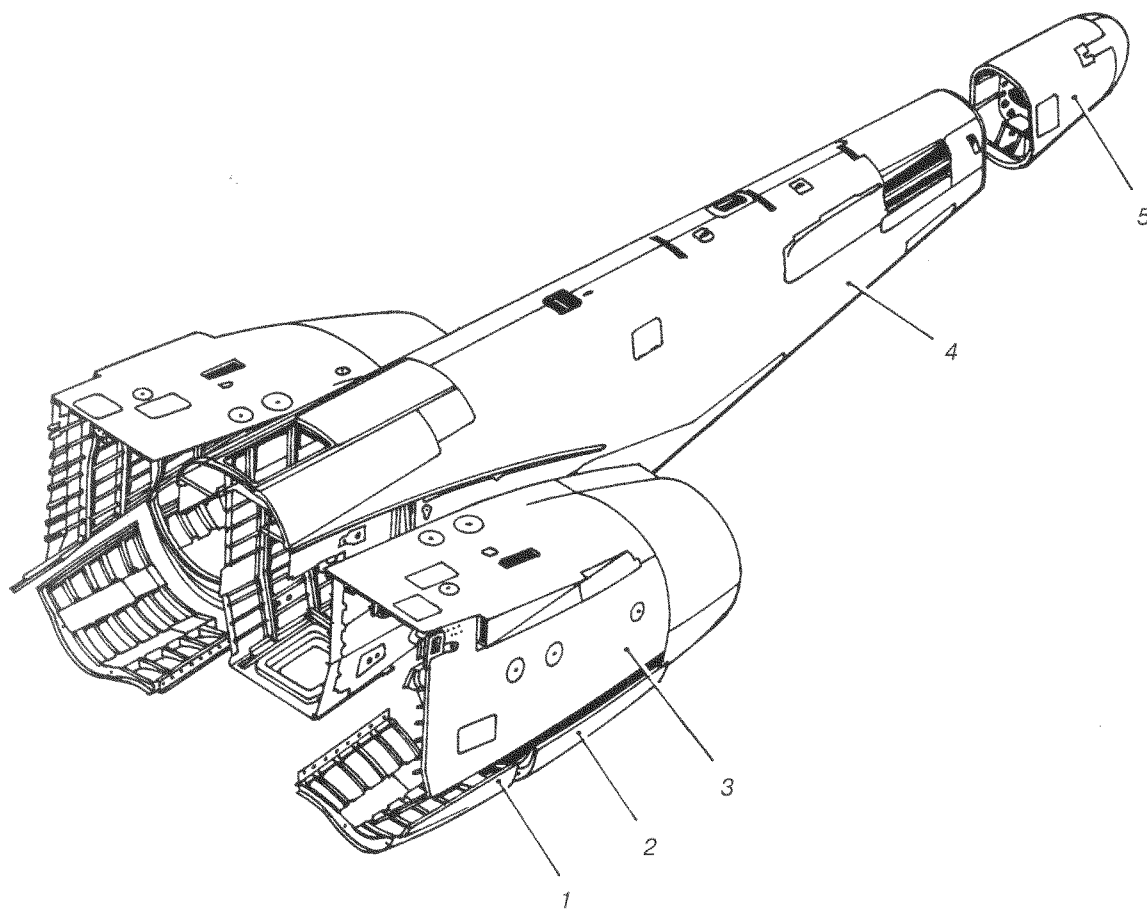
отклоняются на угол 90 градусов относительно наружной плоскости основных щитков. Площадь тормозных щитков составляет 1,2 м² (на самолетах ранних серий). На самолетах более поздних выпусков площадь тормозных щитков увеличилась до 1,8 м² ("двойной крокодил").

Крепление гондол к крылу осуществляется контурным угольником по верхней и нижней панелям кессона крыла и фитингами со стенками лонжеронов.

На нижней поверхности гондол установлены фары, а на боковой поверхности с внешней стороны – бортовые аэронавигационные огни и разъемы наземного переговорного устройства. Снизу гондолы с тормозными щитками устанавливаются противобликовые щитки, предназначенные для защиты кабины от засветки фарами.

На каждой консоли крыла установлен пятисекционный предкрылок, двухсекционный закрылок и элерон.

Предкрылок установлен по всему размаху консоли. Каждая секция предкрылка имеет по два рельса для навески на носовую часть консоли. Управление предкрылком обеспечивается двумя приводами. В корневой части третьей секции предкрылка имеется сту-



Детализировка хвостовой части фюзеляжа.
(Николай Гордюков)

1 – передний капот (правый и левый);
2 – задний капот (правый и левый);

3 – мотогондола (правая и левая);
4 – хвостовая часть фюзеляжа;
5 – парашютно-тормозная установка.

пленка по теоретическому контуру, образующая "зуб" по передней кромке предкрылка. Конструкция предкрылка состоит из диафрагм, в том числе силовых, по которым крепятся рельсы верхней и нижней обшивок. Секции предкрылка соединяются между собой штырями. Предкрылок трехпозиционный. Имеет положения: маневренное и взлетно-посадочное. Углы отклонения составляют соответственно: 0, -6, -12°. Обе секции закрылка каждой консоли двухщелевые с дефлектором, сдвижные. закрылки установлены на кронштейнах хвостовой части крыла на стальных ползунах и на роликах-ловителях.

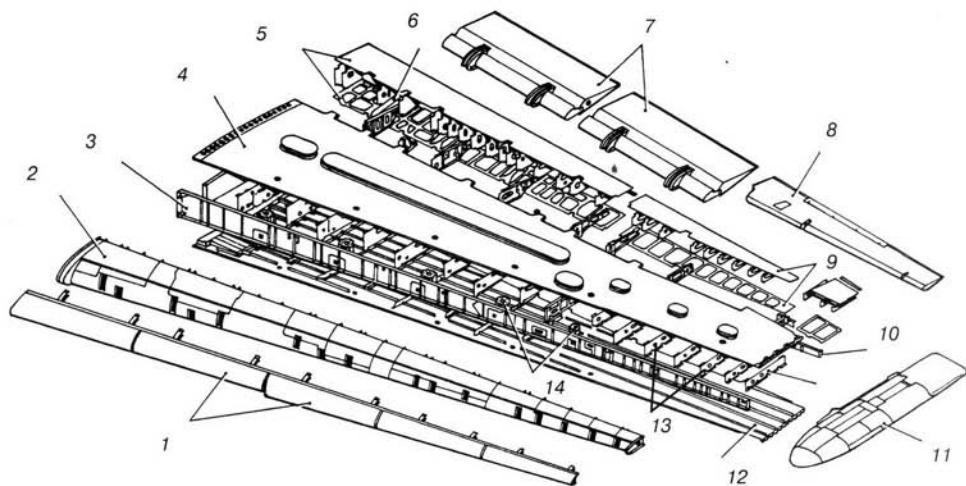
Силовой набор каждой секции закрылка состоит из лонжерона, двух силовых рельсовых нервюр, силовой приводной нервюры, диафрагм, верхней и нижней обшивок. Над лобовой частью закрылка закреплен неподвижно связанный с ним дефлектор. Все секции закрылков взаимозаменяемы.

Закрылки трехпозиционные, имеют положения: полетное, маневренное и взлетно-посадочное. Углы отклонения составляют соответственно: 0, -10, -35/-40° (для внутренних /внешних секций) градусов.

Элерон с осевой компенсацией расположен в концевой части крыла. Он имеет три узла навески и осевую компенсацию. Силовой набор элерона состоит из лонжерона, передней стенки, набора носков и нервюр, верхней и нижней обшивок, лобовиков с балансирами и хвостового профиля. Балансиры прикреплены к передней стенке элерона. Углы отклонения элерона составляют от +14 до -23°.

КОНСТРУКЦИЯ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

Горизонтальное оперение самолета малой стреловидности, неразъемное, состоящее из двух консолей стабилизатора и центроплана. Для балансировки самолета при выпущенной механизации стабилизатор имеет три установочных положения, соответствующих трем положениям закрылков, и управляется с помощью гидравлического привода по сигналу на выпуск или уборку механизации крыла. Стабилизатор навешивается двумя узлами на силовой шпангоут хвостовой балки, имеет поперечное "V", равное +5°.



Детализовка крыла самолета. (Николай Гордюков)

- 1 – предкрылок;
- 2 – носовая часть;
- 3 – лонжерон №1;
- 4 – верхняя панель кессона;
- 5 – хвостовая часть в зоне закрылков;
- 6 – кронштейны;
- 7 – закрылки;

- 8 – элерон;
- 9 – хвостовая часть в зоне элерона;
- 10 – лонжерон №2;
- 11 – гондола с тормозными щитками;
- 12 – нижняя панель кессона;
- 13 – нервюры;
- 14 – узлы навески пилонов.

Таблица 1.

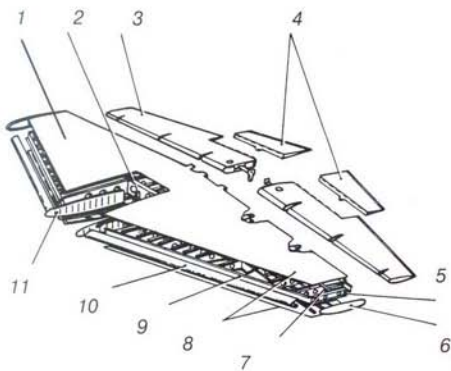
ПАРАМЕТРЫ КРЫЛА	
Размах (включая гондолы тормозных щитков), м	14,36
Площадь, м ²	30,1
Удлинение	6
Сужение	3,38
Угол стреловидности по передней кромке, градусов	19°54'
Угол поперечного "v", (°)	-2,5
Площадь элеронов, м ²	1,51
Площадь триммеров элеронов, м ²	0,021
Площадь предкрылков, м ²	3,16
Площадь закрылков, м ²	4,44



Тормозные щитки в закрытом виде. Самолет Т8-15.
(АООТ "ОКБ Сухого")

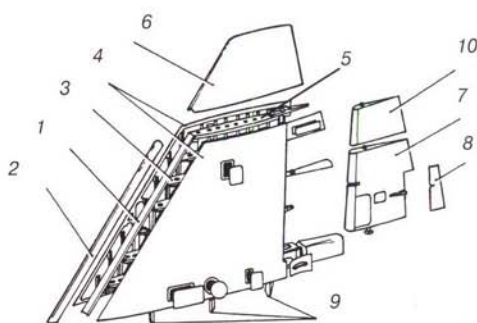


Тормозные щитки в раскрытом виде. Самолет Т8-15.
(АООТ "ОКБ Сухого")



Детализровка стабилизатора.
(Николай Гордюков)

- 1 – верхняя панель;
- 2 – лонжерон №1;
- 3 – руль высоты;
- 4 – триммер;
- 5 – нервюра;
- 6 – законцовка;
- 7 – лонжерон №2;
- 8 – передняя стенка;
- 9 – нижняя панель;
- 10 – лобовик;
- 11 – стенка.



Детализровка вертикального оперения самолета.
(Николай Гордюков)

- 1 – передняя стенка;
- 2 – лобовик;
- 3 – промежуточные нервы;
- 4 – правая и левая панели;
- 5 – нервюра №8;
- 6 – законцовка;
- 7 – руль направления;
- 8 – триммер;
- 9 – лонжероны №1, №2, №3;
- 10 – демпфер.

Продольный набор стабилизатора состоит из двух неразъемных лонжеронов, передних стенок, стрингеров, поперечный набор – из нормальных и силовых нервюр. На силовых нервюрах установлены узлы навески стабилизатора и его привода. К переднему лонжерону стабилизатора крепятся несъемные лобовики. Руль высоты состоит из двух отдельных половин, связанных между собой карданным валом. На каждой половине руля высоты установлены пружинные сервокомпенсаторы и триммер. На последующих модификациях самолета – Су-25УБ, Су-25Т, в продольном канале был установлен бустер.

Руль высоты имеет аэродинамическую компенсацию и весовую балансировку. Каждая половина руля высоты навешивается на стабилизатор на трех узлах.

Триммер, также имеет аэродинамическую компенсацию и весовую балансировку.

КОНСТРУКЦИЯ ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

Вертикальное оперение самолета состоит из киля, руля направления и демпфера рысканья.

Киль состоит из центральной силовой части, лобовика и радиопрозрачной законцовки. Продольный набор центральной силовой части киля состоит из трех лонжеронов, передней стенки и стрингеров, поперечный набор – из нервюр, в том числе силовой бортовой нервюры и замыкающей концевой нервюры по стыку с радиопрозрачной законцовкой. Киль крепится к фюзеляжу по трем силовым шпангоутам. Лобовик киля съемный и крепится на болтах к передней стенке силовой части.

В верхней части киля, ниже радиопрозрачной законцовки установлен хвостовой аэронавигационный огонь. В киле размещены блоки системы регистрации полетных параметров "Тестер-ЗУ". В основании киля установлен воздухозаборник системы охлаждения генераторов.

Руль направления имеет аэродинамическую и весовую компенсацию, навешивается на киль на трех узлах. На руле направления расположен триммер и кинематический сервокомпенсатор.

На задней кромке руля направления установлены балансировочные пластины.

Конструктивно руль направления состоит из лобовика, передней стенки, лонжерона, нервюр, обшивки и хвостового профиля.

Демпфер рысканья имеет аэродинамическую и весовую балансировку, навешивается на киль на двух шарнирных опорах. Демпфер рыскания состоит из лобовика, передней стенки, лонжерона, нервюр, обшивки и хвостового профиля.

КОНСТРУКЦИЯ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ

На самолете Су-25 установлены нерегулируемые боковые воздухозаборники с косыми овальными входами. Для уменьшения потерь полного давления на входе в компрессор двигателя воздухозаборники имеют скругленные входные кромки.

Между бортами фюзеляжа и воздухозаборниками расположены дозвуковые клинья слива пограничного слоя, накапливающегося на поверхности фюзеляжа, имеющие ширину 60 мм. Для улучшения работы воздухозаборника на больших углах атаки, плоскость входа воздухозаборника скошена при виде сбоку на 7°. Воздухозаборники имеют клепанную конструкцию. Носок воздухозаборника имеет продольные диафрагмы для увеличения жесткости конструкции на входе воздушного канала. Внутренняя обшивка воздухозаборника подкреплена кольцевыми шпангоутами, воспринимающими нагрузку разрежения и давления в воздушном канале.

В верхней части каждого воздухозаборника над воздушным каналом расположены отсеки самолетного оборудования, доступ к которым обеспечивается через съемные люки. На верхней поверхности правого воздухозаборника установлен заборник воздушного радиатора системы кондиционирования.

ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ УСТРОЙСТВА

Шасси самолета выполнено по трехопорной схеме с носовым колесом. Главные опоры шасси расположены

Таблица 2.

ПАРАМЕТРЫ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ САМОЛЕТА	
Размах, м	4,65
Площадь, м ²	6,47
Удлинение	3,54
Сужение	277
Угол поперечного "у", (°)	+5
Угол стреловидности по передней кромке, (°)	23°17'
Площадь руля высоты, м ²	0,88
Углы отклонения руля высоты, (°)	+14 - -23
Площадь триммера, м ²	0,104
Площадь сервокомпенсаторов, м ²	0,107

под средней частью фюзеляжа и убираются в ниши фюзеляжа движением "вперед против" полета и к плоскости симметрии самолета.

Передняя опора движением назад по полету убирается в нишу, расположенную частично в подкабинном и частично в закабинном отсеках. Передняя опора шасси смещена относительно оси симметрии самолета, что обусловлено ее совместным размещением со встроенной пушечной установкой в подкабинном отсеке.

Ниши главных и передней опор закрываются створками. Створки имеют кинематические приводы закрытия на земле и в полете. На главных опорах шасси установлено по одному тормозному колесу типа КТ-163Д с широкопрофильными пневматиками 840х360 мм. На передней опоре шасси установлено нетормозное колесо типа КН-21 (К2106Д) с пневматиком 660х200 миллиметров. Пневматики рассчитаны на прочность грунта 6-7 кгс/см².

Рычажная подвеска колес основных и передней опор обеспечивает безмоментную передачу от вертикальных и продольных сил на амортизацию шасси. Амортизация шасси пневмогидравлическая. В выпущенном положении основные опоры самолета фиксируются замками звеньев складывающихся подкосов.

Для улучшения маневренности самолета при движении по земле применена система поворота колеса передней опоры с управлением из кабины. Управление осуществляется отклонением педалей, связанных механическим приводом с золотниковой головкой гидравлического исполнительного механизма поворота колес. Выпуск и уборка шасси производится от гидросистемы.

Для защиты воздухозаборников от попадания в них посторонних предметов при взлете, посадке и рулении самолета по взлетно-посадочной полосе на передней опоре шасси установлен грязезащитный щиток.

Кроме тормозов колес главных опор шасси, другим штатным средством торможения, предназначенным для сокращения длины пробега самолета при посадке и прерванном взлете, является парашютно-тормозная установка (ПТУ).

Контейнер парашютно-тормозной установки является законцовкой хвостовой балки фюзеляжа. В нем размещен вытяжной парашют с пружинным механизмом, второй вытяжной парашют, двухкупольный тормозной парашют типа ПТК-25, из капроновых материалов с куполами крестообразной формы с площадью по 25 м² каждый и соединительное звено.

ПТК-25 обеспечивает:

- длину пробега самолета при посадке – 630 м и посадочной массе до 8800 кг, при приведении парашютной системы в действие на скорости 200 км/ч в момент касания ВПП главными колесами;

- работоспособность парашютной системы при введении ее в действие на скоростях движения самолета от 180 до 230 км/ч;

- максимальную эксплуатационную нагрузку, возникающую при наполнении парашютов (2х25 м²), не более 3780 кгс при посадочной скорости $V_{\text{пос.}} = 200$ км/ч и не более 5030 кгс при $V_{\text{пос.}} = 230$ км/ч;

Парашютно-тормозная система состоит из двух вытяжных парашютов площадью 0,05 м² и 1 м², и двух основных тормозных площадью 25 м², каждый.

В процессе эксплуатации на самолет была установлена парашютно-тормозная система – ПТК-25С из более легких и прочных материалов.

Контейнер парашютно-тормозной установки крепится по периметру к силовому шпангоуту хвостовой балки и имеет внешне конусообразную форму, образованную наружной обшивкой. Внутренняя обшивка образует цилиндр, в котором установлена ПТУ. Створка контейнера ПТУ представляет собой шаровый сегмент, который перед выпуском парашютов отклоняется вверх.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

Для управления самолетом в кабине летчика установлен пост управления, состоящий из ручки для управления рулями высоты и элеронами, и педалей – для управления рулем направления.

Таблица 3.

ПАРАМЕТРЫ ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ САМОЛЕТА

Размах, м	2,58
Площадь, м ²	4,65
Удлинение	1,43
Сужение	4,23
Угол стреловидности по передней кромке, градусов	35°47'
Площадь руля направления, м ²	0,75
Углы отклонения руля направления, градусов	±25
Площадь триммера, м ²	0,019
Площадь сервокомпенсатора, м ²	0,030
Площадь демпфера рыскания, м ²	0,206
Углы отклонения демпфера, (°)	±10



Киль самолета. (Ильдар Бедретдинов)

Рули высоты и направления связаны с ручкой и педалями соответственно жесткими проводками, состоящими из тяг и качалок, в которые включены пружинные сервокомпенсаторы. Проводка управления рулями высоты двойная (дублированная).

Элероны отклоняются гидравлическими бустерами, золотниковые коробки которых соединены с ручкой так же жесткой проводкой. Бустеры подключены к элеронам по необратимой схеме, поэтому для имитации аэродинамических нагрузок на ручке управления в поперечном канале установлен пружинный загрузочный механизм, изменяющий усилия на ручке в зависимости от углов отклонения элеронов.

Для снятия усилий с ручки управления и педалей, если они возникают в установившемся полете, рулевые поверхности имеют триммеры с дистанционным электрическим управлением. Система СБУ-8 представляет собой одноканальный регулятор, состоящий из демфера рыскания. Чувствительным элементом системы был датчик угловой скорости, сигнал которого после преобразования и усиления поступает на рулевую машину РМ-130, для перемещения секции руля направления.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ МЕХАНИЗАЦИЕЙ КРЫЛА

Все пять секций предкрылков на каждой консоли крыла связаны жесткой проводкой управления (тяги и качалки) и имеют один гидропривод – трехпозиционный гидроцилиндр. Он обеспечивает три положения предкрылков: полетное (убраны), маневренное (выдвинутые частично



Воздухозаборник серийной машины. (Ильдар Бедретдинов)

с отклонением на 6°) и взлетно-посадочное (полностью выдвинутые с отклонением на 12°). Каждая секция закрылков имеет свой трехпозиционный гидроцилиндр, которые обеспечивают выдвигание и отклонение закрылков так же в три положения: полетное (убраны), маневренное (частично выдвинутые отклонением на 10°) и взлетно-посадочное (полностью выдвинутые с отклонением внутренних секций на 40° , а внешних – на 35°).

Для балансировки самолета при выпущенной механизации крыла горизонтальное оперение так же имеет три угла установки, в зависимости от положения предкрылков и закрылков.

При убранной механизации горизонтальное оперение имеет установочный угол – $1^\circ 40'$, в маневренной конфигурации – $3^\circ 17'$ и во взлетно-посадочной – $7^\circ 56'$.

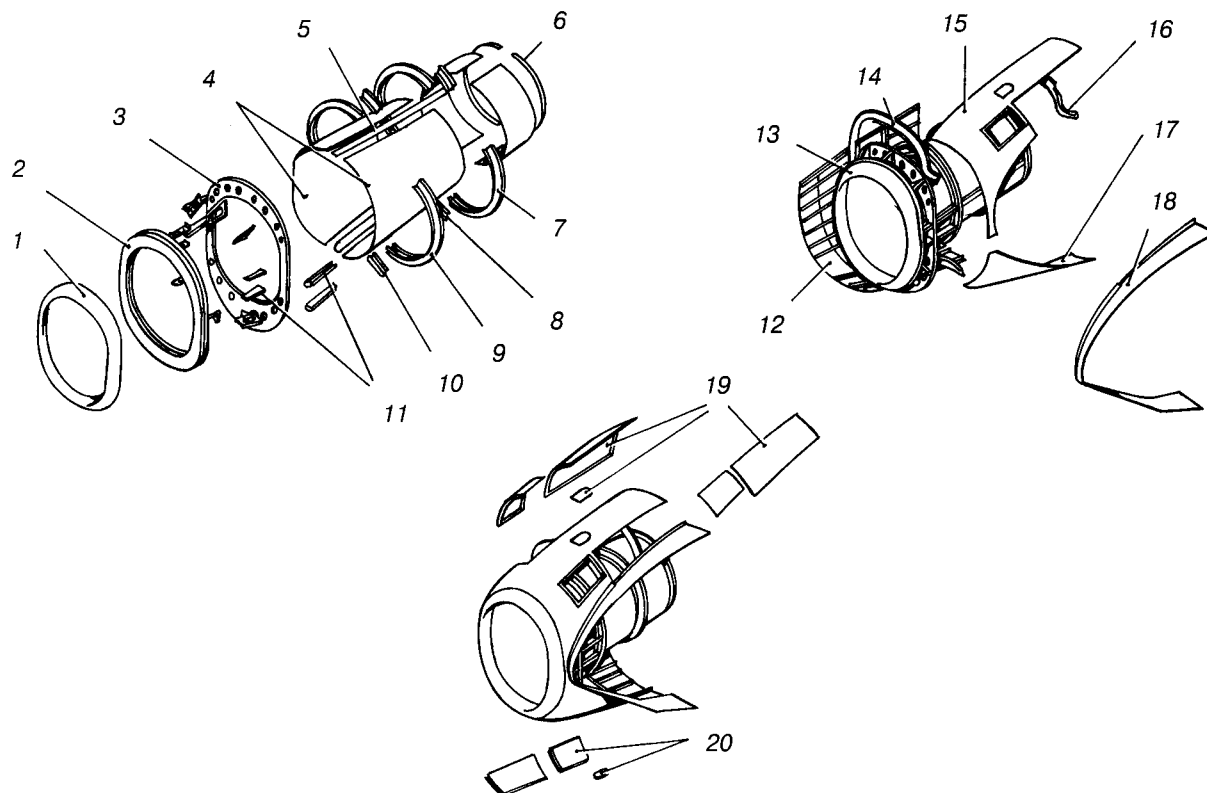
Перестановка стабилизатора осуществляется так же трехпозиционным гидроцилиндром.

Механизация крыла, и стабилизатор имеют один орган управления: переключатель управления механизацией крыла "МЕХ КРЫЛА", установленный на левом щитке приборной доски.

Если в полете необходимо выпустить механизацию крыла и переложить стабилизатор в положение "МК" (маневренная конфигурация), летчик может воспользоваться ползунковым переключателем "ПК-МК", расположенном на РУДе.

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

На самолете установлены два бесфорсажных турбореактивных двигателя Р95Ш с нерегулируемым соплом



Детализовка воздухозаборника. (Николай Гордюков)

- 1 – носок канала воздухозаборника;
- 2 – шпангоут №1К;
- 3 – шпангоут №2К;
- 4 – обшивка канала;
- 5 – прокладка;
- 6 – лента стыковочная;
- 7 – обод шпангоута №4К;
- 8 – накладка шпангоута №4К;
- 9 – обод шпангоута №3К;
- 10 – накладка шпангоута №3К;

- 11 – диафрагмы;
- 12 – боковая панель;
- 13 – канал воздухозаборника;
- 14 – шпангоут №3К;
- 15 – верхняя панель;
- 16 – шпангоут №4К;
- 17 – нижняя панель;
- 18 – зализ воздухозаборника;
- 19 – верхние люки;
- 20 – нижние люки.

с нижнерасположенной коробкой приводов, с автономным электрическим запуском.

Двигатели размещены в мотоотсеках по обеим сторонам хвостовой балки фюзеляжа.

Воздух в двигатели поступает по двум цилиндрическим воздушным каналам с овальными дозвуковыми нерегулируемыми воздухозаборниками.

Передний торец двигателя стыкуется с воздушным каналом через резиновый уплотнительный жгут.

Двигатель расположен в мотогондоле так, что срез его сопла совпадает со срезом мотогондолы. Ось сопла по отношению к оси двигателя отклонена вниз на 2°. Между внешней поверхностью сопла и внутренней поверхностью мотогондолы имеется кольцевой зазор для выхода воздуха, продуваемого через мотоотсек.

Двигатели крепятся к силовым шпангоутам мотогондолы в двух поясах.

Передний пояс крепления состоит из трех узлов – двух боковых, регулируемых по длине тяг и верхней цапфы-штыря. Тяги воспринимают вертикальные нагрузки, а штырь – тягу двигателя и боковые нагрузки. задний пояс крепления состоит из трех узлов: двух регулируемых по длине боковых тяг, воспринимающих вертикальные нагрузки, и верхней горизонтальной тяги, воспринимающей боковые нагрузки.

В конструкцию каждого двигателя входят следующие узлы: осевой двухроторный восьмиступенчатый компрессор; прямоточная трубчато-кольцевая камера сгорания с десятью жаровыми трубами; осевая двухступенчатая реактивная газовая турбина с охлаждаемыми сопловыми лопатками первой ступе-



Пневматик колеса передней стойки шасси с защитным кожухом. (Ильдар Бедретдинов)

Основная стойка шасси. (Алексей Михеев)

ни, корпусом и диском; нерегулируемое реактивное сопло.

На двигателе устанавливаются следующие агрегаты: стартер-генератор; генератор переменного тока; гидронасос; топливный насос-регулятор.

Каждый двигатель оборудован системами: топливной; масляной; отбора воздуха; запуска.

К системам, обеспечивающим работу силовой установки самолета, относятся: топливная система; система дренажа и суфлирования; система управления двигателями; система запуска двигателей; система охлаждения двигателей; система противопожарной защиты; приборы контроля работы двигателей.

Для нормальной работы двигателей и его блоков, система дренажа обеспечивает выведение остатков топлива, масла и гидросмеси за борт самолета после остановки двигателей или в случае неудавшегося запуска.

Система управления двигателями предназначена для изменения режимов работы двигателей и обеспечивает автономное управление каждым двигателем. Система состоит из пульта управления двигателями на левом борту кабины летчика и тросовой проводки с роликами, поддерживающими трос, тандерами, регулирующими натяжение тросов, и блоков редукторов перед двигателями.

Масляная система двигателя – замкнутого типа, автономная, предназначена для поддержания нормального температурного состояния трущихся деталей, уменьшения их износа и уменьшения потерь на трение.

Система запуска обеспечивает автономный и автоматический запуск двигателей и выход их на устойчивую частоту вращения. запуск двигателей на земле

можно производить от бортового аккумулятора или от аэродромного источника питания.

Охлаждение двигателей, агрегатов и конструкции фюзеляжа от перегрева, обеспечивается набегающим потоком воздуха, поступающим через воздухозаборники охлаждения за счет скоростного напора. Воздухозаборники охлаждения двигателей расположены на верхней поверхности мотогондол. Попавший в них воздух под действием скоростного напора растекается по двигательным отсекам, охлаждая двигатели, их агрегаты и конструкции. Отработанный охлаждающий воздух выходит наружу через кольцевой зазор, образованный мотогондолами и соплами двигателей.

Охлаждение электрических генераторов, установленных на двигателях, также производится набегающим потоком воздуха за счет скоростного напора. Воздухозаборники охлаждения генераторов установлены на верхней поверхности хвостовой балки фюзеляжа перед носком киля. В хвостовой балке патрубки разделяются на левый и правый трубопроводы. Пройдя генераторы и охладив их, воздух выходит в двигательный отсек, смешиваясь с основным охлаждающим воздухом.

Система противопожарного оборудования предназначена для обнаружения, сигнализации и тушения пожара в отсеках двигателей (мотоотсеках).

На самолете установлено противопожарное оборудование с двумя системами сигнализации и двумя огнетушителями.

Противопожарное оборудование включает: средства предупреждения пожара; средства сигнализации о пожаре; средства тушения пожара.



Тормозная система колеса основной стойки шасси.
(Сергей Балаклеев)

Передняя стойка шасси. (Ильдар Бедретдинов)



Средствами предупреждения пожара являются конструктивные мероприятия по ограничению распространения пожара, организация охлаждения пожароопасных отсеков, которыми на самолете являются отсеки двигателей, разделенные между собой конструкцией хвостовой балки фюзеляжа.

На самолете установлено две системы сигнализации о пожаре, по одной на каждый двигательный отсек. Система сигнализации о пожаре состоит из исполнительного блока и соединенных с ним двух групп датчиков. Средства тушения пожара включают в себя два огнетушителя и распределительные коллекторы. Огнетушители расположены в мотоотсеке двигателей, коллекторы с подходящими к ним трубопроводами от огнетушителей установлены по обводам шпангоутов.

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Топливная система, предназначена для питания двигателя топливом в процессе запуска и на всех режимах работы. Она состоит из систем основного и пускового топлива. В топливную систему входят: топливные насосы ДЦН-44С-ДТ, струйные насосы СН-6, подкачивающие центробежные насосы ЭЦН-91Б, регулятор НР-54, отстойники, расходомеры, сливные клапаны, фильтры и датчики давления и состава.

Топливо на самолете размещено в сообщающихся между собой топливных баках под избыточным давлением $0,1 \text{ кг/см}^2$ (создается за счет воздуха, отбираемого из-за восьмой ступени компрессора).

Топливная система обеспечивает подачу топлива из баков к двигателям в заданной последовательности на всех режимах работы самолета и при любом его по-

ложении в воздухе. Она включает в себя баки, в которых размещается: топливо; агрегаты, устройства и топливопроводы для заправки топливом баков на земле; агрегаты, устройства и трубопроводы, обеспечивающие подачу топлива из баков к двигателям; систему питания двигателей при действии нулевых и отрицательных перегрузок; приборы и устройства для контроля работы топливной системы на земле и в воздухе; агрегаты, устройства и трубопроводы наддува и дренажа топливных баков.

Топливо размещается в двух фюзеляжных баках-отсеках: баке № 1 (переднем), вместимостью 1128 л, баке № 2 (расходном), образованном как единая емкость из заднего фюзеляжного и центропланного баков общей вместимостью 1250 л, и в крыльевых баках (по одному в каждой консоли), общей емкостью 1274 л. Всего в самолете Су-25 установлено четыре топливных бака.

Суммарная эксплуатационная емкость топливных баков составляет 3660 литров. Топливо из подвесных топливных баков выдвигается в бак № 1 воздухом с избыточным давлением $0,65 \text{ кг/см}^2$.

Фюзеляжные и крыльевые баки представляют собой герметичные баки-отсеки, являющиеся элементами конструкции фюзеляжа и крыла самолета. На боковых поверхностях фюзеляжных баков № 1 и № 2, отделенных от воздушного канала зазором и на нижних поверхностях бака в центроплане и бака № 1 установлен протектор, который существенно снижает потери топлива в первые секунды после поражения баков и быстро затягивает пробину. Двухслойные протектирующие элементы имеют толщину до 20 мм.

Для обеспечения взрывобезопасности топливных баков фюзеляжа, крыла, центроплана и подвесных ба-



Сопло двигателя P195. (АООТ "ОКБ Сухого")

Сопло двигателя P95Ш. (Сергей Балаклеев)

ков их внутренние объемы заполнены пористым наполнителем – пенополиуретаном. Для обеспечения защиты от пожара смежных отсеков, расположенных рядом с первым и вторым топливными баками фюзеляжа, пространство вокруг воздушных каналов и между воздушными каналами и баками также заполнено пенополиуретаном.

Закладка в баки пенополиуретановых вкладышей производится через монтажные люки.

В подвесные топливные баки пенополиуретановые вкладыши закладываются при разобранном по стыковым шпангоутам баке.

Система дренажа и наддува обеспечивает в фюзеляжных и крыльевых баках избыточное давление на всех режимах полета. С этой целью все баки соединены дренажными трубопроводами, в которые подается воздух от заборника скоростного напора и системы наддува.

Заправка баков топливом осуществляется двумя способами: открытым централизованным или открытым через заливные горловины каждой емкости. При открытым централизованным способе заправка фюзеляжных и крыльевых баков выполняется через заправочную горловину бака № 1.

Последовательность выработки топлива из баков обусловлена требованием сохранения центровки самолета в заданных пределах на всех режимах полета. Так как, бак № 2 является расходным, то он вырабатывается в последнюю очередь и поддерживается заполненным на всех режимах работы двигателя за счет перекачки топлива из баков фюзеляжа и крыла.

Подача топлива к двигателям обеспечивается тремя способами: подкачивающим насосом из бака № 2 на всех режимах полета при отсутствии нулевых и от-

рицательных перегрузок; вытеснением из бачка-аккумулятора при действии нулевых и отрицательных перегрузок; самотеком через обратные клапаны при откаже насоса.

Топливо к насосам, установленным по одному на каждом двигателе, подается из расходного бака насосом подкачки.

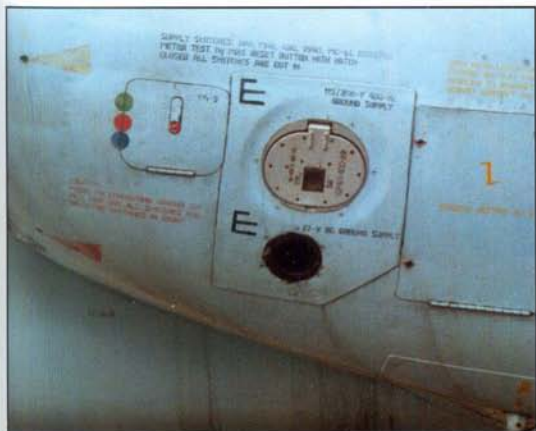
Емкость бачка-аккумулятора обеспечивает работу двигателей на нулевых или отрицательных перегрузках в течение 15-ти секунд. При нормальной работе топливной системы бачок-аккумулятор полностью заполнен топливом.

Топливо из крыльевых баков в расходный перекачивается струйными насосами.

Для увеличения дальности полета самолета под консолями крыла могут подвешиваться два или четыре подвесных топливных бака ПТБ-800 емкостью по 800 л, либо ПТБ-1150 емкостью по 1150 л (два при боевом применении самолета и четыре при перегоне).

Выработка топлива из подвесных топливных баков производится давлением наддува. Подвесные топливные баки вырабатываются в первую очередь.

Конструктивно подвесной топливный бак выполнен в виде цилиндрической оболочки, подкрепленной шпангоутами. Для улучшения транспортировки и условий хранения подвесной бак выполнен разъемным и состоит из трех частей: носовой, средней и хвостовой, соединенных по стыку болтами. Герметичность обеспечивается установкой по разъемам стыковых колец. Средняя часть подвесного топливного бака – силовая, на ней расположены узлы подвески бака к балочному держателю; в средней части подвесного бака установлен трубопровод, служащий для отбора топлива из бака.



Розетка аэродромного запуска двигателей на левой гондоле двигателя. (Ильдар Бедретдинов)

Топливные баки самолета Су-25. (Сергей Балаклеев)



На хвостовой части подвесного топливного бака установлен стабилизатор, состоящий из двух горизонтально расположенных консолей.

Двигатели могут работать на пяти сортах авиационного керосина (ПЛ-4, ПЛ-6, Т-1, ТС-1 и РТ) и в течение небольшого срока – на дизельном топливе.

СИСТЕМА СПАСЕНИЯ ЛЕТЧИКА

Для спасения летчика на самолете Су-25 установлено катапультное кресло К-36Л, разработки НПП "Звезда" и производимое "Вятским машиностроительным предприятием" (г. Киров).

Кресло служит рабочим местом летчика и обеспечивает его спасение до скоростей 1000 км/ч во всем диапазоне высот полета, включая взлет и посадку. Оно является облегченным вариантом кресла К-36Д и не имеет ограничителей разброса рук, дефлектора и системы подтяга ног.

В полете, летчик удерживается в кресле индивидуальной подвесной и привязной системой, а бесступенчатое регулирование сиденья по росту обеспечивает летчику удобное для работы и обзора положение в кабине.

Защита летчика от возникающей при катапультировании перегрузки и воздействия скоростного напора обеспечивается высотным снаряжением, принудительной фиксацией в кресле и устойчивой стабилизацией катапультного кресла. Катапультирование производится при вытягивании ручек катапультирования, после чего все системы кресла и бортовая система аварийного сброса фонаря срабатывают автоматически, вплоть до ввода спасательного парашюта и отде-

ления летчика от кресла. После отделения от кресла купол спасательного парашюта наполняется и обеспечивает спасение летчика, а поддержание жизнедеятельности летчика после приземления или приведения обеспечивается средствами носимого аварийного запаса – НАЗ-8, отделяющегося от кресла вместе с летчиком.

Сброс откидной части фонаря возможен от ручки катапультирования на кресле К-36Л и от ручки автономного сброса. Управление откидной частью фонаря осуществляется от двух систем – эксплуатационной и аварийной.

В состав кресла входит спасательная парашютная система ПСУ-36, разработки московского научно-исследовательского института парашютостроения (НИИ парашютостроения), состоящая из парашюта круглой формы со щелями площадью 60 м² и подвесной системы ИПС-72.

Конструкция парашютно-спасательной системы ПСУ-36 при нормальном функционировании соответствующих агрегатов и автоматики катапультного кресла обеспечивает:

- нормальную работу при введении системы в действие на истинной скорости движения катапультного кресла с членом экипажа до 650 км/ч на высотах до 6000 м при общей массе члена экипажа в спецснаряжении со спасательной системой 138 кг;
- перегрузки, возникающие при введении системы в действие, не более 16 единиц;
- среднюю вертикальную скорость снижения на наполненном куполе не более 6 м/с;
- потерю высоты при скольжении.



Подвесные топливные баки ПТБ-800. (Сергей Балаклеев)

СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА

Система кондиционирования воздуха обеспечивает:

- необходимые условия для работы летчика в кабине, поддерживает избыточное давление в кабине в пределах (0,03 – 0,05) кгс/см²;
- обогрев и вентиляцию кабины;
- предохранение стекол фонаря от запотевания;
- необходимую температуру в блоках радиоэлектронного оборудования.

Для улучшения теплового режима летчика установлена система вентиляции снаряжения, обеспечивающая подачу на всех режимах полета, разбеге и рулежке, необходимого расхода кондиционированного воздуха в пространство под одеждой.

Для системы кондиционирования используется воздух, отбираемый за восьмой ступенью компрессора каждого двигателя, который затем последовательно охлаждается в двух воздухо-воздушных радиаторах и в турбоохладителе. Система кондиционирования начинает работать одновременно с запуском двигателей.

Регулирование подачи воздуха в кабину, а также включение и отключение вентиляции костюма осуществляется летчиком вручную.

Система кондиционирования разработки НПО "Наука" состоит из: регулятора избыточного давления, влагоотделителя, блока управления, сетевого регулятора давления, турбоохладителя, блока воздухо-воздушных теплообменников и сигнализатора температуры.

Регулятор избыточного давления (РИД) является командным прибором и управляет клапаном регулятора. РИД предназначен для предотвращения повышения давления воздуха в кабине сверх заданного в наземных условиях.

Влагоотделитель предназначен для отделения капельной влаги в системе кондиционирования.

Сетевой регулятор давления предназначен для поддержания постоянного избыточного давления воздуха в системе кондиционирования, а также для автоматического и принудительного перекрытия трубопровода. Для снижения массы сетевой регулятор выполнен из титановых сплавов ВТ-20 и ОТ-4.

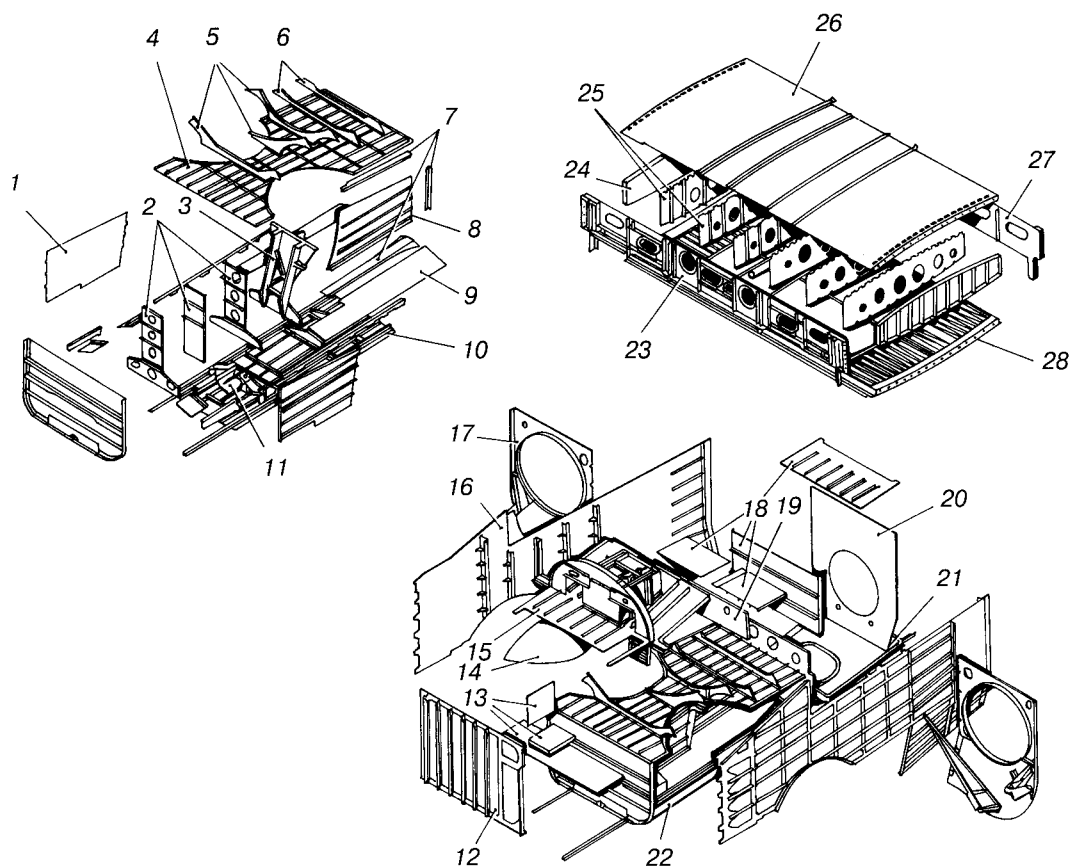
Турбоохладитель предназначен для охлаждения воздуха, поступающего в кабину самолета, эксплуатируемого в условиях влажного тропического климата.

Блок воздухо-воздушных теплообменников предназначен для охлаждения и осушения воздуха, подаваемого в кабину и приборные отсеки самолета, эксплуатируемого в условиях влажного, тропического климата.

Сигнализатор температуры предназначен для коммутации электроцепей при достижении максимально заданной температуры в отсеках и трубопроводах.

КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Кислородное оборудование совместно со специальным снаряжением предназначено для обеспечения необходимых условий жизнедеятельности летчика и обеспечивает полеты в следующих условиях: длитель-



Детализовка топливных баков самолета. (Николай Гордюков)

- 1 – боковая стенка;
- 2 – диафрагма;
- 3 – узел крепления подкоса;
- 4 – панель;
- 5 – стенка;
- 6 – диафрагма;
- 7 – профиль;
- 8 – задняя стенка;
- 9 – боковая обшивка;
- 10 – нижняя обшивка;
- 11 – кронштейн;
- 12 – стенка шпангоута №11Б;
- 13 – панель;
- 14 – крышка;

- 15 – верхняя панель;
- 16 – боковая панель;
- 17 – панель шпангоута №18;
- 18 – панель;
- 19 – панель шпангоута №14;
- 20 – плита шпангоута №21;
- 21 – нижняя панель;
- 22 – вертикальная стенка;
- 23 – передняя стенка;
- 24 – бортовая нервюра;
- 25 – промежуточная нервюра;
- 26 – верхняя панель;
- 27 – задняя стенка;
- 28 – нижняя панель

но на всех высотах полета самолета и кратковременно при катапультировании.

При проведении полетов летчик должен быть одет в следующее специальное снаряжение: защитный шлем с кислородной маской; вентилируемый костюм; противоперегрузочный костюм.

Полеты над водной поверхностью выполняются в морском спасательном снаряжении.

Кислородное оборудование состоит из двух кислородных систем: основной и кресельной.

Основная кислородная система состоит из бортового комплекта кислородного прибора-смесителя

КП-52М и кислородных баллонов. Бортовой запас кислорода основной системы заключен в четырех пятилитровых баллонах в состоянии при давлении 150 кг/см².

Подача кислорода в маску при нормальной работе оборудования производится легочным автоматом кислородного прибора, начиная с высоты 2 км.

Кресельная кислородная система состоит из блока кислородного оборудования БКО-ЗВЗ, объединенного разъема коммуникаций, механизмов автоматического и ручного включения системы.

Система предназначена для питания кислородом при катапультировании в кресле и последующем спус-

ке, при отказе основной системы, а также, для обеспечения всплытия из-под воды после катапультирования, и пребывания на плаву в течение 3 минут, с момента включения системы.

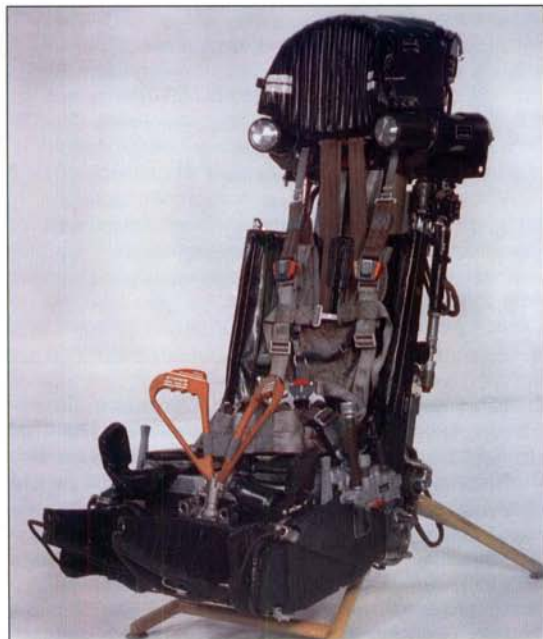
ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Гидравлическая система самолета Су-25 состоит из двух независимых гидросистем. Каждая гидросистема состоит из блока питания, магистралей нагнетания и слива и отдельных систем, состоящих из распределительных устройств, органов и исполнительных магистралей.

Первая гидросистема обеспечивает управление колесом передней опоры шасси, уборку и выпуск предкрылков и закрылков, перестановку стабилизатора, управление элеронами, аварийный выпуск шасси, автоматическое торможение колес основных опор при уборке шасси, аварийное торможение колес основных опор шасси.

Вторая гидросистема самолета обеспечивает уборку и выпуск шасси, основное торможение колес основных опор шасси, управление колесом передней опоры шасси.

Каждая гидравлическая система имеет свой источник давления (насос НП-34М-1Г), свои распределительные устройства, исполнительные органы, трубопроводы и емкости с рабочей жидкостью АМГ-10. Давление в гидросистемах 210 кг/см². Обе гидросистемы являются системами закрытого типа с поддавливанием от гидроаккумулятора.



Катапультное кресло К-36Л (ОАО "НПП "Звезда")

СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

Система электроснабжения самолета состоит из источников электроэнергии и электрической сети, в которую входят: аппаратура управления, регулирования и защиты, коммутационная аппаратура, электропроводка и электроразъемы.

Напряжение подается от двух стартер-генераторов ГСР-СТ-12/40Д (постоянного тока) и двух генераторов ГО4ПЧ4 (переменного тока), с приводом от двигателей. Генераторы переменного и постоянного тока и преобразователи обеспечивают в полете каждый свою группу потребителей. Основными источниками однофазного тока являются два комбинированных преобразователя. Цепь постоянного тока имеет напряжение 28,5 В, а цепи переменного тока: две с напряжением 36 В и частотой 400 Гц и одна с напряжением 114 В с той же частотой.

Аварийными и резервными источниками постоянного тока являются две аккумуляторные батареи.

Для подключения бортовой электросети самолета к наземным источникам электроэнергии на борту самолета установлены два штепсельных разъема аэродромного питания (один – постоянного тока, второй – трехфазного переменного тока).

ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА

На экспериментальном самолете Т8-1 противообледенительная система фонаря включала систему обдува лобового бронеплоща горячим воздухом от системы кондиционирования.

На серийном самолете стоит противообледенительная система лобового бронеплоща фонаря с электрообогревом.

БОРТОВОЕ РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Радиоэлектронное оборудование включает в себя: прицельное оборудование; пилотажно-навигационное оборудование; радиотехническое оборудование; аппаратуру управления оружием; средства обороны самолета; аппаратуру регистрации и контроля.

ПРИЦЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Прицельное оборудование самолета обеспечивает решение задач применения вооружения по наземным и воздушным целям в условиях их визуальной видимости.

В состав прицельного оборудования входят:

- авиационный стрелковый прицел АСП-17БЦ-8, обеспечивающий прицеливание при стрельбе, бомбометании и пуске ракет по визуально видимым наземным и воздушным целям;
- лазерная станция дальнометрирования и подсвета "Клен-ПС" (см. Таблицу 4) разработки Уральского оптико-механического завода (с 1999 г. –

ФГУП "ПО "Уральский оптико-механический завод", г. Екатеринбург), обеспечивающая измерение наклонной дальности до цели при решении задач прицеливания и выдачи ее в прицел, а также для наведения УР с лазерной головкой наведения;

- аппаратура формирования сигналов управления ("Метка"), обеспечивающая формирование электрических сигналов для отклонения зеркала станции подсвета и дальнометрирования и подвижной марки прицела, пропорциональных управляющим воздействиям летчика;
- блок согласующих устройств;

ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Основой пилотажно-навигационного оборудования является навигационный комплекс КН-23-1, который предназначен для определения и выдачи в прицельно-вычислительные устройства и на индикаторные приборы навигационно-пилотажных параметров, необходимых для выполнения полета и решения боевых задач.

Навигационный комплекс обеспечивает:

- непрерывное автоматическое счисление координат самолета по данным автономных средств;
- выполнение маршрутного полета, выход в район заданной цели, возврат на аэродром посадки, снижение на высоту предпосадочного маневра, повторный заход на посадку;
- определение и выдачу основных навигационных и пилотажных параметров.

Навигационный комплекс состоит из:

- инерциальной курсовертикали ИКВ-1;
- радиотехнической системы ближней навигации и посадки (РСБН) – РСБН-6С;
- доплеровского измерителя путевой скорости и угла сноса ДИСС-7 с вычислителем В-144.

Кроме навигационного комплекса в состав пилотажно-навигационного оборудования самолета входят:

- автоматический радиоконпас АРК-15М разработки Конструкторского бюро Московского радиозавода (ныне – Московское конструкторское бюро "Компас"), который обеспечивает вождение самолета по приводным и широковегательным радиостанциям, а также заход на посадку в условиях отсутствия наземной системы РСБН-6С или при отказе бортовой системы, при этом выдача навигационной информации в легко воспринимаемой форме и высокая степень автоматизации управления радиоконпасом позволяют увеличить время на выполнение пилотом основных целей полета;
- указатель углов атаки и вертикальной перегрузки УУАП-72, разработки "Ульяновского конструкторского бюро приборостроения" – ОАО "УКБП", система, обеспечивающая предупреждение экипажа о выходе самолета на предельные и критические режимы;
- система воздушных сигналов СВС-1-72-1В, обеспечивающая выдачу потребителям и на индикаторы истинной и воздушной скорости, абсолют-

ной и относительной барометрической высоты и числа М полета;

- датчики углов атаки и скольжения ДУА-3, разработки "Ульяновского конструкторского бюро приборостроения";
- радиовысотомер малых высот РВ-15;
- маркерное радиоприемное устройство, обеспечивающее определение момента пролета самолета над маркерным радиомаяком МРП-56П;
- приемники воздушного давления: основной – ПВД-18Г-3М и резервный – ПВД-7;
- автономные пилотажно-навигационные приборы в кабине летчика.

РАДИОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Радиотехническое оборудование самолета Су-25 обеспечивает радиосвязь с наземными объектами и с самолетами во всем диапазоне высот и радиуса действия самолета.

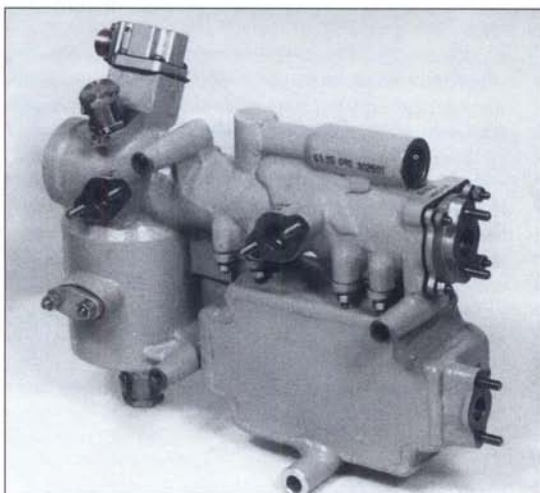
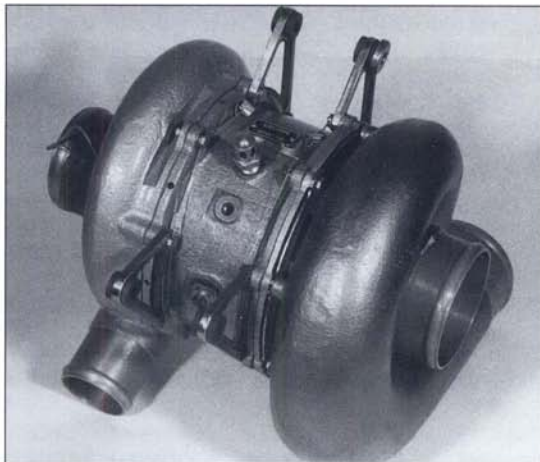
В состав радиотехнического оборудования входят:

- связная радиостанция Р-862, предназначенная для телефонной радиосвязи в метровом и дециметровом диапазонах волн между самолетами и командным пунктом на аэродроме;
- радиостанция связи с сухопутными войсками Р-828, которая обеспечивает радиотелефонную связь с пунктами управления и отдельными подвижными объектами войск. Р-828 – малогабаритная многоканальная ультракоротковолновая радиостанция, позволяющая осуществлять безпоисковую и безподстроечную радиосвязь в пределах прямой видимости;
- аварийная радиостанция Р-855 входящая в комплект выживания летчика в катапультируемом не прикосновенном авиационном запасе (НАЗ) летчика;
- самолетный радиолокационный ответчик системы гособознания;
- самолетный ответчик СО-69, предназначенный для решения задач управления воздушным движением на трассах и в зонах аэродромов и работающих с радиолокаторами систем посадки, обнаружения и наведения;
- антенно-фидерная система "Пион";
- самолетное переговорное устройство СПУ-9.

АППАРАТУРА УПРАВЛЕНИЯ ОРУЖИЕМ

Система управления оружием – 8П (СУО-Т8), разработанная курским ОКБ "Авиаавтоматика", обеспечивает управление пушечным вооружением, сбросом авиабомб, пуском НАР, подготовкой и пуском управляемых ракет "воздух-поверхность", применяемых для поражения всех типов танков и бронетехники противника. За время эксплуатации система 8П показала свою высокую надежность и соответствие техническим требованиям.

Создаваемая как аппаратная система – 8П была рассчитана на обеспечение высоких показателей на-



Блоки системы кондиционирования. (Сергей Балаклеев)
 Турбохолодильник. (слева сверху). (НПО "Наука")
 Турбохолодильник внутри мотогондолы самолета. (справа сверху,
 Регулятор избыточного давления. (слева внизу). (НПО "Наука")
 Блок управления. (справа внизу) (НПО "Наука")

дежности и безопасности применения за счет резервирования определяющих узлов и элементов и обеспечения ряда блокировок, гарантирующих безопасность применения оружия.

Для создававшихся на базе штурмовика Су-25 модификаций создавались модификации системы управления оружием 8П, которые оказывали существенную роль в обеспечении новых качеств каждой новой версии самолета.

СРЕДСТВА ОБОРОНЫ САМОЛЕТА

Средства обороны самолета обеспечивают предупреждение летчика об облучении самолета наземными РЛС зенитно-ракетных комплексов и истребителей противника, пеленгование РЛС в различных режимах излучения, прогнозирование пусков ракет класса "воздух-воздух" и "воздух-поверхность", создание активных помех РЛС управления оружием, создание инфра-

красных помех ракетам с тепловыми головками самонаведения.

Средства обороны самолета включают в себя: аппаратуру обнаружения работающих РЛС (станция предупреждения о радиолокационном облучении СПО-15 "Береза", разработки Омского "Центрального конструкторского бюро автоматики").

Станция СПО-15, устанавливается на все типы самолетов и предназначена для: обнаружения и пеленгования наземных, и бортовых РЛС, облучающих самолет; определения типов и режимов работы облучающей РЛС; измерения уровня мощности принимаемых сигналов для ориентировочной оценки дальности и динамики сближения с облучающими РЛС; определения момента приближения самолета к зоне действия зенитных артиллерийских или ракетных комплексов и ракет истребителей-перехватчиков; определения наиболее угрожающего атакующего средства при одновременном облучении самолета несколькими РЛС; световой и звуковой

сигнализации об облучении экипажа самолета для применения им необходимых мер защиты.

В изделие СПО-15 входят: передние азимутальные антенны; пульт управления; индикатор; высокочастотные преобразователи; приемник; компьютер; антенны угла места; блок питания; дальние азимутальные антенны;

Станция постановки активных радиотехнических помех СПС-141 "Гвоздика", разработки Центрального научно-исследовательского института радиостроения.

Станция предназначена для индивидуально-взаимной защиты самолетов созданием активных преднамеренных помех бортовым и наземным радиолокаторам, а также радиотехническим головкам самонаведения ракет "воздух-поверхность" и "воздух-воздух".

Станция СПС-141 "Гвоздика", осуществляет следующие помехи: ответно-импульсную, непрерывную шумовую, "мерцание", уводящую по дальности и скорости, "антипод".

Станция размещается в двух подвесных контейнерах: в одном – автомат постановки пассивных инфракрасных помех, во втором – дипольных отражателей АСО-2В (в дальнейшем АСО-2ВМ), разработки ГосМКБ "Вымпел".

Автомат сброса отражателей АСО-2В (АСО-2ВМ) предназначен для индивидуальной защиты самолета

от ракет с тепловыми и радиолокационными головками самонаведения, а также для создания помех радиолокационным станциям. В состав АСО-2В входят 8 кассет, в которые вставляются патроны; 4 кассеты размещены в хвостовой части фюзеляжа в контейнере тормозного парашюта, 4 кассеты попарно – на мотогондолах. В каждую кассету устанавливаются по 32 патрона ППИ-26 или ППР-26, автоматика управления отстрелом и органы управления для задания режимов отстрела патронов.

Для создания помех радиолокаторам, а также ракетам с радиоголовками из АСО-2В производится отстрел патронов ППР-26. Для создания ложных целей для головок с тепловыми ГСН производится отстрел патронов ППИ-26.

АППАРАТУРА РЕГИСТРАЦИИ И КОНТРОЛЯ

Аппаратура регистрации и контроля, включает в себя:

- систему записи режимов полета и параметров бортовых систем "Тестер-УЗ";
- фотоконтрольный прибор СШ-45;
- авиационный киносъемочный аппарат АКС-5;
- самолетный магнитофон МС-61М.

Бортовая система "Тестер-УЗ" предназначена для регистрации параметров полета и сохранения запи-

Арсенал

центральное конструкторское бюро



ШКБ "Арсенал" проведена модернизация прицела путем замены аналогово-цифрового вычислителя на цифровой и введения связи со спутниковой системой навигации. Расширена номенклатура применяемых грузов. Введение эффективных численных алгоритмов решения задач внешней баллистики и навигации позволили: повысить точность решения задач прицеливания на 30%-50%; снять ограничения по высоте бомбометания; ввести режим навигационного бомбометания. Особенность модернизации отличает то, что она не затронула габаритов прицела и топологии бортовых связей. Совместно с АРЗ "Мигромонт" (г. Запорожье) проведен весь комплекс наземных испытаний, проведены летные испытания.

Идентификационный код 14307357
01601, г. Киев-Ю, ПСП, ул. Московская, 8.
Для телеграмм: "ПРИЗМА", телефон 293-00-62.
Телефон/факс (044)-573-94-29.



санной информации в случае летного происшествия. Послеполетная дешифровка записанной информации позволяет оценить работу систем, траекторию и положение самолета в пространстве, действия экипажа в полете.

Основу системы регистрации параметров составляет магнитный регистратор, производящий измерения.

Для сохранения записанной информации в случае летного происшествия, лентопротяжный механизм с магнитным накопителем информации размещен в специальном контейнере.

Фотоконтрольный прибор СШ-45 предназначен для проверки правильности прицеливания при работе с прицелом, как при боевом применении вооружения, так и в учебных целях. Прибор установлен непосредственно на прицеле, что позволяет производить одновременно съемку цели и сетки прицела.

Авиационный киносъемочный аппарат АКС-5 установлен в носовой части фюзеляжа и предназначен для



Лазерная станция "Клен-ПС". (Ильдар Бедретдинов)
Сверху на фотографии: лазерный дальномер-подсветчик. Снизу, слева направо: гиросtabilизирующий привод и блок целеуказания управляемым ракетам.

Окно станции дальнометрии "Клен-ПС".
(АООТ "ОКБ Сухого")

контроля результатов стрельбы. из пушек и при пуске ракет.

Магнитофон МС-61М предназначен для документирования переговоров экипажа с другими абонентами, а также записи позывных радиомаяков и специальных сигналов.

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ, РАСПОЛОЖЕННЫЕ В КАБИНЕ

ПРИБОРНАЯ ДОСКА

Приборная доска состоит из центральной панели, левого и правого щитков.

а) на центральной панели приборной доски:

- указатель скорости;
- указатель высоты;
- радиовысотомер;
- прибор, показывающий дальность до навигационного радиомаяка или до запрограммированного поворотного пункта маршрута;

Таблица 4.

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛАЗЕРНОЙ СТАНЦИИ ДАЛЬНОМЕТРИРОВАНИЯ И ПОДСВЕТА ЦЕЛИ "КЛЕН-ПС"

ПАРАМЕТРЫ	ХАРАКТЕРИСТИКИ
Длина волны излучения, мкм	1,064
Частота следования импульсов излучения, Гц:	
– в режиме подсвета;	1
– в режиме подсвета.	10
– максимальная измеряемая дальность, км	5
Точность измерения дальности, м	±5
Диапазон углов отклонения оси лазерного излучения, (°):	
– по курсу;	±12
– по тангажу.	-30...+6
Масса, кг	82
Потребляемая мощность, кВт	3,5

- командно-пилотажный прибор (КПП);
- прибор навигационный плановый (ПНП);
- дублер авиагоризонта ДА-200;
- часы с кнопками для отсчета времени полета и для пуска секундомера;
- указатель числа М;
- указатель числа оборотов двигателей;
- два индикатора температуры газов двигателей;
- индикатор топливной системы;
- сигнальное табло СМОТРИ ТАБЛО – загорается при высвечивании сигнала на табло отказов.

- б) на левом щитке приборной доски:
- сигнальное табло Пу КРИТИЧ, предупреждающее о приближении самолета к критическому углу атаки или перегрузке;
 - указатель углов атаки и перегрузки;
 - переключатель управления механизацией крыла МЕХ КРЫЛА с положениями ПК-МК-ВПК;
 - сигнальное табло МАРКЕР – загорается при проходе над маркерным радиомаяком;
 - сигнальная лампа БЛИЖН ВКЛ – загорается при переключении радиокompаса на ближнюю приводную радиостанцию;
 - переключатель ШАССИ управления уборкой и выпуском шасси в следующие положения – УБРАНО и ВЫПУЩЕНО;
 - переключатель управления передним колесом УПР КОЛЕСОМ с положениями ОТ 1 ГС
 - ОТКЛ – ОТ 2 ГС;
 - сигнализатор положения шасси, механизации крыла и тормозных щитков.

- в) на правом щитке приборной доски:
- светосигнализаторы: с красными (аварийными), желтыми (предупреждающими) и зелеными (уведомляющими) светофильтрами, в том числе: ФОНАРЬ ОТКРЫТ – при не полностью закрытых замках фонаря кабины;
 - ДИСС – при неработающем ДИСС (доплеровском измерителе скорости и угла сноса);
 - ЗАПУСК ЛЕВ, ЗАПУСК ПРАВ – при запуске левого (правого) двигателя;

- ТРИМ НЕЙТР ЭЛ – при нейтральном положении триммера элеронов;
- ТРИМ НЕЙТР РВ – нейтральное положение триммера руля высоты;
- ТРИМ НЕЙТР РН – нейтральное положение триммера руля направления;
- индикаторы давления в тормозной и гидравлических системах.

ЛЕВЫЙ БОРТ КАБИНЫ

На левом борту кабины установлены:

- рычаги управления двигателями (РУД) ползункового типа, которые имеют гашетки СТОП и МАЛЫЙ ГАЗ, кнопки включения передатчика (РАДИО), ползунок выпуска и уборки тормозных щитков, ползунок управления механизации крыла ПК-МК (работает только при установке переключателя МЕХ КРЫЛА на приборной доске в положение ПК);
- кнопка выпуска тормозного парашюта ВЫПУСК ТП;
- ручка открытия и закрытия откидной части фонаря ОТКРЫТИЕ ФОНАРЯ – расположена на откидной части фонаря.

ЛЕВЫЙ ПУЛЬТ КАБИНЫ

На левом пульте, установлены:

- автомат давления в противоперегрузочном костюме с кнопкой для ручной подачи воздуха в ППК;
- вентиль кислородной системы;
- индикатор кислородной системы;
- регулятор подачи кислорода РПК-52, который служит для регулирования подачи кислорода в различных условиях полета.

Регулятор имеет рукоятки: дополнительной подачи кислорода с положением 100% и СМЕСЬ и аварийной подачи кислорода АВАРИЯ с положением ВКЛ и ВЫКЛ.

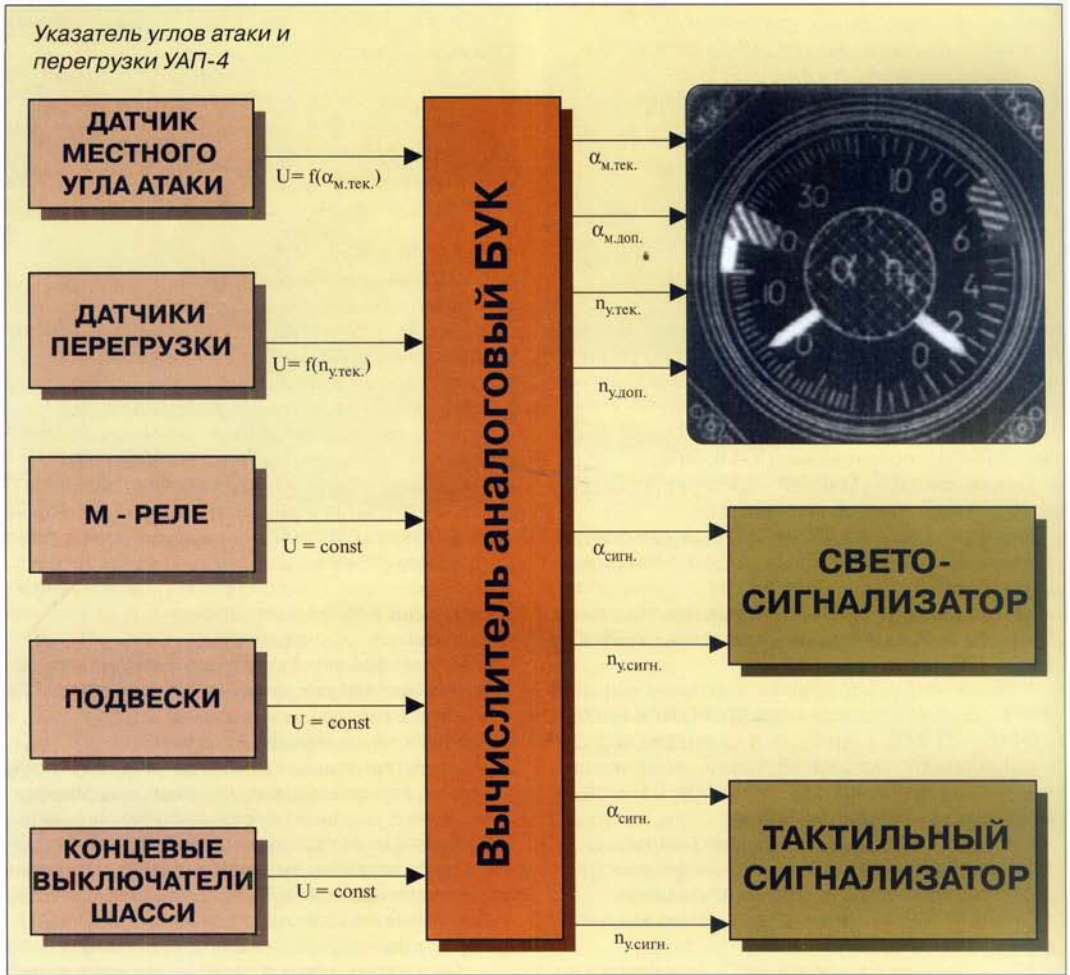
При ухудшении самочувствия или затруднении дыхания рукоятку АВАРИЯ перевести в положение ВКЛ;

- выключатель сброса тормозного парашюта ТП СБРОС (для сброса парашюта после окончания пробега выключатель устанавливается в переднее положение);

Таблица 5.

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАДИОКОМПАСА АРК-15М

ПАРАМЕТРЫ	ХАРАКТЕРИСТИКИ
Диапазон рабочих частот, кГц	150-1799,5
Точность индикации курсового угла, (°)	2
Дальность действия:	
- при высоте полета 10000 м;	340
- при высоте полета 1000 м.	180
Количество каналов предварительной настройки	8
Время перестройки с одной рабочей частоты на другую, сек.	4
Диапазон рабочих температур, °С.	±60



Структурная схема системы УАП-72; (ОАО "УКБП")

Таблица 6

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМЫ УУ	
ПАРАМЕТРЫ	ХАРАКТЕРИСТИКИ
Индицируемые параметры:	$\alpha_{эл.тек.}, \alpha_{эл.доп.}, n_{у.тек.}, n_{у.доп.}, n_{у.макс} = const$
Погрешность:	
– по каналу индикации:	
$d\alpha_{тех.}, ^\circ C$	$\pm 1,0$
$dn_{у.}$	$\pm 0,3$
$d\alpha_{доп.}, ^\circ C$	$\pm 1,0$
$dn_{у. доп.}$	$\pm 0,9$
– по каналу сигнализации:	
$d\alpha_{сигн.}, ^\circ C$	$\pm 1,0$
$dn_{у. сигн.}$	$\pm 0,4$



Антенна маркерного радиоприемника МРП-56 (слева вверху) в виде зеленого клина. (Сергей Балаклеев)

Приемники воздушного давления самолета: (справа вверху) ПВД-18Г-3М с антеннами радиотехнической системы ближней навигации РСБН-6С и ПВД-7.

На фотографии носовая часть самолета Т8-15 подготовленного к выставке в Ле Бурже, поэтому он имеет в нижней части еще пару приемников воздушного давления.

Антенна радиостанции Р-828, в виде характерной "дверной ручки". (Ильдар Бедретдинов)



- сигнальная лампа ТП ЗАМОК ОТКРЫТ – загорается после сброса тормозного парашюта;
- выключатель системы бокового управления ДЕМПФЕР РН; для включения системы после запуска двигателя выключатель оттягивается вверх и переводится вперед, при этом должно погаснуть сигнальное табло ДЕМПФЕР ОТКЛ на панельной доске;
- переключатель триммера руля направления ТРИММЕР РН.

ПРАВЫЙ БОРТ КАБИНЫ.

На правом борту установлены:

- рукоятка аварийного сброса фонаря АВТОНОМ СБРОС ФОНАРЯ;
- два выключателя аккумуляторов АКК-1 и АКК-2;
- два выключателя генераторов постоянного тока ГЕНЕРАТОРЫ ЛЕВ и ПРАВ;
- два выключателя генераторов переменного тока ЛЕВ и ПРАВ;
- выключатель насосов подкачки топлива НАСОСЫ;
- два выключателя преобразователей питания ПРЕОБРАЗОВАТ ПТО-1 и ПТО-2;
- три выключателя обогрева ОБОГРЕВ: датчика углов атаки ДУА, приемника воздушного давления ПВД и стекла СТЕКЛО;

ПРАВЫЙ ПУЛЬТ КАБИНЫ

На правом пульте установлены:

- щитки управления РСБН и АРК;
- щиток самолетного ответчика СО с галетным переключателем режимов работы; при полете в районе аэродрома переключатель должен стоять в положении УВД, а при полете по маршруту – в положении П-35;
- два выключателя пиропатронов кресла ПИРОПАТРОНЫ КРЕСЛА 1 и 2;
- щиток питания потребителей, в том числе выключатель питания ДИСС. Ручка управления самолетом. На ручке управления самолетом расположена кнопка ТРИМ управления триммером руля высоты и триммером элеронов.

Педали ножного управления. На педалях расположены тормозные подножки для отдельного торможения основных колес.

ПРОТИВОПОЖАРНАЯ СИСТЕМА САМОЛЕТА

Противопожарная система самолета предназначена для предупреждения, сигнализации и тушения пожара в отсеках двигателя. В состав противопожарной системы входят система сигнализации ССП-2И с огнетушителями УБШ-4-2.



1



2



3



4



5



6



7

Размещение радиоэлектронного оборудования в носовой части фюзеляжа в специальном отсеке закрываемого двумя створками. (1) Правый борт. (Ильдар Бедретдинов)

Левый борт (2). (Сергей Балаклеев)

Антенна система госопознавания (в виде характерного "клыка".) В хвостовой части фюзеляжа (3).

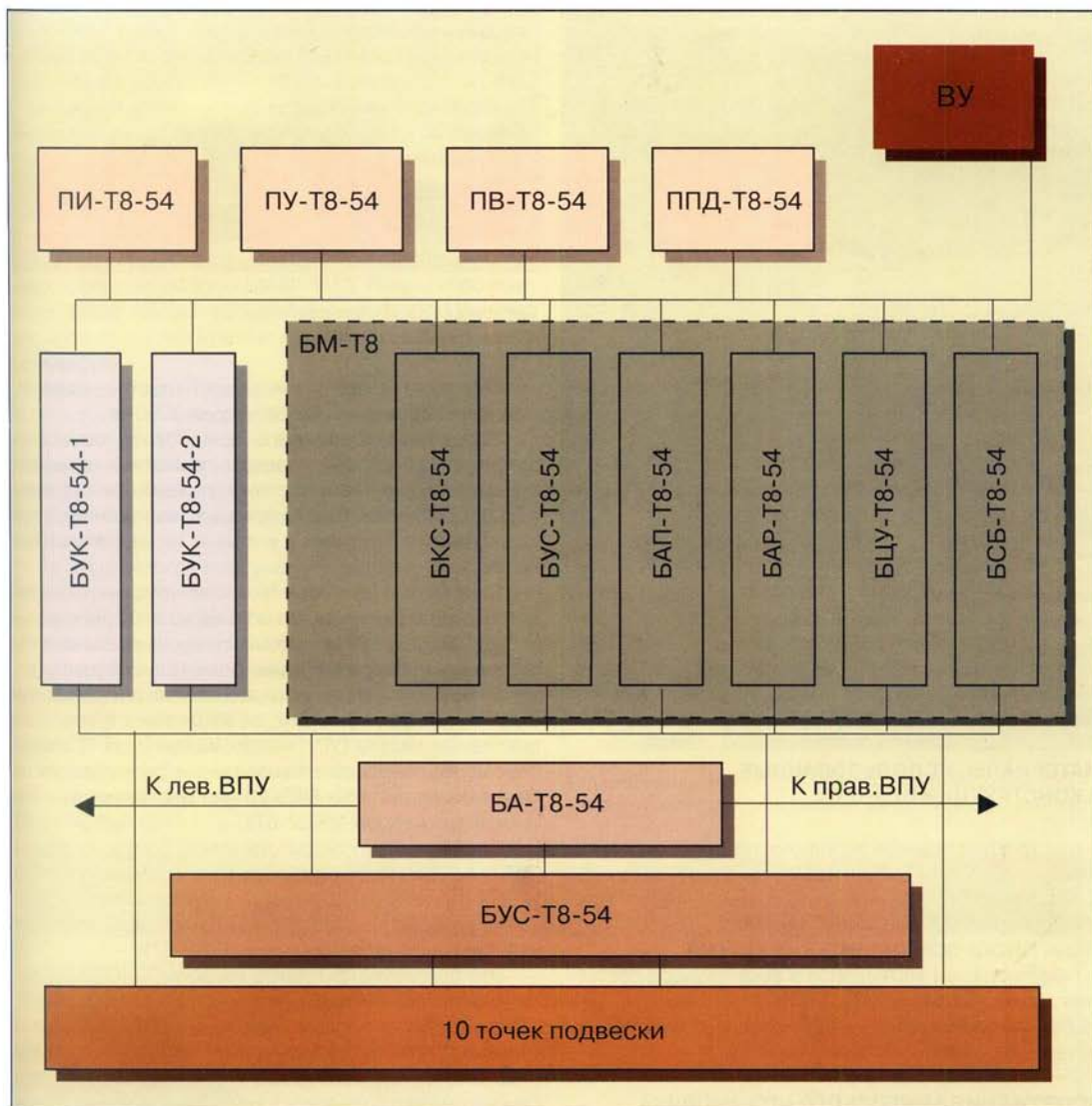
В носовой части фюзеляжа снизу и сверху (4).

В нижней части фюзеляжа по центру видна антенна самолетного ответчика. Зеленым цветом окрашено окно системы ДИСС-7 (5).

Антенно-фидерная система "Пион" – зеленое окно

Правее (в виде белой круглой пробки) антенна госопознавания правого борта (6).

Антенно-фидерная система "Пион" в хвостовой части фюзеляжа в виде удлиненного цилиндра над ПСУ (7). (Ильдар Бедретдинов)



Структура системы ВП. (ОАО "Прибор"/ОКБ "Авиаавтоматика")

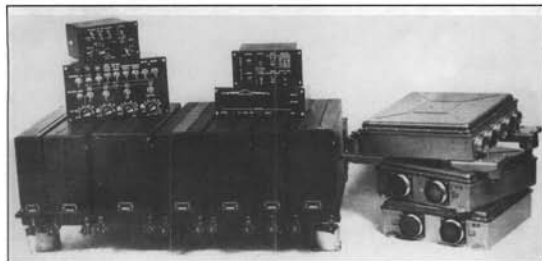
Она включает в себя: средства предупреждения пожара; средства сигнализации о пожаре; средства тушения пожара.

Средствами предупреждения пожара являются конструктивные мероприятия по ограничению распространения пожара, организации обдува пожароопасных отсеков.

На самолете пожароопасными являются отсеки двигателей, разделенные между собой элементами конструкции хвостовой части фюзеляжа, как противопожарной перегородкой.

В каждом двигательном отсеке установлено по одной системе сигнализации о пожаре ССП-2И.

Система сигнализации о пожаре состоит из исполнительного блока БИ-2Н и шести термодатчиков, соединенных последовательно по три термодатчика в две группы, для правого и левого двигательных отсеков. Сигнал с термодатчиков поступает на поляризованное реле в блоке БИ-2Н, которое выдает сигнал на лампы "ПОЖАР ЛЕВ. ДВ." и "ПОЖАР ПР. ДВ.", на сигнализатор "СМОТРИ ТАБЛО" и на сигнализатор "ПОЖАР". Средства тушения пожара включают в себя:



Общий вид системы 8П.
(ОАО "Прибор"/ОКБ "Авиаавтоматика")

– средства управления – четыре кнопки для включения первой и второй очереди системы пожаротушения;

– два огнетушителя, наполненные на 65% (по объему) огнегасительным составом Фреон 114 В2, на 35% сжатым обезвоженным воздухом.

Система тушения пожара имеет две ручные очереди, работающие от кнопки на щите пожаротушения. Правый огнетушитель является огнетушителем первой очереди для отсека правого двигателя и второй очереди для отсека левого двигателя. Левый огнетушитель является огнетушителем первой очереди для отсека левого двигателя и второй очереди для отсека правого двигателя.

МАТЕРИАЛЫ, ИСПОЛЬЗОВАННЫЕ В КОНСТРУКЦИИ ПЛАНЕРА

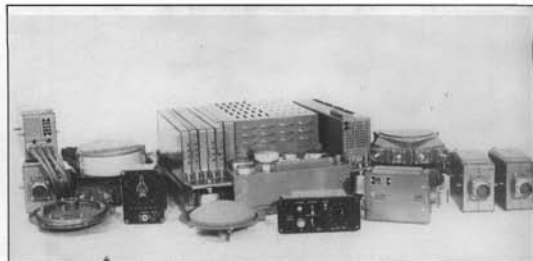
В конструкции планера используются хорошо зарекомендовавшие себя материалы: алюминиевые сплавы: Д-16, В-95, АК4-1, ВАЛ-10, АМГ-3, АМГ-6; магниевые: МА-8, МА-14Т, МЛ-54; титановые: ОТ4-1, ВТ-20, ВТ-5Л; стали: ВНС-2, ЗОХГСА, ВИЛ-3, 12Х18Н10Т.

Соотношение материалов в весе планера составляет: алюминиевые сплавы – 60%, титановые сплавы – 13,5%, магниевые сплавы – 2%, стали – 19% и прочие материалы – 5,5%.

ВООРУЖЕНИЕ АРМЕЙСКОГО ШТУРМОВИКА

Для выполнения задач, возложенных на штурмовик, он несет на себе мощное наступательное вооружение. В процессе разработки самолета, а также в ходе ее дальнейшей модернизации по желанию заказчика на самолет устанавливались новые системы вооружения, позволяющие расширить возможности применения Су-25.

В аванпроекте ЛСШ самолет имел 6 подкрыльевых точек подвески, на которые подвешивались бомбы, управляемые ракеты, подвесные пушечные установки и топливные баки, а также один подфюзеляжный узел подвески, на котором размещались или подвешивалась пушка, или дополнительный топливный бак общей массой 500 кг.



Система СПО-15 "Береза".
(Омское ЦКБ автоматики)

В проекте ЛВСШ он имел уже 10 постов подвески, мощное вооружение общей массой 3000 кг.

Вооружение серийного армейского самолета-штурмовика состоит из средств поражения наземных и воздушных целей и системы управления оружием (СУО), обеспечивающих надежное поражение целей различными способами в условиях их визуальной видимости.

Самолет Су-25 имеет 10 постов подвески, расположенных под крылом. На восьми из них, рассчитанных на нагрузку 500 кг каждый, он несет различное вооружение следующих типов: бомбардировочное, управляемое ракетное, неуправляемое ракетное, пушечное, а на двух ближних, от законцовок крыла – управляемые ракеты (УР) "воздух-воздух" для ближнего боя. Бомбардировочное вооружение размещается на балочных держателях БДЗ-25 или многозамковых балочных держателях МБД2-67У.

Одновременно подвешиваемое бомбардировочное вооружение каждого калибра включает в себя: 8 авиабомб калибра 500 кг или 8 авиабомб калибра 250 кг, или 8 авиабомб калибра 100 кг либо 32 – калибром 100 кг на 8-ми балочных держателях МБД2-67У.

Это осколочно-фугасные авиабомбы (ОФАБ), фугасные авиабомбы (ФАБ), бетонобойные бомбы (БетаБ), объемно-детонирующие авиабомбы (ОДАБ), осветительные (САБ) и фотографические (ФОТАБ) авиабомбы и зажигательные авиабомбы и баки. Кроме того, под самолет можно подвесить 8 контейнеров малых грузов – КМГУ-2, предназначенных для минирования, 8 разовых бомбовых кассет РБК-250, или РБК-500.

Неуправляемое ракетное вооружение, входящее в комплекс вооружения штурмовика, включает в себя:

- 256 НАР типа С-5 в 8 блоках УБ-32М (по 32 неуправляемых авиационных ракеты калибром 57 мм в контейнере);
- 160 НАР типа С-8 в 8 блоках Б-8М1 (по 20 неуправляемых авиационных ракет калибром 80 мм в контейнере);
- 40 НАР типа С-13 в 8 блоках Б-13Л (по 5 неуправляемых авиационных ракет калибром 122 мм в контейнере);
- 8 НАР типа С-25 (по одной неуправляемой авиационной ракете калибром 266 мм в одноразовом ПУ);

– 8 НАР типа С-24 (по одной неуправляемой авиационной ракете калибром 240 мм на пусковом устройстве АПУ-68У).

Управляемое ракетное вооружение состоит из управляемых ракет класса "воздух-воздух" и "воздух-поверхность".

Из управляемых ракет класса "воздух-воздух" на штурмовике Су-25 применяются ракеты: Р-60 или Р-60М, устанавливаемые на двух внешних пилонах ПД-62-8, по одной под каждой из консолей, на авиационных пусковых устройствах (АПУ) – АПУ-60-1МД. Ракеты Р-60 имеют тепловые головки самонаведения и предназначены для поражения воздушных целей в ближнем маневренном бою.

Из ракет класса "воздух-поверхность" на штурмовике применяются: 4 ракеты Х-25МЛ или 4 ракеты С-25Л или 2 ракеты Х-29Л с полуактивными лазерными головками самонаведения или 4 ракеты Х-25МТП с тепловой головкой наведения. Для УР типа Х-25М используются авиационные пусковые устройства АПУ-68УМ2, а для Х-29 – АКУ-58А.

Артиллерийское вооружение самолета включает в себя одну встроенную пушечную установку ВПУ-17А с пушкой ГШ-30 калибра 30 мм с боезапасом 250 снарядов и скорострельностью 3000 выстрелов в минуту.

Кроме ВПУ-17А, артиллерийское вооружение самолета может включать в себя четыре подвесных пушечных установки СППУ-22-1 с пушкой ГШ-23 или СППУ-687 с пушкой ГШ-301.

Нормальная боевая нагрузка самолета-штурмовика Су-25 составляет 1,4 т. (4хФАБ-250, боезапас пушки ВПУ-17А, 2хР-60).



Антенны станции СПО-15 в передней части тормозных гондол, справа противобликовый щиток. (Алексей Михеев)

ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СТАНЦИИ СПО-15

ПАРАМЕТРЫ	ХАРАКТЕРИСТИКИ
Диапазон частот пеленгуемых ракет РЛС, ГГц	4,45 – 10,35
Вид сигналов РЛС	КНИ, ИИ, НИ
Точность пеленгования РЛС, (°)	± 10
Пропускная способность, кГц	20
Количество программируемых типов РЛС	6
Дальность, относительно чувствительности излучаемой РЛС, %	до 120
Наличие перепрограммирования характеристик РЛС	нет
Выделение наиболее опасной, приоритетной РЛС	по жесткой логике с малой достоверностью
Режимы работы при применении	оперативная цель, программная цель
Размещение	СПО на борту, антенны в незатененном месте
Наличие связи с РЭБ	отсутствует
Индикатор	СПО на лампах
Масса, кг	
Примечание: КНИ – квазинепрерывное излучение, ИИ – импульсное излучение, НИ – непрерывное излучение, РЭБ – радиоэлектронная борьба, СЕИ – система единой индикации.	

Максимальная боевая нагрузка самолета – 4,4 т.

Система управления оружием предназначена для решения задач подготовки, выбора видов оружия и режимов его применения, а также задач сброса, пуска, управления взрывателями и другими элементами авиационного оружия при различных вариантах загрузки самолета.

Для контроля результатов пуска ракет и стрельбы из пушек в переднюю полусферу, на самолете в носовой части фюзеляжа установлен киносьемочный аппарат АКС-5.

ВЫЖИВАЕМОСТЬ БОЕВОГО САМОЛЕТА

Наиболее полной обобщенной характеристикой любого боевого летального аппарата является его выживаемость в процессе ведения боевых действий. Создание ЛА с высоким уровнем выживаемости, является сложнейшей задачей оптимизации при разработке всех параметров летательного аппарата, начиная с процесса его проектирования, технологической обработки, постройки, испытаний, внедрения в серийное производство и заканчивая обеспечением его эксплуатации в строевых частях и применением, как боевого комплекса, при ведении боевых действий в составе войсковых группировок. Окончательный ответ об уровне выживаемости боевого ЛА может дать только опыт его применения в боевых действиях.

На современном уровне развития авиационной техники выживаемость боевого летального аппарата можно квалифицировать как комплекс мероприятий, оптимизирующий все летно-технические, конструктивные, технологические, эксплуатационные, тактические характеристики ЛА, условия его базирования, эксплуатации в местах базирования, опыта ремонта и боевой подготовки летно-технического персонала, который в совокупности обеспечивает выполнение

этим ЛА функциональных задач при ведении боевых действий с максимальной эффективностью по нанесению ущерба противнику и собственными минимальными потерями.

Количественно выживаемость может быть определена соотношением потерь боевых летательных аппаратов (как в воздухе, так и на земле) к их общему количеству, принимавшему участие в выполнении типовых боевых задач, в течение определенного периода времени и с учетом количества боевых вылетов. Фактически, выживаемость – это комплекс технических мероприятий обеспечивающих возможность эффективного, рационального использования боевых ЛА при ведении военных действий, а также способность и обученность личного состава реализовать эти возможности в бою.

Естественно, решение задач обеспечения выживаемости при проектировании боевых ЛА не может быть однозначным, а оптимальность их решения зависит от многих факторов. В первую очередь – это правильное формирование заказчиком ТТЗ для проектирования ЛА, научно-технического уровня и опыта проектирования Главного конструктора и коллектива проектного КБ, общего уровня развития промышленности в стране и ее экономического состояния, моральный дух и обученность военных специалистов, использующих в боевых действиях эту технику.

В общем случае выживаемость ЛА зависит от целого комплекса его характеристик, а также от условий его обеспечения и боевого применения.

Основными из них являются:

- летно-технические характеристики: диапазон высот и скоростей полета, тяговооруженность, маневренность, удельная нагрузка на крыло, скороподъемность, предельная перегрузка, дальность полета и т.д.;
- боевая живучесть;
- тактика боевого применения;



Автомат постановки помех АСО-2В
в хвостовой части штурмовика.
(Ильдар Бедретдинов)



Автомат АСО-2В на мотогондоле двигателя.
(Ильдар Бедретдинов)



Фотография приборов в кабине штурмовика.
(Александр Красник)

- активная и пассивная помеховая защита в радиолокационном, оптическом, инфракрасном и звуковом диапазонах волн;
- защитное вооружение (пушечное, ракетное и др.);
- эксплуатационная надежность;
- заметность в радиолокационном, оптическом, инфракрасном и звуковом диапазонах волн;
- квалификация и боевой опыт летного и наземного экипажей;
- прочность планера ЛА и его систем при аварийных посадках;
- время подготовки к боевому вылету;
- условия базирования на аэродромах;
- ремонтпригодность при боевых повреждениях и аварийность посадках.

Значимость этих характеристик различна и одни характеристики, в определенных условиях, могут компенсировать другие. Совершенно очевидно, что наибольшей выживаемостью обладает ЛА с оптимальным сочетанием всех характеристик, условий его обеспечения и применения. Однако одни из характеристик имеют применение только в полете, другие только в наземных условиях, а третьи в полете и на земле. К таким, наиболее универсальным средством обеспече-

ния выживаемости, относится боевая живучесть. Кроме того, эффективность средств боевой живучести в обеспечение выживаемости увеличивает тот факт, что реализация средств боевой живучести на ЛА значительно повышает эксплуатационную надежность, прочность планера и его систем при аварийных посадках. Но осуществляется это за счет увеличения массы ЛА.

Как показали расчеты, по оценке эффективности средств боевой живучести и опыт разработки современных брехов ЛА с точки зрения обеспечения их выживаемости, оптимальное наращивание средств боевой живучести должно осуществляться, в основном, за счет уменьшения массы боевой нагрузки. При этом в расчете эффективности учитывается не просто стоимость отдельного ЛА, но стоимость выполнения типовой боевой операции различными типами летательных аппаратов (а соответственно и их стоимостью) с учетом их потерь в процессе боевых действий в этой операции. При этом может быть определена оптимальная степень реализации средств боевой живучести на ЛА, при которой стоимость боевой операции может быть минимальной. В весовом отношении оптимальными являются затраты от 3 до 10 % веса снаряженного летательного аппарата, в зависимости от типа.

Опыт применения боевой авиации во Вьетнаме и Афганистане показал, что комплекс выживаемости боевых ЛА должен обеспечивать снижение потерь до приемлемых для экономики данной страны величин. Командование ВВС США при ведении боевых действий во Вьетнаме установлено, что "средние предельно допустимые потери авиации не должны превышать 2-3%. В противном случае, промышленность будет не в состоянии восполнить боевые потери из-за ограниченности производственных мощностей, материалов, финансовых ресурсов, а система подготовки летно-технического состава – восполнить потери летных экипажей".

Кроме того, увеличение потерь деморализует личный состав ВВС, что существенно снижает эффективность использования авиации в боевых действиях.

На основании этих выводов в США и других странах НАТО были проведены и интенсивно ведутся исследования по разработке и внедрению средств боевой живучести самолетов и вертолетов военного назначения, как одного из наиболее эффективных мероприятий по повышению их выживаемости в боевых условиях.

В результате этих работ на штурмовике А-10 были реализованы средства боевой живучести, составляющие, примерно – 10% взлетного веса, на штурмовике А-7 – 4%, на ударном вертолете АН-64 – 7,3%, на истребителе-бомбардировщике "Jaguar" – 3%, на истребителе F-18 – 4%, на истребителе F-15 – 1%.

Учитывая, что реализация оптимального комплекса боевой живучести зависит непосредственно от условий применения самолета или вертолета на театре военных действий, наиболее сложным является решение задач выживаемости при проектировании объектов штурмовой авиации и истребителей-бомбарди-



Казенная часть встроенной пушки ГШ-30.
(Ильдар Бедретдинов)

ровщиков, обеспечивающих непосредственную поддержку сухопутных и военно-морских сил на линии их боевого соприкосновения, где наиболее высока плотность различных средств поражения.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ БОЕВОЙ ЖИВУЧЕСТИ НА САМОЛЕТЕ Су-25

При создании самолета-штурмовика Су-25 в ОКБ им. П.О.Сухого в полной мере решались все вопросы обеспечения его выживаемости, включая комплекс мероприятий по обеспечению боевой живучести.

В ходе проектирования самолета была проделана огромная исследовательская работа, проведено большое количество испытаний по формированию комплекса боевой живучести самолета Су-25. Достаточно сказать, что было испытано около 600 образцов, макетов и 20 натурных стендов. Также было выполнено около 2000 выстрелов из орудий калибра до 40 мм и проведено испытание планера самолета на поражение ракетами "Stinger" (15 подрывов боевой части). В результате были выработаны следующие оптимальные средства обеспечения БЖ самолета-штурмовика Су-25 (боевая живучесть самолета дорабатывалась в ходе эксплуатации, поэтому перечисленные ниже средства обобщены):

- применена цельносварная кабина из титановой брони АБВТ-20 толщиной 10-24 мм. Рациональный выбор толщины брони с учетом конструктивного экранирования бронедеталей исключает поражение летчика крупнокалиберными пулями, осколками ракет и снарядов с основных направлений обстрела. Конструкция кабины обладает исключительной живучестью, она выдерживает не менее 50-ти попаданий без трещин и отколов брони и сварных соединений. Сверху сзади, голова летчика прикрыта броненадголовником, расположенным над заголовником кресла К-36Л. Спереди летчик защищен прозрачной броней фонаря – бронеплоком из триплекса ТСК-137 толщиной 57 мм.;



Ствольная часть пушки ГШ-30 установки ВПУ-17А.
(Ильдар Бедретдинов)

- частичное заполнение всех топливных баков пенополиуретаном, обеспечивающим их полную взрывобезопасность, при многократных попаданиях крупнокалиберных пуль, осколков снарядов и ракет на всех этапах полета и на аэродроме. Пенополиуретан, кроме того существенно повышает стойкость конструкции к аэро- и гидроудару, а также фугасному действию снарядов авиационных и зенитных пушек;

- стойкая к гидроудару конструкция баков, исключая обширные разрушения;

- установка на стенках расходных топливных баков наружного быстронабухающего протектора, способного перекрывать локальные пробоины и практически ликвидировать течь топлива;

- применена система пассивной противопожарной защиты отсеков, смежных с топливными баками, на основе их заполнения пенополиуретаном, предотвращающими возникновение пожара в этих отсеках;

- система защиты силовой установки, предусматривающая применение двух двигателей, разнесенных по бортам фюзеляжа и имеющих локальное бронирование топливопроводов и маслобака правого двигателя. Установленные на самолете двигатели Р95Ш имеют повышенную живучесть, не теряют газодинамической устойчивости при попадании на вход горячих продуктов взрыва снарядов и ракет, ударных волн большой интенсивности, импульсного вытекания топлива. В компоновке самолета предусмотрен зазор между баками и воздушными каналами двигателей, снижающий вытекание топлива до безопасных для двигателя значений. Двигатели самолета сохраняют работоспособность после весьма значительных повреждений осколками ракет и снарядов. При выходе одного двигателя из строя штурмовик Су-25 имеет достаточную тяговооруженность, чтобы завершить выполнение боевого задания и возвратиться на аэродром базирования;

- применена система управления с механической, частично дублированной проводкой с тягами повышенной живучести из стали, диаметром 40 мм. При



Пуск ракеты С-25ОФМ. (Сергей Скрынников)



Залповый пуск неуправляемых авиационных ракет С-25ОФМ. (Сергей Скрынников.)

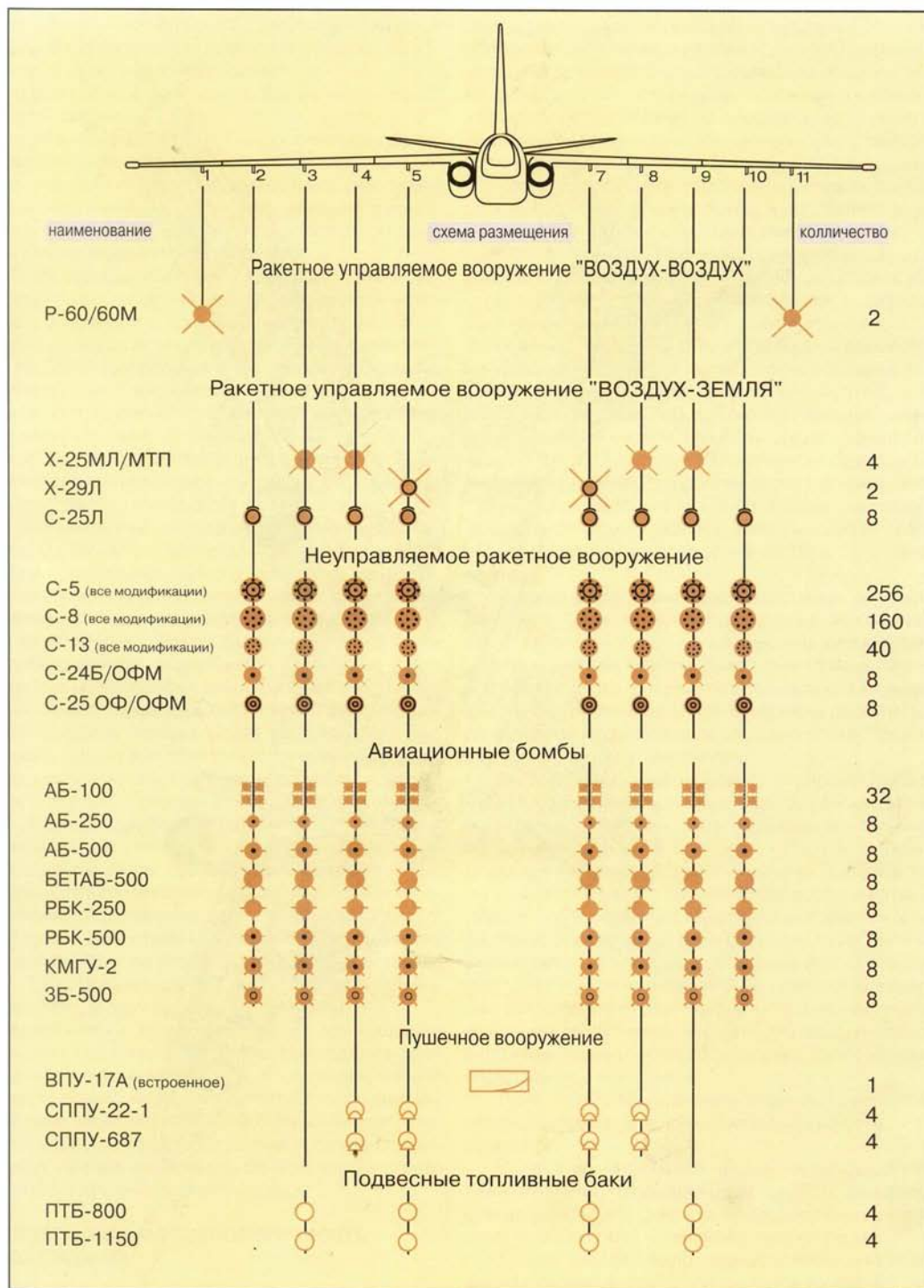
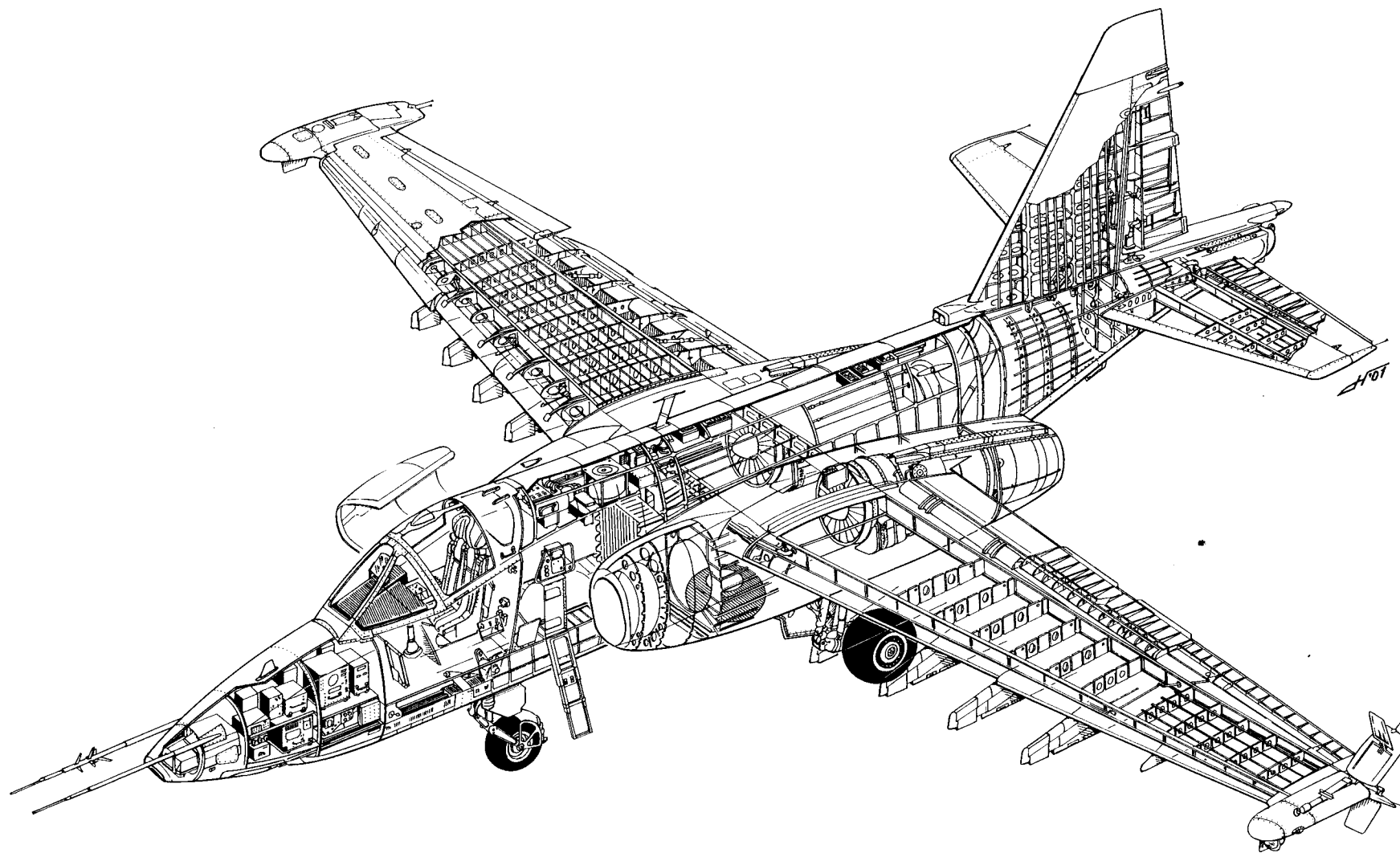


Схема подвески вооружения Су-25. (Николай Гордюков)



Полная компоновочная схема самолета Су-25. (Николай Гордюков)

пробитии пулями калибра до 12,7 мм, осколками ракет и снарядов тяги сохраняют прочность и жесткость, необходимую на всех режимах полета;

– бронирование расходного бака и магистралей топливной системы.

Высокий уровень БЖ Су-25 был достигнут благодаря:

– математическому моделированию процессов обстрела самолета и взаимодействию с его агрегатами средств поражения, позволившему заложить в конструкцию самолета основные принципы боевой живучести на ранних стадиях проектирования;

– большим объемам опытно-конструкторских и экспериментальных работ и испытаний, позволившим разработать и применить новые эффективные защитные материалы и конструктивно-компоновочные решения;

– постоянному развитию и совершенствованию комплекса боевой живучести с учетом современного опыта боевого применения авиации, в том числе с учетом боевого применения самолета Су-25.

Опыт боевого применения штурмовика в Афганистане полностью подтвердил концепцию БЖ, заложенную в конструкцию и компоновку штурмовика. Несмотря на многочисленные попадания пуль и снарядов, самолеты Су-25 имели минимальные потери и пользовались репутацией самого живучего самолета. Штурмовики неоднократно возвращались с пробитыми топливными баками, тягами управления, поврежденными лонжеронами крыльев. Была подтверждена способность самолета выдерживать попадания ракет "Stinger". за время боевых действий в Афганистане не было ни одного случая взрыва баков или потери самолета из-за гибели летчика. Более того, известен случай, когда самолет был сбит только попаданием второй ракеты, причем летчик был спасен броневой защитой кабины и фонаря. Статистика показывает, что самолеты Су-25 имели одну боевую потерю на 80 – 90 боевых повреждений, что в четыре – шесть раз лучше, чем у самолетов других типов. Реализация на штурмовике перечисленного комплекса мероприятий по БЖ потребовала весьма существенных затрат массы – 755 кг, который составил 7,5% от его нормальной взлетной массы. А уже после 1987 г. он возрос до 1100 кг, что составило уже – 11,5%. Но при этом был достигнут такой уровень БЖ самолета, что эти затраты оправдывали себя

Подводя итоги, можно сказать, что при создании штурмовой машины обязательно соблюдение комплекса мер по выживаемости и, в частности, боевой живучести. Только тогда получится самолет с высокими боевыми качествами. Многие перечисленные пункты учтены на Су-25 его создателями, и он имеет один из самых лучших комплексов боевой живучести по сравнению с другими штурмовиками.

ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ ТЕХНОЛОГИЧНОСТЬ САМОЛЕТА Су-25

Эксплуатационная технологичность (ЭТ) самолета является одним из важнейших его свойств. Она опреде-

ляет удобство, простоту, эффективность технического обслуживания самолета на всех этапах эксплуатации и удельные трудозатраты на техническое обслуживание (ТО). Она во многом определяет величину расходов на техническую эксплуатацию самолета, состоящих из расходов на содержание личного состава, стоимости горючего и смазочных материалов, расходов на запчасти, ремонт, доработки самолета, стоимость средств наземного обслуживания (СНО) и составляет более половины стоимости жизненного цикла самолета.

Практически все составляющие этих расходов в той или иной степени непосредственно связаны с конструктивными особенностями самолета, а, следовательно, формируются при его проектировании, в том числе на самых ранних стадиях создания самолета – на этапах аванпроекта, эскизного проекта и макета.

До проекта Т-8 показатели технического обслуживания и ЭТ в МЗ им. П.О. Сухого, как правило, оценивались "задним числом", то есть констатировался тот уровень ТО и ЭТ, который заложили конструкторы при выпуске чертежей. Разработчики первых компоновок Т-8 из бригады общих видов со стадии аванпроекта предложили отделу эксплуатации самолетов создавать самолет, учитывая требования ТО и ЭТ с самого начала.

Прежде всего, были проанализированы две схемы самолета: "низкоплан" и "высокоплан". И поскольку все бомбовое и ракетное вооружение должно было размещаться под крылом, было принято решение, что все бомбы, блоки, ракеты и контейнеры для их подвески и снаряжения перед полетом должны располагаться на уровне груди человека среднего роста. Поэтому, выбор пал на схему "высокоплан".

Уже на первых компоновках были рассмотрены отсеки и трассы, в которых размещалось оборудование и самолетные системы. Были выделены все блоки аппаратуры и элементы систем, к которым требуется подход при ежедневном обслуживании. Все они должны были находиться в таких отсеках, доступ к которым обеспечивался с земли без лестниц и стремянок, а люки, прикрывающие эти блоки, должны были быть несъемными на шомпольных петлях или других поворотных узлах и иметь минимальное количество замков, запирающихся и открывающихся без специнструмента или, как исключение, на один – два замка (в зависимости от величины люка) под отвертку. Таким образом, определились люки типа I.

Люки типа II предназначались для выполнения регламентных работ и должны были быть на замках под отвертку.

И, наконец, люки типа III предназначались для монтажа агрегатов, трубопроводов и других элементов, для их замены или ремонта в процессе эксплуатации самолета. Эти люки устанавливались на винтах.

С самого начала было принято условие, что летчик должен садиться в кабину и выходить из нее без приставной стремянки. Точно так же наземный экипаж должен подниматься на верхнюю поверхность крыла,

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ



Фотография сварной кабины из титановой брони самолета Су-25УБ. (АООТ "ОКБ Сухого")



Бронеплита защиты масляного бака правого двигателя. (АООТ "ОКБ Сухого")

мотогондол, фюзеляжа. Для этого были разработаны встроенная стремянка, откидная ступенька на левом борту кабины и рукоятка за фонарем кабины.

Основным документом, показывающим качество эксплуатационного подхода к различным элементам самолетных систем и бортового радиоэлектронного оборудования, была разработанная отделом эксплуатации и отделом проектов КБ схема люков самолета, показывающая на проекциях самолета все люки на внешней поверхности самолета, их взаимное расположение, расположение относительно элементов

конструктивно-силовой схемы самолета (шпангоутов, нервюр, лонжеронов, стрингеров, балок, бимсов), их нумерацию, тип люков (эксплуатационные, технологические, эксплуатационно-технологические), тип крепежа люков. Этими же отделами КБ была выпущена схема информации, которая содержала данные на маркировку, наносимую на каждый люк самолета. Схема информации содержала перечень самолетных систем и блоков бортового радиоэлектронного оборудования, доступ к которому обеспечивается через конкретный люк, а также оперативную информацию.

Таблица 8.

МАССА СРЕДСТВ БОЕВОЙ ЖИВУЧЕСТИ САМОЛЕТ	
НАИМЕНОВАНИЕ	МАССА, кг
БРОНИРОВАНИЕ	595,0
Фонарь:	48,5
Лобовое стекло	31,5
Надголовник	17,0
Бронекабина:	424,9
Передняя стенка	62,0
Бортовые угольники	14,0
Задняя стенка	27,3
Заголовник	24,0
Бортовые стенки	231,0
Пол	66,6
Топливные баки	78,3
Маслобак	17,0
Магистральный топливопровод	26,3
ПРОТЕКТИРОВАНИЕ И ЗАПОЛНЕНИЕ ПЕНОПОЛИУРЕТАНОМ	160,0
Заполнение ТБ пенополиуретаном	112,0
Протектирование топливопровода	4,9
Заполнение отсеков, смежных с ТБ пенополиуретаном	18,0
ОБЩАЯ МАССА	755,0



1



5



2



6



3



7



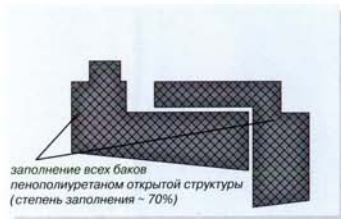
4



8

Испытание самолета Т8-3 на боевую живучесть из пушечной установки
(АООТ "ОКБ Сухого")

Защита топливных баков от взрыва:



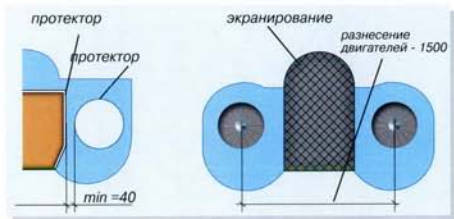
Защита баков от разрушения и потери топлива:



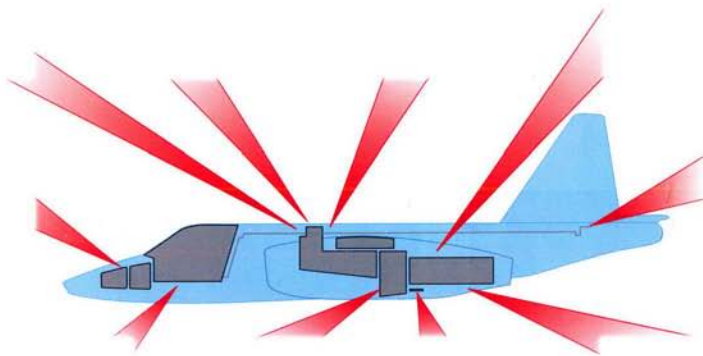
Защита двигателей:

от вытекания топлива в канал

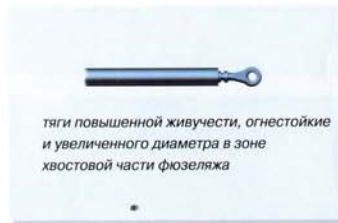
от поражения



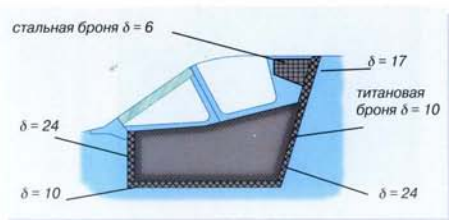
Бронезащита отсека оборудования



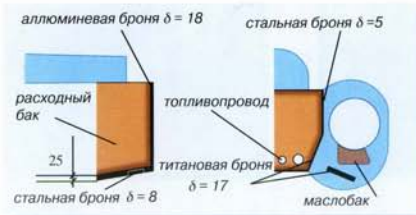
Дублирование проводки управления (с разнесением)



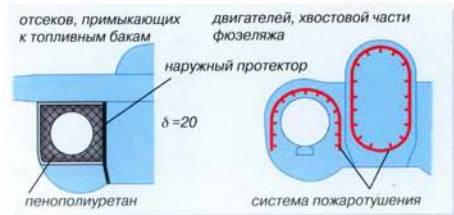
Бронезащита экипажа



Бронезащита агрегатов топливной системы и двигателей:



Противопожарная защита:





Распределение стоимости жизненного цикла штурмовика Су-25. (АООТ "ОКБ Сухого")

необходимую для эксплуатации этих систем и блоков. В том числе необходимый запас справочной информации, которая находилась не только на соответствующих люках, но и в зонах размещения воздухозаборников систем, патрубках, местах установки системы радиоэлектронного оборудования и т.д.

О предметном обеспечении ЭТ можно говорить только при задании ее количественных характеристик. Поэтому еще на этапе эскизного проектирования для самолета были разработаны технически обоснованные лимиты продолжительности и трудоемкости выполнения работ при техническом обслуживании. Детализация лимитов для систем и комплексов определила соответствующие задачи конструкторским отделам КБ и смежным предприятиям. Конкретные решения по обеспечению ЭТ были реализованы при разработке конструкторской документации: компоновочных, установочных и монтажных чертежей и схем, технических заданий. Экспертиза конструкторской документации позволила установить приемлемость выбранных конструкторами решений. В первую очередь при этом обращалось внимание на обеспечение рациональной компоновки элементов систем и оборудования, на обеспечение подхода к ним по возможности без предварительного демонтажа других элементов. Системы, доступ к которым необходим при оперативном техническом обслуживании, обеспечивались подходом с максимальным удобством.

На каждом из последующих этапов создания самолета (рабочее проектирование, постройка) идеология технического обслуживания и показатели ЭТ дета-

лизировались и уточнялись, а на этапах испытаний проходила натурная оценка ЭТ при реальном выполнении операции технического обслуживания самолета. По результатам каждого из этапов проектирования и испытания при необходимости вносились изменения в конструкцию самолета, его систем и оборудования, в систему наземного обслуживания, а также в эксплуатационно-техническую документацию. Среди путей достижения заданных эксплуатационных характеристик, требования к которым непрерывно ужесточались, были выявлены следующие направления, оказывающие наибольшее влияние на ЭТ:

- уменьшение продолжительности и трудоемкости оперативных видов технического обслуживания;
- обеспечение контроля исправности систем и оборудования самолета при оперативных видах технического обслуживания без использования наземных средств контроля;
- снижение трудозатрат при периодическом техническом обслуживании;
- обеспечение автономности действия;
- улучшение удобства технического обслуживания.

Одним из важнейших показателей ЭТ является продолжительность и трудоемкость подготовки самолета к полету. значения этих показателей непосредственно заданы заказчиком и оказывают решающее влияние на показатель боевой эффективности самолета. Так, например, уменьшение продолжительности предполетной подготовки к повторному вылету на 5 минут приводит к снижению удельной

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА СУ-25

Таблица 9.

ЭКИПАЖ	
Экипаж, чел	1
РАЗМЕРЫ	
Длина самолета со штангой ПВД, м	15,36
Размах крыла с контейнерами, м	14,36
Удлинение крыла	6
Стреловидность крыла по передней кромке, °С	20
Высота самолета на стоянке, м	4,8
База шасси на стоянке, м	3,57
Колея шасси, м	2,51
Площадь базового крыла, м ²	30,1
Площадь закрылков, м ²	4,44
Площадь предкрылков, м ²	3,16
Площадь элеронов, м ²	1,51
Площадь тормозных щитков на самолетах первых серий, м ²	1,2
Площадь тормозных щитков более поздних серий, м ²	1,8
Площадь горизонтального оперения, м ²	6,47
Площадь руля высоты, м ²	1,88
Площадь вертикального оперения, м ²	4,65
Площадь руля направления, м ²	0,75
Площадь демпфера, м ²	0,206
ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	
Максимальная скорость полета с нормальной боевой нагрузкой, км/ч	950
Максимальная высота полета, м	7000
Максимальная высота боевого применения, м	5000
Дальность полета с нормальной боевой нагрузкой, без ПТБ, км:	
– у земли;	495
– на высоте.	640
Дальность полета с нормальной боевой нагрузкой, с четырьмя ПТБ-800, км:	
– у земли;	750
– на высоте.	1250
Перегоночная дальность полета, км	1950
Радиус виража с нормальной боевой нагрузкой на высоте 1500 м, при скорости 555 км/ч, м	680
Нагрузка на крыло при нормальной взлетной массе, кг/м ²	485
Максимальная эксплуатационная перегрузка с нормальной боевой нагрузкой	6,5
Максимальная эксплуатационная перегрузка с максимальной боевой нагрузкой	5,2
ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА	
Тип и количество установленных двигателей	2хР95Ш
Бесфорсажная взлетная тяга, кгс	2х4100
Тяговооруженность при максимальной взлетной массе	0,56
ВЕСОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	
Максимальная взлетная масса, кг	17600
Нормальная взлетная масса, кг	14600
Масса пустого самолета, кг	9315
Запас топлива во внутренних топливных баках, кг	3000
Нормальная масса боевой нагрузки, кг	1400
Максимальная масса боевой нагрузки, кг	4400
ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	
Посадочная скорость, км/ч	210
Длина разбега, м:	
– бетонная ВПП;	550
– грунтовая ВПП.	600
Длина пробега, м:	
– бетонная ВПП, с парашютом;	400
– бетонная ВПП, без парашюта	600
– грунтовая ВПП, без парашюта.	700

трудоемкости техобслуживания на 0,5 чел.ч/ч полета, что составляет около 4% от полного значения трудоемкости. Уменьшение продолжительности подготовки к полету приводит к снижению стоимости эксплуатации за весь жизненный цикл самолета примерно на 0,25%.

Большое влияние на улучшение эксплуатационных характеристик оказывает наличие на борту самолета встроенных систем контроля.

Самолет Су-25 может базироваться как на стационарных аэродромах с бетонным или другим покрытием, так и автономно на оперативных аэродромах в течение определенного времени.

Схема технического обслуживания штурмовика предусматривает выполнение следующих видов подготовки к полетам и контроля его технического состояния:

- предполетную подготовку;
- подготовку к повторному вылету;
- послеполетное обслуживание;
- обслуживание, выполняемое после 25 часов налета;
- регламентные работы через 100 и 200 часов налета;
- периодические работы при хранении самолета.

Задача обеспечения автономности базирования самолета неразрывно связана с уровнем эксплуатационных характеристик самолета. Автономное базирование самолета на неподготовленных (оперативных) аэродромах является наиболее трудноразрешимой задачей как с точки зрения инженерно-авиационного обеспечения, так и в плане материально-технического снабжения. Под понятием оперативный аэродром понимается полевой передовой аэродром, оборудованный ВПП (бетон, грунт, металлическое покрытие) и средствами обеспечения полетов. Кроме того, должны быть: топливо, боеприпасы и средства их доставки к самолетам.

Техническое обслуживание самолета Су-25 при автономном базировании предусматривает предполетную подготовку, подготовку к повторному полету, послеполетное обслуживание и устранение мелких неисправностей.

При этом основными заданными для самолета Су-25 показателями ЭТ являются:

- время подготовки самолета к боевому вылету с нормальной боевой нагрузкой, включающей 4 авиабомбы калибром 250 кг и 2 УР класса "воздух-воздух", не должно превышать 35 минут;
- время подготовки самолета к повторному вылету без смены варианта вооружения не должно превышать 25 минут;
- удельные трудозатраты на техобслуживание при эксплуатации не должны превышать величины 15 чел/ч на час налета.

Еще на начальной стадии проекта конструкторы поставили перед собой задачу обеспечить автономное базирование самолета.

Под этим понималась возможность выполнять звеном самолетов (4 машины) самостоятельную боевую

работу с передового полевого аэродрома в течение пяти суток при наличии на этом аэродроме топлива и боеприпасов.

С этой целью был разработан и создан так называемый аэромобильный комплекс самолета Т-8 – АМК-8. Он состоял из 4-х контейнеров, по форме очень близких к 800-литровому подвесному топливному баку, которые подвешивались как ПТБ под крыло и перевозились самолетами, когда они рассредоточивались с базового стационарного аэродрома по передовым полевым.

В контейнере №1 (К-1Э) – находится "энергоустановка", представляющая собой источник электроэнергии, приводом для которого служит небольшой "всеядный" газотурбинный двигатель. Этот контейнер обеспечивает проверку под током всех систем и цепей, запуск двигателей самолетов, питание электролебедок при подвеске вооружения.

Контейнер №2 (К-2Д) – "дозаправщик", имеет насосную станцию для дозаправки самолета топливом из любой открытой емкости, емкости с маслом, гидрожидкостью, кислородом.

Контейнер №3 (К-3СНО) – предназначен для транспортировки чехлов, заглушек, колодок под колеса, инструментов техника самолета, складной стремянки, электромеханической навесной лебедки для подъема боеприпасов при их подвеске на пилоны-держатели и комплект ЗИП.

Контейнер №4 (К4-КПА) – с контрольно-проверочной аппаратурой (КПА) для проверки основных систем самолета.

На стадии проекта АМК-8 ОКБ предлагало заказчику и пятый контейнер для перевозки техника самолета. Специалисты ОКБ считали, что использование этого контейнера может быть только в условиях боевых действий, и потому предлагали "не спасаемый" вариант (техник перевозился без средств аварийного спасения).

Заказчик настаивал на контейнере со средствами спасения, и "общий язык" так и не был найден...

АМК-8 был создан, прошел заводские и специальные Государственные испытания и поставлялся в войска.

ПИЛОТАЖНЫЙ СТЕНД КТС-18

Комплексный тренажер КТС-18, разработки Пензенского КБ моделирования, предназначен для наземного обучения и тренировки летчика самолета Су-25, а также выполнения основных элементов предполетной подготовки, техники пилотирования и самолетовождения.

Комплекс может выполнять следующие задачи:

- подготовку оборудования кабины перед полетом и подготовка машины перед вылетом;
- подготовку к запуску и запуск двигателя на земле и в воздухе с имитацией работы приборов сигнализации и шумов работающих двигателей;
- руление по ВПП;



Самолет Су-25 борт "76". (Сергей Балаклеев)

- взлет и набор высоты;
- полет по заданному маршруту с применением радиотехнических и навигационных средств с использованием ручного и полуавтоматического управления;
- обнаружение воздушных целей с помощью бортовых средств поиска;
- прицеливание и применение оружия по наземным и воздушным целям;
- использование средств РЭП для индивидуальной обороны самолета;
- имитацию двухсторонней связи с землей;
- заход на посадку с применением радиотехнических средств и с визуальной видимостью ВПП;
- отработку действий летчика в аварийных ситуациях.

В состав тренажера входят сложный комплекс цифровых электронных и электромеханических устройств, которые имитируют полет самолета в пространстве, работу силовой установки, электро-, радио- и специального оборудования Су-25, а также воссоздания некоторых физических факторов полета. Кабина тренажера полностью соответствует внутреннему интерьеру и геометрическим размерам самолета и устанавливается в подвижном состоянии. Система подвижности выполнена по электрогидравлическому принципу.

В основе вычислительного устройства тренажера используется вычислительная система – СМ-2М. Потребляемая мощность стенда составляет 300 кВт, а площадь размещения тренажера – 270 м².

ГЛАВА 4

Су-25 НА СЛУЖБЕ ВВС РОССИИ



РАБОТЫ ПО САМОЛЕТУ Су-25, И ЕГО МОДИФИКАЦИЯМ В ГОСУДАРСТВЕННОМ ЛЕТНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОМ ЦЕНТРЕ МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ

На всех этапах испытания штурмовика Су-25 и его модификаций совместно с конструкторским бюро П.О.Сухого участвовал коллектив Государственного Краснознаменного научно-исследовательского института ВВС им. В.П.Чкалова. Это и опытные инженеры института, и летчики-испытатели, которые дали путевку в жизнь всем военным самолетам нашей страны.

Совместная работа ГК НИИ ВВС и МЗ "Кулон" по теме Т-8 началась с 1975 г. Именно в апреле 75-го, первый опытный самолет Т8-1 был представлен тогдашнему начальнику института генерал-полковнику И.Д.Гайдаенко.

С июня 1975 г. начались "выпуски" летчиков ГК НИИ для полетов на самолете Су-25 и после принятия и.о. генерального конструктора Е.А.Ивановым решения об испытаниях на совместимость применяемого на штурмовике вооружения и силовой установки, самолет Т8-1 был перебазирован в г. Ахтубинск.

С июля по август 1975 г., а также в сентябре 1976 г. проводились испытания по применению встроенной пушечной установки ВПУ-22 и подвесных контейнеров СППУ-22 с пушкой ГШ-23, а также пуски НАР разного калибра.

В 1975 г. начались летно-конструкторские испытания самолетов, которые проводились совместно ведущими инженерами и летчиками-испытателями МЗ "Кулон" и ГК НИИ ВВС.

Ведущими инженерами по испытаниям самолета Су-25 от ГК НИИ ВВС были назначены О.Н.Мухин, Р.Н.Валиулин. Они же участвовали в рассмотрении технического проекта и макета самолета. К испытаниям самолета Су-25 приступили летчики-испытатели ГК НИИ ВВС А.Д.Иванов, А.А.Иванов, О.Г.Цой, В.А.Селиванов, В.В.Соловьев, В.И.Мостовой, В.А.Олейников, В.Н.Музыка, В.П.Доронин и др. Ведущими инженерами по специальности были Ю.Н.Данилов, А.В. Колесник, П.П.Бидыло, Б.Н.Корсуков, В.А.Беляев, А.Р.Месропов, Л.Д.Бондар, М.А.Костаков, Х.С.Салимов, Е.В.Степанченко, В.С.Гредчин, С.П.Абрамов, С.В.Назаренко, П.И.Матвеев, В.И. Руденко, Ф.И.Сатрутдинов, М.И.Костаков, В.М.Борисенко, Е.А.Покровский, А.И.Безродный, В.Г.Елисеев, Ю.Н.Мотин, А.В.Седун, В.В.Никитин, П.Б.Шевцов и др.

¹Прим. автора – за время эксплуатации самолета Су-25 в ГК НИИ ВВС сменилось несколько руководителей института. С начала поступления самолета Су-25 в ГК НИИ ВВС начальником института был генерал-полковник авиации И.Д.Гайдаенко. С 1978 по 1988 г.г. руководителем института был генерал-полковник авиации Л.И.Агурин. В 1988 г. начальником института был назначен генерал-лейтенант авиации Л.В. Козлов, который руководил институтом до 1991 г. С 1991 по 1996 г.г. руководство ГЛИЦ МО осуществлял генерал-лейтенант авиации Ю.П. Клишин (ныне заместитель Главкома ВВС). В 1996 г. начальником ГЛИЦ МО стал генерал-лейтенант авиации В.С.Картавенко, которого сменил в 1999 г. нынешний руководитель ГЛИЦ генерал-лейтенант авиации Ю.П.Трегубенков.

В 1976 г. на самолете Т8-2 проводились испытания по базированию на грунтовых ВПП, в которых участвовали летчики-испытатели ГК НИИ ВВС О.Г.Цой и А.А. Иванов. Кроме того, летчики института работали в программах по оценке эффективности примененной схемы тормозных щитков и по стрельбе в заднюю полусферу из подвесных пушечных контейнеров и блоков НАР С-8.

В 1978 г. начальником ГК НИИ ВВС был назначен генерал полковник Л.И.Агурин¹. Это время ознаменовано увеличением работ по теме Т-8, поскольку испытания самолета Су-25 вошли в стадию ГСИ.

К испытаниям самолета Су-25 и отработке его систем и комплекса вооружения приступили летчики-испытатели института В.А.Селиванов, В.Н.Музыка, В.В.Соловьев, и В.А. Олейников.

После установки на самолет Су-25 двигателя Р95Ш в течение 1978-80 г.г. проводились испытания по влиянию пусков НАР и стрельбы из встроенной пушечной установки ВПУ-17А с более мощной пушкой ГШ-30 на работу нового двигателя.

В ходе проведенных исследований была выявлена неустойчивость двигателя при стрельбе из пушечной установки и НАР большого калибра. Подключение системы предупреждения помпажа КС не дало положительных результатов, поэтому до внедрения системы ЭСВС, стрельба из пушки разрешалась только на режиме малого газа и на дросселирования.

В это же время проводились полеты по отработке прицела АСП-17БЦ-8 и определению точностных характеристик при пуске НАР С-5, С-8, С-24 и С-25 при боевом применении с горизонтального полета и пикирования. Основная часть испытаний проводилась летчиком-испытателем ГК НИИ ВВС В.Н.Музыкой имеющего очень большой опыт "работы по земле". Ведущим инженером по прицелу АСП-17БЦ-8 был назначен Ф.Н. Сатрутдинов.

В ходе этой работы были получены отличные результаты по точности попадания.

С 16 апреля по 5 июня 1980 г. специалисты и летчики-испытатели ГК НИИ ВВС участвовали в испытаниях штурмовика "в реальных боевых условиях" по программе "Ромб". Программа "Ромб" проводилась в счет этапа "Б" ГСИ. Руководителем группы был назначен заместитель начальника ГК НИИ ВВС генерал майор авиации В.В.Алферов. Командиром эскадрильи был назначен подполковник В.В.Васенков. Полеты выполняли летчики-испытатели института В.В.Соловьев и В.Н.Музыка и КБ А.А.Иванов и Н.Ф.Садовников. Руководителем испытательной группы был О.Н.Мухин.

Полеты выполнялись как в самостоятельном режиме по отработке основной программы испытаний, так и по вызову наземных войск, на боевое применение. В ходе испытаний отрабатывалось применение различных видов боеприпасов: ФАБ-100, ОФАБ-500ТС, С-8, С-25, КМГ-У, ЗБ-500, ОДАБ-500. Боевое применение производилось с пикирования и на выходе из пикирования с входом в ущелье. Кроме того, проверялась возможность боевого применения в гористой местно-

сти и точностные характеристики зажигательных баков ЗБ-500 и объемно-детонирующих бомб ОДАБ-500.

Проводилась также научно исследовательская работа по расширению боевых возможностей самолета Су-25 при стрельбе с малыми углами пикирования и минимальными дальностями пуска. Летные характеристики самолета позволяли выводить его из пикирования без просадки, машина практически ходила за ручкой управления, что позволяло не попадать в осколки.

Испытания показали высокую боевую эффективность, и неприхотливость штурмовика Су-25, и самолет был высоко оценен сухопутными подразделениями 40-й армии находившейся в ДРА.

В апреле 1980 г. начались испытания первых серийных самолетов, которые проводились совместно летчиками-испытателями ГК НИИ ВВС и МЗ "Кулон".

18 июня 1980 г. начался этап "Б" государственных совместных испытаний. С июля по декабрь 1980 г. на самолетах Т8-1Д, Т8-3 и Т8-4 шла отработка боевого применения на полигоне ГК НИИ ВВС, в которых участвовали летчики-испытатели института О.Г.Цой, В.В.Соловьев, В.Н.Музыка, А.Д.Иванов. С августа 1980 г. к испытаниям присоединился опытный самолет серийной

сборки Т8-6 (ведущим инженером по испытаниям самолета от МЗ им. П.О.Сухого был Н.Н.Ярошенко), на который легла основная масса испытаний по применению встроенной пушечной установки ВПУ-17А и пуску НАР и УР. При испытаниях встроенной пушечной установки ВПУ-17А выявилась большая отдача пушки ГШ-30, которая привела к нескольким чрезвычайным происшествиям. В частности, самолет Т8-6 пришлось два раза сажать на "брюхо" из-за поломки тяги управления открытием створок передней опоры шасси. Так, например, при выполнении испытательного полета 8 декабря 1980 г. в Ахтубинске со стрельбой из ВПУ-17А, вследствие больших вибраций и перегрузок из-за отдачи пушки, сломалась тяга управления открытием створок носовой стойки шасси самолета. При заходе на посадку после выполнения задания летчик А.Д.Иванов обнаружил, что носовая стойка шасси не выпускается. Не помог и аварийный способ выпуска шасси, и специальные маневры создания перегрузки. И тогда Александр Дмитриевич выработал излишнее топливо, убрал основные стойки шасси и посадил самолет на грунт в районе второй ВПП аэродрома. Посадка была настолько мастерской, что самолет практически не по-



Возвращение из Афганистана после завершения программы "Ромб" г. Ахтубинск 5 июня 1980 г. В центре стоят летчики-испытатели В.Н. Музыка, В.В.Соловьев
Правее стоит начальник института генерал-лейтенант Л.И.Агурин.(Из архива Валерия Музыка)



Ведущие инженеры ГК НИИ ВВС

*Р.Н. Валиулин
(Из архива Рафаила Валиулина)*

Ю.Н. Мотин. (ГЛИЦ МО)

В.И. Руденко

(Из архива Валерия Руденко)

страдал и через несколько дней продолжил выполнение программы испытаний. Чуть позже в подобной же ситуации оказался О.Г.Цой.

В ходе этих же испытаний был и более сложный случай. При выполнении стрельбы из встроенной пушечной установки на опытном самолете-штурмовике Т8-6 оторвалось визирная головка прицела АСП-17БЦ-8 весом 3 кг, и упала между ручкой управления самолетом и чашкой сиденья, заклинив при этом управление машины, самолет в это время находился на пикировании. Олег Григорьевич Цой освободил ручку управления и вывел самолет из пикирования практически рядом с землей...

В октябре 1980 г. на самолете Т8-4, пилотируемом летчиком-испытателем В.П. Селивановым в ходе отработки боевого применения не произошло отделение восьми бомб ФАБ-500. Но летчик смог посадил самолет так, что амортизаторы стоек шасси даже полностью не обжались.

Летчиками ГК НИИ ВВС совместно с ЦАГИ с 10 ноября по 25 декабря 1980 г. проводилась программа по снятию характеристик самолета на больших углах атаки. Она проводилась в рамках ГСИ по совместному решению МАП-ВВС. Ведущим инженером от ГК НИИ ВВС по программе был назначен майор А.В. Колесник. В испытаниях участвовали летчики института В.П. Селиванов, О.Г.Цой и В.В. Соловьев.

30 декабря 1980 г. были закончены государственные совместные испытания самолета Су-25. Но программа испытаний по машине не закончилась, поскольку в дальнейшем проводились специальные летные испытания, а также – полеты по устранению замечаний на основании акта ГСИ.

Одним из таких испытаний было исследование поведения и характеристик самолета на скоростях ограниченных максимальным число Маха. В начале 1981 г. в ходе испытаний по определению характеристик устойчивости и управляемости на предельных числах М (так называемая зона "бермудского треугольника"), отказало поперечное управление самолета Су-25 и произошло перекомпенсирование сервокомпенсаторов. Самолет постепенно переходил опасную черту ограничения скорости по маху, и началась сильнейшая тряска, после чего самолет потерял управление. Летчик-испытатель О.Г.Цой поочередно выключил двига-

тели, и после падения скорости, восстановил управление самолетом, взяв ручку на себя. Затем в эксплуатационном диапазоне скорости и высоты он запустил двигатели и возвратился на аэродром. После этих испытаний были выпущены дополнения к Руководству по летной эксплуатации (РЛЭ) по действиям строевых летчиков при выходе на ограничения по числу М.

В ходе одного из этапов СЛИ проходившего 19 января 1981 г., с этой особенностью столкнулся летчик-испытатель института – А.Д.Иванов, но в данной ситуации все закончилось более трагично.

При работе на полигоне с применением бомб, пикируя с высоты 5000 м, летчик вышел за ограничения по числу М, в результате чего самолет "затрясло" и перевернуло "на спину". При выводе самолета из пикирования, в перевернутом положении, при очень сильной тряске возникли большие усилия на ручке управления самолетом и Александр Дмитриевич не смог выровнять самолет, и был вынужден катапультироваться на высоте 600 м.

После этой катастрофы на самолете была установлена система ограничения угла атаки – АОС и введены ограничения веса груза в зависимости от точки подвески и уточнены максимально-допустимые углы атаки по скоростям.

Когда, в г. Ситал Чай в Азербайджане в мае 1981 г. был организован 80-го ОШАП, то летчики-испытатели института помогали в обучении строевых летчиков пилотированию на самолетах Су-25. В обучении участвовали летчики В.П.Селиванов, О.Г.Цой и В.В.Соловьев.

Кроме того, летчики-испытатели ГК НИИ ВВС участвовали в подготовке строевых летчиков к операции "Экзамен" в составе 200-й ОШАЭ.

Испытания самолета Су-25 продолжались полным ходом и, к сожалению, не всегда удачно. Так, в апреле 1981 г. на самолете Су-25, который пилотировал, летчик-испытатель О.Г.Цой проводились испытания по применению из ВПУ-17А специальных осколочных снарядов. Из-за взрыва снаряда в канале ствола в носовой части самолета, полностью отказали все основные, дублирующие пилотажные и контрольные приборы, но летчик вышел победителем в этой ситуации и самолет был посажен на аэродром.

Олегу Григорьевичу Цою при испытаниях самолета Су-25 очень часто выпадали внештатные ситуации, и



Летчики испытатели ГК НИИ ВВС

В. В. Соловьев.
(Из архива Вячеслава Соловьева)

В. Н. Музыка.
(Из архива Валерия Музыки)

А. Д. Иванов.
(Из архива Александра Иванова)

он всегда выходил из них достойно. Например, при пуске НАР С-8АС произошло столкновение двух ракет, которые сдетонировали в районе носовой части фюзеляжа. Самолет получил "незначительные повреждения", если не считать, что все осколки приняла на себя лобовое бронестекло и титановая кабина штурмовика.

Поскольку самолет Су-25 является самолетом поля боя и должен базироваться в районе прифронтовой полосы, то было необходимо проверить характеристики самолета с аэромобильным комплексом АМК-8, возможность эксплуатации штурмовика с грунтовой ВПП, а также провести испытания на применение для заправки машины дизельного топлива и бензина.

АМК-8 испытывался во второй половине 1982 г. и после успешных испытаний был принят на вооружение. При испытаниях АМК-8 штурмовик показал хорошие летные и прочностные характеристики. Так, 31 августа 1982 г. летчик В.Н.Музыка на самолете Т8-4 выполняя полет на прочность с 4 контейнерами АМК-8, не убрав шасси, и самолет вместо положенных ограничений по скорости - 400 км/ч и перегрузке - 2 выполнил полет со скоростью - 600 км/ч и перегрузкой 3,5-4. После проверки самолета, было выяснено, что изменений и нарушений конструкции нет.

Испытания проводили летчики-испытатели В.П. Доронин, В.Н.Музыка, В.В.Соловьев, В.Н.Кандауров, В.А.Лотков, О.Г.Цой. Ведущим инженером по испытаниям был Р.Н.Валиулин.

Летчики-испытатели ГК НИИ ВВС участвовали в программе летных испытаний по возможности применения опытного самолета Т8-10 с грунтовой, металлической взлетно-посадочных полос, а также при взлете с заснеженной полосы. Испытания проводились с подвеской управляемых и неуправляемых ракет с последующим их пуском. Проведенная программа показала возможность применения штурмовика с грунтовой ВПП, с заснеженных аэродромов и металлической полосы. При взлете с грунта самолет поднимался с земли даже при ее полном заполнении "жижей из грязи" на высоту 25 см! От отдела шасси ОКБ участвовали специалисты А.Л.Астриев и В.Е.Фомушкин. Ведущим инженером по испытаниям был В.Л.Зайцев.

В это же время проводились испытания опытного самолета Т8-6 по применению дизельного топлива вместо керосина. На самолете Т8-11, уже гораздо поз-

же с октября 1987 по июнь 1988 г.г. проводилась программа испытаний по применению оружия с машины, заправленной дизельным топливом. Особых отличий от эксплуатации на авиационном топливе обнаружено не было, и в боевых условиях штурмовик Су-25 мог быть заправлен, как и танк из "одной бочки". Ведущими летчиками института в этих испытаниях были В.А.Лотков, А.Н.Хрипков, В.Н.Кандауров, В.Н.Музыка и В.В.Соловьев.

В конце 1982 г. на самолете Т8-6 проводились испытания по применению ракет Х-29. Во время этих испытаний произошел интересный случай. 15 сентября 1982 г. во время очередного вылета по отработке пуска УР летчиком А.А.Ивановым был произведен пуск ракет Х-29, после чего Анатолий Александрович доложил о выполнении задания и совершил посадку. После посадки выяснилось, что правый борт самолета, перед кабиной, был "разворочен" от пламени из сопла ракеты, а так же спомпировал двигатель. Несмотря на полученные повреждения, самолет был восстановлен и продолжил испытания, что еще раз подтвердило высокую живучесть самолета.

Работа по испытаниям самолета Т8-6 с УР продолжалась до августа 1983 г. За это время были проведены пуски управляемых ракет С-25Л, Х-25МЛ, Х-29Л, кроме того, с УР снимались точностные характеристики. Проверялась также работа силовой установки при залповом пуске ракеты "воздух-воздух" Р-60 и НАР С-24. Программа по отработке применения НАР С-24 проходила с октября по декабрь 1982 г.

Параллельно с этими работами шли испытания по дальнейшему усовершенствованию оборудования и систем самолета. Так, например, производилась оценка новой визирной головки прицела АСП-17.

С 1983 г. проводилось снятие аэродинамических характеристик опытного самолета Т8-11 с установленными в продольном канале бустерами и W-образными тормозными щитками. Данный самолет выполнял программу испытаний по снятию ограничений.

В 1984 г. на самолете Т8-6 были продолжены испытания по применению УР. В этом же году были проведены работы по уточнению взлетно-посадочных характеристик, расширению номенклатуры авиационных боеприпасов, определению характеристик самолета с подвесными пушечными контейнерами СППУ-22. Па-



Самолет Су-25 подготовленный к измерительным экспериментам на аэродроме г. Ахтубинск. (Алексей Михеев.)

раллельно проводились работы по определению радиозаметности самолета и начались испытания по стрельбе НАР С-8 "Роса" в заднюю полусферу.

В 1984 г. на комплексе "НИУТК" в Саках совместно с летчиками конструкторского бюро Сухого проводилась программа испытаний по посадке самолета Т8-4 на трамплин. Летчиками и инженерами института проводились испытания по определению минимальной скорости полета, изучалась устойчивость и управляемость самолета на околонулевых скоростях полета, и оценивались возможности боевого применения. Боевое применение выполнялось со сложных маневров (колокол, петля, поворот на горке, переворот на горке) с достижением околонулевых скоростей и углов пикирования и кабрирования 50-80 градусов.

Кроме того, изучалось поведение самолета при сваливании машины с последующим полетом на определение характеристик штопора и маневренности на скоростях меньших эволютивной скорости².

Проводились, также полеты на боевое применение после выполнения петли на горке: с углом 50-70 градусов с режима "колокол", с углом 40-50 градусов с режима "поворот на горке", с углом 60 градусов с режима "поворот на горке".

Ведущим инженером по устойчивости и управляемости от института был В.А.Беляев, а по маневренности – Е.В.Степанченко.

² Эволютивная скорость - минимальная скорость, на которой ЛА имеет возможность выполнять некоторые минимальные эволюции (маневры).

Большой объем испытаний проводился по изменениям, внесенным в самолет на основании опыта полученного в боевых действиях в Афганистане. В частности по афганской тематике проводились испытания аппаратуры обозначения переднего края своих войск "Пирометр" (ведущий инженер А.В.Занин, летчики-испытатели В.Н.Музыка и В.Н.Воронов). По этой теме было выполнено 14 полетов и машина с системой "Пирометр" была перегнана в ДРА, где строевые летчики продолжили полеты с этой системой в боевых условиях.

После появления у душманов ПЗРК "Red Eye" М3 им П.О. Сухого была разработана система автоматического отстрела ловушек, позволявшая бороться с зенитными ракетами и на опытных самолетах Т8-10 и Т8-11 проводилась совместная программа по испытаниям работы этой системы. Испытания по этой системе проводились в 1985 г. Параллельно были разработаны и испытаны новые ИК-ловушки.

В это же время на самолете Т8-11 выполнялись полеты на боевое применение контейнеров РБК-500ПТАБ и КМГ-У с горизонтального пикирования, а также отрабатывалась безопасность применения авиабомбы БЕТАБ и зажигательных баков ЗАБ-500.

В августе 1985 г. на самолетах Т8-11 и Т8-12 в рамках СЛИ проводились работы по снятию аэродинамических характеристик при подвеске пушечного контейнера СППУ-22 для стрельбы в переднюю и заднюю полусферы. При этом уточнялись характеристики устойчивости, управляемости и маневренности. Параллельно проводились работы по оценке газодинамической устойчивости силовой установки при стрельбе из



В полете самолет Су-25УБ борт "33" с двигателями Р195 в ходе программы СЛИ. (Алексей Михеев)

встроенной и подвесной пушечных установок, а начиная с января 1986 г. начались исследования по оценке газодинамической устойчивости силовой установки при стрельбе НАР и ВПУ с отключенным клапаном системы КС на двигателях.

На опытном самолете Т8-11 летчиками института были проведены испытания по управлению боковой силой самолета и изучению эффективности одностороннего несинхронного выпуска тормозных щитков. Целью данного исследования было определение возможности управлением самолета по курсу с резким изменением направления полета и коррекции боковой ошибки при наложении центральной марки прицела на цель. Кроме того, изучалось влияние боковых перегрузок на летчика. Программу проводил летчик-испытатель института В.Н.Музыка. Летчиком В.Н.Кондауровым впервые была выполнена посадка на самолете Су-25 с отключенными бустерами, кроме того, выполнялись полеты по прерванным и продолжительным взлетам (летчики В.Н.Шамин, А.М.Хрипков).

В течение всего 1986 г. летчиками института проводились испытания станции РЭП "Гардения" на специально подготовленном для этого самолете Т8-12. В 1987-88 г.г. на опытных самолетах Т8-14 и Т8-15 проводился большой объем испытаний связанный с установкой на штурмовик нового двигателя Р195, имевший большую тягу и меньшую ИК-заметность. В частности выполнялись работы по определению влияния применяемого на самолете вооружения на характеристики двигателя. Одновременно было проведено исследование ИК-заметности двигателя.

Начиная с 1985 г. в программу испытаний самолета Су-25 была подключен его учебно-боевой вариант Су-25УБ на двух опытных машинах Т8УБ-1 и Т8УБ-2. Поскольку все основные системы самолета соответствовали одноместной версии машины, то программа испытаний была укороченной и в марте 1987 г. самолет прошел ГСИ, и был принят на вооружение. Фактически самолет Су-25УБ показал такую же надежность и легкость в управлении, как и Су-25.

Хорошие характеристики самолета Су-25УБ подтверждает и такой случай. В 1991 г. проходили испытания самолета Т-8УБ серийный номер 09-05 на малых скоростях полета, на некоторых режимах имели место отрицательные скорости: самолет кратковременно падал на "хвост" после чего опускал "нос" и переходил с колебаниями в практически отвесное пикирование. На одном из таких режимов произошел помпаж обоих двигателей. Летчики А.В.Чернышев и А.П.Петров были вынуждены немедленно выключить оба двигателя во избежание выхода их из строя (в то время противопомпажными системами двигателя оборудованы не были). Помпаж произошел на очень малой для этой ситуации высоте – около 3000 м. Летчики действовали быстро и четко и из режима падения самолета на хвост они за минимально возможное время перешли в нормальный полет, запустили оба двигателя и благополучно завершили полет.

Хорошие летные характеристики самолета, обеспечившие его быстрый вывод в нормальное положение, и четкие действия летчиков позволили выйти из этой сложнейшей ситуации.

На опытном самолете Т8-УБ с серийным номером 09-05 борт "33" с двигателем Р195 в 1990 г. была проведена программа испытаний по совместимости силовой установки с планером "спарки". Позднее, с февраля 1991 г., в институте проверялась газодинамическая устойчивость силовой установки при стрельбе НАР и ВПУ на различных режимах полета. Ведущим летчиком по испытаниям самолетов Су-25УБ от ГК НИИ ВВС был В.В.Соловьев, а в программе испытаний основное участие приняли летчики института В.Н.Музыка, А.Г.Бондаренко, В.Н.Воронов, А.В. Чернышев, А.П.Петров, В.А.Подсуха, М.А.Фролов, Г.М. Манаков, В.Н.Шамин. Ведущими инженерами по испытаниям были Д.А.Князьков, П.И.Матвеев, А.С.Белогуров.

С июня 1990 по март 1991 г.г. в ГК НИИ ВВС проводились испытания по применению с самолетов Су-25БМ мишеней "Комета" и ПМ-6. Программа, которая проводилась в рамках СЛИ, была рассчитана на 72 полета. Ведущий летчик-испытатель программы был А.П. Петров, кроме него в программе участвовали летчики В.Н.Музыка, В.Н.Воронов, А.Г.Бондаренко, Н.Ф.Диордица, С.А.Лушин, В.Э.Дахтлер, Ю.А.Бежевец и др. Ведущими инженерами по испытаниям были Б.Н.Поликарпов и А.П.Седун.

С 1988 по 1990 г.г. была проведена программа летно-конструкторских испытаний самолета Т8-УТГ совместно с летчиками МЗ им. П.О.Сухого. После положительных результатов было выдано заключение на выпуск установочной партии самолетов на Улан-Удэнском авиационном заводе. Ведущим летчиком по теме

Т8-УТГ был назначен А.Б.Лавриков. Кроме того, в программе участвовали летчики ГК НИИ ВВС А.И.Фокин, Е.А.Пригодин, В.И.Токарев и В.С.Петруша. Ведущий инженер по программе В.Б.Добров.

В 1991 г. на палубном учебно-тренировочном самолете в Саках на комплексе "НИУТК" был выполнен этап "А" ГСИ с участием летчиков-испытателей ГЛИЦ МО.

После проведения с 23 мая 1991 по 30 января 1992 г.г. СЛИ по теме Т8-УТГ самолет был рекомендован как учебно-тренировочный для обучения летного состава авиации ВМФ взлету с трамплина и посадке на аэрофинишер на комплексе "НИУТК" в дневных условиях.

В течение 1992 г. проводился этап "Б" ГСИ в ходе, которого проводилась посадка самолета Т8УТГ-1 на палубу тяжелого авианесущего крейсера (ТАВКр) "Адмирал флота Советского Союза Кузнецов". Посадку на палубу впервые выполнил летчик-испытатель летно-исследовательского центра Н.Ф.Диордица, причем без подготовки на комплексе "НИУТК". За это время был подготовлен для посадки на палубу летчик-испытатель ГЛИЦ МО А.Б.Лавриков.

С 1995 г. и по сегодняшнее время проводятся различные испытания в рамках СЛИ по теме палубного учебно-тренировочного самолета с участием летчиков-испытателей ГЛИЦ МО. Так, например, проводилась отработка посадки самолета в сумерках и ночных условиях сначала на комплексе "НИУТК", а затем на палубу ТАВКр.

С 1984 г. начались ЛКИ самолета Су-25Т. Ведущим летчиком по испытаниям самолета Су-25Т был назна-



Летно-тактические учения на базе аэродрома г. Ахтубинск в 1988 г..

Слева-направо: А.П. Демин, В.А.Липатов, А.С. Чачава, О.А.Жданенко, В.Г.Корольков, А.Б. Жолобов, И.А.Самозвет (НПК "Штурмовики Сухого")

чен А.В.Павленко, ведущим инженером Р.Н.Валиулин. При отработке нового ударного комплекса принимали участие летчики-испытатели и инженеры института. На трех опытных самолетах Т8М-1, Т8М-2 и Т8М-3 отрабатывалось большое количество новых систем и оборудования. Это, оптико-электронный прицельный комплекс (ОЭПК) "Шквал", система ночного видения "Меркурий", станция радиоэлектронного противодействия "Иртыш", система оптикоэлектронного подавления "Сухогруз" и система автоматического управления САУ-8. Отрабатывались двигатели Р195 и новый комплекс вооружения, в который входят новые сверхзвуковые противотанковые ракеты "Вихрь".

Так, за время ЛКИ с 1 января 1985 по 28 декабря 1990 г.г. было выполнено 370 полетов по снятию ЛТХ, 85 полетов на навигацию, 10 полетов на оценку САУ-8 и 275 полетов на боевое применение. Например, ОЭПК "Шквал" позволил в несколько раз повысить точностные характеристики применения УР. Так, впервые в истории испытаний, ракетой С-25Л была уничтожена точечная цель типа танк. Башня танка "улетела" на 15 м. Впервые была проведена уникальная боевая работа по применению ПТУР "Вихрь" по воздушной цели. С первой атаки был сбит самолет-мишень Ту-16.

В августе 1988 г. в рамках ЛКИ проводились испытания на полигоне "Прудбой", где отрабатывался ударный комплекс самолета. Летчиками-испытателями ОКБ и института О.Г.Цоём и А.В.Павленко было выполнено 17 полетов с отработкой вооружения самолета Су-25Т при помощи оптико-электронного прицельного комплекса "Шквал".

С июля 1988 по март 1993 г.г. летчиками-испытателями института А.В.Павленко, В.П.Бухтояровым, В.Н. Воронов, А.Г.Бондаренко, А.А.Гончаров, проводились государственные совместные испытания, в ходе которых было выполнено 862 полета.

В августе 1989 г. в рамках СЛИ проводились испытания самолета в реальном тактическом фоне на полигоне "Луц" Прикарпатского военного округа (г. Броды). Испытания проводились с привлечением сил и средств Сухопутных войск. В испытаниях принимали участие ведущие специалисты всех научно-исследовательских управлений Сухопутных войск, ЦБП ПЛС ФА, войсковые ПВО ("ТОР", "Тунгуска"), НИИ АКМ. В ходе испытаний было необходимо оценить возможность поражения подвижных целей типа "танк" в различных видах общевойскового боя, а также возможности прикрытия частей и соединений от поражения штурмовой авиации. Руководителем испытаний от Сухопутных войск был полковник В.Ф.Кривов.

В ходе проведенных испытаний был впервые проведен пуск по движущемуся танку (летчик В.П.Бухтояров). Всего было выполнено 27 полетов. Участие в испытаниях приняли А.В.Павленко, В.П.Бухтояров, В.Н. Воронов. Руководитель испытательной бригады Р.Н.Валиулин.

В ходе испытаний самолета Су-25Т проводились работы по САУ-8, РСДН и станции "Меркурий" в Феодосии. В 1988 г. проводились испытания над морем, а в 1991 г. отрабатывалась система "Меркурий" в ночных полетах. В испытаниях принимал участие летчик-испытатель от ГК НИИ ВВС В.П.Бухтояров. Ведущим ин-



Летчик-испытатель В.П.Бухтояров и Главком ВВС П.С.Дейнекин на аэродроме г. Ахтубинск
(Из архива Валерия Зайцева)



Результат боевого применения по бронетанковой технике ракеты С-25Л. Отлетевшая башня танка.

Управляемая ракета "Вихрь" попала в крышку лючка, и вместе с ним вошла в двигательный отсек танка.

Результат попадания ПТУР "Вихрь" в кормовую часть танка и взрыва внутри двигательного отсека. (ГЛИЦ МО)

женером программы был назначен инженер МЗ им. П.О.Сухого В.А.Жуков.

В феврале-апреле 1992 г. были выполнены испытания по отработке взлета и посадки с грунтовой ВПП.

С марта 1992 г. на самолетах Т8М-3, Т8М6, Т8М-8, Т8М-10, Т8М-11, Т8М-13, Т8М-15 и Т8М-16 летчиками-испытателями лётно-исследовательского центра проводилась программа испытаний по этапу "А" ГСИ.

В марте 1993 г. летчиками-испытателями института были завершены государственные сдаточные испытания самолета Су-25Т, в ходе которых было выполнено 644 полета, среди них были А.В.Павленко, В.П.Бухтояров, В.Н.Воронов, А.Н.Акименко, В.Н.Олейников, А.Г.Бондаренко, А.А.Гончаров. В 1993 г. возможности самолета Су-25УБ (борт "33") оценил тогдашний Главнокомандующий ВВС П.С.Дейнекин и остался очень доволен.

Летом 1993 г. в лётно-исследовательском центре проводилась отработка слетанности при действии парой и боевого применения самолетов Су-25УБ и Су-25Т. В этих полетах приняли участие летчики центра С.И.Храпцов, А.Г.Бондаренко, В.Н.Воронов, И.И.Маликов, И.Ф.Сирота, В.П.Бухтояров, В.А.Иванов, В.М.Каганов, В.С.Картавенко, А.П.Петров, В.М.Чиркин, А.А.Гончаров, А.В.Павленко и В.Э.Дахтлер.

В сентябре-ноябре 1994 г. проводились испытательные полеты на полигоне "Нальчик", где отрабатывалось боевое применение самолета в горных условиях. Летчиками В.П.Бухтояровым, А.Г.Бондаренко, В.Н.Вороновым и И.И.Маликовым был выполнен 31 полет.

Второй этап испытаний на горном полигоне "Нальчик" состоялся в 1995 г. Была проведена работа по пуску управляемых ракет, в том числе и по двум различным целям. Летчиками-испытателями В.П.Бухтояровым и А.Г.Бондаренко было выполнено 26 полетов.

Самолет Су-25Т доказал свою высокую боевую живучесть, заложенную еще в Су-25, что показали два чрезвычайных происшествия произошедших при испытаниях машины.

Так, в июне 1991 г. произошла авария самолета Т8М-2. Летчик А.А.Гончаров выполнял испытательный полет на бомбометание противотанковыми авиабомбами из контейнера КМГ-У. После второго захода по неизвестной до сих пор причине произошел взрыв нескольких ПТАБ в контейнере, подвешенном под крылом. Взрывом были повреждены конструкция крыла и фюзеляжа, правый двигатель, топливные баки. Начался пожар правого двигателя, загорелось топливо, вытекающее из пробитых баков. При этом летчик не был травмирован и полностью сохранил работоспособность: бронированная кабина защитила А.А.Гончарова; более того самолет не потерял управляемости и все его системы и оборудование продолжали функционировать.

Летчик выключил горящий двигатель, привел в действие систему пожаротушения и по кратчайшему маршруту начал "возврат" на аэродром. Пожар двигателя на короткое время прекратился, но затем возобновился вновь, поскольку повреждения были слишком



Горный полигон "Нальчик" во время испытаний в 1994 г.

Боевая техника после поражения ПТУР "Вихрь" - неровное овальное отверстие в центре боевой разведывательно-диверсионной машины (БРДМ)

Попадание ракеты в корпус бронемашины
Справа от БРДМ лежит башня машины.
(Из архива Владимира Бухтоярова)



велики, и топливо из пробитых баков горело вне зоны действия системы пожаротушения.

Летчик доложил руководителю полетов, что пожар ликвидировать не возможно. Руководитель увидел горящий самолет и дал команду летчику на немедленное катапультирование (длина факела за самолетом составляла 15 м). Летчик благополучно катапультировался. Несмотря на мощный взрыв и пожар самолет продолжал управляться до самого момента катапультирования.

В дальнейшем, в еще одном случае, произошедшем в 1995 г. на полигоне "Нальчик", при пуске управляемой ракеты взорвался двигатель ракеты в момент, когда она еще находилась на пусковом устройстве. Повреждения оказались значительными, самолет получил около 15 пробоин – один осколок влетел в мотогондолу двигателя, смял трубопровод гидросистемы. Тем не менее, благодаря особенностям конструкции работа самолетного оборудования и двигателей не нарушилась. Летчик полковник В.П.Бухтояров благополучно посадил самолет на свой аэродром.

В 1996 г. летчики-испытатели и инженеры института участвовали в переучивании летного состава Центра боевого применения и переучивания летного состава фронтовой авиации (ЦБП и ПЛС ВВС ФА).

С 1991 г. начались летно-конструкторские испытания самолета Су-25ТМ. Проводились работы с новым тепловизором "Ход", радиолокационной станцией "Кинжал" и станцией "Шквал-М".

С 1999 г. летчики и инженеры летного центра приступили к испытаниям РЛС "Копье" и отработке новой системы управления оружием СУО-39, а в течение 1999–2000 г.г. проводился этап ГСИ.

В испытаниях самолетов Су-25Т и Су-25ТМ принимали участие летчики-испытатели летного центра А.В. Павленко, В.П.Бухтояров, В.Н.Воронов, А.Г.Бондаренко, В.С.Картавенко, А.А.Гончаров, В.Е.Прокофьев, М.А. Фролов, В.И.Мостовой, В.Н.Олейников, В.В.Мигунов, В.А.Иванов, В.Э.Дахтлер, И.И.Маликов И.Е.Соловьев, В.М.Чиркин и др. От ведущих инженеров ГЛИЦ МО принимали участие Р.Н.Валиулин, Ю.Н.Мотин, О.Н.Мухин, А.С.Белогуров, И.Э.Беляков, А.В.Танаков, В.И.Руденко, А.С.Савилов, Г.Н.Крупин, О.В.Логунков, В.А.Кокарев, С.А.Капитонов, В.Б.Мурзин, Ю.И.Вахрушев, А.М.Строев, В.А.Горлов, С.А.Брехов, В.М.Калиничев, А.П.Здыренков, В.Г.Садчиков, С.В.Ковалевский, И.И.Усачев, А.Р.Месронов, В.А.Беляев, П.П.Бидыло и др.

В настоящее время в ГЛИЦ МО продолжают работы по испытанию различных модификаций самолета Су-25.

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ШТУРМОВИКА В СТРОЕВЫХ ЧАСТЯХ

В самом начале 1981 г. в местечке Ситал-Чай в Азербайджане был сформирован первый в СССР Отдельный Штурмовой авиационный полк (80-й ОШАП) самолетов Су-25. События происходили очень быстро и уже 20 февраля 1981 г. был собран основной состав будущего



Ведущие инженеры ГЛИЦ МО по самолету Т8М-1 (на заднем фоне) В.И.Руденко, А.А.Гончаров и Ю.Н.Мотин (ГЛИЦ МО)

Подвеса корректируемой авиабомбы (КАБ-500Кр) под крылом самолета Су-25Т. У самолета ведущий инженер АООТ "ОКБ Сухого" А.П.Демин

Вылет самолета Су-25Т с бортовым номером "16" на стрельбу ракетами Х-25МЛ по наземным целям, состоявшийся в ходе летно-тактического учения ЦБП и ГЛС ФА проходившего на базе аэродрома г. Ахтубинск в 1998 г. (НПК "Штурмовики Сухого")

штурмового авиаполка. Летный состав (группа из 11 человек) был собран с различных округов и авиачастей.

Поскольку полк был организован еще до того, как были получены первые самолеты, и летно-технический состав никогда раньше не сталкивался со штурмовиками Су-25, то на начальном этапе обучения возникли некоторые трудности с переучиванием. Весь командный состав вместе с пилотами и техниками проходил переучивание на учебной базе в г. Липецк и обучение происходило чисто теоретически. Фактически изучение самолета шло "на пальцах", поскольку пилоты не имели представления даже о внешних формах самолета. Большой вклад в обучение пилотов внесли старший инспектор-летчик ВВС Кзак ВО подполковник В.Н. Сторожук, командир полка подполковник А.В.Бакушев, а также капитан Ю.А.Тихонов и капитан Н.В.Коровин.

Для дальнейшего ознакомления с техникой летчики были направлены на Тбилисский авиационный завод имени Г.К.Димитрова, где впервые могли увидеть тот самолет, на котором им предстоит летать.

Для летного состава 80-го полка были устроены встречи с конструкторами, техниками, инженерами и рабочими завода, а также с летчиками-испытателями Тбилисского авиазавода и ГК НИИ ВВС. Перед завершением обучения летчиком-испытателем ГК НИИ ВВС подполковником В.П.Селивановым был выполнен эффектный показательный полет над аэродромом авиазавода.

После возвращения в Ситал-Чай командованием полка было принято решение восстановить утраченные

навыки в технике пилотирования на самолетах Су-17УМ. В это время еще не было учебно-тренировочных модификаций штурмовика, и пилоты проходили обучение на "спарках" Су-17УМ. Поскольку самолеты Су-17УМ представляют собой машины совершенно другого класса и, соответственно, имеют другие характеристики, то эффективность такого обучения была мала.

Параллельно с обучением пилотов шло создание учебно-материальной базы полка. Полк пополнялся техниками, механиками и инженерами. К концу марта 1981 г. 80-й ОШАП был сформирован полностью и укомплектован согласно штатной структуре.

Приказом Генерального конструктора МЗ им. П.О. Сухого была создана и командирована 10 апреля 1981 г. в Ситал-Чай бригада опытных специалистов по эксплуатации авиационной техники во главе с ведущим конструктором Н.Т.Желамским. В нее входили Б.Н.Брисев, Г.Н.Комыса, Б.А.Алексеев, С.И.Батаев, И.В.Третьяков, В.В.Балоян, А.Л.Огурцов, Г.Н.Лебединский и др.

14 апреля 1981 г. в 80-й штурмовой полк поступила первая партия штурмовиков (три самолета), перегнали которые заводские летчики-испытатели И.П.Бессонов, Э.В.Комов и В.Е.Базалюк.

В это же время Тбилисский авиационный завод направил на аэродром Ситал-Чай бригаду гарантийного обслуживания для обеспечения исправности самолетов Су-25 и три технических экипажа, которые обслуживали их полеты до суммарного налета 30 часов. Технические экипажи эскадрильи выполняли при этом роль стажеров. Самолеты Су-25 были переданы техни-

ческим экипажам эскадрильи только после завершения стажировки и сдачи экзамена на готовность к самостоятельному обслуживанию новой техники.

Начиная с 20 апреля 1981 г. начались полеты на самолетах-штурмовиках, и летчики столкнулись с некоторыми трудностями в переучивании на Су-25-е.

Сложность переучивания была вызвана несколькими причинами, в частности тем, что летчики были собраны из разных полков, вооруженных разными самолетами, такими как Су-15, Су-17, МиГ-21, МиГ-23, управление которыми существенно отличалось от Су-25, несмотря на простоту последнего. Например, у летчиков, пришедших с самолетов Су-15, вызывало трудности торможение педалями. Другим немаловажным фактором являлось то, что в то время была популярна идея - выше, быстрее, дальше, а тут дозвуковой самолет, с малым радиусом действия, что психологически отталкивало пилотов от машины. К сожалению, косность человеческого мышления тяжело преодолеть сразу. Финансовая сторона вопроса тоже оказала отрицательное воздействие, поскольку летчикам-штурмовикам, летавшим на Су-25, платили меньше, чем пилотам сверхзвукового Су-7Б. Все эти причины приводили к тому, что летчики с большой неохотой осваивали самолеты Су-25 и часто были случаи, когда вследствие неправильной эксплуатации машин летным составом возникали поломки. В частности, при посадке самолетов их "сажали" так, что самолет задевал гондолами тормозных щитков ВПП, сжигали колеса вследствие непрерывного торможения. Большую роль в освоении штурмовиков в это время сыграли встречи и обмен опытом с летчиками Центра боевого применения и переучивания летного состава военно-воздушных сил (ЦБП и ПЛС ВВС) И.И.Тимковым и летчиками-испытателями о ГК НИИ ВВС О.Г.Цоем и В.В. Соловьевым.

Кроме того, летчиков-штурмовиков готовили к полетам на малых и предельно малых высотах, что требует от пилотов увеличения внимания и мастерства, и сильно отличается от техники пилотирования истребителя. Такие полеты отрабатывались под руководством зам. командира полка по летной подготовке А.М.Афанасьева.

Параллельно на самолете Су-25 началось освоение полетов на пилотах. Первым приступил к полетам на режимах "высшего пилотажа" заместитель командира эскадрильи по политической части Б.В. Козырев. Вот как он сам рассказывает о впечатлениях, об этих полетах: "... самолет мог выполнять правильный вираж с радиусом 500 м. Это было необычным для летчика, т.к. все современные самолеты выполняют правильные виражи с предельным радиусом 1,5-2 км. Складывается впечатление, что самолет разворачивается вокруг "хвоста", самопроизвольно увеличивает перегрузку, теряет скорость и скоро свалится в штопор, хотя приборы показывают, что все выполняется правильно. Поэтому летчику надо быть психологически готовым к тем ощущениям, которые могут у него возникнуть при выполнении пилотажа в зоне".

28 апреля 1981 г. отдельный штурмовой авиаполк посетил заместитель Главкома ВВС, Маршал авиации А.Н.Ефимов. 80-му ОШАП была поставлена задача, сформировать на базе полка отдельную штурмовую авиаэскадрилью (200-й ОШАЭ) и подготовить ее к отправке в Афганистан.

6 мая 1981 г. Ситал-Чайский авиаполк получил еще 9 штурмовиков Су-25, которые должны были стать основой боевой мощи 200-й авиаэскадрильи, и в полку началась интенсивная подготовка к работе в Демократической республике Афганистан.

Очень непростая задача по подготовке эскадрильи, к боевым действиям на самолетах Су-25, была выполнена в установленный срок. Для подготовки двенадцати летчиков потребовалось выполнить 625 полетов с налетом 365 часов.

В период 15-19 июня 1981 г. эскадрилья в составе 12 самолетов Су-25 была перебазирована в ДРА на аэродром Шинданд.

Именно после начала применения штурмовиков в Афганистане отношение к самолету коренным образом изменилось. Летно-технический состав впервые по достоинству оценил штурмовик, и количество летных происшествий резко сократилось.

200-я отдельная штурмовая эскадрилья, работала в ДРА до 1984 г., а в начале 1984 г. вошла в состав 378-го полка Советского контингента войск в Афганистане.

Штурмовой полк Су-25 в Афганистане организовывался на базе летного состава и техники 80-го и организованного чуть позже в Арцизе на Украине 90-го полков. В дальнейшем через 378-й ОШАП, путем смены летного состава и боевой техники прошли многие полки штурмовой авиации.

Самолет Су-25 привлекался к участию в различных учениях, как на территории СССР, так и в странах Варшавского Договора. В ходе таких учений отрабатывалась тактика его применения, и изучались его боевые возможности. Например, крупное учение Белорусского военного округ "Союз-83" состоялось в 1983 г. Оно проходило с 29 июня по 4 июля 1983 г.

Самолеты 80-го ОШАП провели перелет по маршруту Ситал-Чай - Армавир - Липецк - Витебск "Северный" протяженностью 3000 км, а затем получили задачу на перебазирование - на полевой аэродром "Идрица".

На месте старого аэродрома было уложено металлическое покрытие, и самолеты Су-25 впервые взлетали с такого покрытия с полной боевой нагрузкой. Первыми 1 июля 1983 г. на полевой аэродром "Идрица" совершили посадку генерал-майор авиации Л.Л.Супран и полковник А.В.Бакушев.

3 июля 1983 г. по сценарию учений в ходе авиационной поддержки войск двадцатью штурмовиками Су-25 была выполнена боевая задача по уничтожению колонны танков на марше в районе озера Сосно с применением ПТАБ-2,5 с КМГ-У, и автоматизированной системы управления огнем артиллерии в районе озера Бочово с применением авиабомб ОФАБ-100-120 и ФАБ-250 и ракет С-250Ф.

Удары по целям наносились с горизонтального полета, с высоты 200 м с применением бомб ФАБ-250Ш, ОФАБ-100-120, ПТАБ-2,5 с КМГ-У и с пикирования с углом 20 градусов, после выполнения горки применяли ракеты С-25ОФ.

В целях ускорения и сокращения времени вылета группы, она в полном составе вырубивала на ВПП и затем самолеты взлетали поочередно. После того, как оторвался от ВПП самолет ведущего, сразу же начинал взлет, ведомый и дальше вся группа по порядку.

Всего на выполнение боевой задачи было произведено 20 самолетовылетов, из которых на уничтожение АСУ огнем артиллерии – 8, а колонны танков – 12. По средствам объективного контроля все цели были поражены.

В ходе дальнейшего выпуска самолетов было сформировано еще несколько полков штурмовиков, которые располагались как на территории РСФСР, так и в союзных республиках.

13 июня 1984 г. в Жовтневом на Украине был сформирован 368-й отдельный штурмовой авиаполк, который в октябре 1986 г. был перебазирован в Чирчик (Узбекистан) для подготовки к боевым действиям в Афганистане и в этом же месяце 368-й ОШАП вошел в состав 378-го авиаполка. В ноябре 1987 г. полк был выведен в Калинов, а с мая 1988 г. 368-й ОШАП перебазировался на авиабазу Чортков (Украина). С декабря 1988 г. по июнь 1993 г. полк входил в состав 16-й воздушной армии в ГДР (Группа Советских войск в Германии (ГСВГ)), и размещался на авиабазе Деммин-Тютю

(30 самолетов Су-25 и 2 – Су-25УБ). С 1993 г. по настоящее время 368-й ОШАП находится на аэродроме Буденовск Ростовской области.

В октябре 1984 г. был сформирован еще один полк – 357-й ОШАП, который был расположен в г. Пружаны в Белоруссии. Этот штурмовой авиаполк был также перебазирован в Германию в октябре 1985 г. и был расположен на авиабазе Брандис (30 самолетов Су-25БМ и 1 – Су-25УБ). В апреле 1992 г. 357-й штурмовой авиаполк был выведен из ГДР на аэродром Бутурлиновка Борисоглебской области, принадлежащий Борисоглебскому учебному авиационному центру и был расформирован.

На территории Белоруссии располагались еще три полка штурмовиков. После перевода 357-го ОШАП в Германию на территории Пружанского аэродрома возник 206-й ОШАП. 397-й штурмовой авиаполк располагался на аэродроме г. Кобрин и был переведен оттуда в Афганистан в 1988 г., а после вывода войск из ДРА перебазировался под индексом 378-й ОШАП в г. Постава. В настоящее время все штурмовые полки собраны в отдельную штурмовую бригаду в г. Лида.

Кроме того, штурмовые полки были на Украине, в частности, как уже было сказано выше до 1984 г. 368-й штурмовой авиаполк в Жовтневом, 90-й под г. Арциз и 456-й в Чорткове. 90-й ОШАП был расформирован в 1990 г., 456-й отдельный штурмовой авиаполк так и остался в составе ВВС Украины по настоящее время.

80-й ОШАП в г. Ситал-Чай был перебазирован в 1992 г. на аэродром Бутурлиновка и расформирован.



Авиабаза Ситал-Чай. 1983 г. Слева направо: заместитель командира 80-го полка подполковник Ю.Т. Бардинцев, командир 80-го полка подполковник А.В. Бакушев. (Юрий Бардинцев)

На территории России находилось и находится основная масса авиационных соединений, на вооружении которых состоят штурмовики. Так, инструкторско-штурмовой авиаполк (ИШАП) был сформирован на базе Борисоглебского учебного авиационного центра на аэродроме Бутурлиновка (в его "костяк" входили опытные пилоты-инструкторы). Этот полк принимает участие в поддержке российского контингента войск в Таджикистане. В Бутурлиновку был выведен с 1995 г. авиаштурмовой полк из г. Тамбов.

С 1984 по 1997 г.г. на базе Проскуровского инструкторско-авиационного полка (ИАП) в Кубинке дислоцировалась авиаэскадрилья пилотажной группы "Небесные Гусары", которая выполняла полеты на штурмовиках Су-25.

На Дальнем Востоке расположены два отдельных штурмовых авиационных полка

Штурмовой авиаполк располагался на авиабазе рядом с г. Таганрог, но после переформирования в 1988 г. был перебазируется в г. Приморско-Ахтарск. Приморско-Ахтарский, Буденовский и Краснодарский штурмовые авиаполки входят в состав объединения ВВС Северо-Кавказского округа. Штурмовой авиаполк имеет также Забайкальский военный округ.

Небольшое количество штурмовиков входит в состав 160-го инструкторского авиаполка, Государственного летно-исследовательского центра, Центра боевого применения и переучивания летного состава г. Липецка и Краснодарского высшего военного авиационного училища.

Штурмовые авиаполки были также в составе авиации ВМФ. 299-й ОШАП располагался в г. Крым на полигоне Саки и в настоящее время принадлежит авиации ВМФ Украины. Еще один штурмовой полк ВМФ находится в г. Североморск, он был перевооружен в 1997 г. и сейчас в его составе имеются самолеты Су-25 и Су-25УТГ.

ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТОВ Су-25 В ЛИПЕЦКОМ УЧЕБНОМ ЦЕНТРЕ

Начало эксплуатации самолета Су-25 в Центре боевого применения и переучивания летного состава ВВС тесно связаны с началом войны в Афганистане, появлением нового самолета-штурмовика и возрождение штурмовой авиации (ША), как рода авиации ВВС. Центром в это время руководил генерал-лейтенант авиации А.И.Бобровский, возглавивший работы по освоению самолета.

Весной 1980 г. два опытных экземпляра самолета-штурмовика были направлены в Афганистан для проведения государственных испытаний непосредственно в условиях боевых действий. И с этого года в Липецком авиацентре начали проводиться первые исследования техники пилотирования, самолетовождения и боевого применения самолета Су-25, тогда еще специалистами исследовательского отдела боевого применения ИБА.

В декабре 1980 г. на базе МЗ им. П.О.Сухого первыми успешно прошли теоретическое переучивание на



Аэродром Лида (Белоруссия). Штурмовики на ВПП.
На переднем плане машина, участвовавшая в боевых действиях в Афганистане. (Сергей Скрынников)

самолет Су-25 летчики Центра полковник Е.П.Свиридов, подполковник И.И.Тимков, майор С.И.Калмыков, капитан В.В.Шистеров. Первое же теоретическое переучивание летного состава на базе ЦБЛ и ПЛС ВВС летчиков Центра (подполковник А.Н.Данилевский и др.) и строевых частей ИБА ВВС было проведено в начале 1981 г.

В 1981 г. на аэродроме Ситал-Чай ВВС ЗакВО (Азербайджан) был сформирован 80-й ОШАП, основу которого и составили летчики, переучившиеся в Центре на самолет Су-25. Для оказания помощи в переучивании летного состава, и подготовке авиаэскадрильи полка к боевым действиям, в Ситал-Чай были направлены специалисты Центра летчики подполковники И.И.Тимков (вылетел на самолете Су-25 в марте 1981 г. в ГК НИИ ВВС), А.Н.Данилевский (вылетел уже в Ситал-Чай) и инженер подполковник Ю.А.Овчинников. Ими были разработаны, программа переучивания летного состава на самолет Су-25 и методические рекомендации по технике пилотирования и боевому применению самолета.

"Машина чудесная и нужная!" – вот все то необычное, что осталось в памяти, после первых самостоятельных полетов у подполковника А.Н.Данилевского. Первые же полеты на боевое применение показали высокую эффективность штурмовика. Небольшая скорость полета, устойчивость самолета на пикировании, простой, и надежный прицел позволяли летчикам даже 3-го класса, ранее не выполнявшим бомбометание,

"класть" бомбы прямо в цель. Все это вызвало уважение и любовь летного состава к самолету.

После того, как летом 1981 г. 200-я ОШАЭ убыла в Афганистан, подполковники И.И.Тимков и А.Н.Данилевский в срочном порядке были направлены в ГК НИИ ВВС для подготовки к участию в предстоящих в сентябре учениях "Запад-81". К учению привлекались два самолета Су-25. Подготовку самолетов и группы специалистов Центра и других ведомств возглавил подполковник Ю.А.Овчинников. В первом полете, самолеты-штурмовики в паре должны были выполнить сброс 32 бомб калибра 100 кг. Во втором – пуск 160 ракет С-8 с каждого самолета. Полеты выполнялись при нижней границе облачности 150 м и видимости 3-4 км. Из всех самолетов ФА и вертолетов наиболее успешным было применение самолетов Су-25. Цели были поражены. За выполнение этого задания группа офицеров была награждена орденами.

В 1981 г. ЦБП и ПЛС ВВС был переименован в ЦБП и ПЛС, а в управлении Центра к концу 1981 г. вновь был сформирован отдел исследования боевого применения ША. Начальником отдела был назначен подполковник М.И.Федорченко, а летно-методическую группу возглавил подполковник А.Н.Данилевский.

Началась плановая научно-исследовательская работа отдела, результаты которой легли в основу методических пособий по технике пилотирования, самолетовождению и боевому применению самолета Су-25, других рекомендаций летному составу строевых час-



Авиабаза Кубинка. В ангаре самолет с бортовым номером "90". (Сергей Скрынников)

тей ВВС по повышению эффективности боевого применения самолета, в том числе в сложных метеорологических условиях и ночью.

Огромный научно-исследовательский вклад в первые годы становления отдела ША внесли летчики полковник Ю.А.Борзов, подполковники Н.Д.Еремеев, инженеры подполковники Ф.И.Сатрудинов, Ю.А.Овчинников.

Основные направления и темы многих будущих научно-исследовательских работ (НИР) были сформулированы подполковником И.И.Тимковым. Очень сложной в летном плане была работа летчика подполковника Г.И.Козулина по определению минимума боевого применения самолета, в которой оценивались вероятности выполнения тех или иных задач ША в соответствующих метеоусловиях.

Необходимость и актуальность многих НИР в начале 80-х годов диктовалась все расширяющимся использованием штурмовиков Су-25 в боевых действиях на территории Афганистана. Управление боевой подготовки ВВС ставило перед ЦБП и ПЛС (ФА) решение все новых и новых задач. Поэтому проводимые в последующие десять лет исследования были направлены на расширение боевых возможностей самолета Су-25.

В это время проводились исследования тактических приемов преодоления противодействия средств ПВО самолетами Су-25, ведения ими воздушного боя со штурмовиками и вертолетами противника, боевого маневрирования с применением средств РЭБ индивидуальной и групповой защиты. По каждой работе в

рамках летных исследований выполнялось в среднем 100-150 полетов.

Особое внимание в этот период в работе Центра уделялось исследованию вопросов боевого применения самолета Су-25 в условиях горно-пустынной местности. Горные условия требовали от экипажей ювелирной техники пилотирования на предельных режимах, умения чувствовать машину с максимальной боевой нагрузкой, грамотно применять оружие в условиях высокогорья. А с появлением на вооружении у противника ПЗРК начались исследования боевого применения самолета с больших высот и с большими углами пикирования с выработкой рекомендаций летному составу штурмовых частей.

В проведении таких исследований участвовали, летчик подполковник Е.А.Фленов, инженер подполковник Ф.И.Сатрудинов.

Результатами этих исследований стали рекомендации летному составу и дополнения к методическим пособиям, которые нашли успешное практическое применение в строевых частях штурмовой авиации. Для подготовки летчиков к боевым действиям появляются учебные пособия, которые посвящены программе подготовки лётного состава ИБ и ША к боевым действиям применительно к условиям горно-пустынной местности и обучению летного состава ША тактическим приемам нанесения ударов в горной местности. Они были подготовлены к выпуску подполковником Е.А.Фленовым.



Штурмовик на аэродроме под г. Таганрог. (Алексей Михеев)

ШТУРМОВИК Су-25



Самолет Су-25 борт "04" в пятнистом камуфляже 357-го ОШАП 16-ой Воздушной Армии в Германии (аэробаза Брандис).
(Юрий Тепсуркаев)

В 1982 г. в ЦБЛ и ПЛС ФА появляются первые самолеты Су-25. С этого времени количество исследовательских полетов значительно возрастает, кропотливой работой над написанием методических пособий по технике пилотирования, самолетовождению и боевому применению самолета занят весь отдел. В научно-исследовательской работе участвуют специалисты военных академий и институтов, что, в конечном итоге, подняло значимость данных методических пособий.

Одновременно с проведением различных исследований разрабатываются предложения по совершенствованию навигационного, прицельного оборудования и вооружения самолета Су-25, по расширению номенклатуры применяемых АСП. В процессе боевых действий на территории ДРА на самолете делаются различные доработки, модифицируется прицел, увеличивается количество и меняется логика применения ИК-ловушек, проводятся противопожарные мероприятия, улучшаются условия пребывания летчиков в кабине. В этом направлении работали, главным образом, инженеры отдела подполковники В.И.Панферов, Ю.А. Овчинников, Ф.И.Сатрутдинов, В.Н.Уродовских, майор В.М.Пукин.

В 1984 г. в Центре впервые были исследованы вопросы боевого применения управляемых авиационных средств поражения (УАСП) с самолета Су-25, а по применению отдельных видов УАСП проводились специальные летные испытания в горно-пустынной местности (Ситал-Чай).

В 1987 г. впервые проведены специальные летные испытания самолета Су-25 с системой управляемого ракетного вооружения, доработанной под пуск управляемых ракет (УР) по наземной цели, подсвеченной лазерным лучом с опытной боевой машины авианаводчика (БОМАН). В этих работах принимали активное участие инженер отдела подполковник Ю.А. Овчинников, летчики подполковники Н.А.Герасименко и Е.А. Фленов.

В ходе исследований были получены важные результаты: сокращение времени нахождения самолета в зоне поражения объектовых средств ПВО и возможность выполнения атаки без входа в зону поражения ПЗРК и МЗА, выполнение пусков УР с максимальных дальностей без визуального контакта летчика с целью (дальности пуска значительно больше заданных по ТТТ на самолет).

Было решено продолжить испытания самолета Су-25 при нанесении штурмовых ударов по наземным целям в условиях горно-пустынной местности. Исследовательские полеты с целью расширения боевых возможностей ША ночью с применением как бомбардировочного, так и артиллерийского, неуправляемого и управляемого ракетного вооружения выполняли заместитель начальника Центра полковник А.В.Рущкой, начальник отдела полковник А.Н.Данилевский, летчики подполковники Г.А.Кузьяшев, Г.М.Козулин, майоры Е.И.Ясинский, С.М.Мордасов.

Одновременно продолжались совместные испытания самолета Су-25 и БОМАН, которые показали, что применение внешнего лазерного подсвета наземной цели и выдача целеуказания существенно повышают боевые возможности самолета днем и ночью, позволяют создавать новые высоко эффективные тактические приемы по поражению малоразмерных и замаскированных объектов.

В начале 1988 г. для проверки эффективности применения управляемых ракет с самолета Су-25 с внешним подсветом цели с земли в боевых условиях по инициативе полковника Данилевского А.Н. на базе ВВС 40-й Армии были созданы сокращенные варианты БОМАН. Были доработаны два БТР-80 под установку самолетной лазерной станции "Клен-ПС". Летом того же года специалистами Центра подполковниками Ю.А.Овчинниковым, В.И.Панферовым, В.Я.Терещенко, майором В.М.Васильевым, капитаном В.К.Савельевым, прапорщиками А.И. Ступаченко, В.К.Цыганковым были доработаны два бронетранспортера под установку самолетной лазерной станции "Кайра".

Наряду с доработками самолета Су-25 "ОКБ Сухого" вело разработку уже новой модификации самолета Су-25Т (Т8-М), предназначенного для поражения бронированной техники на поле боя. В мае 1988 г. на базе ГК НИИ ВВС летчики отдела А.Н.Данилевский и Г.А.Кузьяшев первыми освоили новый штурмовик. В следующем году летчики Г.А.Кузьяшев, Г.М.Козулин и инженер Ф.И.Сатрутдинов приняли участие в специальных летных испытаниях самолета на тактическом фоне.

В 1994 г. по плану обмена визитами военных делегаций в Липецк прибыли представители французских



Главнокомандующий ВВС
Главный Маршал авиации
Кутахов П.С. и Начальник Центра боевого применения
и переучивания летного состава ВВС генерал-лейтенант
авиации А.И. Бобровский. (ЦБП и ПЛС ФА)



Летчики-испытатели ЦБП и ПЛСФА

А.Н.Данилевский
Ю.А.Овчинников
Г.А.Кузашев

Ю.Н.Девятериков
В.Г.Корольков



Исследователи, вложившие большой вклад
в дело освоения вопросов техники пилотирования,
навигации и боевого применения самолета Су-25

Слева направо: В.Н.Калач, Ю.А.Овчинников,
А.Н.Данилевский, Ю.А.Борзов, Е.А.Фленов.

Стоят слева направо: А.И.Янгаев, Ф.И.Сатрудинов,
Н.Д.Еремеев, Г.М.Козулин, В.И.Панферов (ЦБП и ПЛСФА)

ВВС. По решению командования Центра французские летчики выполняли ознакомительные полеты на самолете Су-25УБ, отметив при этом его высокие пилотажные свойства. Инструкторами в этих полетах были начальники отдела полковник А.Н.Данилевский и полковник В.Н.Липатов.

В авиацентре и отделе ША проходили и в настоящее время проходят службу многие участники боевых действий. Поэтому при анализе боевого использования, штурмовиков типа Су-25 использовался не только обобщенный опыт участия ВВС в войнах и конфликтах, но и личный опыт, нашедший свое отражение в работе "Опыт ведения боевых действий штурмовой авиации в ДРА" (авторы полковник А.В.Рущкой, подполковник Ю.А.Овчинников), а позже в работе "Особенности боевого применения ША в локальных войнах и вооруженных конфликтах" (автор подполковник Ю.Н.Девятериков).

В январе 1996 г. в ЦБП и ПЛСФА для проведения опытной войсковой эксплуатации (ОВЭ) поступили первые самолеты Су-25Т. Здесь их первыми подняли в воздух 15 марта 1996 г. летчики-исследователи полковники В.Т.Корольков, О.А.Жданенко, В.Н.Липатов и командир авиаэскадрильи подполковник А.Н.Самоцвет.

Главной целью ОВЭ было оценить особенности боевого применения и технического обслуживания самолета Су-25Т в сравнении с самолетами Су-25, Су-17М3 и Су-17М4, определить общий объем боевых задач, решаемых комплексом Су-25Т, исходя из положений Боевого устава, их приоритетность на различных этапах ведения боевых действий и определить общую концепцию применения самолета.

Для методического сопровождения ОВЭ была создана комплексная бригада гарантийного обслуживания из 11-ти представителей ОКБ и других заводов.

Первый вылет самолета Су-25Т в рамках ОВЭ, обеспеченный специалистами Центра под руководством командира авиационного технического отряда майора А.И. Грибенюк, выполнен 25 июля 1996 г.

В ОВЭ участвовало 4 из 6 поступивших самолетов. Технический и летный состав к началу ОВЭ имели опыт эксплуатации самолетов Су-17М4 и Су-25. Всего за период эксплуатации в Центре самолета Су-25Т выполнено более 300 полетов, переучено 9 летчиков.

Опытная войсковая эксплуатация самолета Су-25Т проводилась с марта 1996 г. по декабрь 1998 г. под непосредственным руководством начальника отдела полковника В.Г.Королькова. За этот период выполнено около десяти НИР по определению особенностей техники пилотирования, навигации и боевого применения, а также исследованию боевых возможностей самолета Су-25Т.

Наибольшая нагрузка при выполнении исследовательских полетов на первом этапе ОВЭ выпала на полковников В.Г.Королькова и О.А.Жданенко, а результатом проведенных НИР стало временное методическое пособие по технике пилотирования, навигации и боевому применению самолета Су-25Т, в написании которого активное участие принимали офицер-исследователь подполковник С.Е.Трофимов, инженеры-исследователи подполковник И.А.Виданов, С.В.Загрядских, Н.Ф.Чистяков.

В рамках второго этапа ОВЭ по исследованию боевых возможностей самолета в разработке полетных заданий участвовали летчики подполковники В.Ф.Елисеев, В.П.Черноусов, А.В.Галкин. Наибольшая нагрузка при выполнении исследовательских полетов выпала на полковников В.Г.Королькова, В.Н.Липатова, подполковника В.Ю.Коваленко.



Результатом проведенных летных исследований стал Акт по результатам опытной войсковой эксплуатации самолета Су-25Т, отработанный начальником отдела полковником В.Г.Корольковым и офицером-исследователем подполковником Ю.Н.Девятериковым.

Анализ результатов боевого применения и опыт летной эксплуатации, накопленный в ЦБП и ПЛС ФА, позволяет сделать заключение, что самолет Су-25Т в сравнении с Су-25 как ударный авиационный комплекс является более совершенным и обладает точностными характеристиками применения управляемых средств поражения на порядок выше, чем самолет Су-17М4, МиГ-27К, Су-25.

В ноябре 1998 г. ЦБП и ПЛС ФА посетила военная индийская делегация, которой были показаны самолеты Су-25 и Су-25Т с комплектом боевых АСП. Во время визита на полигоне был осуществлен практический показ боевых возможностей самолета Су-25Т по наземным целям.

В настоящее время ЦБП и ПЛС ФА продолжает работу над совершенствованием самолетов-штурмовиков Су-25, Су-25Т и Су-25ТМ.

ОРГАНИЗАЦИЯ ВОЕННО-НАУЧНОГО СОПРОВОЖДЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТОВ Су-25

Начиная с 1978 г. специалистами Гос НИИ ЭРАТ ВВС, осуществлялось военно-научное сопровождение технической эксплуатации самолетов Су-25.

Сотрудники института на каждом этапе развития самолета Су-25 вносили весомый вклад в обеспечение боеспособности частей, повышения безопасности полетов, эксплуатационной надежности и технологичности

сти, в разработку эффективных методов эксплуатации и ремонта штурмовика.

На этапах эскизно-макетного проектирования, особое внимание было уделено прогнозной оценке основных ожидаемых эксплуатационно-технических характеристик, с выявлением ограничивающих конструктивных решений, препятствующих достижению более высоких показателей эксплуатационной технологичности. Это особенно важно при выполнении оперативных видов подготовок к полетам и наиболее трудоемких работ по техническому обслуживанию (замена двигателей, смена вариантов вооружения, подготовка встроеной пушечной установки к повторному полету, открытая заправка самолета топливом, выставка ИКВ, замены отдельных агрегатов и блоков и т.п.).

Институту потребовалось приложить немало усилий для обоснования необходимости разработки комплекса мероприятий по повышению эксплуатационно-технических характеристик самолета, средств его наземного обслуживания и контроля.

Опираясь, на имеющийся в Гос НИИ ЭРАТ ВВС богатый опыт эксплуатации различных типов боевой авиационной техники во всех областях обеспечения боеспособности авиационных частей, безопасности полетов и исправности парка авиатехники, специалисты института выдвинули аргументированные требования и рекомендации, по улучшению эксплуатационных качеств самолетов Су-25 и их соответствию ТТЗ.

Результаты и материалы макетной и эскизной комиссий стали отправной точкой в формировании эксплуатационного облика самолета Су-25 и одновременно конкретным планом первоочередных работ по конструктивно-технологическому развитию самолета и средств его обслуживания. Этим планом предусматри-



На ВПП Липецкого учебного центра. (Сергей Скрынников)

важность устранения свыше пятидесяти существенных недостатков, выявленных специалистами института при проведении эксплуатационно-технической оценки самолетов Су-25 на стадиях макета и эскиза, а также в процессе эксплуатации первых опытных образцов.

Участие специалистов института в государственных испытаниях самолета Су-25 в части оценки характеристик боеготовности, эксплуатационной надежности и технологичности, осуществлялось на основе концепции достижения заданных в ТТЗ уровней и требований, а также за счет наращивания потенциальных возможностей обеспечения эффективной технической эксплуатации самолетов-штурмовиков в различных условиях базирования и боевого применения (в том числе и в экстремальных условиях).

Работа велась одновременно по двум направлениям: оценка эксплуатационно-технических характеристик по факту и формирование научно-технического задания по дальнейшему совершенствованию эксплуатационного облика в процессе начала серийного производства.

Именно такая целевая направленность обусловила необходимость проведения всестороннего глубокого анализа эксплуатационных качеств самолета, придаваемых средств наземного обслуживания и контроля, что и нашло свое отражение в акте государственных испытаний с обоснованием предложений и рекомендаций по устранению свыше ста выявленных и потенциальных недостатков различного характера.

Вместе с тем, несмотря на имеющиеся недостатки, в том числе и принципиального характера, первый

опыт эксплуатации Су-25 в войсках и планируемые мероприятия по его эксплуатационно-техническому совершенствованию свидетельствовали о факте благополучного рождения самолета-штурмовика нового поколения, имеющего, в частности, достаточно высокие эксплуатационно-техническое качество и резервы их наращивания при производстве самолетов последующих серий.

Наиболее информативным и плодотворным с точки зрения получения объективных результатов оценки эксплуатационно-технических качеств самолетов Су-25 и решения многоплановых практических проблем их эксплуатации, в том числе, и организации инженерно-авиационного обеспечения боевой подготовки частей, явился период начала их массовой эксплуатации в войсках (1982–86 г.г.), и особенно этап специальных войсковых испытаний в условиях ведения боевых действий в Афганистане (1987 г.).

В результате согласованной совместной работы специалистов МЗ им. П.О.Сухого, Тбилисского авиационного завода, предприятий поставщиков готовых изделий с непосредственным участием специалистов института была фактически разработана программа поэтапного устранения основных конструктивно-производственных недостатков, снижающих эксплуатационную надежность, безопасность полетов и боеготовность частей, в том числе с учетом опыта эксплуатации в условиях ведения боевых действий.

Результатом этой работы явилось неуклонное повышение уровней надежности и безопасности полетов, сокращение временных характеристик подгото-



В воздухе Су-25 бортовой номер "15". (Сергей Скрынников)

вок к применению, а также трудоемкости технического обслуживания. По этим показателям, самолет Су-25 вплотную подошел к рубежам достижения требований ТТЗ и ОТТ ВВС, в том числе и по таким показателям, как средний налет на отказ в полете, средний налет на отказ, приводящий к невыполнению боевого задания, продолжительность предполетной подготовки одиночного и группы ЛА, продолжительность подготовки к повторному полету одиночного и группы ЛА, трудоемкость подготовок к полетам и трудоемкость технического обслуживания в целом.

Сравнительная оценка по этим показателям свидетельствуют о безусловном преимуществе самолета Су-25 над остальным парком отечественной боевой авиационной техники 3-го и 4-го поколений, а что касается таких показателей безопасности полетов как средний налет на летное происшествие или предпосылку к нему, явившихся следствием конструктивно-производственных недостатков, то здесь Су-25 оказался вне конкуренции.

Результаты оценки основных эксплуатационно-технических характеристик Су-25 в процессе массовой эксплуатации и эксплуатации в условиях ведения боевых действий показали, что они, в основном, оказались вполне сопоставимыми с рекламными данными американского штурмовика А-10, а по ряду эксплуатационных качеств, таких как, неприхотливость, простота технического обслуживания, приспособленность к войсковому ремонту в полевых условиях, восстановление исправности, возможность, при необходимости, эксплуатации на отдельных марках топлива и масел,

применяемых для бронетанковой и автомобильной техники и т.д., Су-25 превосходил американский аналог.

Высокий уровень эксплуатационной надежности и безопасности полетов самолетов Су-25 во многом определяется высокими эксплуатационными свойствами двигателей Р95Ш и Р195.

В настоящее время двигатели Р95Ш и Р195 имеют наиболее высокие показатели безотказности среди всех типов двигателей, применяемых на боевых самолетах ВВС России. Объективными факторами, определяющими высокие эксплуатационные качества двигателей, является то, что Р95Ш и Р195 созданы на базе массового двигателя Р-13-300 с учетом опыта его многолетней доводки в серийном производстве, капитальном ремонте и эксплуатации. При создании двигателей Р95Ш и Р195 были учтены практически все мероприятия по устранению недостатков выявленных в ссе многолетней эксплуатации двигателей семейства Р11-300, Р13-300, Р25-300 на самолетах МиГ-21 и Су-15 как на территории бывшего Советского Союза, так и во многих других странах. Кроме того, двигатели Р95Ш и Р195 являются бесфорсажными двигателями. Это существенно снизило их теплонапряженность и повысило долговечность узлов и деталей камеры сгорания, турбины и реактивного сопла по сравнению с двигателями-прототипами. Все это привело к заметному снижению уровня повреждаемости деталей и узлов двигателей от малоцикловых нагрузок.

Двигатели Р95Ш и Р195 обладают хорошим потенциалом долговечности, заложенным при проектировании и реализованным в серийном производстве. Это

позволило за последние 10 лет вдвое увеличить их межремонтный срок службы. При этом уровень трудозатрат на техническое обслуживание двигателей не изменился. Потребные трудозатраты на техническое обслуживание одного двигателя самолетов Су-25 для обеспечения 100 ч полета в 2,2 раза меньше аналогичной величины для двигателей самолетов МиГ-21.

Вышеуказанные факторы, а также то обстоятельство, что двигатели Р95Ш и Р195 эксплуатируются в составе двухдвигательной силовой установки самолетов Су-25, являются причиной того, что за весь период эксплуатации самолетов этого типа не было ни одного авиационного происшествия (аварии или катастрофы) из-за отказов двигателей. Немногочисленные случаи отказов одного из двигателей в полете завершались благополучной посадкой самолета с одним работающим двигателем.

Несмотря на результативное продвижение самолета Су-25 по всем ступеням испытаний и оценок, процесс военно-научного сопровождения его эксплуатации был далеко не безоблачным и гладким, с точки зрения обеспечения взаимодействия института с ОКБ и заводом-изготовителем.

Основным недостатком в организации работы промышленности на этом этапе явилось хроническое запаздывание в разработке и принятия конкретных эффективных мер по устранению неоднократно проявляющихся в эксплуатации характерных конструктивно-производственных недостатков, в том числе и носящих массовый характер.

В условиях нарастания критической массы неустранимых недостатков все более нарастал и дефицит времени и возможностей для разработки и реализации соответствующих мероприятий по обеспечению приемлемой надежности и исправности парка. Следствием этого и явилось принятие в этот период целого ряда недостаточно-обоснованных решений и полумер, что и нашло свое отражение в резком увеличении доли по существу неэффективных бюллетеней по доработкам, связанных с повышением надежности и безотказности. Их доля порой достигала более 30%, т.е. каждая третья доработка оказывалась нерациональной.

Примерами потока неэффективных бюллетеней и решений могут служить неоднократно выполняемые доработки по устранению наиболее характерных недостатков из ранее отмеченного перечня: недостаточная влагозащищенность отсеков с оборудованием (8 бюллетеней); внутренняя и внешняя негерметичность гидробаков и гидроаккумуляторов (4 бюллетеня); отказы коробок управления КУ 1000/1500М (3 бюллетеня); срывы запуска двигателей из-за коксования форсунок воспламенителей камеры сгорания (5 бюллетеней); невыпуск тормозного парашюта на пробеге, самопроизвольное открытие створки контейнера тормозного парашюта (4 бюллетеня и решения) и т.д.

Запаздывание в принятии оперативных и эффективных мер не могло не сказаться и на непосредственном обеспечении безопасности полетов, свидетельст-

вом чему явились участвовавшие случаи предпосылок к летным происшествиям по причине конструктивно-производственных недостатков.

Поучительным примером стало летное происшествие, случившееся в августе 1985 г. на аэродроме Арциз с потерей самолета Су-25. Несмотря на потенциальную опасность, заложенную в конструктивном исполнении крышки люка подхода к тормозному парашюту, в случае его возможного незакрытия или недозакрытия техником, соответствующее решение по устранению недостатка принималось крайне неоперативно.

В результате расследования, выполненного летательной лабораторией института на месте летного происшествия, был установлен факт отказа системы продольного управления самолетом в процессе перестановки стабилизатора из взлетно-посадочной в полетную конфигурацию. Причиной стал "упор" узла навески сервокомпенсатора руля высоты в крышку люка подхода к замку тормозного парашюта вследствие её незакрытия техником самолета перед полетом (подготовка к полету проводилась в ночных условиях) Конструктивным недостатком явилось открытие крышки люка вверх с возможностью её попадания в открытом положении под элементы руля высоты.

Другая негативная тенденция, резко обострившая проблему обеспечения эксплуатационной надежности самолетов Су-25 и боеготовности частей, была связана с невысоким качеством производства самолетов на Тбилисском авиационном заводе, на начальном этапе, что в сочетании с потоком неустранимых конструктивных недостатков обусловило общий низкий уровень исправности парка.

Массив выявленных производственных недостатков отличался широким производственно-технологическим разнообразием, что не позволяло сконцентрировать усилия заводских подразделений контроля качества, военного представительства, специалистов института и инженерно-технического состава частей на определенных проблемных направлениях. В лучшем случае удавалось лишь очертить круг наиболее характерных неисправностей самолета и его систем, оборудования и вооружения, вызванных производственными недостатками по различным причинам: нарушение технологических процессов, неправильная регулировка и настройка, некачественная сборка, дефекты монтажа, некачественная системная отладка и т.д. Если учесть еще и недопустимо высокий уровень брака комплектующих изделий приходящих от смежников, то общий уровень качества производства самолетов Су-25 был близок к критическому со всеми вытекающими крайне негативными последствиями для эксплуатации.

В этих условиях по предложению института, поддержанному Главным инженером ВВС и руководством ИАС авиационных объединений, было принято беспрецедентное решение об организации оценки технического состояния всех новых самолетов Су-25 с проверкой работоспособности систем в технико-эксплуатаци-

онной части (ТЭЧ) авиаполков при их поступлении в части с завода-изготовителя. Эти вынужденные меры осуществлялись инженерно-техническим составом частей и ТЭЧ авиаполков под методическим руководством специалистов института в течение почти двух лет. Основное внимание при этом уделялось выявлению известных и новых производственных недостатков.

Результаты этой работы заложили основы предметного причинно-следственного анализа производственных недостатков по всем звеньям производственной цепочки и с планомерной разработкой соответствующих мер по повышению качества.

Оценивая сложившуюся к тому времени ситуацию в этой области, институт был вынужден направить письмо-обращение к руководителям ОКБ им. П.О.Сухого и Тбилисского авиационного завода.

В письме содержался анализ фактического состояния дел с обеспечением эксплуатационной надежности с оценкой работы промышленности по устранению принципиальных недостатков. Определены основные конструктивно-производственные факторы, в наибольшей степени, лимитирующие и прелятствующие обеспечению эффективной и безотказной эксплуатации самолетов, их оборудования и вооружения. Обоснована необходимость разработки и реализации конкретного перечня первоочередных мероприятий, имеющих ключевой характер для достижения надежной эксплуатации самолетов. Обозначены рекомендуемые направления улучшения организации и координации совместных работ промышленности, института и руководящего инженерно-технического состава ИАС.

Письмо-обращение сыграло положительную роль в организации исполнения и контроля согласованного плана оперативных и перспективных мероприятий с повышением ответственности каждого из исполнителей.

Общая координация работ во исполнение плана мероприятий была возложена на заместителя руководителя МЗ им. П.О.Сухого Е.А.Иванова с участием руководящего состава завода-изготовителя и заместителя начальника Гос НИИ ЭРАТ ВВС генерала-майора Г.П.Харитоновна.

Ежеквартально проводились совместные итоговые совещания с оценкой результатов работы. Были организованы и проводились регулярные выезды (вылеты) в строевые части и на 516-й авиаремонтный завод (г. Вазиани) руководящего состава ОКБ, завода-изготовителя, военных представителей и сотрудников института с целью ознакомления и изучения проблемных вопросов практической эксплуатации и ремонта непосредственно на местах.

Каждое полугодие на базе Тбилисского авиационного завода проводились конференции по качеству производства самолетов и комплектующих изделий с расширенным составом участников, включая представителей ИАС частей и авиаремонтного завода.

Полугодовые итоги разработки и реализации конструктивно-производственных мероприятий по совершенствованию эксплуатационных качеств самолетов и



Заклинивание узла навески сервокомпенсатора руля высоты крышкой люка подхода тормозного парашюта (фрагмент эксперимента по определению причины летного происшествия самолета). (Гос НИИ ЭРАТ)

организации их технического обслуживания и ремонта подводились непосредственно руководителями ОКБ, завода-изготовителя, старшими военными представителями, руководством института и представителями Главного инженера ВВС.

Обеспечение оперативной и эффективной обратной связи промышленности со строевыми частями осуществлялось специалистами института на основе планомерного облета частей научно-исследовательской летающей лабораторией и проведения комплексных исследований на местах.

Определенные коррективы были внесены и в организацию процесса военно-научного сопровождения и его кадрового обеспечения. Были значительно усилены группы сопровождения специалистами высокой квалификации. Выполнение работ по основным задачам осуществлялось постоянным составом специалистов института. Руководство по выполнению научно-исследовательских работ по тематике Су-25 было возложено на заместителя начальника института по научной работе.

Обеспечение оперативной и эффективной обратной связи промышленности со строевыми частями осуществлялось специалистами института на основе планомерного облета частей научно-исследовательской летающей лабораторией и проведения комплексных исследований на местах.

Определенные коррективы были внесены и в организацию процесса военно-научного сопровождения и его кадрового обеспечения. Были значительно усилены группы сопровождения специалистами высокой квалификации. Выполнение работ по основным задачам осуществлялось постоянным составом специалистов института. В отделе фронтовой авиации института была сформирована научно-исследовательская летающая лаборатория.

С этого времени по существу были апробированы и реализованы новые эффективные формы и методы организации взаимодействия по выполнению совместных работ на различных уровнях руководства и ис-



Группа специалистов МЗ им. П.О.Сухого, Тбилисского авиационного завода и Гос НИИ ЭРАТ перед совместной поездкой в строевые части (г. Тбилиси, 1985 г.), слева направо: 1. В.П.Бабак, 2. С.Н.Лабахуа, 3. А.П.Смирнов, 6. А.И.Андрянов, 8. В.А.Молчанов, 9. Н.Т.Желамский. (Гос НИИ ЭРАТ)

полнения, где военно-научное сопровождение технической эксплуатации самолетов Су-25 специалистами института вливалось в общее русло взаимосвязанных действий каждой из организаций по единому плану достижения конкретных целей и результатов. По сути, была организована интеллектуально-производственная атака по искоренению основных причин, препятствующих признанию самолета Су-25 в качестве наиболее надежного и технологичного в эксплуатации среди боевых авиационных комплексов 3 и 4-го поколений.

Постепенно завоевывались все новые позиции в решении этой целевой задачи, что было особенно заметно по мере производства каждой последующей серии самолетов. В плане обеспечения эксплуатационной надежности, объективным свидетельством того, что удалось переломить ситуацию, явилось ежегодное снижение суммарной повторяемости ранее известных неисправностей и отказов и особенно наиболее характерных из них.

В результате за пятилетний период (1985-90 г.г.) удалось добиться ощутимого среднегодового прироста основных показателей эксплуатационной надежности (средний налет на неисправность, выявленную в полете и на земле; средний налет на отказ в полете) в пределах 10-15 % (по обобщенным данным карточек учета неисправностей, поступивших из частей).

Среднемесячная продолжительность простоев самолетов в неисправном состоянии из-за выявленных отказов и неисправностей сократилась за этот период на 35-40 %, а после принятия дополнительных мер по

совершенствованию организации сервисного гарантийного обслуживания с созданием обменного фонда наиболее востребованных в эксплуатации агрегатов и блоков – еще на 20 %.

Высокие темпы прироста надежности и исправности эксплуатируемого парка самолетов самым благоприятным образом сказались на условиях работы инженерно-технического состава по обеспечению боеготовности частей и достижению высоких показателей деятельности ИАС.

Основным результатом предпринятого в этот период комплекса организационно-технических мероприятий явилось стабильное наращивание эксплуатационных качеств самолетов и существенное продвижение на пути достижения заданных эксплуатационно-технических характеристик. И, что особенно важно, это было объективно подтверждено фактическими данными результатов проведения специальных войсковых испытаний в Афганистане в 1987 г., отраженных в Акте специальных войсковых испытаний по "Оценке боевой готовности, эксплуатационной надежности, боевой живучести, ремонтпригодности и эффективности использования самолетов Су-25 в условиях ведения боевых действий". Их результаты показали, что по основным эксплуатационно-техническим характеристикам и эксплуатационным качествам самолет Су-25 вплотную приблизился к уровням, заданным в ТТТ и ОТТ ВВС.

В конечном итоге можно утверждать, что к концу восьмидесятых годов самолет Су-25 окончательно состоялся в плане эксплуатационного облика и содержа-

ния как современный эффективный боевой авиационный комплекс, по праву занимающий достойное место в пустующей нише отечественной армейской и штурмовой авиации. И в этом немалая заслуга научных сотрудников Государственного научно-исследовательского института эксплуатации и ремонта авиационной техники ВВС.

Основные направления деятельности института включили в себя не только решение отмеченных первостепенных по значимости проблем обеспечения эксплуатационной надежности самолетов Су-25, безопасности полетов и боеготовности частей, но и целый ряд других важнейших организационно-технических и нормативно-методических задач эксплуатации, ремонта, хранения и организации инженерно-авиационного обеспечения боевой подготовки и боевых действий частей и подразделений, вооруженных самолетами Су-25. Эти задачи решались в рамках комплексных научно-исследовательских работ института по военному сопровождению самолетов Су-25.

Научным руководителем основных НИР института по Су-25 являлся доктор технических наук, профессор генерал-майор Г.П.Харитонов, а ответственным исполнителем – кандидат технических наук полковник В.А.Молчанов. Методической особенностью этих НИР явились исследования функциональных связей показателей эксплуатационных свойств самолетов Су-25 с характеристиками их боеготовности и эффективности использования. Это позволило сформировать единый комплексный подход к оценке эксплуатационных качеств ЛА и осуществить планомерное согласование исследований различных организаций в направлении повышения боевой готовности авиатехники, повышения качества и снижения трудоемкости её технического обслуживания.

Выход на качественно новый уровень обоснования возрастающей роли и значимости эксплуатационных характеристик обеспечили разработанные институтом именно на примере Су-25 методы математического моделирования процессов инженерно-авиационного обеспечения боевых действий частей с интегральной оценкой его эффективности в зависимости от эксплуатационных качеств самолета и системы организации технической эксплуатации.

В ходе выполнения НИР закладывались и реализовывались основы военно-технической политики ВВС по развитию и совершенствованию эксплуатационно-технических качеств самолетов Су-25 и средств их обслуживания и контроля, разрабатывались формы и методы их эффективной технической эксплуатации, формировались программы их технического обслуживания и ремонта, решались задачи обеспечения исправности парка по запасам ресурсов и сроков службы, снижения трудоемкости и стоимости технической эксплуатации, оптимизации организационно-штатных структур ИАС авиационных полков, обеспечения мобильности средств ИАС и автономности действий при различных условиях базирования и т.д.

Одним из важнейших направлений работы института являлись и продолжают являться практические исследования технического состояния самолетов Су-25 на различных рубежах достигаемого налета с целью упреждающей разработки мероприятий по поддержанию исправности парка и оценки ресурсного потенциала.

Многочисленные исследования технического состояния самолетов в войсках, периодически проводившиеся на местах комплексными группами специалистов института по разработанным методикам и с использованием средств углубленного контроля и диагностики, обеспечивали не только оказание практической помощи ИТС частей по своевременному выявлению предотказных состояний и качественно новых неисправностей, но и были "питательной средой" для разработки промышленностью упреждающих мероприятий по их устранению в процессе дальнейшего производства самолетов.

Примерами такой работы специалистов института являются результаты целевых исследований технического состояния парка самолетов первой серии в 1984 г. при достижении ими налета 400–500 часов. С использованием методов неразрушающего контроля силовых элементов конструкции планера, и других узлов на отдельных самолетах был выявлен целый ряд серьезных дефектов усталостного характера: трещины на нижних панелях центроплана; трещины на ребрах верхних узлов крепления основных стоек шасси; трещины ребер кронштейнов крепления штоков цилиндров уборки и выпуска закрылков; трещины и разрушения элементов конструкции хвостовой части фюзеляжа; разрушение шкворней передней опоры встроенной пушечной установки и др.

На основе этих результатов был разработан целый ряд конструктивно-производственных мероприятий по усилению силовых элементов планера и исключению дефектов при их изготовлении. Это обеспечило на последующих сериях самолетов высокую выработку установленных ресурсов до первого ремонта и поэтапное наращивание, и подтверждение назначенных ресурсов.

Решение задачи обеспечения исправности парка самолетов Су-25 по запасам назначенных и межремонтных ресурсов осуществлялось специалистами института с учетом оценки реальных условий эксплуатации (в том числе и в условиях интенсивного боевого применения) на основе обработки и анализа больших массивов объективной полетной информации. Эти данные позволяли постоянно отслеживать реальный уровень эксплуатационных нагрузок и оценивать их интегральное воздействие на техническое состояние элементов конструкции. По их сопоставлению с результатами повторно-статических испытаний самолетов Су-25 различных серий, проводимых в Сиб НИА, осуществлялась соответствующая корректировка программных блоков испытаний и циклограмм нагружения.

Важным моментом в оценке ресурсного потенциала (в том числе и по срокам службы) самолетов Су-25,

их оборудования и вооружения, а также комплектующих изделий являлась организация и проведение лидерных³ испытаний, методическое руководство которыми осуществлялось специалистами института. Результаты военно-научного сопровождения лидерных испытаний эффективно использовались при решении задачи организации рационального управления процессом программного планирования организационно-технических мероприятий ИАС ВВС, ИТС частей, института и промышленности на основе получения, анализа и обобщения достоверных результатов, углубленных исследований технического состояния лидерных групп самолетов Су-25, имеющих опережающий налет. Именно в процессе военно-научного сопровождения самолетов Су-25 закладывались нормативно-методические основы обеспечения практической реализации методов эксплуатации и ремонта по состоянию на основе результатов лидерных испытаний.

Полученные результаты обеспечивали возможность: опережающего прогнозирования и обоснованной оценки изменения технического состояния парка самолетов по запасам ресурсов и сроков службы, заблаговременной разработки и планирования, необходимых организационно-технических мероприятий; своевременного формирования комплекса мероприятий по поддержанию исправности парка самолетов (в том числе и доработок по бюллетеням и конструктивным изменениям в серийном производстве), планирования рациональных объемов и видов ремонта; экономии финансовых и материальных средств за счет существенного сокращения объемов реально потребных работ в процессе эксплуатации и ремонта конкретных самолетов (они корректировались с учетом результатов лидерных испытаний); информационной поддержки принятия решений инженерно-техническим составом строевых частей и ремонтных органов по возможностям, условиям и ресурсно-режимным ограничениям по дальнейшей эксплуатации самолетов.

Обобщенные сведения по результатам периодически проводимого мониторинга технического состояния самолетов парка и их анализ были той основой, на которой оценивалась приспособленность Су-25 к возможности реализации прогрессивных и ресурсосберегающих методов технической эксплуатации - по состоянию. И хотя изначально в соответствии с ТТТ и в первые годы техническая эксплуатация Су-25 осуществлялась в строгих рамках действующей в то время планово-предупредительной системы, оказалось возможным широкое и обоснованное внедрение элементов эксплуатации по состоянию для целого ряда систем, блоков и агрегатов. На Су-25 была практически обеспечена возможность преимущественной эксплуатации по состоянию авиационного и радиоэлектрон-

ного оборудования, систем авиационного вооружения, а также в значительной мере и систем планера без снижения уровня безопасности полетов.

Высокая эксплуатационная надежность авиационных двигателей Р95Ш позволила вплотную подойти к решению вопроса об их переводе на эксплуатацию по состоянию, с отработкой институтом соответствующих методических рекомендаций для войск, чему в значительной мере способствовала организация работы созданных в частях подразделений диагностики и регламента авиадвигателей.

Последовательная работа института в раскрытии потенциальных возможностей Су-25, как объекта реализации элементов эксплуатации по состоянию, нашла свое отражение в постоянном снижении трудоемкости и стоимости технической эксплуатации на основе совершенствования систем ТО и рациональной корректировки совместно с ОКБ содержания "Регламента технического обслуживания и технологий выполнения работ".

Последними примерами работы в этом направлении являются: отмена проверок бортового оборудования от наземных источников питания при выполнении подготовок к полетам; уменьшение трудоемкости технического обслуживания и сокращение времени нахождения самолета в технологическом процессе при выполнении регламентных работ на 25-30% за счет отмены части демонтажно-монтажных работ и более полного использования возможностей систем встроенного контроля и контроля параметров на борту; уменьшение интенсивности поступления самолетов на регламентные работы за счет увеличения периодичности их выполнения до 36 месяцев эксплуатации;

адаптивное изменение объема и периодичности технического обслуживания и ремонта для различных условий эксплуатации (например, в случае существенного возрастания или уменьшения фактического налета самолетов); оперативное продление срока службы (до 1-го ремонта и межремонтного) на 1-2 года в случае временной невозможности или нежелательности направления конкретных самолетов в заводской ремонт, что позволяет при необходимости временно решать задачи обеспечения запасов срока службы; совершенствование методов и средств контроля технического состояния самолетов на основе проводящейся разработки и внедрения информационно-диагностических систем; обеспечение возможности безремонтной эксплуатации в течение назначенного срока службы при условии выполнения контрольно-восстановительных работ при техническом обслуживании и т.д.

По сравнению с начальным периодом массовой эксплуатации Су-25 в войсках совершенствование системы технического обслуживания наряду с внедрением методов эксплуатации по состоянию, позволили уменьшить суммарную трудоемкость технического обслуживания более чем в 2 раза, а стоимость технической эксплуатации в 1,5 раза, при одновременном росте показателей надежности. Значительно снизились

³ Лидерные испытания – заблаговременное выявление возможных критических мест в конструкции и механизмах ЛА по условиям износа, усталости и других, накапливающихся в процессе эксплуатации изменений характеристик прочности.

объемы ремонта и потребности в замене агрегатов, блоков и обеспечении запасными частями.

Благодаря высоким эксплуатационно-техническим показателям, простоте обслуживания и контроля, именно Су-25 оказался наиболее подготовленным среди боевых авиационных комплексов 4-го поколения к переходу на преимущественную эксплуатацию по состоянию с последовательным вытеснением затратных методов существующей планово-предупредительной системы.

С учетом положительного опыта технической эксплуатации самолета Су-25 и организации работы ИАС частей, институтом в 1990 г. впервые были разработаны "Общие требования к программе технического обслуживания и ремонта ЛА военного назначения", а в Наставление по инженерно-авиационному обеспечению (НИАО) был введен специальный раздел по эксплуатации авиационной техники по состоянию.

С началом эксплуатации самолетов Су-25 в войсках одной из важных задач, решаемых институтом, являлась корректировка организационно-штатных структур инженерно-авиационной службы (ОШС ИАС) частей применительно к штурмовой авиации.

На этом этапе формировался базовый облик ОШС ИАС, принципы организации технического обслуживания и организации управления ИАС авиаполков с учетом особенностей самолетов Су-25, ожидаемой трудоемкости и продолжительности работ на авиационной технике.

По мере практической апробации состава и содержания ОШС ИАС, уточнения функций и задач каждого из элементов системы организации работы ИТС частей, получения объективных данных о трудоемкости и продолжительности основных видов работ была решена задача обеспечения соответствия потребных и предполагаемых трудозатрат на техническую эксплуатацию Су-25.

В результате к 1985 г. была сформирована оптимальная ОШС ИАС, обеспечивающая устойчивое функционирование системы технической эксплуатации в реальных условиях и при необходимости обладающая резервами наращивания до 25-30% эффективности инженерно-технического обеспечения боевой подготовки и боевых действий частей, о том свидетельствует, в частности опыт и результаты ИАО боевых действий в Афганистане.

При этом сравнительные данные по ОШС ИТС показывают, что в принятых системах технической эксплуатации количество инженерно-технического состава, приходящегося в среднем на один самолет-штурмовик А-10 в 1,5-2 раза больше, чем на Су-25.

Существенным достижением в дальнейшей работе института по оптимизации ОШС ИАС и совершенствованию методов работы ИТС явилось обеспечение перехода с 1988 г. от экипажно-групповой системы на организацию эксплуатации комплексными техническими расчетами. Это обеспечило достижение качественно нового уровня организации работ за счет их рационального комплексирования в рамках определенных

технических маршрутов специалистов расчета при выполнении подготовок к полетам и равномерной загрузки специалистов независимо от их специализации.

Применительно к Су-25 система организации эксплуатации комплексными техническими расчетами в составе отдельных авиационно-технических отрядов показала ощутимое повышение результативности ИАО и возможностей ИАС, особенно в условиях высокого боевого напряжения. Заметно снизилась степень отрицательного воздействия дефицита специалистов ИАС на сроки выполнения подготовок к полетам различных групп самолетов. Повысилась самостоятельность и автономность действий, как технических расчетов, так и формируемых на их основе отдельных подразделений ИАС в виде авиационно-технических отрядов.

Одним из направлений работы института явилось военно-научное сопровождение эксплуатации бортового оборудования и авиационного вооружения самолетов Су-25. Помимо участия в совместной работе с промышленностью по устранению характерных недостатков систем оборудования и вооружения, снижающих эксплуатационную надежность и эффективность их работы, институтом разработаны рекомендации и методы повышения точностных характеристик прицельно-навигационных комплексов, повышения качества навигации, радиосвязи и энергоснабжения, эффективности бортовых систем вооружения. Особое внимание уделялось постоянному отслеживанию и анализу точностных характеристик прицельно-навигационных комплексов в эксплуатации. При этом институт принимал непосредственное участие в разработке планов и научно-методическом обеспечении проводимых войсками летно-тактических учений и специальных летных испытаний с анализом их результатов.

Примерами разработки и внедрения в частях новых методов и технических средств являются: угломерный и координатно-теодолитный метод юстировки прицельно-навигационных комплексов и бортовых систем вооружения, что обеспечило сокращение на 60% трудозатрат на выполнение юстировок; метод ускоренной выставки ИКВ; эффективный метод выполнения девиационных работ на каналах магнитного курса инерциальных и курсовых систем самолета; комплекс средств малой механизации по доставке, подвеске и снаряжению средств поражения и т.д.

Особенно следует отметить эффективные для практической деятельности ИТС частей результаты работы института по разработке и обоснованию методов эксплуатации по состоянию систем АО, РЭО и АВ самолета Су-25, позволивших практически полностью обеспечить переход на этот прогрессивный и ресурсосберегающий метод эксплуатации.

Высокий экономический эффект имеют исследования, проводимые институтом совместно с промышленностью, по увеличению сроков службы основных видов и типов управляемых и неуправляемых средств поражения, применяемых на самолете Су-25. Установ-

ленные сроки службы средств поражения были увеличены в среднем на 20-30%.

Начиная с 1983 г., институтом активно выполняются исследования по обеспечению сохраняемости самолетов Су-25 в процессе длительного хранения в различных условиях. Специалистами института была проведена оценка приспособленности самолета Су-25 к длительному хранению с разработкой рекомендаций и дополнительных мероприятий по повышению защиты агрегатов и узлов от коррозии, старения и биоповреждений. Разработана рациональная схема организации длительного хранения самолетов на базах резерва авиационной техники с подготовкой необходимой нормативно-технической документации.

Практическая оценка эффективности разработанных методов и средств консервации, мероприятий по обеспечению защиты от коррозии, старения и биоповреждений осуществлялась на основе анализа результатов периодических исследований технического состояния в процессе проведения лидерных испытаний по длительному хранению самолетов Су-25 на базе резерва авиационной техники (аэродром Овруч, Украина).

Существенным эксплуатационным достоинством и преимуществом самолета Су-25 является возможность использования разработанных МЗ им. П.О.Сухого, по предложениям института, специализированных комплексов средств технического обслуживания и контроля АМК-8 (аэромобильный комплекс) и СК-Т8 (комплекс средств контроля).

Положительные результаты летных и наземных испытаний аэромобильного комплекса АМК-8 обозначили выход на качественно новый уровень мобильности инженерно-авиационного обеспечения автономных действий малых групп самолетов Су-25 вне базовых аэродромов и с различных площадок. Как показали испытания, доставляемые на точку базирования непосредственно самолетами Су-25, контейнеры комплекса, включающие энергоустановку, дозаправщик, СНО СП и КПА, позволяют выполнять все виды подготовок к полетам одиночного и группы из 2-4 самолетов в течение 3-4 суток. К сожалению, в условиях существующих финансово-экономических ограничений серийное производство аэромобильных комплексов АМК-8 было свернуто. Тем не менее, сам факт наличия образцов этого комплекса, прошедшего всесторонние испытания с высокой оценкой и полностью удовлетворяющего требованиям ТТТ, может существенно повысить конкурентную привлекательность самолета Су-25 при решении вопроса экспортных поставок.

По аналогичным причинам было приостановлено и серийное производство комплекса наземных средств контроля СК-Т8 контейнерного типа, успешно выдержавшего специальные наземные испытания. Использование в войсках комплекса СК-Т8, оптимизированного по составу входящих в него средств, было способно решить задачу обеспечения авиационно-технических отрядов и комплексных технических расчетов мобильными контейнерами со средствами контроля,

технического обслуживания и мелкого ремонта, что особенно важно в условиях рассредоточенного базирования, а также при минимизации необходимого технического имущества ИАС при перебазировании. Кроме того, наряду с другими разработанными мероприятиями по пакетированию и контейнеризации, это позволило бы снизить в 1,5-2 раза объемные характеристики минимально необходимого имущества при маневре части с соответствующим сокращением потребного количества транспортных средств.

Важнейшим выводом по вышеперечисленным направлениям деятельности института по военно-научному сопровождению самолетов Су-25 является их высокая приспособленность к технической эксплуатации различными методами и в различных условиях практической работы ИАС по организации ИАО. В частности, обеспечена возможность: эксплуатации в рамках планово-предупредительной системы или по состоянию; организации технического обслуживания экипажно-групповым методом или комплексными техническими расчетами; выполнения регламентированного объема работ в строгом соответствии с регламентом технического обслуживания или их адаптивной корректировки в зависимости от конкретных условий; выполнения регламентных работ по налету или по календарным срокам; кратковременного или длительного хранения самолетов; организации ИАО на базовом аэродроме или в условиях автономного базирования отдельных групп самолетов; кратковременной работы авиационных двигателей на отдельных типах топлива и масел, применяемых для бронетанковой техники и т.д.

Эти и ряд других объективно существующих возможностей, эффективность которых подтверждена результатами испытаний и практической эксплуатации самолетов в войсках, подчеркивают широкий диапазон вариантов организации ИАО учебно-боевой подготовки и ведения боевых действий частей и подразделений, вооруженных самолетами типа Су-25.

Военно-научное сопровождение эксплуатации осуществляется и по ряду других направлений. К ним относится разработка методического обеспечения и рекомендаций по решению следующих практических задач технической эксплуатации и ремонта: организация войскового и заводского ремонта, разработка технологий их выполнения; совершенствование системы обеспечения запасными частями; оценка приспособленности средств наземного обслуживания общего и специального применения к техническому обслуживанию самолета в соответствии с эксплуатационной документацией; оценка уровня контролепригодности самолета, его систем и бортового оборудования;

оценка уровня стандартизации и унификации составных частей самолета и средств наземного обслуживания; оценка метрологического обеспечения самолета сформировавшимся парком средств измерений; обеспечение дегазации и дезактивации самолета; определение стоимости технической эксплуатации и ремонта на различных этапах жизненного цикла; технико-

экономическое обоснование организационно-технических и организационно-штатных мероприятий и т.д.

По этим и другим направлениям работы получены положительные практические результаты с отработкой конкретных рекомендаций промышленности, войсковым частям и ремонтным органам, которые и завершили всестороннюю эксплуатационно-техническую оценку самолетов типа Су-25 по результатам их массовой эксплуатации в войсках.

Традиционно большое внимание в процессе практического военно-научного сопровождения уделялось оказанию практической помощи строевым частям в освоении технической эксплуатации самолетов Су-25 и переучиванию инженерно-технического состава, особенно на начальном этапе эксплуатации в войсках. Непосредственное общение и тесная работа с создателями самолета на этапах эскизного и макетного проектов и государственных испытаний позволили сотрудникам института стать одними из первых в ВВС специалистов, способными самостоятельно осуществлять переподготовку и переучивание инженерно-технического состава в частях. Периодически проводимые сотрудниками института практические занятия по особенностям конструкции и эксплуатации самолетов Су-25, их оборудования и вооружения позволили в каждой из частей сформировать ядро наиболее подготовленных специалистов, обеспечивающих грамотную эксплуатацию новой авиационной техники. Этому способствовало передача в части разработанных институтом методических пособий, методических указаний и рекомендаций.

Результатом этой работы явилось достижение сравнительно низкого и постоянно снижающегося уровня потока отказов и неисправностей из-за ошибок инженерно-технического состава и практическое исключение грубых ошибок.

По мере повышения квалификации специалистов ИАС частей и накопления ими опыта практической работы на новой авиационной технике, основной акцент в работе сотрудников института в войсках сместился в сторону разъяснения физической сути режимно-эксплуатационных ограничений, методов и способов своевременного предупреждения возможных отказов и неисправностей, а также оказания помощи в выполнении наиболее сложных и ответственных контрольно-проверочных и регулировочных работ.

На основании межправительственных соглашений, главным штабом ВВС Советского Союза и штабом ОВС Варшавского Договора была организована работа по переучиванию на самолеты Су-25К летного и инженерно-технического состава ВВС Чехословацкой народной армии (1984 г., г. Градец Кралове) и ВВС Народной Республики Болгарии (1986 г., г. Ямбол, аэродром Безмер).

Высокий уровень обучения, обеспеченный советскими специалистами, позволил летному и инженерно-техническому составу, ранее эксплуатировавшим самолеты МиГ-17, освоить в кратчайшие сроки само-

леты Су-25К и получить допуск к их самостоятельной практической эксплуатации. Успешная работа советских специалистов была отмечена благодарностями Чехословацкого и Болгарского командований ВВС.

Переучивание чехословацких специалистов осуществляли подполковник А.Ф.Алехин (руководитель группы) и майор Н.А.Большагин (Гос НИИ ЭРАТ), майор Г.В.Савров и капитан В.А.Почтарь (ЦБП и ПЛС), майор И.Н.Щербань и капитан А.В.Устименко (80-й ОШАП).

Переучивание болгарских специалистов проводили подполковник В.А.Молчанов (руководитель группы) и подполковник О.И.Нагорный (Гос НИИ ЭРАТ), майор В.И.Красношлыков (80-й ОШАП), майор Г.В.Савров, майор В.Я.Терещенко и капитан В.А.Почтарь (ЦБП и ПЛС).

Подготовка и переучивание летного состава осуществлялось летчиками-инструкторами ЦБП и ПЛС подполковником Г.М. Козулиным (в Чехословакии), подполковником Н.Д. Еремеевым и майором Б.Л. Зайченко (в Болгарии).

Исключительно важным для практической работы ИТС частей являлись разрабатываемые институтом методические рекомендации и пособия по наиболее актуальным и сложным вопросам технической эксплуатации самолетов Су-25, которые постоянно издавались институтом в виде выпусков и рассылались в войска. Примерами таких выпусков являются: методическое пособие по особенностям и конструкции и технической эксплуатации самолетов Су-25 (4 книги); методические указания по предупреждению ошибок личного состава в процессе технической эксплуатации самолетов Су-25 (4 выпуска); информационные бюллетени "Эксплуатационная надежность и безопасность полетов самолетов Су-25" с анализом вновь выявленных отказов и мероприятий по их предупреждению; руководство по организации приемки самолетов Су-25 ИТС частей у завода-изготовителя; методические рекомендации по контролю технического состояния силовых элементов конструкции планера и шасси самолета Су-25 в процессе эксплуатации; методика оценки точностных характеристик инерциальной курсовертикали ИКВ-1 на самолетах Су-25 в условиях строевой части; методические рекомендации по оценке и анализу точностных характеристик прицельно-навигационного комплекса (ПрНК) самолета Су-25 в процессе эксплуатации и т.д.

Одним из результатов оперативной работы института является отработка свыше 50-ти указаний Главного инженера ВВС по безотлагательным вопросам нормативно-технического сопровождения эксплуатации самолетов Су-25 в войсках, а также выполнение свыше 60-ти исследований причин отказов систем и агрегатов самолетов Су-25 на лабораторно-экспериментальной базе института с разработкой конкретных рекомендаций предприятиям промышленности и строевым частям.

Важным инструментом информационного обеспечения работы промышленности являлись также и еже-

Су-25 НА СЛУЖБЕ ВВС РОССИИ



Группа Советских специалистов с руководящим составом Остравского летного полка. В гражданской форме слева направо: ст. лейтенант В.А.Почтарь, капитан А.В.Устименко, майор И.Н.Щербань, подполковник А.Ф.Алехин, майор Г.В.Савров, майор Н.А.Большагин. (Гос НИИ ЭРАТ)



Группа Советских специалистов с руководящим летным и инженерно-техническим составом ВВС БНА (аэродром Безмер, г. Ямбол, 1986 г.). Стоят на заднем плане: главный инженер ВВС БИА полковник Г.Г.Любенов (4-й справа), руководитель группы подполковник В.А.Молчанов (3-й справа), подполковник О.И.Нагорный (2-й справа), летчики-инструкторы: подполковник Н.Д.Еремеев (6-й справа), майор Б.Л.Зайченко (5-й справа); стоят на переднем плане: майор Г.В.Савров (5-й слева), капитан В.А.Почтарев (8-й слева); сидят: майор В.И.Красношлыков (3-й справа) (Гос НИИ ЭРАТ)

Благодарственное письмо
от командования Остравского
авиационного полка работникам
Тбилисского авиазавода
и специалистам Гос НИИ ЭРАТ ВВС.
(Гос НИИ ЭРАТ)

Уважаемый товарищ директор,

Примите товарищеский привет от личного состава исторической "ОСТРАВСКОЙ" авиационной части.

Наша часть продолжает славные революционные традиции третьего штурмового авиационного полка, который был основан в составе смешанной авиадивизии в СССР. В октябре этого года наш полк отпразднует 40 годовщину своего основания.

Мы гордимся тем, что именно в этом году произошло перевооружение нашей части на новую, современную, советскую, авиационную технику.

При обучении нашего летного состава и в основном технического персонала нам оказали помощь работники Вашего предприятия. Их качественный, добросовестный и самоотверженный труд нам помог в относительно короткий срок подготовить наш личный состав к эксплуатации и обслуживанию этой авиационной техники.

Благодарим Вас, товарищ директор, Ваших техников и рабочих за качественные самолеты, которые укрепят всю Чехословацкую военную авиацию в рамках Варшавского договора.

Благодарим еще раз всех товарищей и просим Вас, товарищ директор передать нашу благодарность рабочим Вашего завода.

Пусть больше крепнет наше взаимное сотрудничество при укреплении обороноспособности всего социалистического сообщества.

От имени "ОСТРАВСКОЙ" авиационной части:

командир	<i>М. Янко</i>	: плк. инж. Любомир	ЯНКО
замполит	<i>Езеф Гучик</i>	: плк. др. Езеф	ГУЧИК
зам. по ИАС	<i>Зденек Чермак</i>	: кпт. инж. Зденек	ЧЕРМАК
председатель партийной организации	<i>Мир Филла</i>	: мйр. Ярослав	ФИЛЛА

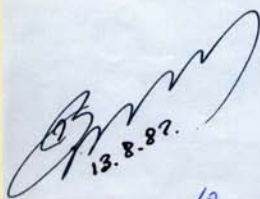
О Т З Ы В

о работе советских специалистов


В период переучивания личного состава болгарских ВВС на самолет Т-8к из СССР была командирована группа преподавателей во главе со старшим группы подп.инж. МОЛЧАНОВЫМ.

В состав группы были включены люди с высокой теоретической и практической подготовкой, которые оказали квалифицированную помощь при освоении самолета.

За оказанную эффективную помощь нашим специалистам товарищу подполковнику инженеру МОЛЧАНОВУ была высказана сердечная благодарность в докладе болгарской делегации на Седьмом совещании руководящего состава ИАС государств-участников Варшавского Договора в Софии 9 июня 1987 года.


13.8.87.



ЗАМЕСТИТЕЛЬ КОМАНДУЮЩЕГО В/ч 22800-Г
ГЛАВНЫЙ ИНЖЕНЕР АВИАЦИИ Б.Н.А.
ПОЛКОВНИК ИНЖЕНЕР  ТЕРАСИМОВ/

"12" июня 1987 г.

С о ф и я

Нач. кол. отд., зам. нач. кол. отд., нач. кол. отд., нач. кол. отд.

Благодарственное письмо-отзыв от командования ВВС Болгарской народной армии. (Гос НИИ ЭРАТ)

квартально разрабатываемые институтом информационные сводки вновь выявленных и повторяющихся неисправностей по самолету Су-25 и целый ряд другой целевой оперативной информации.

В процессе нормативно-технического обеспечения эксплуатации самолетов Су-25 особое место занимало совершенствование регламента технического обслуживания и корректировка технологий выполнения подготовок к полетам и регламентных работ. В результате совместной работы сотрудников отдела эксплуатации МЗ им. П.О. Сухова и специалистов института была решена задача оптимизации содержания

регламента с учетом опыта массовой эксплуатации самолетов Су-25 в различных условиях применения.

Основные задачи военно-научного сопровождения технической эксплуатации самолетов Су-25 решались высокопрофессиональным коллективом специалистов Гос НИИ ЭРАТ ВВС (ГНИИ МО), имеющим большой опыт научно-исследовательской и практической работы в области исследования проблем технической эксплуатации, ремонта и хранения боевой авиационной техники, а также организации инженерно-авиационного обеспечения боевой подготовки и боевых действий авиационных частей.



Г.П.Харитонов
В.Н.Писарев
В.А.Молчанов.

Л.А.Арнаутов
В.И.Демьшев.
(Гос НИИ ЭРАТ)



Большой вклад в формирование и обеспечение высоких эксплуатационных качеств самолетов Су-25, Су-25УБ и Су-25Т внесли: научный руководитель НИР доктор технических наук, профессор генерал-майор Г.П.Харитонов; член государственной комиссии по Су-25 доктор технических наук, профессор генерал-майор В.Н.Писарев; ответственный исполнитель основных НИР канд. техн. наук полковник В.А.Молчанов (ведущий по самолету с 1980-87 г.г.); ведущий по самолету подполковник В.П.Швырев (с 1988-92 г.г.); ведущий по самолету подполковник А.В.Дурнов (с 1993 г.); руководитель секции эксплуатационной оценки на стадиях макета и эскиза подполковник Л.А.Арнаутов; подполковник В.И.Демьшев (планер и его системы, хранение самолетов); канд. техн. наук подполковник В.Н.Меженков (ресурсы и сроки службы); подполковник А.Ф.Алихин и подполковник А.А.Глушатов. (авиационные двигатели); канд. техн. наук полковник Н.А.Большагин и подполковник А.А.Кравчук (авиационное вооружение); подполковник А.Н. Литвинов (ПрНК); подполковник Б.А. Измайлов (приборное оборудование); подполковник Е.Т.Криворученко и майор М.А.Тимонин (электрооборудование); канд. техн. наук полковник Л.М.Хрытаньков и полковник В.А.Крючек (РЭО); подполковник Б.Л.Магнитов (организация ИАС).

Практически все эти специалисты принимали участие в оценке эксплуатационно-технических характеристик самолетов Су-25 в процессе государственных и войсковых испытаний.

В оценке эксплуатационно-технических характеристик в процессе специальных войсковых испытаний Су-25 в Афганистане (1987 г.) принимали участие полковник И.А.Денисов, подполковник С.Н.Лебедев, под-

полковник Н.И.Богомягов., подполковник В.Ф.Иншаков и подполковник Б.Л.Магнитов.

Отдельные этапы этих исследований выполняли подполковник Л.В.Спруч, подполковник В.И.Гладыш, подполковник Ю.П.Карелин, подполковник Г.А.Щербаченко, подполковник В.А.Лукин, подполковник В.А.Сапонов, канд. техн. наук подполковник Ю.В.Васенёв, канд. техн. наук полковник К.Л.Супонько, подполковник А.В.Тюкин, майор А.Г.Щапов и другие специалисты института.

Основой результативной совместной работы института и организаций промышленности явился самоотверженный повседневный труд инженерно-технического состава строевых частей, вдохнувший эксплуатационную жизнь в самолеты Су-25. Бесценный вклад в совместную практическую работу по совершенствованию самолетов Су-25 в процессе их технической эксплуатации в войсках внес инженерно-технический состав отдельных штурмовых авиационных полков: заместитель командира полка по ИАС подполковник В.И.Романченко, заместитель командира полка по ИАС подполковник И.Н.Щербань, начальник ТЭЧап майор В.Н.Рязанов, инженеры полка майор В.И.Красношлыков, майор Г.И.Шунин, майор В.А.Стыров, майор Р.М.Арсланов, майор А.Б.Анфимичев, майор А.В.Устименко, заместитель командира полка по ИАС подполковник Н.Н.Бутенко, начальник ТЭЧап майор Н.А.Проваторов, инженеры полка майор Е.И.Маланов, майор В.С.Ковальчук, майор А.И.Туисов, майор А.П.Дробец, майор А.Е.Бекренев и другие.

Большую работу в процессе проведения специальных войсковых испытаний самолетов Су-25 в Афганистане проделал инженерно-технический состав под ру-

ководством заместителя командира полка по ИАС подполковника Н.Е.Надворецкого.

ОРГАНИЗАЦИЯ РЕМОНТА САМОЛЕТОВ Су-25 НА 519 АРЗ

322 АВИАРЕМОНТНЫЙ ЗАВОД

Весной 1984 г. 519-му авиационному ремонтному заводу (АРЗ) 34-й Воздушной Армии (ВА), дислоцированной в поселке Вазиани (Грузия) была поставлена задача по освоению ремонта самолета Су-25.

Необходимость в освоении ремонта и выбор 519-го АРЗ был обусловлен рядом причин: самолеты первых серий выработали к этому времени ресурс до первого ремонта; появилась необходимость в организации ремонта в стационарных условиях самолетов, прошедших боевые действия в Афганистане, в том числе с боевыми повреждениями; близость 519-го авиаремонтного завода (аэродром Вазиани) от завода-изготовителя (аэродром Вели (Тбилисское АПО)) и относительно недалеко (по авиационным меркам) до Афганистана, где "Грачи" эксплуатировались в боевых условиях.

С 1983 г. по 1987 г. начальником 519-го АРЗ был полковник Станислав Михайлович Исаенко. Под его непосредственным руководством проходило освоение ремонта. Главным инженером авиаремонтного завода был майор Петр Федорович Затонский. Начальником цеха по ремонту систем планера и авиационного вооружения был капитан Яков Анатольевич Каждан.

При освоении ремонта 519-й авиаремонтный завод очень тесно контактировал с ТАПО (обеспечение запасными частями, документацией и т.п.). Совместно с Гос НИИ ЭРАТ ВВС был отработан перечень обязательных работ, выполняемых при первом среднем ремонте Су-25, одновременно с Тбилисским заводом - составлено и руководство по ремонту.

От момента запуска в ремонт до выхода из ремонта первого самолета прошло чуть больше года и летом 1985 г. первый отремонтированный Су-25 был поднят в воздух. Пилотировал его старший летчик-испытатель - начальник станции летных испытаний (СЛИ) 519-го АРЗ подполковник Виктор Владимирович Давыдов, который проходил переучивание на этот самолет на базе Ситал-Чайского отдельного штурмового авиационного полка.

Многие специалисты 519-го АРЗ в процессе освоения ремонта прошли переучивание на ТАПО.

При проведении доводочных работ на первой машине "поджимало время" и была организована работа в две смены. Большие сложности вызвала юстировка и сопряжение систем вооружения с остальными спецсистемами. Немалую помощь в этом оказали специалисты Ситал-Чайского авиаполка под руководством инженера авиаполка по АВ Александра Борисовича Анфимичева.

В период освоения ремонта на завод в Вазиани приезжал В.П.Бабак с группой специалистов.

При ремонте самолетов Су-25 на 519-м АРЗ проводились доработки связанные с устранением трещин

центроплана на машинах первой серии и трещин балочных держателей БДЗ-25, установкой ППУ (пенополиуретана) в топливные баки, доработкой системы вооружения под управляемые ракеты класса "воздух - земля", а также проводились эксперименты с двигателем P95Ш с целью уменьшения инфракрасного излучения (совместно с учеными Рижского ВВАИУ и ЦИАМа).

Многие мастера, рабочие внесли большой вклад в освоении ремонта самолета Су-25, среди них Г.Ш.Николашвили, А.И.Письяк, Г.А.Горгиашвили (сборочный цех), В.А.Беляев, В.И.Быков, Г.М.Кораблин, М.А.Гусейнов, (агрегатный цех и АВ), П.П.Балыков, В.Г.Калмыков (цех ремонта авиационного оборудования), В.И. Возовик, В.П.Вежнин, Л.М.Лазарев (цех ремонта радиоэлектронного оборудования), Д.Г.Тедорадзе, В.И.Попов (механический цех) и многие другие.

Максимальная нагрузка на 519-м АРЗ при ремонте штурмовиков Су-25 составляла 18 самолетов в год.

В связи с распадом Советского Союза было принято решение о ликвидации и расформировании 519-го АРЗ⁴. Оборудование, документация, запасные части, ремфонд (один Су-25УБ, осваиваемый в то время) с Вазиани были перебазированы на 301-й АРЗ в г. Тамбов. Остальные самолеты ремонтного фонда были отремонтированы и перелетели в Бутурлиновку. Летные испытания крайней пары проводил старший летчик-испытатель СЛИ подполковник Г.А.Якшин.

Координировал эти действия заместитель Командующего 34-й ВА по боевой подготовке - генерал-майор В.И.Конюшин. Главным инженером был заместитель Командующего по ИАС 34-й ВА полковник П.Н.Длужинский.

Ликвидационный акт 519-го АРЗ был подписан 17 декабря 1992 г. Последним начальником завода был подполковник Я.А.Каждан (с мая 1990 г.).

После расформирования 519-го АРЗ ремонт был освоен на 301-м авиаремонтном заводе (на нем штурмовики ремонтировали до 1998 г.) и на - 388-м (г. Спасск-Дальний Приморского края).

Освоение ремонта на 388-м АРЗ было начато в 1992 г., а в 1994 г. самолеты, прошедшие ремонт на заводе в Спасске-Дальнем, были допущены к эксплуатации в строевых частях.

В период освоения большое количество специального технологического оборудования, оснастки, инструмента было сделано своими силами. Было развернуто производство по изготовлению прессформ для резинотехнических изделий необходимых для ремонта самолетов. Ряд стенов, предназначенных для ремонта других типов самолетов, были доработаны под Су-25 (часть имущества поступило из 338-го АРЗ после его расформирования).

В связи с реорганизацией авиационной ремонтной сети ВВС, в 1997 г. была поставлена задача по освое-

⁴ В начале 90-х годов проходило освоение ремонта Су-25 на 338-м АРЗ (г. Паневежис, Литва), но к 1992-93 г.г. этот процесс был остановлен в связи с закрытием завода.

нию ремонта Су-25 на 322-м АРЗ (г. Воздвиженка Приморского края).

Освоение ремонта проходило очень интенсивно. Первый отремонтированный на 322-м авиационном ремонтном заводе Су-25 поднялся в воздух в 1998 г., а в 1999 г., самолеты отремонтированные на 322-м АРЗ были допущены к эксплуатации в строевых частях.

В настоящее время государственное унитарное предприятие 322-м АРЗ – это авиационный промышленный комплекс с высоким уровнем технологического процесса, современной производственной базой, эффективной системой пооперационного контроля. На территории более 30 га расположены корпуса 26 производственных помещений, обеспеченные всеми видами электроэнергии, автономным теплоснабжением, сжатым воздухом, системами обдува и кондиционирования. Площадь цеха сборки и разборки самолетов составляет 7252 м², что дает возможность организовать работу на 12 самолетах типа Су-25 одновременно.

В связи с недостаточным финансированием особую сложность вызвало обеспечение производства недостающим технологическим оборудованием, что потребовало интенсификации рационализаторской деятельности на предприятии. Была создана и успешно работает группа модернизации оборудования, занимающаяся доработкой имеющегося оборудования.

Наибольший вклад в освоение ремонта в 1997–98 г.г. внесли главный инженер АРЗ В.Н.Гапоненко, начальник производства Г.Т.Сайко, начальники цехов В.М.Силин, Р.М.Загитов, инженеры-технологи Л.Г.Чаус, О.В.Екатеринчук, Е.Н.Лабзина, производственные мастера А.Г.Бобырь, В.С.Чекмышев, А.И.Мишин, Н.Н.Белый, Г.В.Харин, А.И.Лукиянчиков, рабочие Ю.С.Миженин, М.Н.Селезнев, А.Р.Бузановский, П.П.Чепик, А.С.Крылов, В.А.Киян, Б.А.Герасименко, И.В.Крюков, В.Н. Нянькин, А.Ф.Адаменко, Ю.Я.Полысалов и другие.

В ходе ремонта самолетов Су-25 выявился ряд конструктивно-производственных недостатков, характерных практически для каждого самолета, устранение которых предусматривается бюллетенями промышленности. Основные из них – это посеребрение остекления откидной части фонаря, расслоение склеивающегося слоя лобового стекла козырька фонаря, трещины гондол тормозных щитов и т.д.

Их устранение требует поставки заводами-изготовителями готовых изделий. В условиях резкого сокращения оборонного заказа предприятиям промышленности произошло свертывание, а порой и прекращение производства комплектующих изделий; что значительно осложнило возможности их приобретения.

В 2000 г. лидерные самолеты Су-25, прошедшие первый ремонт на 519-м и 338-м АРЗ поступили для выполнения второго ремонта на 322-м авиаремонтном заводе.

На 322-м АРЗ на базе завода в октябре 2000 г. проводилось исследование данных самолетов совместно с представителями АООТ "ОКБ Сухого", Гос НИИ ЭРАТ с целью оценки фактического технического состояния



Я.А.Каждан
(322 АРЗ)

планера, его систем, агрегатов и оборудования самолетов, определения возможности увеличения межремонтного и назначенного ресурсов и установления объема второго ремонта.

В настоящее время, для увеличения объемов и номенклатуры выпускаемой продукции на предприятии намечен и претворяется в жизнь ряд мероприятий, в частности, реконструкция производственных площадей, развитие энергетической базы, улучшение кооперационных связей с другими предприятиями, набор рабочей силы и другие.

В результате реорганизации в 2000 г. 388-й АРЗ вошел в состав 322-го АРЗ в качестве филиала, что расширило возможности 322-го АРЗ по ремонту "штурмовиков Сухого".

121 АВИАРЕМОНТНЫЙ ЗАВОД

121-й Ордена Трудового Красного Знамени авиационный ремонтный завод – одно из старейших авиаремонтных предприятий ВВС России, расположенный в ближайшем Подмосковье, образован 11 ноября 1940 г. и является ведущим предприятием в авиаремонтной сети ВВС РФ по ремонту, модернизации и сервисному обслуживанию самолётов Су-27, Су-25, МиГ-29, МиГ-23 и авиационных двигателей АЛ-31Ф, РД-33, Р27Ф2М-300, Р29-300, АИ-9(В), ВК-1ТМ, ГТДЭ-117-1.

История завода неразрывно связана с историей отечественной военной авиации. За годы его существования здесь освоили ремонт более 30 типов самолётов и более 40 типов авиационных двигателей.

В ноябре 1997 г., в связи с увеличением количества самолетов типа Су-25, подлежащих ремонту по причине истечения срока службы до первого ремонта, а также в целях дублирования ремонтного производства этих самолетов, в соответствии с директивой ГК ВВС, завод приступил к освоению ремонта самолётов Су-25 и Су-25УБ, а также их систем, оборудования и комплектующих агрегатов. Подготовка к освоению ремонта самолетов Су-25 проводилась поэтапно, в результате которой была проведена огромная работа руководящим составом завода во главе с начальником завода Вячеславом Викторовичем Артемьевым и специалистами Управления капитально-восстановительного ремонта авиационной техники и вооружения ВВС РФ, в процессе которой были обеспечены необходимые

условия для гарантированного восстановления эксплуатационно-боевых свойств самолетов Су-25.

За время освоения ремонта было развернуто 67 рабочих мест, смонтировано и введено в эксплуатацию 46 единиц технологического оборудования.

Первый этап предварительной подготовки завода проводился с целью выявления объема предстоящих работ и необходимых затрат для освоения ремонта нового изделия. Результатом проведения первого этапа стали: разработка и согласование проекта совместного решения МООП-ВВС, разработка плана ОТМ АРЗ по освоению ремонта Су-25, получение необходимой руководящей технической документации по ремонту самолетов Су-25 и Су-25УБ, стендового технологического оборудования, контрольно-измерительной аппаратуры и ремонтно-монтажного инструмента от Тамбовского авиационного ремонтного завода, ранее производившего ремонт этих самолетов, тесное сотрудничество с ОКБ им. П.О.Сухого, НПК "Штурмовики Сухого" и изучения руководящим составом и основными специалистами АРЗ особенностей конструкции и эксплуатации Су-25, новых технологических процессов и материалов, уточнение перечней поставляемых агрегатов и готовых комплектующих изделий заводами-изготовителями, уточнение сроков поставки заводами-изготовителями ремонтной документации, оценка проекта норм расхода запасных частей и материалов на средний и капитальный ремонт Су-25.

Второй этап освоения ремонта Су-25 проводился с целью обеспечения завода специальным технологическим оборудованием и оснасткой для ремонта само-

летов в соответствии с требованиями ремонтной документации.

Третий этап освоения ремонта Су-25 проводился с целью подготовки исследования технического состояния самолетов-лидеров в составе двух Су-25 и двух Су-25УБ, выпущенных на заводах-изготовителях в период с 1987 г. по 1990 г., с наработкой с начала эксплуатации от 442 часов до 771 часа и количеством посадок от 479 до 1571 с минимальными затратами на подготовку производства.

На этом этапе шли подготовка и обучение руководящего состава, ИТР, специалистов и рабочих завода особенностям конструкции, технологии ремонта, сборки и испытаний бортового авиационного комплекса, новых агрегатов, систем авиационного и радиоэлектронного оборудования, систем авиационного вооружения самолетов Су-25 и Су-25УБ ведущими специалистами ОКБ им. П.О.Сухого и сотрудниками завода, прошедших подготовку на предприятиях-изготовителях и в авиационных частях, в системе технической учебы предприятия.

Четвертый этап освоения ремонта самолета Су-25 проводился с целью исследования технического состояния самолетов-лидеров, оценки их фактического состояния и определения возможности их дальнейшей эксплуатации после завершения гарантийной наработки.

Одновременно с проведением исследования, специалистами технического отдела завода выполнялась разработка технологической документации по ремонту, составлялись перечни обязательных работ по отсе-



Общий вид Авиаремонтного завода №322 в Воздвиженке. (322 АРЗ)



Штурмовики Су-25 в цехе сборки 322-го АРЗ. (322 АРЗ)



Штурмовик с демонтированным оборудованием в цехе 322-го АРЗ, бортовой №27" и характерной пятнистой окраской. (Алексей Михеев)



В. В. Артемьев.
(121 АРЗ)

кам и участкам, комплектовочные ведомости передачи агрегатов, узлов и деталей между смежными цехами, технологические карты и указания по планеру, его системам и агрегатам, а также по системам, агрегатам и блокам авиационного и радиоэлектронного оборудования, и авиационного вооружения, карты микрообмеров сопрягаемых деталей.

Кроме этого на четвертом этапе началась производственная проверка руководства по ремонту самолета Су-25 и другой ремонтной документации, разработанной предприятиями-изготовителями.

Пятый этап технической подготовки производства по освоению ремонта самолета Су-25 проводился с целью развития материально-технической базы предприятия, организации производства, труда и управления для осуществления серийного ремонта этого самолета и включал в себя технологическую и организационно-экономическую подготовку, которая началась одновременно с началом исследования технического состояния самолетов-лидеров.

Шестой этап ремонта самолетов Су-25 проводился с целью организации ремонта самолетов-лидеров, прошедших исследование технического состояния.

Седьмой этап ремонта первой партии самолетов Су-25 проводился с целью: уточнения объема ремонта, практической проверки и отработки технологии ремонта, оценки норм расхода и состава комплектов запасных частей и материалов, практической проверки и доводки средств технологического оснащения, овладения методами и средствами ремонта, завершения производственной проверки технической документации.

В результате, проведения седьмого этапа ремонта первой партии самолетов Су-25, было осуществлено практическое освоение технологического процесса восстановления и испытания изделий авиационной техники специалистами завода непосредственно на рабочих местах, испытательных стендах и установках, а техническим отделом и отделом технического контроля организован учет вновь выявленных и часто повторяющихся дефектов и проведен анализ причин их возникновения.

После проведения ремонта первой партии самолетов и их сборки, каждый самолет прошел вначале наземные испытания и проверки, а затем летные испытания в объеме послеремонтных испытаний на СНИЛИ, по оценке результатов которых, специально назначен-

ной комиссией, определена готовность предприятия к серийному ремонту и выпуску самолетов Су-25 в эксплуатацию.

Плановый ремонт самолетов Су-25 и Су-25УБ на 121-м АРЗ проводится в объеме перечня обязательных работ, выполняемых при первом ремонте самолетов Су-25, что предусматривает полный демонтаж агрегатов и блоков с самолета их дефектацию и ремонт в смежных цехах завода, дефектацию с применением специальных видов контроля планера и его составных частей и ремонт по ведомости дефектации, восстановление лакокрасочных и гальванопокрытий, ремонт топливных баков-кессонов, замена вкладышей пенополиуретана внутри баков-кессонов, ремонт остекления фонаря и радиопрозрачных деталей. После чего производится монтаж всех систем, агрегатов, блоков и панелей на самолете и по окончании монтажа – их проверка и регулировка. Далее самолет проходит наземные и летные испытания, по результатам которых определяется его готовность к дальнейшей эксплуатации.

В процессе освоения и планового ремонта самолета Су-25 на 121-м Авиационном ремонтном заводе, он показал себя как самолет, не требующий сложного технологического обеспечения производства для выполнения работ по дефектации самолетных узлов и агрегатов, по монтажу оборудования и проверке работоспособности самолетных систем. Самолет прост в разборке, сборке и регулировке системы управления, взлетно-посадочных устройств и подгонке фонаря. Отсутствие в конструкции фюзеляжа самолета эксплуатационных разъемов и большая степень доступности всех его отсеков, обеспечиваемая продуманной схемой расположения эксплуатационных и монтажных люков, снижает трудоемкость ремонта на этапе выполнения ремонтных, монтажно-демонтажных и проверочных работ. Упрощен поиск и устранение неисправностей бортовой сети из-за ее открытости. Система оперативного встроенного контроля вооружения, установленная на самолете Су-25 позволяет на 80% произвести проверку цепей пуска и сброса. Аппаратура С-17БЦ КПА позволяет оперативно контролировать все параметры прицела. Удобный подход к блокам СУО позволяет производить быструю их замену.

Используя, при проведении ремонта самолетов Су-25 широкий диапазон наукоёмких методов восстановления деталей: ультразвуковую очистку деталей с применением новых моющих составов, ультразвуковое поверхностное упрочнение деталей и обработку сварных швов, дефектацию качества паяных соединений радиоэлементов на печатных платах с применением цветной стереоскопической установки "MANTIS", пайка радиоэлементов и ремонт печатных плат с применением паяльной станции PRC2000E, ремонт и настройка квантовых систем для изделий "Клен-ПС", электроискровое легирование, размерные и декоративные гальванические покрытия, специалисты завода применяют уникальные технологические процессы восстановления изношенных и повреждённых дета-

лей. Большой опыт накоплен в восстановлении деталей из высокопрочных сталей и титановых сплавов, крупногабаритных деталей шасси, механизации крыла, гидроцилиндров, тяг управления и многих других деталей авиационной техники. Применение методов и технологий, защищённых патентами, позволяет существенно снижать стоимость ремонта при одновременном повышении надёжности и сроков службы отремонтированных изделий. Владея высокими технологиями, завод обеспечивает вторую жизнь авиатехники при гарантированном уровне её надёжности. На протяжении всей своей деятельности 121-й авиаремонтный завод является одним из ведущих предприятий в ВВС в области капитально-восстановительного ремонта, переоборудования и модернизации самолётов. Мощная материально-техническая база предприятия, информационно-вычислительный центр, лабораторный комплекс позволяют обеспечивать сопровождающие технологического процесса и выполнять неразрушающие методы контроля.

В 2000 г. на 121-м АРЗ была проведена модернизация двух самолетов Су-25Т в Су-25ТМ в объёме доработок и замены отдельных систем и оборудования самолёта по согласованию с заказчиком, а с 2001 г. завод приступает к модернизации Су-25 в Су-25СМ и Су-25УБ в Су-25УБМ.

Целью модернизации самолёта Су-25 является существенное расширение боевых возможностей и повышение боевой эффективности при поражении наземных, надводных и воздушных целей, а также уменьшения затрат в процессе эксплуатации.

Модернизация Су-25УБ в Су-25УБМ и Су-25 в Су-25СМ обеспечивается за счет:

Установки:

– СРТР для обнаружения излучающих РЛС средств ПВО, предупреждения летчика о степени угрозы и целеуказания ракетам "воздух-РЛС" для поражения комплексов ПВО;

– авиационного прицельно-навигационного комплекса "Пантера" для решения навигационных задач и применения современных боеприпасов с высокой точностью;

Расширения номенклатуры вооружения, что позволит:

– применение управляемого вооружения с телевизионными РВВ-АЕ, Р-73Э, и противокорабельных ракет Х-31А, Х-35;

– применение ракет Х-25МЛ, С-25ЛД и Х-29Л с горизонтального полета за счет реализации программно-корректируемого сопровождения цели;

– использование навигационного бомбометания днем и ночью в ПМУ и СМУ;

Реализации сложных вариантов загрузки вооружения;

– повышения точности применения штатных видов вооружения от 1,5 до 2,2 раза;

– увеличения максимальной боевой нагрузки до 5,4 т;

Применения подвесных топливных баков ПТБ-1150 в дополнение к ПТБ-800;

Расширения номенклатуры типов поражаемых целей:

– надводные морские цели;

– различные самолеты и вертолеты;

– излучающие РЛС комплексов ПВО противника;

Уменьшения загрузки летчика за счет реализации в кабине современного информационно-управляющего поля с цветными многофункциональными индикаторами и ИЛС, и автоматизации режимов;

Повышения точности навигации.

Реализация указанных технических решений повышает комплексную эффективность модернизированного самолета Су-25 в 1,6-1,8 раза.

РЕМОНТ ДВИГАТЕЛЕЙ Р95Ш И Р195 НА 218 АВИАРЕМОНТНОМ ЗАВОДЕ

218 авиационный ремонтный завод является одним из старейших ремонтных предприятий ВВС. И в настоящее время 218 АРЗ – крупнейшее, динамично развивающееся предприятие по ремонту авиационных двигателей на Северо-Западе России и ведущее предприятие в авиаремонтной сети ВВС России.

Его основная специализация – капитальный ремонт авиационных двигателей типа Р13-300, Р25-300, Р95Ш, Р195, РД-33, ТВЗ-117, Д-30Ф6, коробок самолетных агрегатов КСА-2 и КСА-3.

Капитальный ремонт двигателей Р95Ш для самолетов Су-25 был освоен в декабре 1984 г. За период с 1984 г. по настоящее время на предприятии отремонтировано более 500 двигателей Р95Ш.

В 2000 г. 218 АРЗ завершил освоение капитального ремонта двигателя Р195, а также освоил и получил разрешение на переоборудование авиационного двигателя Р195 из компоновки с приводом генератора Г04Пч4 от редуктора 195.06.0.0040 в компоновку с приводом от ДЦН-96 и ПГЛ-40 и обратно.

За период начала ремонта двигателей Р95Ш и Р195 и по настоящее время претензий, связанных с некачественным ремонтом авиационной техники, от эксплуатирующих организаций не было.

Производственные мощности позволяют в кратчайшие сроки перенастроить все производство и в несколько раз увеличить объемы ремонта по сравнению с ныне существующими. Цеха предприятия располагают всеми необходимыми возможностями для выполнения быстрого и качественного ремонта авиационной техники.

Особое внимание в процессе ремонта авиационных двигателей Р95Ш и Р195 отводится освоению новых технологических процессов, оптимизации и совершенствованию технологии ремонта

Эти работы носят приоритетный характер и проводятся в тесном сотрудничестве и взаимодействии с головным научно-исследовательскими институтами по ремонту авиационной техники, ОКБ и заводами-изготовителями.

Отдельное место занимают работы, связанные с продлением "жизни" комплектующих агрегатов авиационных двигателей.

Не каждый заказчик, имеющий "старый" авиационный двигатель, может позволить себе приобретение агрегатов 1-й категории, взамен отработавших свой ресурс или срок службы.

Учитывая это, 218 АРЗ совместно с головным НИИ МО РФ по ремонту авиационной техники на "старых" авиационных двигателях организовал проведение комплекса работ по исследованию технического состояния и анализу эксплуатационной надежности агрегатов, выработавших свой назначенный ресурс и срок службы.

Разработанные технологические рекомендации, позволяют продлить "жизнь" агрегатов авиационных двигателей после их ремонта на 218 АРЗ.

Важнейшим показателем, характеризующим широту возможностей предприятия по качественному выполнению ремонта авиационной техники, является состояние его материально-технической базы. Эти вопросы всегда были связаны со значительными финансовыми вложениями, но, не смотря на это, им на заводе уделяется первостепенное внимание.

Обеспечение непрерывности производственного процесса, поддержание работоспособности, точностных характеристик и безотказности оборудования - всему этому служит созданная и функционирующая на предприятии система обслуживания и ремонта оборудования, которая постоянно совершенствуется и дополняется.

Все производственные подразделения оснащены современным технологическим и общепромышленным оборудованием. Непрерывно проводится работа по его модернизации, совершенствованию систем контроля и измерений.

Существующее технологическое оборудование цехов позволяет выполнять уникальные технологические операции, применяемые в современном двигателестроении.

При диагностике и определении технического состояния отдельных деталей и узлов применяется широкий спектр неразрушающих методов контроля.

Ремонт деталей и узлов авиационной техники сопровождается многоступенчатый инструментальный и метрологический контроль полноты и качества выполняемых технологических операций.

На предприятии имеется аттестованная "Центральная заводская лаборатория".

Лаборатория проводит анализы и проверки по наиболее ответственным операциям ремонта, которые невозможно выполнить в производственных подразделениях. Специалисты лаборатории могут выполнять все предусмотренные ремонтной технологией виды контроля и диагностики с выдачей объективного заключения о качестве используемых материалов, состоянии восстановленных деталей и узлов авиационной техники.

Эффективная и качественная очистка и промывка деталей двигателей Р95Ш и Р195 от эксплуатационных загрязнений достигается за счет применения техноло-



Характерная эмблема "волк с кованным ошейником" на правом борту самолета Су-25УБ. Такие эмблемы наносились на машины принимавшие участие в Чечне. (Алексей Михеев)

гических процессов на базе механизированных комплексов с применением эффективных очищающих материалов и технических моющих средств. Технологические процессы промывки и очистки деталей и узлов позволяют использовать пожаро-взрыво-безопасные материалы, резко снизить негативное воздействие на окружающую среду.

Кроме того, применяемые методы очистки деталей позволяют снять остаточные поверхностные напряжения в металле, что обеспечивает их надежную работу и стабильность газодинамических параметров двигателей в процессе их эксплуатации.

Высокая точность механической обработки деталей и узлов при ремонте двигателей, достигается за счет применения широкой гаммы металлорежущего и шлифовального станочного оборудования.

Надежная защита деталей двигателей Р95Ш и Р195 от коррозионного и эрозионного поражения обеспечивается за счет применения современных защитных лакокрасочных и гальванических покрытий. Все агрегаты топливрегулирующей аппаратуры и электроавтоматики двигателей после ремонта проходят испытания, имитирующих реальные динамические и климатические условия эксплуатации авиационных двигателей.

Окончательное решение о качестве выполненного ремонта дает наземное испытание авиадвигателей на стендах У-902, модернизированных под испытание двигателей Р95Ш и Р195.

При наземных испытаниях проводится комплексный подход к анализу работы агрегатов и систем отре-

монтированных авиадвигателей на различных режимах работы силовых установок.

Квалифицированные и опытный персонал станции испытаний под руководством и контролем инженерных работников в процессе испытаний двигателей выполняет точную подрегулировку их агрегатов с целью обеспечения наиболее оптимальных эксплуатационных параметров силовых установок.

Одно из приоритетных направлений деятельности руководства предприятия совершенствование системы управления качеством ремонта авиационной техники на заводе, гарантирующей высокую надежность отремонтированной техники, безопасность полетов и тем самым способствующей привлечению потенциальных заказчиков.

Об эффективности проводимой работы говорит достаточно высокая конкурентоспособность предприятия на внешнем и внутреннем рынке услуг по ремонту авиационной техники.

В декабре 2000 года завод прошел проверку и получил сертификат СК N 007Р, удостоверяющий соответствие действующей на 218 АРЗ системы качества ремонта авиационной техники требованиям ГОСТ Р ИСО 9002-96 и другим нормативным документам, относящимся к данному виду деятельности.

Завершается подготовка к проведению сертификацию ремонтного производства в системе ГС ГА МТ и МАК. С целью изыскания источников самофинансирования специалисты завода постоянно находятся в поиске путей и способов внебюджетного финансирования.



Демонтаж оборудования с самолета Су-25 с бортовым номером "91".
(Алексей Михеев)



А.В.Игнатьев.(218 АРЗ)

Большое количество заказов на ремонт двигателей от сторонних заказчиков свидетельствует об эффективности этой работы и высоком рейтинге предприятия на рынке ремонтных услуг.

ПИЛОТАЖНАЯ ГРУППА "НЕБЕСНЫЕ ГУСАРЫ"

В январе 1989 г. на аэродроме Кубинка на базе 234-го ИАП была сформирована эскадрилья, в состав которой вошли самолеты Су-17, Су-24 и Су-25. Через два года на базе штурмовиков Су-25 этой эскадрильи была создана пилотажная группа.

Название группы и ее эмблема имеют определенную историю. В начале созданной группе летчики эс-

кадрильи дали свое название – "Гризли" – североамериканский бурый медведь, но оно не понравилось руководству своим нерусским происхождением. "Сверху" было предложено название "АНТЫ" и разработан соответствующий вариант эмблемы, а затем – "Летучие гусары".

Это название также не прижилось, и группа получила новое название, оставшееся до дня ее расформирования – "Небесные гусары".

Несколько вариантов окраски самолетов группы было предложено летчиками эскадрильи. Позже подключились сотрудники ОКБ.

На последнем этапе создания схемы окраски его дорабатывало командование ВВС Московского военного округа (МВО) при личном участии командующего ВВС округа генерал-лейтенанта Н.Т. Антошкина. По этой схеме в 1992-93 г.г. на заводе в Луховицах было окрашено 8 самолетов.

Первоначально, пилотажная группа состояла из командира эскадрильи подполковника А.А.Горнова и начальника службы безопасности полетов 9-го ИАП подполковника В.Ю.Кравцова. Летчики начали летать в паре и пилотировали штурмовики на встречный и групповой пилотаж. В таком составе пилотажная группа проводила полеты в 1991–92 г.г., участвуя на всех авиационных шоу.

Потом к пилотированию подключились еще два летчика, и пилотажная группа стала летать "ромбом"



Ремонт двигателя P95Ш. (218 АРЗ)

(правым ведомым стал заместитель командира 9-го ИАП полковник А.Б.Бокач, а левым – майор В.Т.Галуценко). В таком составе группа пролетала 1992-93 г.г.

В 1993 г. из группы ушел подполковник В.Ю.Кравцов, а его место занял подполковник А.С.Смирнов. В пилотажную группу также пришли капитан Г.А.Авраменко – левый ведомый и капитан И.А.Табунов – правый ведомый. Теперь "Небесные гусары" стали летать "шестеркой". В таком составе группа пролетала до 1996 г.

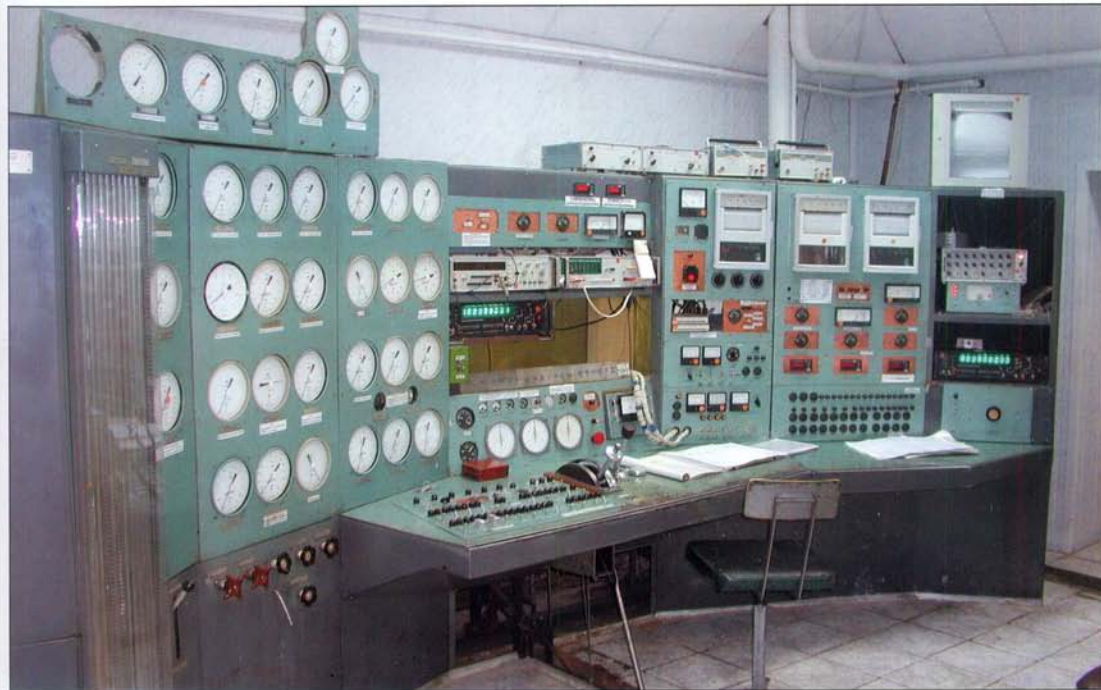
В 1996 г. подполковника В.Т.Тимофеева сменил подполковник А.М.Арестов и в таком составе "Небесные гусары" просуществовали вплоть до расформирования (1997 г.).

Пилотажные группы существуют практически во всех странах, являющихся авиационными державами, и организация их преследует две цели: коммерческую и учебную. Коммерческая сторона – это пилотаж на воздушных шоу и авиационных праздниках. Красочные фигуры высшего пилотажа, которые выполняет группа на авиационных праздниках, вызывают у людей вместе с восторгом и уверенность в своих самолетах и высочайшем профессионализме пилотов.

Не менее важна демонстрация полетов пилотажной группы для строевых летчиков. Кроме морального фактора, когда строевые летчики смотрят, как можно летать, что самолет может, получают еще и непосредственные практические навыки, что оказывает на лет-

ный состав очень большое воздействие, и достаточно сильно поднимает уровень боеспособности частей. Вот, например, что говорил по этому поводу командир пилотажной группы "Небесные гусары" Гвардии полковник А.А.Горнов: "Мы прилетаем на полигон, погодные условия такие, что нормальные строевые летчики работать не могут, а мы работаем. А работаем потому, что летчик, летающий на малых высотах на пилотаже, уже не настолько закомплексован показаниями приборов, и процентов на восемьдесят чувствует самолет, поэтому эти восемьдесят процентов, которые он тратил на приборы он тратит на прицеливание, что у рядового строевого летчика не получается."

Как-то был показ нашей эскадрильи в одной строевой части. Мы прилетели с полигона вместе с ними, быстро сняли вооружение и баки и выполнили пилотаж по полной программе. Летчики были очень удивлены увиденным, ведь в среде строевых летчиков бытует ложное мнение о том, что мы, якобы, не занимаемся ничем кроме пилотажа, а уж тем более боевым применением. И, реально, надо было бы пройти по частям, показать летчикам как можно пилотировать эту машину. Используя "спарку" и посадив рядом строевого летчика, можно все показать ему. Ведь мы летаем на предельных режимах, предусмотренных в Руководстве по тной эксплуатации. А в полках РЛЭ используют далеко не в полном объеме. Поэтому я считаю, что показатель-



Стенд диагностики двигателей. (218 АРЗ)



Эмблема Проскуровского полка



Самолет пилотажной группы "Небесные гусары". (Юрий Тепсуркаев)



"Ромб". Вид сверху. (Сергей Скрынников)



Вариант первой эмблемы пилотажной группы – "Гризли".
(Александр Горнов)



Более поздний вариант эмблемы "Гризли".
(Александр Горнов)



Вторая эмблема пилотажной группы – "АНТЫ".
(Александр Горнов)



Нарукавная эмблема "Небесных гусаров".
(Александр Горнов)



А.А. Горнов
(Александр Красник)

ные полеты в строевых частях и выработка у строевых летчиков боевого мастерства совместно с нашими летчиками необходимы и имеют большое значение”.

Самолет Су-25 с точки зрения трудозатрат летчика при выполнении пилотажа оказался сложнее, чем самолеты Су-27 и МиГ-29. Техника пилотирования самолета при использовании его по прямому назначению проста, но при выполнении фигур высшего пилотажа явно чувствуется, что это не учебно-тренировочный самолет. Однако, несмотря на это летчики пилотажной группы “Небесные Гусары” смогли освоить штурмовик на пределе его возможностей и показали, на что способен самолет Су-25 вместе с опытным летчиком. Опять же вос-

пользуемся цитатой командира пилотажной группы “Небесные гусары” полковника А.А. Горнова: “Процесс подготовки летчиков пилотажной группы длителен и сложен. Он составляет 88 полетов для одного летчика, а при восьми самолетах в эскадрилье очень тяжело налетать столько. Поэтому, летчики ставились по своим местам в группе на весь период обучения пилотажу в группе. Если что-то не получалось, то обучение проводилось еще раз, с отработкой конкретных фигур.

Процесс подготовки состоит из следующих этапов: объясняется фигура на земле, затем летчики учат, как надо все это выполнять, а потом в воздухе показываешь, как надо, сколько нужно раз, пока не начнет получаться.

Надо также добавить, что обучение проводится на экстремальных режимах, чтобы потом на показательных выступлениях не было неприятностей и можно было спокойно выполнять пилотаж на менее тяжелых режимах полета, зная, что в случае каких-либо неприятностей есть определенный запас.

Все эти особенности пилотирования влияют и на отбор летчиков для пилотажной группы. Подготовка очень ответственная и серьезная, и не все дается легко. Хотя с земли все смотрится, просто и красиво. Но за этой легкостью и красотой очень большой труд”.



Фотография летчиков пилотажной группы “Небесные гусары”. Справа-налево: подполковник А.М. Арестов, капитан Г.А. Авраменко, майор И.А. Табунов, подполковник А.Г. Смирнов, майор В.Т. Галуненко, подполковник А.А. Горнов. (Александр Красник)

An aerial photograph showing a formation of Su-25 aircraft flying over a landscape. The aircraft are seen from a high angle, with their wings and fuselages clearly visible. The terrain below is a mix of green fields and brownish areas, possibly a coastal or industrial region. The sky is a pale, hazy blue.

ГЛАВА 5

Су-25

В БОЕВЫХ ДЕЙСТВИЯХ

ПРИМЕНЕНИЕ ШТУРМОВИКОВ Су-25 В АФГАНИСТАНЕ

После завершения в 1980 г. испытаний самолетов Су-25 в Афганистане, проходивших под кодовым названием "Ромб", два самолета, принимавших участие в боевых действиях, вернулись на территорию СССР. На основании положительного заключения о боевой эффективности самолетов-штурмовиков, а также по просьбе сухопутных войск, высоко оценивших этот боевой комплекс, руководством Министерства обороны страны было принято решение об использовании Су-25 в Демократической республике Афганистан в более широких масштабах.

С этой целью были изданы соответствующие Директивы Генерального штаба и Главного штаба ВВС.

Директивами предписывалось сформировать отдельную штурмовую авиационную эскадрилью (ОШАЭ) на базе 80-го ОШАП на аэродроме Ситал-Чай, ЗакВО, и подготовить летный состав к боевым действиям по наземным целям в составе пар. Эскадрилья получила индекс – 200-ой ОШАЭ. Ее командиром был назначен заместитель командира 80-го полка по летной подготовке подполковник А.М. Афанасьев, а его

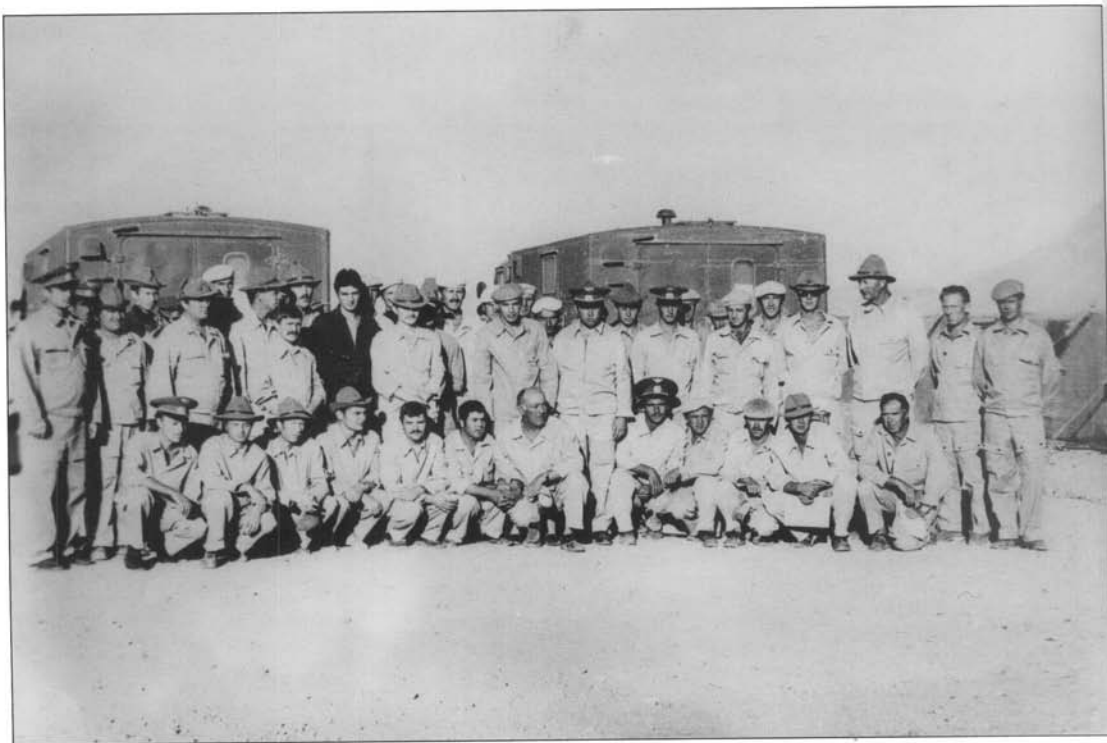
заместителем – подполковник Б.В. Козырев. Летным составом эскадрилья укомплектовывалась из различных авиационных частей.

19 июля 1981 г. 200-я эскадрилья была перебазирована в Афганистан на аэродром Шинданд, где приступила к выполнению операции "Экзамен" (другое название "Ромб-2").

База на аэродроме Шинданд была выбрана не случайно, поскольку считалась "низинной" по афганским меркам и находилась на высоте 1140 м над уровнем моря, и имела ВПП длиной 2300 м.

Прибывшая эскадрилья штурмовиков должна была осуществлять поддержку дислоцированных поблизости войск: 5-ой мотострелковой дивизии под командованием полковника Б.В. Громова, и 103-го воздушно-десантной дивизии 40-й армии, а также 21-й пехотной бригады войск ДРА. Поэтому, после прибытия на аэродром самолетам-штурмовикам не пришлось "засиживаться без дела" и уже 25 июля 1981 г. Су-25 приступили к участию в крупномасштабной операции, проводимой сухопутными войсками в горном массиве Луаркох в районе Фараха.

Хорошо укрепленный базовый лагерь моджахедов доставлял много неприятностей нашим войскам, по-



Первый состав 200-ой ОШАЭ во главе с командиром подполковником А.М. Афанасьевым.
Сентябрь 1981 г. Аэродром Шинданд.
(Из архива Юрия Ивашечкина)

скольку здесь собирались полевые командиры местных бандформирований, откуда они планировали свои операции. После многочисленных неудачных попыток взять укрепления силами мотострелковых и воздушно-десантных подразделений, было принято решение применить боевую авиацию и артиллерию. Луркохский массив "утожили" несколько дней, в результате чего противник покинул этот район, понеся значительные потери.

В дальнейшем штурмовики Су-25 участвовали в боевых действиях под городом Герат и в прилегающей к нему зеленой зоне, так называемой "зеленке" в долине Герируда. Здесь хозяйничал полевой командир Туран Исмаил с принадлежащим ему пятитысячным войском и доставлял немало хлопот советским воинским частям своими дерзкими вылазками. Моджахеды, или как их называли в войсках "душманы", а чаще просто "духи", пользовались поддержкой местного населения, получая от них пропитание и, пополняя запасы воды, и легко укрывались в "зеленке" среди садов и виноградников, а также в многочисленных кишлаках. Кроме того, близкая граница с Ираном давала возможность пополнять запасы вооружения.

Штурмовики работали по данным разведки или по вызову сухопутных войск, участвуя в бомбово-штурмовых ударах (БШУ) совместно с истребительно-бомбардировочной авиацией.

За это время Су-25 зарекомендовал себя настолько хорошо, что практически ни одна операция с привлечением авиации не проходила без участия "грачей"², поэтому, когда возник вопрос о применении штурмовиков в более дальних районах Афганистана, то для увеличения дальности самолета стали подвешивать баки ПТБ-800.

С сентября 1981 г. самолеты Су-25 стали применяться на юге страны в районе второго по величине города Афганистана – Кандагар. Через него проходили все основные дороги и караванные пути, которые позволяли "держать в руках" весь юг вплоть до границ с Пакистаном.

Для контроля за этим районом здесь была размещена 70-я мотострелковая бригада. "Грачи" осуществляли поддержку с воздуха в операциях "сухопутчиков", а также прикрывали бригаду от нападений духов со стороны "зеленки". Кроме того, штурмовики работали по горам Майванда к северу от Кандагара, где находились опорные пункты душманов, которые размещались в старых крепостях, оставшихся еще с времен войны с англичанами. Штурмовики, порой, были единственным средством спасения для подразделений наших войск, зажатых в ущельях перекрестным огнем



Аэродром Кабул. Сентябрь 1981 г. Рядом с самолетом слева направо стоят заместитель начальника 11-го ГУ МАП О.И. Белоостроцкий и исполняющий обязанности главного конструктора самолета Су-25 Ю.В. Ивашечкин. (Из архива Юрия Ивашечкина)

моджахедов. Самолеты залетали в каменные мешки ущелий и своим огнем подавляли огневые точки душманов.

Всего за период с 19 июля 1981 г. по октябрь 1982 г. летный состав 200-й эскадрильи выполнил более 2000 боевых вылетов для поддержки сухопутных войск и уничтожения объектов противника (нанесение ударов по крепостям, базам, складам и другим объектам бандформирований, расположенным вблизи наших войск), а также минирования троп, перевалов и узких участков дорог, и прикрытия колонн и вертолетов.

Удары по укрепленным районам и крепостям наносились парами с изменением боевого курса до 50–60 градусов, а по пещерам и крепостям в ущельях – одиночными самолетами с прикрытием штурмовика ведущего ведомым. При этом хорошие маневренные характеристики самолета позволяли выполнять повторные атаки с различных направлений в короткий промежуток времени.

Самолет Су-25 еще раз показал свои высокие боевые качества и высокую живучесть. За время работы 200-й ОШАЭ с первым составом летчиков не было потеряно в боевых действиях ни одной машины. Например, самолет, пилотируемый командиром звена майором Г.Н. Гарусом, получил пробину в левом двигателе, в результате чего произошел отказ гидросистемы, но летчик проявил выдержку и хладнокровие и посадил машину. В первой Панджшерской³ операции в дуэль-

¹ Операция "Экзамен" был неофициальным войсковым испытанием самолета Су-25. (прим. автора)

² Прим. автора - "грач" - это радиопозывной штурмовика Су-25, который остался за самолетами в ходе афганских событий, но уже как имя (прим. автора).

ной ситуации летчик А.О. Лавренко уничтожил зенитную установку, но при этом один снаряд попал в самолет, повредив управление. Как потом выяснилось на земле, простреленная тяга управления диаметром 30 мм держалась на перемычке 1,5 мм, то есть в любой момент она могла разрушиться.

Для инспекции работы 200-й ОШАЭ в Шинданд несколько раз прилетал Главком ВВС П.С. Кутахов.

В сентябре 1981 г. с инспекционной поездкой в Афганистане были заместитель Главкома ВВС генерал М.Н. Мишук и заместитель министра авиапрома М.П. Симонов. Среди сопровождавших их лиц были исполняющий обязанности главного конструктора Ю.В. Ивашкин и представитель заказчика на МЗ им. П.О. Сухого майор А.И. Андрианов. Они провели четыре дня в 200-й ОШАЭ, знакомясь с боевой работой эскадрильи и собирая отзывы, замечания и пожелания летчиков и технического состава.

Вначале эскадрилья имела на вооружении самолеты с безбустерным управлением в поперечном канале. Пилотировать такие машины было намного тяжелее, чем последующие с бустерами, поскольку от летчиков требовалось строгое соблюдение ограничения по максимальному числу М полета, которое в боевых условиях иногда не соблюдалось.

Несколько раз были случаи потери эффективности управления в поперечном канале при пикировании на цель. В частности, чуть не закончилась трагически подобная ситуация для майора Г.Н. Гаруса, но он все-таки сумел вытянуть машину.

Точно в такой же ситуации, 14 декабря 1981 г., оказался летчик М.Н. Дьяков, но при выходе из атаки ему не хватило высоты, и самолет врезался в вершину горы. Как потом выяснила комиссия, созданная для изучения причин катастрофы, летчик, увлекшись атакой, превысил допустимое число Маха, и при этом произошло кренение самолета с потерей эффективности его элеронов. Ситуацию усложнила и несимметричная подвеска 500 кг авиабомб, создававшаяся в результате их непарного сброса, которая усугубила крен самолета и создала дополнительные трудности для выхода из критической ситуации.

После этой катастрофы было принято решение установить гидроусилители в поперечном канале управления самолетом, и был запрещен несимметричный сброс бомб. По поводу установки бустеров на МЗ им. П.О. Сухого велись большие споры, поскольку основная идея безбустерной схемы заключалась именно в ее живучести.

Но после дополнительных расчетов и испытаний было установлено, что цена снижения боевой живучести при установке бустеров мала по сравнению с улуч-

шением управляемости и повышением надежности системы управления элеронами. Это и послужило окончательным доводом для установки гидроусилителей.

Для первого этапа применения Су-25, то есть для операции "Экзамен", характерно слабое использование душманами средств ПВО. В начале, в основном, применялось стрелковое оружие (автоматическое оружие калибра 7,62 мм, дальнобойные винтовки "Бур", крупнокалиберные пулеметы ДШК калибра 12,7 мм китайского производства и ЗГУ калибра 14,5 мм, зенитные установки (ЗУ) калибра 30 мм и пушки "Oerlikon-Buhle" GDF-005 калибра 35 мм), редко ПЗРК "Стрела-2", китайского и польского производства, полученные через Египет.

От стрелкового оружия было получено около 90 % всех поражений самолетов, остальные 10 % приходились на использование ПЗРК (осколочные поражения). При этом все штурмовики приходили на аэродром базирования, и после восстановления возвращались в эксплуатацию.

Здесь надо отметить быстрые и точные действия инженерно-технического состава эскадрильи, обслуживающего самолеты после боя. Поврежденные машины восстанавливались, как правило, максимум за три дня, и это, не смотря на то, что ремонтным группам приходилось решать нестандартные задачи, ведь часто не доставало запасных частей и оборудования и в работе приходилось применять нашу "русскую смекалку".

Немалую помощь в этом, оказывала бригада гарантийно-технического обслуживания самолетов серийного завода, ведь на основании ее запросов с завода приходила необходимая оснастка и был налажен выпуск наиболее поражаемых агрегатов и блоков систем самолета. Кроме того, во время работы 200-й ОШАЭ во второй половине 1981 г. в Шинданде находились инженеры ОКБ МЗ им. П.О. Сухого: специалисты по эксплуатации Н.Т. Желамский и А.В. Огурцов, аэродинамик С.И. Батаев и специалисты по прицелу и вооружению В.Н. Брисев и Б.А. Алексеев.

Заводчане и представители ОКБ постоянно докладывали в конструкторское бюро о ходе боевого применения самолета и обо всех недостатках машины, и на основании этих замечаний проводились доработки самолета.

В частности, были отмечены малая надежность радиокомпыаса АРК-15 и системы радионавигации РСБН-6С, разрушения элементов крепления пушки вследствие большой отдачи, малый ресурс двигателей и пневматиков колес (когда самолеты выводили из Афганистана, то рядом с аэродромом лежала высокая гора из использованных покрышек).

Подготовка самолетов к боевому вылету была минимальна по времени, например на подготовку звена самолетов Су-25 к повторному вылету уходило 25 минут, а на 8 машин – 40 минут. И все это почти без средств механизации.

Здесь не малую положительную роль оказала прозорливость конструкторов, которые заранее спроектировали высоту подвески вооружения под крылом на

³ Название афганских операций часто повторялось и иногда проходило до двух или трех операций в год, имевших одно и то же название. Поэтому, их различали в хронологической последовательности как "первая", "вторая" и т. д. (прим. автора)

уровне груди человека, что позволяло не "корячиться" при подвеске тяжелого вооружения.

Все эти трудности ложились на плечи технического состава, работа которого порой была мало заметна, но позволяла поддерживать боеготовность эскадрильи на необходимом уровне.

В ходе боевых вылетов штурмовиков Су-25 применялось различное вооружение: неуправляемые авиационные ракеты, бомбовое вооружение, разовые бомбовые контейнеры и зажигательные баки.

На первом этапе боевых действий применялись ракеты типа НАР С-5 калибра 57 мм и С-8 калибра 80 мм в блоках УБ-32М и Б-8М соответственно. Залп НАР С-5 покрывал площадь 200-400 кв.м, но был малоэффективным в горных условиях и имел малую точность. В дальнейшем от применения ракет С-5 отказались и на протяжении всей афганской войны применялись в основном НАР С-8, имевшие большую боевую эффективность.

НАР применялись как в горной, так и в равнинной местности, но больший эффект достигался на равнине. Среди широкого "спектра" ракет С-8, применявшихся штурмовиками, были НАР С-8Д и С-8ДМ с объемно-детонирующей боевой частью, которые имели большую поражающую силу за счет усиленного фугасного действия (выделяющаяся газообразная взрывчатая смесь разлеталась по воздуху занимая все доступные объемы и подрывалась с замедлением, в результате чего образовывалась огненная зона поражения высокой температуры, которая не оставляла шансов ничему живому).

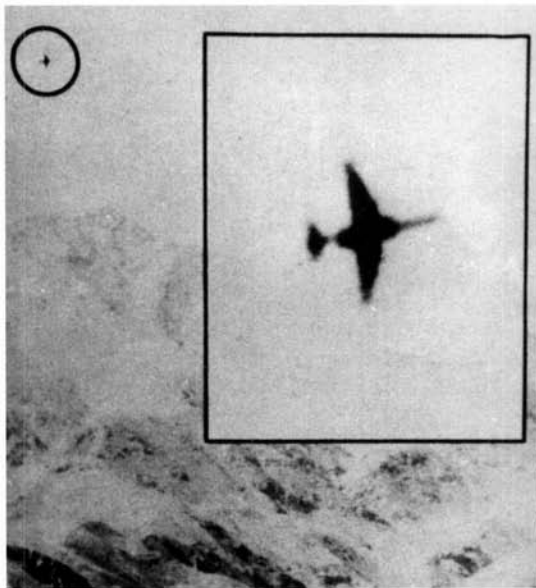
Для этих же целей, только в более крупных масштабах, применялись объемно-детонирующие бомбы ОДАБ-500, имевшие огромную мощность и поражающий эффект, что приводило в ужас моджахедов. ОДАБы использовались не только для разминирования и зачистки площадок для высадки десанта, но и для подавления живой силы противника. После обработки территории десантирования объемно-детонирующими боеприпасами сопротивление со стороны противника практически отсутствовало.

Для "штурмовки" точечных целей применялись неуправляемые авиационные ракеты С-24 калибра 240 мм, имевшие большую площадь поражения за счет мощной осколочно-фугасной боевой части, и высокую точность попадания.

Среди бомбового вооружения применялись осколочно-фугасные и фугасные бомбы калибра 100, 250 и 500 кг. Фугасное действие бомб использовалось в горной местности для "выкуривания" душманов из укрытий в скальных породах, а осколочно-фугасное на равнинной местности, в основном в "зеленке".

Применялись также разовые бомбовые кассеты калибра 250 и 500 кг, и зажигательные баки для атак по площадным целям.

Штурмовики использовали пушечное вооружение – подвесные пушечные контейнеры СППУ-22-1, а также встроенную пушечную установку.



Съемка западными журналистами боевого применения Су-25 в Афганистане в ходе операции "Экзамен". (Aviation Week & Space Technology)

К этому периоду относится и появление первых снимков самолета в западной прессе. Журналисты некой независимой английской телекомпании, находясь в рядах моджахедов, сделали первые снимки боевой работы Су-25.

В октябре 1982 г. личный состав 200-й ОШАЭ был заменен новым из 80-го авиационного полка, а командиром эскадрильи был назначен майор В.Н. Ханарин. Самолеты первого состава эскадрильи остались в Афганистане. За это время не было потеряно ни одной машины Су-25, и против самолетов моджахедами применялись те же средства противовоздушной обороны, что и раньше. Расширилась зона ответственности самолета Су-25, а соответственно возросла нагрузка на летный и технический составы. В день пилотами штурмовиков производилось по 4-5 боевых вылетов, иногда интенсивность возрастала до 6-8 в сутки. Средний налет на каждый самолет Су-25 за первые 8 месяцев эксплуатации самолетов Су-25 составил 178 часов.

Несмотря на то, что ни одна машина не была потеряна в ходе боевых действий из-за огневого воздействия средств ПВО противника, один Су-25 разбился по причине ошибки в пилотировании. Летчик, взлетая 14 апреля 1983 г. с полной боевой нагрузкой, "перетянул" машину, не набрав скорости, при этом самолет "задрал" нос и полностью потеряв скорость, рухнул вниз. Летчик успел катапультироваться.

В конструкторском бюро Сухого продолжали работать над усовершенствованием самолета, учитывая недостатки машины, выявленные в ходе операции "Эк-



Подготовка самолета к боевому вылету (бортовой номер "12"). На фотографии – машина ранней серии. Под пилоном видна подвеска 100 кг бомб на многозвонковом балочном держателе МБД2-67У. (Николай Надворецкий)

замен". На Тбилиском авиазаводе была изготовлена партия Су-25 в количестве 24 самолетов, на которых был устранен ряд перечисленных недостатков: установлены бустера в канале поперечного управления, усилены узлы крепления пушки, увеличена площадь тормозных щитков, установлены противобликовые щитки для защиты летчика от света посадочных фар, сняты временные ограничения по скорости и максимальной перегрузке.

В октябре 1983 г. произошла замена личного состава 200-й ОШАЭ, и ее командиром стал подполковник П.В. Рубан. Кроме того, была произведена замена самолетного парка на более совершенные машины, а первая партия самолетов – возвращена в СССР.

Во время проведения крупных войсковых операций в различных областях страны штурмовики применялись совместно с другими самолетами, участвуя в бомбово-штурмовых ударах, но накапливающийся опыт говорил о более эффективном использовании самолетов Су-25 отдельно от истребительной и истребительно-бомбардировочной авиации. В частности, высокую эффективность давали совместные действия штурмовиков и ударных вертолетов. После огневого воздействия штурмовиков, на цель заходили вертолеты Ми-24, подавляя оставшиеся огневые точки, таким и, образом, прикрывая выход Су-25 из боя.

Примером может служить ракетно-бомбовый удар, нанесенный 2 февраля 1983 г. по кишлаку Вахшак, смешанной авиагруппой в составе самолетов Су-25, вертолетов Ми-24 и Ми-8 в ответ на убийство советских специалистов-химиков в провинции Мазари-Шариф. В этом кишлаке размещалась банда, совершившая напа-

дение на наших специалистов. После мощнейшего огневого воздействия банда была полностью уничтожена.

Об эффективности боевого применения "двадцатьпятых" можно судить по сообщению агентства "France-Press": "источники, связанные с мятежниками, признают высокую точность и смертоносность действий самолетов. Уже осенью 1983 г. во время наступления советских войск в долине Панджшер, удары самолетов были опустошительными, но в теперешних боях их эффективность значительно выше.

По сведениям тех же источников, точность огневого воздействия значительно выросла. Они способны с высокой точностью поражать точечные цели на пересеченной местности.

Как сообщают, в ходе текущего наступления самолетам "Frogfoot" удалось разрушить замаскированные фортификационные сооружения, которые они не смогли уничтожить в прошлом году. Расстояния, с которых они ведут огонь и поражают цели – меньше тех, которые указывали бы на использование управляемых боеприпасов. Предполагают, что были усовершенствованы системы наведения и прицеливания. Самолет наводит страх на афганских мятежников больше, чем какой-либо другой вид оружия...".

Самолеты Су-25 стали привлекать к выполнению боевых вылетов в ночных условиях с применением светящихся авиационных бомб САБ. При атаке ночью, выполняемой обычно звеном самолетов, один штурмовик сбрасывал САБы, а три остальных наносили бомбово-штурмовой удар.

Пилоты штурмовиков имели наибольший налет по сравнению с летчиками всех других типов летательных

аппаратов применяемых в Афганистане, поскольку самолеты Су-25 являлись наиболее универсальными. Например, командир эскадрильи подполковник Петр Васильевич Рубан, за короткий промежуток времени нахождения в ДРА совершил 110 боевых вылетов и принимал участие во многих операциях по уничтожению бандформирований противника.

С его же фамилией связана и трагическая дата в истории 200-ой эскадрильи.

16 января 1984 г., участвуя в очередной операции по уничтожению обнаруженной банды душманов, эскадрилья, ведомая подполковником П.В. Рубаном, наносила массированный удар в районе населенного пункта Ургун. В условиях сильного противодействия зенитных средств противника, командир эскадрильи первым выполнил атаку, однако, на выходе из пикирования самолет получил повреждения от осколков разорвавшейся ракеты "Стрела-2" и стал неуправляем. Летчик катапультировался при большом крене и на малой высоте, что не обеспечило полного раскрытия парашюта...

Указом Президиума Верховного Совета СССР от 17 мая 1984 г. подполковнику Петру Васильевичу Рубану присвоено звание Героя Советского Союза, посмертно.

До сентября 1984 г. командование 200-ой ОШАЭ принял на себя майор Г.Н. Чехов.

К этому времени боевые действия против бандформирований развернулись по всей стране, и требовалось увеличение военной группировки, в том числе и авиационной...

В июле месяце 1984 г. Командующему ВВС ТуркВО Н.К. Мартыноку Главным штабом ВВС, на основании Директивы Генерального штаба, была поставлена задача, переформировать 200-й ОШАЭ в 378-й ОШАП. Полк приказывалось включить в состав ВВС 40 армии и к концу декабря дислоцировать на наиболее опасных направлениях – Баграм (две эскадрильи) и Кандагар (одна эскадрилья). Для укомплектования полка передавался личный состав эскадрильи 90-го ОШАП (аэродром Арцыз, ОдВО), подготавливаемый для замены личного состава 200-й ОШАЭ, и личный состав одной авиаэскадрильи 80-го ОШАП (ЗакВО). Командиром полка был назначен подполковник А.В. Бакушев. При этом одна эскадрилья штурмовиков по-прежнему оставалась на аэродроме Шинданд и только в конце осени 1984 г. была перебазируется в Кандагар. Кроме того, в зависимости от места проводимой сухопутными войсками операции, штурмовики временно перебазируются на другие аэродромы: Кабул, Кундуз или Мазари-Шариф и т.д.

Количество наземных операций, в которых участвовали штурмовики, непрерывно росло, теперь они проводились каждый месяц, и без помощи штурмовиков не проходило ни одно боевое соприкосновение. Среди крупных войсковых операций можно назвать: Панджшерскую, Алехильскую, Ургунскую и Кандагарскую.

Особенно крупная операция проводилась в районе реки Панджшер в мае 1985 г.



А.В. Бакушев.
(Ильдар Бедретдинов)

Панджшер – довольно труднодоступный горный район Афганистана и душманы умело использовали преимущества горной местности при ведении здесь боевых действий, а также в своей обороне. Например, были ущелья, где имелся один вход, и противник готовил свои ПВО к таким атакам особенно тщательно. Вследствие высокой вероятности поражения и непригодности к работе в таких условиях другие типы самолетов действовать здесь просто не могли. Поэтому в таких ситуациях выручали только "грачи".

Эти направления были пристреляны противником и чаще всего повреждения на самолетах были от крупнокалиберных пулеметов ДШК. Кроме того, в это же время бандформирования получили большое количество 25 мм зенитных горных установок КВВ швейцарской фирмы "Oerlikon-Buhrie", имеющих высоту боевого применения до 2000 м. Поэтому на долю штурмовиков в этой операции досталось больше всего работы и повреждений. Они же несли потери.

Так, 10 декабря 1984 г. при выполнении задачи по поддержке боевых действий сухопутных войск ударом по заранее заданным целям в районе ущелья Панджшер погиб старший лейтенант В.И. Заздравнов.

При выполнении атаки одиночными самолетами в составе пары, с применением пушки, самолет ведомого – старшего лейтенанта В.И. Заздравного был подбит средствами ПВО мятежников и на выходе из пикирования столкнулся в ущелье с основанием скалы, взорвался и полностью разрушился.

Для уменьшения времени реакции на вызов сухопутных войск во время операций, самолеты Су-25 "висели" в воздухе, осуществляя "боевое дежурство", и по первому требованию пехоты наносили удар.

Наземные войска полюбили Су-25 за его высокую огневую мощь и точность ударов, ведь самолеты могли совершать удары с малых высот и с большой эффективностью, в чем превосходили все другие типы самолетов, применявшихся в Афганистане, и несли при этом наименьшие потери.

При поддержке войск у летчиков самолетов Су-25 была отработана определенная тактика действия, которая заключалась в том, что после указания цели с земли ведущий заходил на нее и выстреливал неуправляемую ракету, обозначая разрывом цель. И уже следующая атакующая машина заходила на цель и порожала ее.



Проверка бортового оборудования перед вылетом. Видны подвешенные 250-килограммовые бомбы. (Николай Надворецкий)

При выполнении одной из таких операций, получил повреждения от средств ПВО противника самолет, пилотируемый майором А.А. Карпухиным, выполнявший боевое задание в паре с командиром эскадрильи полковником Н.И. Шиповаловым. При этом, загорелись правая часть крыла и двигатель. В сопровождении ведущего пары летчик вернулся на аэродром и посадил машину.

Кроме участия в боевых операциях штурмовики привлекались для прикрытия колонн сухопутных войск, поисков караванов с оружием, поддержке групп "спецназа", прикрытия аэродромов, совместных действий с вертолетами, подготовки площадок под десантирование, а также для выполнения минирования дорог, караванных троп и перевалов.

Например, минирование проводилось с высоты 300–500 метров на скорости 700–750 км/ч из контейнеров КМГ-У или КМГУ-2. На такой высоте и скорости затруднена ориентировка, усложняется пилотирование, возрастает опасность поражения при обстреле самолета противником из всех видов оружия, тем более, в горных условиях. При этом, полет выполнялся в "каменной мешке", и выход из него, как говорили летчики, был "ползком по каменной скале". По данным ВВС, с 1984 по 1985 г.г. штурмовики Су-25 выполнили около 80 % всех минных постановок.

В это время в полк поступили титановые шлемы для защиты пилотов от ранений в голову при поражении фонаря кабины стрелковым оружием, но они оказались достаточно тяжелыми и летчики редко брали их с собой.

В период с 1984 по 1985 г.г. возросло количество поражений от стрелковых средств ПВО моджахедов, но "двадцатипятые" оказались "крепким орешком" для зенитных средств противника. Например, самолет



Командир 378-го полка в Афганистане (1985-1986 г.г.) полковник Александр Владимирович Руцкой в кабине самолета Су-25Т. (АООТ "ОКБ Сухого")

летчика В.А. Бондаренко при атаке цели был "прошит" очередью из крупнокалиберного пулемета ДШК в обе консоли крыла. Крыльевые баки стали быстро терять топливо, но самолет удалось вернуть на аэродром на последних каплях керосина.

Поражение от зенитного огня противника приводило не только к механическим повреждениям, но и к пожарам. Так, 11 апреля 1985 г. пулями калибра 12,7 мм была пробита бронеплита фюзеляжного топливного бака и топливопроводы одного из самолетов Су-25, в результате чего возник пожар. В другом случае, произошедшем 4 августа 1985 г., причиной пожара явилось попадание в воздухозаборник двигателя пули калибра 7,62 мм. К счастью, оба этих случая закончились благополучно, и летчикам удалось посадить свои самолеты на базовый аэродром.

Случались и нештатные ситуации, например, по рассказу полковника В.И. Романченко: "Для поддержки войск, было поднято звено с неуправляемыми авиационными ракетами С-25, и на самолете командира звена забыли снять наземные предохранительные чеки..."

И вот, выходит на цель командир эскадрильи, нажимает на кнопку пуска, а ракета не сходит, заходит второй раз – то же самое. Тогда, зайдя в третий раз, он применил пушку. По инструкции не разрешалось применять пушку, пока двигатель не установлен на малый газ, а у него обороты были на 80 процентах.

Когда он приземлился, мы заглянули в двигатель, а лопаток турбины там нет. Он прилетел на одном двигателе, при этом не почувствовал в пылу атаки, что с двигателем что-то случилось".

Повреждение одного из двигателей средствами ПВО противника было не редким явлением за этот пе-

риод боевых действий. Всего за 1984–85 г. летчики Су-25 возвращались на базу на одном двигателе 12 раз. Например, самолет полковника Ю.А. Романова получил повреждения в районе мотогондолы, в результате чего произошла остановка двигателя. Самолет вернулся на аэродром, свернул на рулежную дорожку и остановился за 50 м до стоянки штурмовиков. Отказала гидросистема, которая питается от гидронасоса правого двигателя.

Еще один случай произошел с майором А.Ф. Порублевым. При поражении его самолета пулей калибра 14,5 мм в замок крыльцевого держателя, сорвался подвесной топливный бак, который он буквально нацепил на пилон штурмовика.

Никакие ухищрения пилота не смогли сбросить вертикально торчащий бак, поэтому Порублеву пришлось сажать слегка "модифицированный" штурмовик.

Но, к сожалению, потери все-таки были, так 22 июля 1985 г. Су-25 старшего лейтенанта С.В. Шумихина при боевом прикрытии колонны был обстрелян из ДШК и при выходе из пикирования столкнулся с землей. Пилот погиб.

Огромную роль в обеспечении боевых действий полка в это время сыграл инженерно-технический состав. С 20 сентября 1984 г. по 1 января 1985 г. был обеспечен налет полка 1600 часов, обнаружена и устранена 171 неисправность боевой техники. Налет на один отказ, обнаруженный на земле, составлял 11 часов, а на обнаруженный в воздухе – 62 часа 30 минут. Сроки подготовки каждого вылета были сокращены до 25–30 минут. Ночью авиатехники работали при свете фар автомобилей и карманных фонариков.

Большую помощь оказывали бригады серийного завода, причем работали они по распорядку полка днем и ночью, устраняя неисправности вместе с техниками и готовя штурмовики к боевым вылетам.

Осенью 1985 г. командиром 378-го ШАП, был назначен полковник А.В. Руцкой, а личный состав 80-го полка сменил – 90-й ОШАП.

К этому времени на вооружении у душманов появились новые переносные зенитные ракетные комплексы (ПЗРК): американский General Dynamics MIM-43 "Red Eye" с ИК-головкой самонаведения и английский Short "Blowpipe" с радиокомандной системой наведения, а также "Стрела-2М", и количество потерянных самолетов начало расти (было потеряно шесть машин).

Сам командир полка дважды спасал подбитый горящий самолет, имея при этом 39⁴ пробоин на борту Су-25. Действия А.В. Руцкого были рассчитаны и смелы, поэтому душманы боялись его и охотились за ним.

Потери возросли еще и потому, что душманы стали умело применять свои средства ПВО. Кроме интенсивного обстрела из стрелкового крупнокалибер-

ного оружия с земли, они ставили на вершине горы стрелка с ПЗРК, и, когда самолет выходил после атаки из ущелья (двигатель при этом работает на максимальных оборотах и ИК-излучение штурмовика наиболее интенсивно), по нему производился выстрел из зенитного ракетного комплекса.

С середины 1986 г. проходила крупнейшая операция "Магистраль" по деблокированию города Хоста. Началась операция высадкой мощного десанта с вертолетов (высадка происходила в течение дня). И когда душманы увидели, что "шурави"⁵ высаживают такой мощный десант, то открыли по нему "шквальный огонь", тем самым раскрыв все свои огневые точки.

Именно в это время был нанесен мощный бомбово-штурмовой удар самолетами Су-25 и вертолетами Ми-24, в результате, по разным данным, от 80 до 90 процентов живой силы противника было выведено из строя.

Операция прошла блестяще при минимальных потерях со стороны сухопутных войск. В ходе нее летчики делали по четыре – пять вылетов в день, а летали фактически все, начиная с молодых лейтенантов и заканчивая командиром полка.

В ходе этой операции летчики имели возможность испытать на себе усиленную ПВО противника. Так в ходе бомбово-штурмового удара по базовому лагерю мятежников в районе г. Хост, проводившегося 6 апреля 1986 г., самолет командира полка полковника А.В. Руцкого был поражен ракетой ПЗРК "Red Eye" в воздухозаборник левого двигателя. При этом у самолета отказала система управления, и оба двигателя. Александр Владимирович катапультировался, но, поскольку самолет был неуправляем, то его выбросило вверх под углом к земле. Из-за неудачного приземления подполковник А.В. Руцкой повредил себе позвоночник и сломал руку. Летчик был подобран вертолетом службы ПСС и доставлен в госпиталь.

18 апреля 1986 г. в операции "Магистраль" в результате поражения крупнокалиберным пулеметом ДШК на самолете майора К.Л. Осипова возник пожар правого двигателя. Пилот был вынужден произвести посадку на грунтовый аэродром г. Хост и самолет выкатился за пределы ВПП.

Теперь противник применял ПЗРК повсеместно, и основная масса боевых потерь носила "ракетный характер". Например, 23 августа 1986 г. в ходе бомбово-штурмового удара в 40 км от аэродрома Шинданд (рядом с границей Ирана) зенитной ракетой "Blowpipe" при выходе из пикирования был поражен штурмовик капитана А.Г. Смирнова. Самолет потерял управление и начал вращаться по крену. Пилот был вынужден катапультироваться.

Еще одно поражение самолета Су-25 уже от ПЗРК "Red Eye" произошло 2 ноября 1986 г. при уничтожении каравана с оружием. К сожалению, пилот штурмовика ст. лейтенант А. Баранов погиб.

Перед конструкторами МЗ им. П.О. Сухого возникла проблема по обеспечению живучести штурмовика Су-25 от поражающего фактора ПЗРК типа "Red Eye".

⁴ Такое количество пробоин не предел. В одном из ударов штурмовик ст. лейтенанта Коваленко привез рекордное количество пробоин – 165. (прим. автора)

⁵ Прим. автора – так называли русских в Афганистане.

Су-25 в боевых действиях

Она была решена группой специалистов АОТ "ОКБ Су-хого" во главе с главным конструктором В.П. Бабаком, причем метод борьбы с ракетами "Red Eye" был найден простой и рациональный.

На самолете-штурмовике стояла система отстрела тепловых ловушек АСО-2В в двух блоках в хвостовой части самолета с общим количеством 128 штук. Летчику давалась возможность самому выбрать серию и интервал отстрела ИК-трассеров. И специалисты КБ надеялись на то, что летчик все успеет сделать сам, но на деле все оказалось иначе. Атакуя цель, летчик все внимание сосредотачивал на пилотирование самолета, подправляя его на цель.

При этом еще было нужно провести выбор оружия и нажать кнопку сброса в нужный момент. Естественно, летчик не успевал или забывал нажать кнопку отстрела трассеров, а еще из экономии летчики закладывали малую серию тепловых ловушек, и их эффективность значительно снижалась.

Тогда была определена оптимальная серия отстрела ловушек, и их отстрел был заведен на боевую кнопку. Было просчитано, что уйти на безопасное от пуска ракеты "Red Eye" расстояние самолет сможет за время порядка 16 секунд (расстояние около 5 км), поэтому система выстреливала трассеры 4 раза за 16 секунд. Через месяц эта система была установлена на самолеты, но она позволяла проводить только четыре атаки, а нужно было минимум восемь. В результате пришлось дополнительно устанавливать еще два блока с ИК-трассерами с общим количеством 128 штук на хвостовых частях мотогондол двигателей.

С начала 1986 г. все имеющиеся в Афганистане самолеты были постепенно модернизированы и дооборудованы дополнительными блоками выброса ИК-ловушек. А на заводе в Тбилиси в серию были оперативно внесены необходимые доработки.

Этот способ защиты от ракет "Red Eye" оказался эффективным и, по рассказам летчиков, после выхода из атаки иногда было слышно до шести подрывов ракет за собой.

В апреле 1986 г. командиром полка А.В. Руцким и командиром эскадрильи В.М. Высоцким при штурмовке укреплений в ущелье под Хостом были впервые применены управляемые ракеты Х-25МЛ, Х-29Л и С-25Л с лазерным полуактивным наведением. Подсветка цели могла осуществляться с борта штурмовика при помощи лазерного дальномера-целеуказателя "Клен-ПС", наземного наводчика или со специальных машин целеуказания БАМОН.

Менее успешно проявили себя в Афганистане УР Х-23 с радиокомандной системой наведения, поскольку летчику было трудно одновременно следить за целью и пилотировать самолет. Дорогие управляемые ракеты применялись только для поражения труднодоступных точечных целей по заранее разработанному плану. Мощная боевая часть ракет, (особенно Х-29Л и С-25Л) позволяла пробивать и уничтожать хорошо укрепленные объекты противника в горной местности. Ракеты имели

высокую точность и пилоты штурмовиков легко "загоняли" ракеты в пещеры, куда обычным артиллерийским и бомбовым вооружением было невозможно попасть.

Всего же за годы войны в ДРА штурмовиками Су-25 было выпущено по противнику 139 управляемых ракет всех типов.

Кроме ударных операций штурмовики участвовали в Афганистане и в разведывательных вылетах совместно с другими самолетами. Так, в операции в районе Майданшакра, совместными действиями Су-25 и Су-17МЗР, после проведенной разведки было уничтожено около 60 единиц автотранспорта с боеприпасами и топливом душманов.

В другом случае, после разведки совместной группой в составе двух звеньев Су-25 и пары Су-17МЗР в "зеленке" ущелья Майдан была уничтожена автомобильная техника противника.

В ходе работы личного состава 90-го Арцизского полка было выполнено 24157 самолето-вылетов, нанесено 5343 ударов по наземным целям. В это же время было отмечено большое количество пусков зенитных ракет и зафиксировано 72 повреждения самолетов Су-25, в том числе 54 от огня стрелкового оружия, остальные от ракет.

В начале октября 1986 г. личный состав полка вернулся на место базирования в Арциз, а его место заняли летчики 368-го ОШАП. Командиром полка до середины декабря 1986 г. оставался А.В. Руцкой.

С конца 1986 г. началось интенсивное применение душманами ракет General Dynamics FIM-82A "Stinger" с ИК ГСН. Причем это уже были ракеты второго поколения, и их ГСН имела два диапазона наведения. Головка самонаведения ракеты была менее чувствительна к тепловым ловушкам и "вяло" реагировала на них. На этот период до осени 1987 г. приходится наибольший пик потерь самолетов-штурмовиков за все время ведения боевых действий, в общей сложности за это время было потеряно 8 самолетов Су-25.

Так, 18 ноября 1986 г. в ходе бомбово-штурмового удара, после выхода из атаки был поражен самолет подполковника Н.Г. Плосконоса, в результате чего отказало управление и летчику пришлось катапультироваться. Это было первое поражение штурмовика от ПЗРК "Stinger".

Второй случай встречи с ракетой "Stinger", к сожалению, был трагичен. 20 ноября 1986 г. при выходе на цель самолет лейтенанта И.В. Алешина был поражен ракетой "Stinger", и пилот погиб.

Но самым трагическим днем, для наших летчиков, можно назвать 3 декабря 1986 г. В этот день было потеряно сразу две машины: заместителя командира полка подполковника А.И. Фабрый и заместителя командира эскадрильи Н.И. Шулимова.

В этот день не было крупных операций, и штурмовики парой наносили удар в районе кишлака Райан в 25 км западнее Кабула. Самолет ведущего пары подполковника А.И. Фабрый был поражен ракетой "Stinger" в левый двигатель и начал гореть. Пилот пытался дотя-



Эмблема - "Огнедышащий грач"

Вариант раскраски одного из самолетов, участвовавших в боевых действиях в Афганистане. Бортовой номер "10", из 368-й ОШАП. (Юрий Тепсуркаев.)

нуть горящую машину до аэродрома, но самолет потерял управление и А.И. Фабрый катапультировался. Спустя несколько минут пилот был подобран вертолетами ПСС и доставлен на аэродром базирования.

Для прикрытия полковника А.И. Фабрый, по приказу командира полка А.В. Руцкого, были подняты две группы штурмовиков под командованием Г.Г. Стрепетова и Н.И. Шулимова. После того, как вертолеты ПСС подобрали летчика, самолеты были перенацелены для совершения акта возмездия по группировке моджахедов в районе кишлака Райан. При выходе из атаки самолет Н.И. Шулимова был поражен ПЗРК в заднюю полусферу и потерял управление. Летчик катапультировался.

По данным разведки выяснилось, что душманы уже давно поджидали наши штурмовики, но из-за погодных условий машины смогли вылететь только на четвертый день, и их ждал поистине "горячий" прием моджахедов...

Это не единичный случай предательства, когда информация о готовившихся боевых операциях, вылетах и т.д., которой советские войска были вынуждены делиться с правительственными войсками Афганистана, доставалась противнику. Это происходило потому, что среди высшего генералитета правительственных войск было много сторонников моджахедов, а то и просто купленных офицеров. Например, поставщиком важных сведений для основного крупного руководителя бандформирований неуловимого "амирсаиба" Ахмад Шаха Масуда был сам начальник разведуправления генштаба афганской армии генерал-майор Халиль, что же говорить об остальном офицерском составе или простых солдатах.

С середины декабря 1986 г. командиром полка стал полковник А.И. Давыдов, который до этого командовал 80-м Ситал-Чайским отдельным штурмовым авиационным полком.

Для уменьшения боевых потерь от ПЗРК, пилотам дали указание не снижаться ниже высоты 3500 метров. При этом резко упала эффективность боевого применения, но количество потерь не уменьшалось, поскольку летчики часто нарушали инструкции с целью улучшения результатов боевой работы.

Многие поражения боевой техники приходились на этапы взлета и посадки, когда самолет наиболее уязвим, не успев уйти на большую высоту. Так, 21 января 1987 г. старший лейтенант Константин Григорьевич Павлюков, взлетая с левым разворотом над "зеленой"⁶ с аэродрома Баграм для прикрытия взлета самолета Ил-76 с аэродрома в г. Кабул, был подбит ПЗРК "Stinger" и катапультировался. Приземлившись, он попал во двор, где заседал исламский комитет (так назывались штабы бандформирований). Когда наши верто-

⁶ Прим. автора – все самолеты с аэродрома Баграм взлетали с правым разворотом, т.к. слева была "зеленка", где хозяйничали моджахеды и именно этот фактор сыграл решающую роль в гибели летчика и потере машины. После этого случая штурмовики стали взлетать в противоположную от "зеленки" сторону.

леты ПСС попытались спасти летчика, то были встречены мощным огнем с земли.

К.Г. Павлюков повис на дереве, зацепившись парашютом. Он отстреливался до последнего патрона, получил ранение в ноги. Душманы прекрасно знали, какой у "шурави" имеется НАЗовский боекомплект, и поэтому, после прекращения огня с его стороны, предложили сдаться. К. Г. Павлюков заявил, что сдастся только главарю банды, выбросив при этом в сторону душманов пистолет и автомат. Зная, что у советского летчика оружия больше нет, главарь банды вышел вместе со своим окружением. К.Г. Павлюков всегда носил с собой в нагрудных карманах летной куртки две гранаты и, подпустив к себе душманов поближе, взорвал себя и еще шестерых человек. Тело старшего лейтенанта К.Г. Павлюкова было возвращено разведчиками 345-го воздушно-десантного полка в ходе спецоперации.

За мужество, отвагу и героизм удостоен звания героя Советского Союза, посмертно.

Еще один самолет пилотировал, который капитан Э.К. Рябов был потерян 28 января 1987 г. в результате поражения ПЗРК "Stinger" при подходе к цели. Летчик катапультировался и был подобран вертолетами ПСС. Попадание ракеты в энергоузлы постоянного и переменного тока вызвало отказ гидросистемы и топливной системы левого двигателя, и от возникшего пожара самолет потерял управление.

Не менее драматичным было возвращение на аэродром базирования штурмовика, пилотируемого лейтенантом В.Г. Бураковым. Ракета разрушила большую часть киля самолета, и летчик, управляя по курсу элеронами, с большим трудом посадил самолет.

В другом случае у самолета, пилотируемого лейтенантом П. Голубцовым, ПЗРК "Stinger" была сильно повреждена хвостовая часть. Однако двигатели продолжали работать, и летчик сумел посадить самолет на аэродром, но выкатился на минное поле и смог его покинуть только после помощи саперов.

Для снижения потерь было увеличено количество ночных ударов, самолеты вылетали на "свободную охоту", а также наносили удары по объектам вдоль границ в районе Хоста и в районе Кандагара. В ходе ночных ударов полеты выполнялись в составе эскадрильи.

Ночные удары проходили по целеуказаниям артиллерии, либо по заданным координатам. Использовалась также подсветка САБами, но только в равнинной местности, поскольку в горах светящиеся авиабомбы давали блики.

5 февраля 1987 г. в одном из ночных полетов погиб капитан М.М. Бурак. Его самолет был подбит из 30-мм зенитной установки и врезался в гору.

Для выяснения причин, приводивших к большим потерям, в штаб 378-го полка приезжал председатель Межведомственной (ВВС, МАП, ГВФ) комиссии по управлению воздушным движением генерал-полковник авиации И.Ф. Мадяев. В ходе разбирательства выяснилось, что одной из причин, вызывающих большие потери от ПЗРК противника было использование штурмовиков

Су-25 совместно со сверхзвуковыми самолетами. Тактика бомбово-штурмовых ударов была следующей: сначала над местом бомбового удара заходили самолеты-разведчики и сбрасывали САБы для отвлечения ракет "Stinger", за ними наносили удары истребители МиГ-23, следом – истребители-бомбардировщики Су-17 и уже потом шли Су-25. После выхода из пикирования истребители имели скорость 900-1000 км/ч, а штурмовики максимум – 500-600 км/ч. Естественно, пока "двадцатьпятые" набирали высоту, недостижимую для зенитных ракет, от других самолетов уже и "след простывал". Штурмовикам и доставалось напоследок больше всех.

После анализа совместного применения истребителей и штурмовиков было принято решение о предоставлении Су-25 возможности действовать самостоятельно. Истребители привлекались лишь для прикрытия самолетов с воздуха. Как правило, это были МиГ-23. Штурмовики Су-25 стали наносить внезапные удары с пикирования на больших углах атаки.

Эти мероприятия несколько снизили потери, но полностью избежать их не помогли. И 2 апреля 1987 г. был потерян самолет капитана А.В. Гарбузова, а 1 июня 1987 г. на подходе к цели был поражен Су-25 старшего лейтенанта С.Г. Хойкова. Обе потери произошли вследствие поражения ПЗРК.

Перед конструкторами ОКБ им. П.О. Сухого снова встал вопрос о доработке самолета с учетом его действий в условиях применения ПЗРК "Stinger". Для анализа поражений и нахождения выхода из возникшей ситуации в ДРА несколько раз прилетал главный конструктор самолета В.П. Бабак.

В начале было предложено установить на борту самолета станцию оптико-электронного противодействия СОЭП-В1А "Липа", используемую на вертолетах Ми-24, но доработать ее под Су-25 в столь короткий срок было невозможно. Необходимо было разобраться с механизмом действия поражающего фактора ракеты "Stinger". По докладам летчиков, после попадания этих ракет возникал пожар, но самолет продолжал лететь и через какое-то время терял управление. В полигонных условиях были специально проведены подрывы боевых частей ракеты для выяснения причин поражения самолетов. Выяснилось, что, из-за более высокоэнергетической боевой части, ПЗРК "Stinger" прожигала обшивку хвостовой балки фюзеляжа и в междвигательном отсеке начинался пожар, при этом перегорали тяги системы управления самолетом и штурмовик становился неуправляем.

Отрицательную роль здесь сыграло еще и то, что летчики в целях сохранения тяги двигателя жарушали инструкцию по тушению пожара на борту самолета. По инструкции требовалось вначале отсечь подачу топлива в двигатель и потом включить пожаротушение. Однако производилась только вторая операция, и эффективность пожаротушения сводилась практически к "нулю".

В результате проведенных исследований было решено усилить на самолете пассивную защиту и доработать систему пожаротушения. На самолете устано-



Ст. лейтенант Г.К. Павлюков.
(Из архива Ильдара Бедретдинова)

вили стальные тяги управления, дополнительную стальную броню толщиной 5 мм и длиной 1,5 метра между двигателями и фюзеляжем (в районе фюзеляжного топливного бака), а также доработали систему пожаротушения, обеспечив выполнение обеих операций (по отключению подачи топлива и включению огнетушителей) от одной кнопки. Для этого была установлена новая система пожаротушения, в которой использовался газ фреон ССП-21. Она состояла из баллонов с фреоном в хвостовой части самолета и шести датчиков в гондолах двигателей, связанных с индикацией на приборной доске. У летчика в распоряжении имелось четыре кнопки для включения первых и вторых очереди тушения пожара в каждой мотогондоле.

На первой машине 9-й серии, на которой были внедрены все эти мероприятия, провели испытания на полигоне Гос НИИ АС в Фаустово по проверке ее БЖ – была создана полная имитация полета самолета (набегающий поток воздуха, со схожими скоростными параметрами), работа всех систем, и в двигателе была подорвана боевая часть ракеты "Stinger". При этом был поражен двигатель, но ни одна система не подверглась воздействию взрыва. После положительного результата испытаний в июле-августе 1987 г. самолеты этой серии стали поступать в 378-й ОШАП.

Здесь надо сказать, что изменения в серии с усилением боевой живучести начали осуществляться на последних самолетах 8-ой серии и поэтому иногда с этим возникает путаница.

Сначала, две эскадрильи самолетов с повышенной боевой живучестью были получены в Баграме, а позднее одна в Кандагаре.

После проведенных мероприятий потери самолетов Су-25 резко сократились, штурмовики, получившие повреждения от средств ПВО душманов, благополучно возвращались на аэродром.

Например, на самолете летчика А.И. Обьедкова с заводским номером 2550808033 (борт номер "23") 28 июля 1987 г. после взрыва ракеты в районе правого двигателя произошла его остановка, и возник пожар в двигателем отсеке, но пилоту удалось посадить самолет⁷.

Штурмовики должны были нанести бомбово-штурмовой удар по каравану с оружием. Пришли восьмеркой, и А.И. Обьедков снизился, чтобы рассмотреть караван, в этот момент по нему был произведен пуск зенитной ракеты, которая попала в правый двигатель.



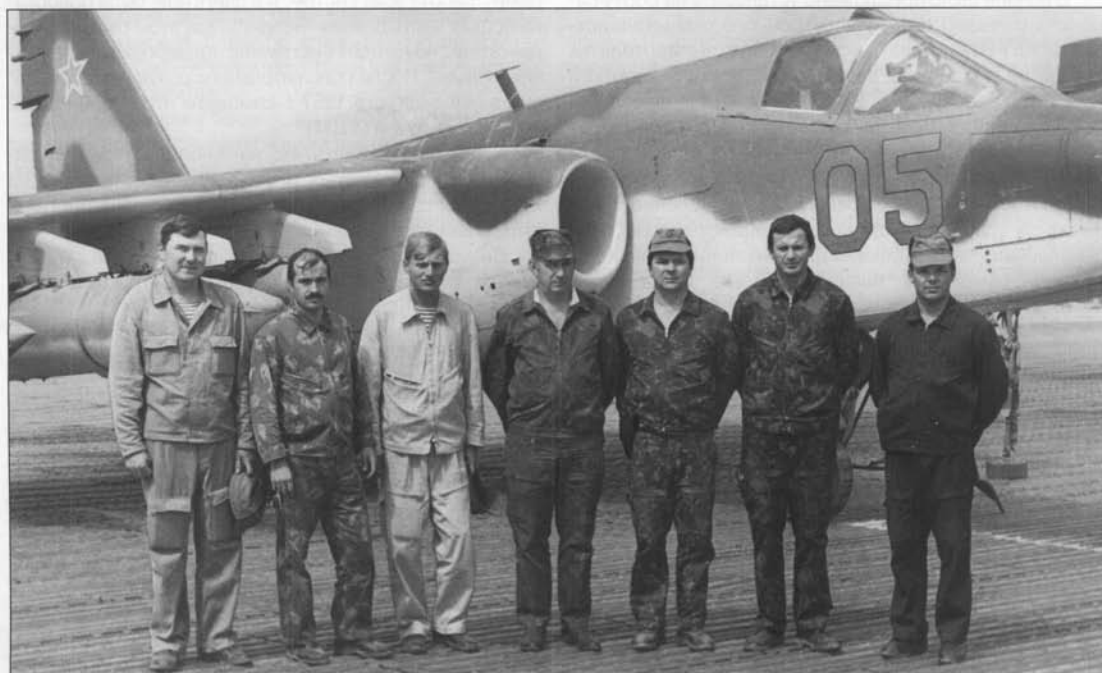
Самолет летчика П. Голубцова, пораженный ПЗРК "Stinger".

Вид подорванного ракетой хвостовой части самолета.
(Крупный план).

Вид сзади. (Крупный план).

Вид 1/3 сзади.
(АООТ "ОКБ Сухого")

Группа офицеров 378-го ОШАП. Баграм, лето 1987 г.
В центре – командующий ВВС 40-й Армии генерал-майор авиации Виктор Севастьянович Кот – герой Советского Союза, слева – заместитель командира полка подполковник Алексей Иванович Фабрый (ныне полковник Алексей Иванович Фабрый – Герой России).
(Николай Надворецкий)





Группа работников МЗ им. П.О. Сухого в день проведения испытаний на БЖ самолета Су-25 №01-035. Слева направо: А.М. Трофимов, В.А. Соколов, В.П. Бабак, И.Л. Походня, П.К. Лырщиков. (Из архива Владимира Соколова)

Поражение двигателя и фюзеляжа штурмовика БЧ от переносного зенитного комплекса при испытаниях в Фаустово. Вид пораженного левого двигателя и фюзеляжа от подрыва БЧ ПЗРК "Stinger". Хорошо видны поврежденные от осколков лопатки вентилятора двигателя. (АООТ "ОКБ Сухого")





Аэродром Баграм. Стоянка самолетов Су-25. Лето 1987 г. (Николай Надворецкий)

После попадания ПЗРК "Stinger" в двигатель самолета, от элементов разрушенных лопаток турбины штурмовик получил повреждения правого борта фюзеляжа в районе гидро и энергоузлов. Произошло короткое замыкание, и начался пожар; горящая гидрожидкость под давлением 210 атмосфер, как автоген, резала металл. В результате в хвостовой части выгорели: вся электропроводка, блоки оборудования, трубопроводы. В хвостовую часть фюзеляжа пламя перебралось через образовавшуюся пробойну размером 1,60 м в длину и до 1,00 м в ширину, то есть весь правый борт был огромной дырой. Тяги управления руля высоты держались всего на пятимиллиметровом куске, почти перегорев.

А.И. Обьедков не смог потушить пожар, который то затихал, то разгорался, и летчик принял решение дотянуть до ближайшего аэродрома и произвести посадку на одном двигателе. Таким аэродромом оказался Кабул.

От короткого замыкания у самолета вышли шасси, но летчик этого не знал, так как на самолете работали только anerоидно-мембранные приборы и указатели оборотов двигателей, и приготовился к посадке без них. Левый двигатель у него работал, а от него работает и тормозная система самолета, но в то же время, были повреждены гидроаккумуляторы, от которых производится аварийное торможение. Перед касанием грунтовой ВПП летчик выключил двигатель, как положено при посадке без шасси, чтобы исключить воз-

можность возникновения пожара или взрыва. И его понесло через весь аэродром, но тормозить было нечем. Летчику повезло, потому что штурмовик попал правой основной и передней стойками шасси в окопы и остановился в самом конце полосы. А дальше было минное поле...

Минут через сорок А.И. Обьедков позвонил в штаб полка и доложил, что он благополучно произвел посадку в Кабуле.

При осмотре самолета на земле оказалось, что тяги руля высоты и руля направления перегорели на 95%.

Самолет А.И. Обьедкова был перевезен на Ил-76 на ЛИС ОКБ в г. Жуковский для изучения воздействия ПЗРК "Stinger" на самолеты с повышенной БЖ.

Был еще один случай подтверждающий эффективность боевой живучести доработанных машин. Замполит эскадрильи А.Н. Рыбаков вместе с командиром эскадрильи Г.Г. Стрепетовым вылетели на задание.

По самолету А.Н. Рыбакова был произведен пуск из передней полусферы английской ракетой Short "Javelin", которая взорвалась в районе левого воздухозаборника двигателя. При этом был пробит топливный бак, в двигатель хлынул керосин, и от взрыва ракеты двигатель захлебнулся, но топливо не воспламенилось. Самолет остался управляемым.

А.Н. Рыбакову пробило фонарь, повредило лицо. Г.Г. Стрепетов сопровождал его и помог произвести посадку в Кабуле. За этот вылет А.Н. Рыбаков был представлен к Ордену Боевого Красного Знамени.

Даже после получения самолетов доработанных по увеличению БЖ летчикам все равно запрещалось летать ниже 3500 метров. Поэтому пилотами постепенно

⁷ Прим. автора - чуть позже 24 октября 1987 г. в хвостовую часть фюзеляжа был поражен еще один самолет с серийным номером 07049, который также, несмотря на поражение, вернулся на аэродром.



Самолеты Су-25 повышенной БЖ. Конец 1987 г. (Николай Надворецкий)

отрабатывалась тактика боевых действий с больших высот.

Самолет взлетал с аэродрома Баграм, набирая высоту, около 7 тысячи метров и выходил в район боевых действий. Затем он снижался до безопасной высоты, атаковал цель и с резким набором высоты уходил обратно. Такая тактика обычно применялась на равнинных территориях Афганистана, в районах Мазари Шариф, Кундуз, Тулукан, либо в пустыне Регистан.

Но такая тактика применения неприспособленного для действий на больших высотах самолета, имевшего негерметичную кабину, была опасна для летного состава возможностью потери работоспособности из-за кислородного голодания (летчикам приходилось использовать кислородные маски), что и подтвердил случай произошедший со старшим лейтенантом В.Н. Палтусовым.

При взлете 20 июня 1987 г. самолета, пилотируемого старшим лейтенантом В.Н. Палтусовым, очередь из ДШК были перебиты трубопроводы кислородной системы питания летчика, и он потерял работоспособность, на большой высоте. В результате была потеряна машина и летчик погиб.

Последней потерей, пришедшейся на летный состав 386-го ОШАП, действовавшего в составе 378-го полка в ДРА стала гибель 13 сентября 1987 г. старшего лейтенанта В.Н. Землякова. Его самолет был поражен из крупнокалиберного стрелкового оружия при полете на предельно малой высоте. После резкого клева вниз, самолет столкнулся с землей, похоронив под собой летчика.

Основные войсковые операции за этот период боевых действий проводились в районах: Хоста, Кандагара, Панджшера, Гардеза, Асадабада и Кундуза. Некоторые операции длились около месяца, а некоторые и по пол года.

Нельзя ни сказать о работе наземных служб, ведь нагрузка на технический состав росла с каждым годом. Поэтому лучше всего провести оценку работы инженерно-авиационной службы (ИАС) со слов заместителя командира 378-го ОШАП по ИАС Н.Е. Надворецкого: "Если оценивать обслуживание самолетов на земле, то оно зависело от многих факторов, в частности: от натренированности личного состава, от его количества, от времени суток и от задачи, которую должен выполнить Су-25. Основная тяжесть, которая ложилась на личный состав, это, конечно, "растаривание" и подготовка боеприпасов, а подвешивание их уже не составляло такого большого труда.

Для обслуживания самолетов не хватало водительского состава батальона аэродромно-технического обслуживания, солдаты сутками не покидали кабин заправщиков, и были случаи, когда они просто вываливались спящими из машин. Последний самолет садился в час, два ночи, а в три часа тридцать минут была уже постановка задач на следующий летный день. Поэтому личный состав иногда спал от силы 1,5-2 ч, а порой вообще было не до сна, когда в это время поступала команда на смену варианта вооружения: "Снять бомбы, блоки. Подвесить МБД, снарядив их "сотками" или подвесить КМГУ на минирование. При этом необходимо отметить, что подвеска авиабомб калибра 100-120 кг производилась только вручную, так как средства ме-



Самолет А.И. Обьедкова с пораженным от ПЗРК "Stinger" правым двигателем.
(Из архива Павла Плунского)

ханизации подвески таких боеприпасов просто не предусмотрены.

Накладывали свой отпечаток условия высокогорья и высокая температура наружного воздуха. Иногда дневная температура воздуха "зашкаливала" за 50 градусов в тени. Несмотря на это, никто не роптал, все понимали важность задач и профессионально выполняли свою работу.

Поскольку снабжение запасными частями и боеприпасами не было стабильным, автоколонны с ними приходили не регулярно, то на аэродроме всегда был самолет, который использовался как источник запчастей, такой самолет называли "донором". Боевая же нагрузка состояла в основном из 100 кг бомб, "горох", которые не использовались в "хорошие" времена, когда проблем с боеприпасами не было.

Поломки и повреждения штурмовики получали не только в боевых вылетах, но и при посадке. Самолеты получали повреждения в результате большой посадочной скорости или сложности посадочного маневра. И происходило это не потому, что летный состав имел малый налет или из-за тяжелого управления машиной.

Основной причиной являлись усталость летчиков после двух-трех вылетов, совершенных подряд, и высокая психологическая нагрузка. Как правило, штурмовики быстро восстанавливались службой ТЭЧ полка, но это отнимало немало сил и времени технического состава.

В ходе прохождения службы в Афганистане летный состав 386-го полка понес самые большие потери в самолетах и живой силе: с ноября 1986 г. по октябрь 1987 г. было потеряно 11 самолетов и погибло 5 летчиков. От ПЗРК было потеряно 8 штурмовиков, от крупнокалиберного оружия – 2 самолета, а один самолет разбился из-за сложных условий выполнения боевого задания. За этот период отмечено около 50 попаданий зенитных ракет по штурмовикам и 88 случаев попадания в самолеты пуль и снарядов.

В октябре 1987 г. произошла очередная смена личного состава 378-го авиаполка, и в его состав вошел отдельный штурмовой авиационный полк, базировавшийся на Дальнем Востоке, командиром которого стал полковник Г.Г. Гончуков.

В этот период отмечается снижение активности боевых действий со стороны наземных войск. В ре-



Самолет Су-25 (бортовой номер "59") приземлился после выполнения боевого задания и заруливает на стоянку. Видны подвешенные топливные баки ПТБ-800. Аэродром Кандагар. (Валерий Максименко)

зультате возросла нагрузка на ударную авиацию, которая вылетала для поддержки войсковых подразделений, и которые теперь держали оборону от оппозиции в местах расположения частей. Фактически бандформирования становились основными хозяевами этой страны и занимали все позиции, которые оставили советские войска.

Вскоре начался вывод советского контингента войск из Афганистана, и первым вышел гарнизон из Кандагара, а за ним из – Баграма. Самолеты, размещенные там, были переведены в Шинданд и Кабул.

На этом этапе боевых действий штурмовики стали выполнять охранение уходивших колонн, наносить удары вдоль дорог, где должны были пройти выводившиеся войска. Кроме того, самолеты выполняли обычные боевые операции по караванам с оружием, минированию и бомбово-штурмовые удары.

Продолжались и ночные удары, в том числе и по тылам моджахедов. В ходе одного из ночных разведывательных полетов, состоявшегося 26 декабря 1987 г., был поражен ПЗРК самолет майора А.Л. Плюснина. Пилот погиб.

Потери штурмовиков резко снизились из-за тактики высотного применения. Но полностью избежать, их не удалось. Так, 17 марта 1988 г. в ходе БШУ при выходе из атаки был поражен ПЗРК самолет старшего лейтенанта А.И. Кудрявцева. Произошла остановка обоих двигателей, и летчику пришлось катапультироваться.

4 августа 1988 г. в южном районе Хоста, в предгорьях хребта Маздак, звено самолетов Су-25 выполняло задачу по уничтожению базы душманов у кишлака

Шабохейль. Самолеты приблизились к Пакистанской границе на расстояние до 8 км.

Самолет F-16 ВВС Пакистана (номер 85-725), пилотируемый командиром 14-й авиаэскадрильи Атаром Богхари (Athar Bokhari), атаковал ближний к нему самолет Су-25. По Су-25, который летел на высоте 8000 м со скоростью 540-560 км/ч, был произведен пуск ракеты Ford Aerospace AIM-9L "Sidewinder"⁸ с дальности 4,6 км. Летчик пораженного самолета полковник А.В. Руцкой успел дать команду на отход и катапультировался из пораженной машины. После катапультирования Руцкого на парашюте отнесло на пакистанскую территорию.

Несмотря на ранение и ушибы полковник А.В. Руцкой еще пять дней, отстреливаясь, уходил от преследования, пытаясь выйти к своим. Его захватили в плен только на вторые сутки погони, и на допросе на авиабазе Мирамшах на пакистанской территории выяснилось, что они поймали советского полковника Александра (фамилия-легенда прикрывающая настоящее имя А.В. Руцкого).

После потери самолета и его летчика ПГУ КГБ и Главное управление Генштаба Министерства Обороны Советского Союза подключилось к розыску А.В. Руцкого. Были задействованы оперативные каналы МИД

⁸ Прим. автора – по рассказам А.В. Руцкого самолет был поражен двумя ракетами, предположительно AIM-9L "Sidewinder". После попадания первой, летчик повел самолет с одним пораженным двигателем на аэродром Кандагара, а вторая окончательно уничтожила машину. Но по сведениям пакистанской стороны был произведен один пуск ракеты AIM-9L "Sidewinder".



Транспортировка зажигательных баков ЗБ-500ГД к самолету Су-25. (Николай Надворецкий)

СССР, МГБ Афганистана, а также разведка индийской стороны. Даже на резидентуру ЦРУ в Карачи был оказан некий нажим вместе с просьбой, оказать содействие в его освобождении и возвращении на Родину.

Большую роль в переговорном процессе в деле освобождения Руцкого сыграл вождь одного из пуштунских племен в Пакистане, вступивший в переговоры со старейшиной племени, на территории которого находился советский летчик. Через полтора месяца полковник Александров большими стараниями В.А. Крючкова, руководившего действиями ПГУ КГБ, был освобожден и возвращен советской стороне. Труды вождя-переговорщика были "щедро вознаграждены", и по его просьбе один из его многочисленных детей был устроен на учебу в Советском Союзе.

В плену, Руцкого познакомили с летчиком подбившим его самолет и показали кабину штурмовика утыканную с левого борта стержневыми элементами ракеты Raytheon AIM-7 "Sparrow". Реально же, пакистанские ВВС не применяли этой ракеты простому по тому, что у них никогда не было на вооружении таких ракет и, пожалуй, давно пора поставить точку в мифе гуляющем из издания в издание о поражении штурмовика А.В. Руцкого ракетой "Sparrow".

Подбитый самолет полковника А.В. Руцкого был последней потерей штурмовиков в Афганистане. В дальнейшем ни одно поражение самолета в воздухе не привело к потере машины и летного состава.

Зато появились потери штурмовиков на аэродромах. Так, в июне 1988 г. в Кандагаре, ракета запущенная душманами, попала в самолет Су-25, вооруженный НАР С-24. В результате штурмовик загорелся и

начал рваться боекомплект пушки, улетали со свистом неуправляемые авиационные ракеты С-24 царапая и сыпля искрами по металлическому настилу ВПП, "шмыгая" улетали трассеры и сработав, "прыгнуло" катапультное кресло. Но это была не единственная потеря, в сентябре 1988 г. при артиллерийско-ракетном ударе по аэродрому Кабула были сожжены 10 самолетов Су-25 и сильно повреждены еще две машины.

Всего же за 1988-89 г.г. в ходе ракетных ударов и летных происшествий было потеряно 16 самолетов Су-25.

В октябре 1988 г. произошла очередная смена личного состава 378-го ОШАП, и в Афганистан вошел полк из Кобрина (Белоруссии) во главе с командиром полковником Николаем Ивановичем Азаровым.

В 1989 г., Советские боевые части были выведены из ДРА, и самолеты Су-25 покинули аэродромы одними из самых последних, прикрывая возвращающиеся "домой" войска. 378-ой отдельный штурмовой авиационный полк был выведен в СССР на аэродром г. Постава в Белоруссии.

Но перед выводом из Афганистана самолеты Су-25 приняли участие в крупной воздушной операции "Тайфун", в ходе которой наносились серии массированных ударов по силам оппозиции. Штурмовики участвовали в ударах совместно с другими самолетами и в ходе продолжавшихся в течение двух суток, не прекращавшихся ни на минуту бомбардировок, были "перемолочены" окрестные горы и долины.

Так закончилась Афганская война для самолетов-штурмовиков Су-25. За все время эксплуатации самолеты-штурмовики совершили около 60 000 боевых вылетов, выполняя в день по 6-8 боевых вылетов. Иногда

этот показатель возрастал до 10-12. При этом были показаны высокие боевые и летные качества самолета, а также его неприхотливость, мощная система БЖ и высокая ремонтпригодность. За все время войны в Афганистане в воздухе было потеряно всего 23 штурмовика Су-25, т.е. один потерянный самолет приходился на 2600 боевых вылетов, и это почти за девять лет войны.

Среди летчиков штурмовиков Су-25 участвовавших в боевых действиях в составе ВВС 40-й Армии в ДРА были пилоты, которые имели по несколько сотен боевых вылетов. Но были и такие, у кого этот показатель был существенно больше, например полковник А.В. Руцкой совершил 456 вылетов (из них 169 – ночных), старший лейтенант Н.Ф. Гончаренко – 415, а полковник В.П. Хаустов, за два года работы в ДРА – более 700.

ОКБ им. П.О. Сухого был получен огромный опыт эксплуатации Су-25 в боевых действиях. В дальнейшем, с учетом его была создана улучшенная модификация самолета – противотанковый самолет Су-25Т.

ИРАНО-ИРАКСКИЙ КОНФЛИКТ

Когда война между Ираном и Ираком приняла довольно серьезный и затяжной характер, то последнему понадобились боевые самолеты для действий непосредственно над полем боя. В мае 1986 г. иракские эмиссары прибыли в Советский Союз для того, чтобы запросить подобные машины. Саддам Хусейн не случайно обратился к СССР, так как Советский Союз является постоянным поставщиком оружия в Ирак (53% объема всего закупаемого вооружения).

После показа самолетов на авиабазе Кубинка военные специалисты Ирака сказали: "Это то, что нам нужно!", и сразу же был заключен контракт на закупку штурмовиков Су-25 в количестве достаточном для формирования полка. Самолеты настолько хорошо себя зарекомендовали и так понравились иракским летчикам (пилоты говорили, что французские машины, парк которых составляет около 20% от общего числа самолетов, созданы для парадов, а русские – для войны), что в 1987 г. в СССР была закуплена еще партия самолетов в количестве полка. И до конца войны (до 1989 г.) штурмовики постоянно применялись в боевых действиях. А условия, в которых эксплуатировались Су-25, были не из легких. Например, у Ирана имелись на вооружении средства ПВО ЗРК Ration MIM-23A "Hawk" и истребители, которые усложняли действия штурмовиков.

В сутки вся авиация Ирака выполняла по 1200 боевых вылетов, из них 900 приходилось на Су-25. Когда во время крупных фронтовых операций совершалось по 1400-1500 боевых вылетов, то 1100 из них приходилось на долю Су-25, то есть они выполняли основную работу. Это невероятно, но это факт. Недаром Саддам Хусейн после окончания войны в 1989 г. построил весь личный состав штурмовых полков и лично награждал

каждого летчика высшей наградой страны. Тем самым он показал, как высоко оценивает роль штурмовых полков Су-25 в этой войне.

Так как это война слабо освещалась в мировой печати, да и сами "иракцы" не спешили делиться своими данными по поводу участия штурмовиков в боевых действиях, то примеров, рассказывающих о действиях самолетов Су-25 в конфликте очень мало.

Известен случай, когда самолет был поражен ЗРК "Hawk", но летчик сумел довести машину до аэродрома и посадить. Когда он вышел из кабины и увидел, насколько изуродован Су-25, на котором он только что приземлился, то бросился целовать самолет.

БОЕВЫЕ ДЕЙСТВИЯ В АНГОЛЕ

В начале 1988 г., после достигнутого между СССР и Анголой соглашения о поставке в эту страну нового советского вооружения, были переданы 12 самолетов Су-25 и 2 – Су-25УБК.

В это время в Анголе уже 14-ый год шла гражданская война между правительственным режимом Эдуардо душ Сантуша и отрядами оппозиции УНИТА, возглавляемые Жокасом Савимбой. Фактически страна была поделена на два лагеря, и правительству Эдуардо душ Сантуша удавалось удерживать власть и контролировать центральные области страны только благодаря советскому вооружению и кубинским войскам. Для борьбы с отрядами УНИТА правительственные войска сделали ставку на авиацию, которая должна была выполнять удары по позициям и лагерям противника.

Поставка самолетов была осуществлена в Луанду в марте 1988 г. из Новороссийска, морским путем. Кроме того, в Анголу была направлена группа авиационных специалистов и летчиков из 80-го и 90-го авиационных штурмовых полков для обучения ангольских техников и летчиков. В состав направленной группы вошло 14 человек, из них три летчика: майор Р. Гумеров, майор Л. Чернов и капитан В. Корнев и инженерно-технический состав который, возглавил майор В. Есик.

26 ноября 1988 г. вся группа специалистов была доставлена в Луанду, где приступила к теоретической подготовке наземного и летного состава ангольских ВВС.

Основная группировка ВВС правительственных войск была сосредоточена вдали от линии фронта на авиационных базах вблизи океана.

Самолеты применялись в ходе операций для поддержки наземных войск с аэродромов подскока. Для этого использовались авиабазы в Намибе и Лобиту, а также аэродромы городов Лубанго, Луэна, Минонге, Уамбо и другие.

Местом базирования штурмовиков была выбрана авиабаза в Намибе, находящаяся в 170 км от границы с Намибией. Здесь уже базировался 26-й истребительно-бомбардировочный полк ангольских ВВС, в состав которого входили самолеты МиГ-21МФ и Су-22.

Кроме того, здесь располагалась эскадрилья МиГ-23МЛ кубинских ВВС.

С февраля 1989 г. в Намибе началась подготовка ангольского летного и технического состава для эксплуатации самолетов Су-25. Здесь же летчики отрабатывали боевое применение и уже к августу 1989 г. два звена ангольских пилотов были готовы к выполнению боевой задачи, правда, посредственно, поэтому в период с февраля по май 1990 г. летчиками ангольских ВВС были потеряны три машины, к счастью без гибели пилотов.

К октябрю 1990 г. эскадрилья самолетов Су-25 налетала 1500 ч. В это время полком командовал капитан Шавеш, и 26-й ИБП был самой подготовленной боевой авиационной частью в Анголе. Поэтому было решено применить его в плановых операциях против группировок УНИТА.

В это время отряды сопротивления одержали несколько крупных побед и вплотную подошли к столице – г. Луанда. Для поддержки правительственных войск на аэродром под Луандой было переправлено звено самолетов Су-25. Но то, что было дальше, "ошарашило" весь состав нашей группы технических специалистов. Ангольские военные докладывали о плохом качестве работы самолетов Су-25.

Когда стали разбираться, то выяснилось, что штурмовики используются не для точечных ударов и непосредственной поддержки войск, а как бомбардировщик, да еще с высот не ниже 5-7 км, без пикирования на цель.

Работа выполнялась по самой простой схеме: летчик выходил в район цели, сбрасывал боевую нагрузку, и "что есть мочи", "удирал" обратно, чтобы его не поразили средства ПВО УНИТА (они включали в себя крупнокалиберное оружие, зенитные установки и ПЗРК), естественно эффективность ударов была очень низкой.

Такое "интересное" ведение войны было не для самолета поля боя – Су-25, поскольку фронтовой бомбардировщик – это уже другой класс самолета.

В ходе бомбардировок применялись осколочно-фугасные бомбы: ОФАБ-100-120, ОФАБ-250-270 и бомбовые кассеты РБК-500, а также НАР С-5.

Выполнив 25 боевых вылетов, ангольские ВВС отказались от применения штурмовиков под Луандой. Количество боевых вылетов Су-25 было очень невысоким, пилоты летали мало, утрачивая и без того невысокую квалификацию. И к марту 1991 г. полеты на самолетах Су-25 были полностью прекращены.

Однако после вновь разгоревшегося конфликта в 1994 г. штурмовики Су-25 стали вновь применяться в боевых действиях между двумя противоборствующими сторонами, но теперь помощи со стороны СССР и Кубы Эдуардо душ Сантушу не было, и поддерживать правительственный режим взялись наемники из ЮАР. В авиаударах по группировкам УНИТА участвовали летчики-наемники из ВВС ЮАР, но на самолетах Су-25 и Су-22М4 воевали только ангольские пилоты, не до-

веряя их южноафриканцам и считая их самыми надежными и боеспособными единицами в своих ВВС.

ОПЕРАЦИЯ "БУРЯ В ПУСТЫНЕ"

Во время боевых действий между Ираком и многонациональными силами антииракской коалиции иракские самолеты Су-25 сыграли незначительную, второстепенную роль. Коалиционные силы уничтожили большинство иракских линий связи, что сделало невозможным направление самолетов Су-25 для атак по сосредоточениям объединенных войск противника. Превосходство сил противника в воздухе очень затрудняло иракским ВВС ведение боевых действий, в результате большинство самолетов Су-25 оставались на земле.

Самолеты были рассредоточены по различным аэродромам, но, несмотря на наличие оборудованных укрытий, часть самолетов находилась на открытых стоянках. Один такой самолет с черным номером 25591 был уничтожен на земле, на авиабазе Ятиках.

25 января 1991 г. первые семь самолетов Иракских ВВС приземлились на территории соседней исламской республики Иран. Так как число самолетов, перелетающих в Иран, росло, то ВВС Объединенных сил ввели военный авиационный патруль над северо-востоком Ирака с целью блокады перелета иракских летчиков в Иран.

Вначале такие перелеты осуществлялись индивидуально, о чем можно судить по смешанному составу самолетов, прибывавших на различные иранские аэродромы. Позднее этот процесс стал более организованным и, скорее всего, управлялся иракскими ВВС. Они надеялись, что, отправляя самолеты в Иран, удастся сохранить какую-то часть ВВС к концу войны. Большинство самолетов, которые перелетели в Иран, приземлились на базах Табриз, Хамадан-Шахроки, и Дезерул-Вахдати.

6 февраля 1991 г., вскоре после захода солнца, военным авиационным патрулем США в составе двух самолетов F-15, один из которых пилотировал капитан Томас Дейц (79-0078), а второй, ведомый – лейтенант Роберт Кегеманн (84-0019), были перехвачены два самолета МиГ-21 и два Су-25 иракских ВВС, перебазировавшихся в Иран. Ведущий уничтожил два самолета МиГ-21, а ведомый выпустил две ракеты AIM-9 "Sidewinder" по летящим самолетам Су-25. Обе ракеты попали в цель, и два Су-25 упали в пустыне недалеко от Иранской границы.

За все время операции "Буря в пустыне" из Ирака в Иран перелетело 148 самолетов: 115 боевых и 33 пассажирских. В это число входили 7 самолетов Су-25. Тегеран заявил, что если иракское правительство выплатит все долги Ирану (9 млрд. долларов США) за причиненный во время ирано-иракской войны ущерб, то самолеты будут возвращены. Но в конце апреля 1991 г. иранцы стали наносить свои национальные

опознавательные знаки на эти самолеты, давая понять, что они больше не намерены возвращать самолеты Саддаму Хусейну.

ВОЙНА МЕЖДУ ЭРИТРЕЕЙ И ЭФИОПИЕЙ

Во время вооруженного конфликта в мае-июне 2000 г. между Эфиопией и Эритреей в боевых действиях приняли ограниченное участие четыре самолета Су-25 ВВС Эфиопии (2 машины Су-25УБК и 2 – Су-25ТК).

Боевые вылеты проводились до 10 июня 2000 г. За три недели четырьмя самолетами было выполнено 17 боевых вылетов, причем двумя Су-25ТК – 8 вылетов. В связи с ограниченным количеством подготовленных экипажей в боевых вылетах в основном принимали участие три самолета – два Су-25ТК и один Су-25УБК. Один из самолетов Су-25УБК, выделенный в резерв, выполнил только один боевой вылет. Полеты выполнялись с аэродромов Дебре-Цайт и Мекеле.

Несмотря на то, что экипажи и самолеты Су-25ТК были подготовлены для применения ракетного оружия, оно нашло ограниченное применение (три пуска) в связи с отсутствием целей для них. Выполнялся пуск ракет Х-25МЛ и Х-29Т. Согласно докладам летчиков, все цели были поражены. В случае с Х-29Т целью было укрытие. Противодействие со стороны ЗРК противника во время атаки отсутствовало.

Основным видом оружия, применявшимся на всех самолетах Су-25, были крупнокалиберные НАР С-24. Как правило, самолеты несли по четыре неуправляемых авиационных ракеты С-24.

В уничтожении 21 мая 2000 г. эритрейского ракетного комплекса ПВО в Мендефера, в 60 км от столицы Эритреи – Асмэры, по всей вероятности не обошлось без применения самолета Су-25УБК с четырьмя НАР С-24. Этот же самолет участвовал позднее в повторном налете на главный учебный центр вооруженных сил Эритреи в г. Сава. Первый налет авиации ВВС Эфиопии на этот центр был выполнен 20 мая 2000 г. (без привлечения Су-25).

К концу 2000 г. в ВВС Эфиопии осталось три самолета Су-25, одна машина была потеряна при посадке (Су-25УБК).

По данным зарубежных информационных агентств, командование эфиопских ВВС были очень высокого мнения о самолетах Су-25 и особенно его противотанковой модификации Су-25ТК.

ПРИМЕНЕНИЕ САМОЛЕТОВ Су-25 В МЕЖНАЦИОНАЛЬНЫХ КОНФЛИКТАХ В СНГ

КАРАБАХСКИЙ КОНФЛИКТ

После распада СССР в 1992 г. Карабахский конфликт обернулся в долгую затяжную войну между бывшими соседями и дружественными республиками Арменией

и Азербайджаном. В ходе боевых действий применялись различные виды вооружения, в том числе и авиация. В это время на территории Азербайджана на авиабазе Ситал-Чай располагался 80-й полк штурмовиков Су-25.

8 апреля 1992 г. с аэродрома Ситал-Чай летчиком 80-го полка, старшим лейтенантом Вагифом Бахтияроглы Курбановым, был угнан самолет Су-25 (при помощи сослуживцев: старшего лейтенанта Ф. Мамедова и авиамеханика прапорщика А. Кулиева), который приземлился в аэропорту г. Евлах.

Так в авиации Азербайджана появился самолет Су-25, который уже через месяц стал совершать боевые вылеты по позициям армянских войск. Начиная с 8 мая, Су-25 регулярно бомбил Карабах. В основном налеты производились на Степанакерт и близлежащие села. Так, 10 мая самолет Курбанова бомбил армянские села Гаров и Красни, а 11 мая – Даграз и Абдулаг. 12 мая был произведен налет на села Шош и Храморт в Аскеранском районе, а также Вериншен и Ай Парис.

18 мая 1992 г. был взят город Лачин, благодаря чему была прорвана наземная блокада Карабаха. В этот день Су-25 азербайджанских ВВС нанес четыре удара по городу Мартуни.

В течение последующих двух месяцев штурмовик с азербайджанскими опознавательными знаками, пилотируемый Курбановым, наносил удары по позициям армянских формирований в Нагорном Карабахе и приграничных районах Армении, дважды атаковал воздушные цели: российский военный вертолет Ми-8 и пассажирский самолет Як-40 с армянскими ранеными.

13 июня 1992 г. штурмовик В. Курбанова был сбит. Армянским телевидением были продемонстрированы обломки самолета с азербайджанским флагом на месте красной звезды на киле Су-25.

После этого инцидента в середине 1992 г. российский личный состав и техника были выведены из Азербайджана в Бутурлиновку.

Самолет В. Курбанова далеко не последний штурмовик "попавший" в Азербайджан. Еще один штурмовик был угнан из Грузии в Азербайджан грузинским летчиком. Кроме того, азербайджанские ВВС выкупили часть самолетов (по иностранным источникам от 4 до 6 машин) у Туркмении или у Украины. Все эти штурмовики применялись в боевых действиях против Армении. Например, 13 августа 1992 г. г. Степанакерт бомбили три самолета Су-25. В ходе этой бомбардировки 500 кг бомба попала в здание гостиницы, в результате чего погибли 14 человек, а 23 августа столица Карабаха была атакована еще раз.

10 октября 1992 г. в районе села Малибейли был сбит еще один самолет Су-25, а 15 января 1993 г. в Мартунинском районе – еще один.

Но бомбардировки силами штурмовиков продолжались. Так, 15 января 1994 г. два азербайджанских штурмовика бомбили передовые позиции армянских войск.

В 1994 г. штурмовики Су-25 появились и у Армянской стороны. Арменией были приобретены восемь самолетов Су-25 (два из них Су-25УБ), которые также привлекались к боевым действиям, против Азербайджана.

Самолеты наносили бомбово-штурмовые удары по азербайджанским позициям. Известно, что 18 января 1994 г. один из имеющихся у Армении самолетов был сбит.

23 апреля 1994 г. был потерян последний азербайджанский штурмовик. А 12 мая 1994 г. было подписано соглашение о перемирии, между Армянской и Азербайджанской сторонами, и боевые действия были прекращены.

ГРУЗИНО-АБХАЗСКАЯ ВОЙНА

В 1992 г. начались боевые действия между Грузией и Абхазией. На территории Грузии находится Тбилисский авиационный завод, который производил самолеты Су-25. В начале конфликта там находилось по разным данным от 8 до 15 машин последних серий с двигателями Р195. Эти самолеты были применены грузинскими ВВС для атак позиций абхазской национальной гвардии. После этого Россия прекратила поставку комплектующих деталей на завод им. Г.К. Димитрова.

На территории Абхазии и Грузии имеются мощные системы ПВО, в том числе и комплексы С-300, поэтому за все это время было потеряно 7 из всех имеющихся у Грузии самолетов. Например, первый самолет грузинские ВВС потеряли 6 февраля 1993 г. над российской сейсмолабораторией. Летчик, майор Н. Нодарейшвили, катапультировался.

1 мая 1993 г. абхазскими ПЗРК был сбит еще один самолет Су-25, а 6 июля грузинские ПВО, по ошибке, сбив свой штурмовик. В последующие дни: 13 июля, 23 и 24 сентября 1993 г. были сбиты еще три самолета, летчики погибли. Еще один самолет Су-25, пилотируемый грузинским летчиком был сбит над морем, 1 сентября 1993 г. Он был поражен на высоте 4000 метров ракетой класса "земля-воздух", летчик катапультировался.

Абхазской стороной также применялись штурмовики Су-25. Самолеты временно располагались на авиабазе города Гудаута и пилотировались абхазскими летчиками. Эти самолеты действовали по грузинским огневым точкам, обстреливающим Нижние Эшеры, и сопровождали российские вертолеты, снабжавшие блокированный г. Ткварчели. Так, 20 февраля и 16 марта 1993 г. неопознанные самолеты Су-25 нанесли удар по городским кварталам Сухуми, захваченного тогда грузинскими войсками. Грузия обвинила в этом Россию, однако ответственность за обе акции взяла на себя абхазская сторона. Это далеко не единственные свидетельства работы абхазских летчиков. Еще два удара пара штурмовиков нанесла по Сухуми 25 и 27 июля 1993 г.

Грузинские ПВО тоже не "дремали" и за время конфликта было уничтожено 2 самолета Су-25. Один из

них был сбит 6 января 1993 г. над Нижними Эшерами. Российская сторона заявила, что ее самолеты в районе боев в тот день не летали. По сообщениям абхазской стороны, из вылета не вернулся майор О. Чамба. Еще один самолет, находящийся в зоне конфликта разбился 17 сентября 1993 г.

Оценивая действия летчиков, пилотировавших все эти боевые машины, можно сделать вывод, что на самолетах летали не профессиональные летчики, а наемники, не знающие тактики ведения боевых действий на штурмовиках. В частности, удивляет большая высота боевого применения самолетов и то, что при их поражении средствами ПВО летчики не пытались вернуть машину на базу (половина из подбитых машин имела такую возможность), а сразу же катапультировались.

В дальнейшем, после завершения боев в Абхазии, грузинские штурмовики активно применялись в борьбе с вооруженными формированиями полковника Л. Кобалия – сторонника экс-президента З. Гамсахурдия. 10 октября 1993 г. пара Су-25 ВВС Грузии, предполагая нанести удар по войскам оппозиции, ошибочно поразила российскую погранзаставу. Грузия официально принесла России извинения.

С июня 1994 г. после введения миротворческих сил СНГ боевые действия между Абхазией и Грузией были остановлены, но, не смотря на это, остановка остается напряженной.

По сообщениям западных информационных источников ВВС Абхазии в настоящее время имеют на вооружении несколько штурмовиков Су-25.

ТАДЖИКИСТАН

После разгрома таджикской оппозицией и афганскими моджахедами 12-ой погранзаставы и гибели 25 пограничников Россия усилила свой контингент войск в этом регионе. 24 июля 1993 г. на аэродром Кокайды в Узбекистане, в 30 км от Таджикистана был перебазирован и начал боевые действия 186-й ИШАП из Бутурлиновки. В это время по нескольким наведенным через Пяндж переправам в глубь Таджикистана шли многочисленные, хорошо вооруженные отряды повстанцев и афганских моджахедов. Штурмовики стали наносить удары по вооруженным отрядам оппозиции, переправам через реку Пяндж, огневым позициям противника на обоих берегах реки. В первые дни пилоты совершали по несколько боевых вылетов, сбрасывая до 80 т бомб в день. Типовой боевой нагрузкой были шесть ОФАБ-250 две ракеты класса "воздух-воздух" Р-60М для самообороны при возможной встрече с афганскими истребителями. В дальнейшем накал боевых действий то затихал, то снова возрастал. Так, летом 1994 г., когда оппозиция активизировала свои действия и пыталась захватить столицу Таджикистана Душанбе, самолеты вновь применялись в полную силу. Например, 18 августа 1994 г., отрядами оппозиции в районе ущелья Курган-Тюбэ было "зажато" одно из подразделений 201-ой

мотострелковой дивизии, и самолеты Су-25 своим огневым воздействием помогли выйти российским войскам из окружения.

В июле 1994 г. произошла смена полков, и место Бутурлиновского ИШАП занял ШАП из Краснодара, но если Бутурлиновский полк менялся эскадрильями (остальные две эскадрильи оставались в месте основного базирования), то Краснодарский ШАП менял свои эскадрильи совместно с Буденовским штурмовым полком.

В 1995 г. в Кокайды вернулся Бутурлиновский полк и осенью того же года, по просьбе узбекской стороны (со стороны таджикской оппозиции последовали угрозы узбекским лидерам, и им ничего не оставалось делать, как отказать российской стороне в эксплуатации кокайдинской авиабазы) участвовавшая в конфликте эскадрилья Су-25 была перебазирована на аэродром г. Душанбе в Таджикистане. На аэродроме базировалось 4 самолета Су-25УБ и 6 – Су-25.

В 1995-96 г.г. характерна более спокойная обстановка для этого района боевых действий и штурмовики выполняли в день не более 2-3 вылетов. При этом выполнялись в основном задачи по уничтожению складов боеприпасов, разрушению троп и перевалов, где могли бы пройти группы боевиков оппозиции, по задачам миротворцев 201-й дивизии или просто по вызову. Выполнялись также полеты по подсветке границы САБами, по просьбе пограничников.

После подписанного в июле 1997 г. в Ашхабаде меморандума о временном прекращении огня между правительством Таджикистана и оппозицией боевые действия были прекращены, но в приграничных районах ситуация постоянно остается напряженной, поэтому штурмовики находятся на боевом дежурстве по сей день.

ПЕРВАЯ ЧЕЧЕНСКАЯ ВОЙНА

В конце 1994 г., когда российское правительство убедилось в том, что проблему Чечни мирным путем уже решить невозможно, а готовящаяся армия Джохара Дудаева готова развязать войну на Кавказе в любой момент, было принято решение упредить этот удар.

В ноябре 1994 г. самолеты ВВС России Су-24МР выполнили воздушную разведку, произведя аэрофотосъемку трех чеченских аэродромов Калиновская, Грозный-Северный и Ханкала и военных объектов в различных населенных пунктах и пригородах. Данные разведки подтверждали предположения военных, что генерал Дудаев активно готовится к боевым действиям. Ускоренными темпами строились укрепрайоны и оборонительные сооружения, готовилась боевая техника и шло обучение боевиков. Кроме того, к боевому применению готовилась авиация, состоящая в основном из учебно-тренировочных самолетов чешского производства L-29 и L-39. Каждый самолет был оборудован универсальными держателями для подвески двух блоков УБ-16 с НАР С-5 или до 250 кг бомбовой нагрузки. К 30 ноября 1994 г. как минимум одна эскадрилья L-39 была приведена в состояние боевой готовности.

Опасность применения авиации чеченской стороной была очень высокой, тем более что Чечня располагала на тот момент несколькими десятками подготовленных летчиков. Кроме того, там находились наемные летчики из бывших республик СССР, согласные за деньги направить самолеты против России. Одновременно со всем этим Дудаев направил около ста летчиков на обучение в Турцию (но никто из них до начала конфликта еще не вернулся).

Возможные налеты авиации Дудаева могли увеличить потери федеральной группировки войск. Но самое главное, они были способны нанести удары по мирным российским городам и объектам повышенной опасности (химические заводы, водохранилища, электростанции, склады оружия и т.д.).

Поэтому командованием группировки войск было принято решение нанести бомбово-штурмовые удары по трем аэродромам Чечни, а выполнение этой задачи было возложено на штурмовики Су-25. Самолеты Су-25 были размещены на аэродромах Моздок и Буденовск. Утром 1 декабря 1994 г. одновременно почти два полка штурмовиков внезапным ударом в течение 4-5 минут ракетно-бомбовым ударом уничтожили все самолеты L-29, L-39, МиГ-17, МиГ-15УТИ и Ан-2 на аэродромах Калиновская и Ханкала.

Во второй половине дня был атакован аэродром Грозный-Северный, и здесь штурмовики уничтожили всю оставшуюся авиацию Чечни, в том числе личный самолет Дудаева. При этом летчики бомбили так, что был нанесен минимальный ущерб ВПП, и для их ремонта потребовалось бы минимальное время. Всего же, в ходе бомбардировок трех аэродромов было уничтожено 266 самолетов ВВС Чеченской республики.

Интересно, что после такого мощного удара с воздуха Д. Дудаев направил Главкому ВВС П.С. Дейнекину телеграмму следующего содержания: "Поздравляю с завоеванием превосходства в воздухе, но встретимся мы на земле. Генерал Дудаев".

С этого дня началась интенсивная работа авиации по позициям боевиков. В течение декабря штурмовики прикрывали приближающиеся к Грозному с трех направлений войска и танковые колонны.

Интенсивность вылетов была очень высокой, и в первое время штурмовики совершали по 6-8 вылетов в день. Так, 1 декабря 1994 г. были нанесены бомбово-штурмовые удары по укрепрайону Катаяма в северно-западном пригороде Грозного, а 2 декабря начались удары по пригородам Гудермеса, Шали и аэродрому ДОСААФ.

Со второй декады декабря штурмовая авиация приступила к ударам в различных районах Грозного. Применялись так же методы психологической войны, например 11 декабря с самолета Су-25 были сброшены две бомбы с листовками, предлагающими сдать город мирным путем.

Именно в этот день в 7.00 утра в город вошли три танковые колонны. С этого момента основной задачей российской военной авиации стало огневая поддерж-



Су-25УБ с бортовым номером 56. Аэродром Душанбе. На переднем плане слева подготовленные к подвеске НАР С-24. Под крылом штурмовика подвешены: топливный бак ПТБ-800, бомбы ФАБ-250М54 и управляемая ракета "воздух-воздух" Р-73. (Виктор Бельцов)

ка сухопутных войск с воздуха и подавление очагов сопротивления бандформирований.

С первых же дней конфликта летчики столкнулись с мощным сопротивлением с земли – средствами ПВО незаконных вооруженных формирований. В наследство от российской армии, чеченским отрядам достались мобильные установки ЗУ-23, расположенные на шасси КАМАЗов (приблизительно 40 установок), пулеметы ДШК – на джипах "Chevrolet", вездеходах "Toyota" и УАЗ-469 порядка 80 единиц, около 20 ЗСУ-23-4 "Шилка", некоторые из которых имели радиолокационное наведение (о чем свидетельствовал прицельный огонь этих установок в сложных метеорологических условиях).

Кроме того, в руках бандформирований находилось небольшое количество переносных зенитных ракетных комплексов типа "Стрела-3", "Игла-1" и "Stinger", которые также представляли существенную опасность для нашей авиации. В ходе боевых вылетов российские летчики неоднократно отмечали пуски таких ракет.

Против низколетящих самолетов и вертолетов противником применялись ручные противотанковые гранатометы и обычное стрелковое оружие.

Интенсивность огня с земли была очень высокой, боевики старались атаковать авиацию всем комплексом имеющегося у него на вооружении поражающих средств: и стрелковым оружием, и крупнокалиберными пулеметами, и пушками, и гранатометами и ПЗРК. Поэтому, армейская авиация имела повреждения и несла потери (в основном вертолеты, из-за их интен-

сивного применения). Например, один самолет Су-25 вернулся на аэродром базирования с разбитым стабилизатором, другой – на одном двигателе. Всего же боевые повреждения получили 15 самолетов.

Из-за плохих погодных условий, штурмовики не всегда могли совершать боевые вылеты, и тогда использовались всепогодные фронтовые бомбардировщики Су-24, а с 24 декабря 1994 г., "чтобы успокоить общественное мнение", по приказу Президента России Б.Н. Ельцина бомбардировки Грозного были прекращены, и удары наносились только по военным объектам за пределами города, либо на пути выдвижения боевиков и в местах их скопления, в частности, в районах Аргуна, Гудермеса и Шали. Так в ходе удара под Шали было уничтожено 4 единицы бронетехники и личный состав банды.

С 29 декабря 1994 г. погода в Грозном улучшилась, но в начавшемся штурме города из-за запрета на бомбардировки российские войска не могли получить поддержки с воздуха, и это стало одной из причин очень высоких потерь среди наступавших. Лишь с 3 января 1995 г. штурмовики Су-25 и фронтовые бомбардировщики Су-24 стали вновь применяться в ограниченных масштабах для подавления очагов сопротивления дудаевских войск.

Вскоре боевые действия подошли к президентскому дворцу Джохара Дудаева (бывшему зданию грозненского обкома КПСС). Это сооружение было построено с учетом сейсмичности района и имело повышенные нормы прочности, поэтому засевшие в нем



Штурмовик Су-25 с бортовым номером "32" на аэродроме Душанбе.
(Сергей Балаклеев)

500 боевиков чувствовали себя там в полной безопасности и проведенный по нему артиллерийско-минометный обстрел ни к чему не привел. Тогда было принято нанести авиаудар бетонобойными бомбами БЕТАБ-500 и НАР С-24, имеющими мощную фугасную боевую часть.

17 и 18 января 1995 г. семь штурмовиков Су-25 нанесли массированный удар по президентскому дворцу и блестяще справились с поставленной задачей. Одна ракета "снесла" угол здания, а другая разрушила секцию дома от крыши до земли. Две бетонобойные бомбы "прошили" дворец от крыши до подвала, а еще пять разрушили подземный переход и подземный командный пункт, находившийся в бомбоубежище обкома. Кроме того, была уничтожена вся боевая техника, защищавшая здание снаружи.

Об ошеломляющих результатах этих авиаударов красноречиво говорят данные перехвата: ""Циклон" - "Пантере-1":

...Нас бомбят, они прошивают здание до подвала. Соберите все руководство в большом зале. Бьют прямой наводкой по КП. Надо отводить войска за Сунжу, иначе они вас похоронят.

Вторая линия обороны будет на "Минутке". Во дворце много раненных и убитых, ими заниматься некогда. Надо успеть выбраться самим. Если сейчас не получится, будем терпеть до темноты и уйдем".

Сопrotивление боевиков сосредоточилось на юге и юго-востоке города в укрепрайоны "Катаяма" и "Черноречье", поэтому по ним наносились мощные

авиаудары штурмовиков и фронтовой авиации. В ночное время бои шли под светом САБов, которые в основном, сбрасывали бомбардировщики Ту-22М3.

После ряда артиллерийских и авиаударов по скоплениям боевиков в районе площади Минутка незаконные вооруженные формирования начали выходить из города. По шоссе, по которому, боевики пытались покинуть окрестности Грозного, были нанесены массированные удары с воздуха. В результате было уничтожено свыше 50 грузовиков и автобусов с бандитами и 2 БТРа противника.

25 января 1995 г. 18 штурмовиков нанесли массированный удар северо-западнее Бамута по подземным складам боеприпасов, расположенным в четырех шахтах бывших позиций межконтинентальных баллистических ракет РВСН СССР. В итоге были уничтожены шахтные пусковые установки и вся инфраструктура позиции.

Авиаудары наносились также по населенным пунктам Аршты и Шали, где были уничтожены крупный склад боеприпасов и большие скопления боевиков.

Несмотря на интенсивность боевых действий и большую насыщенность средствами ПВО противника, штурмовикам удавалось долгое время обходиться без потерь. Но везение, как мы знаем, дело непостоянное...

4 февраля 1995 г. в ходе нанесения удара по опорному пункту боевиков в 2 км южнее населенного пункта Чечен-Аул, эскадрилья Су-25, был сбит самолет майора Н. Баирова. Объектом атаки штурмовиков стал отряд боевиков, прикрывавших мост через реку



Результаты бомбардировки аэропорта Грозный-Северный.

Хвостовая часть от разобленного самолета Д. Дудаева.
Обломки самолетов. (Виктор Бельцов)

Аргун. Пара штурмовиков устремилась в атаку, и в этот момент его самолет был сбит ЗСУ "Шилка". Летчик погиб.

К сожалению, это была не последняя потеря в 1995 г. и 5 мая у населенного пункта Беной был сбит еще один самолет Су-25 федеральных войск. Пилот погиб.

Используя афганский опыт, командование ВВС очень часто применяло совместные удары фронтовой и армейской авиации, например, 10 февраля 1995 г. 11 вертолетов Ми-24 и 6 штурмовиков Су-25 нанесли серию ударов по укреплениям боевиков в Черноречье.

После взятия Грозного федеральные войска подошли на ближние подступы к г. Аргун. Чтобы воспрепятствовать подходу резервов боевиков, армейская и фронтовая авиация атаковали дудаевцев в местах их скопления, в районах сел Шали, Атаги, Шаами-Юрт и Мескер-Юрт.

21 марта 1995 г. Аргун был окружен, и чеченские боевики попытались деблокировать город со стороны Шали и Гудермеса, но штурмовики и "вертушки" уничтожили подходившую группировку. При этом было уничтожено 9 танков и бронемашин, а также разгромлена дудаевская пехота. 23 марта город был взят.

30 марта пал Гудермес, и здесь Су-25 применялись в основном для точечных ударов.

С начала апреля улучшились погодные условия, и авиация стала применяться еще более интенсивно, так при помощи армейской авиации 17 апреля был взят хорошо укрепленный поселок Бамут.

В середине мая 1995 г. началось широкомасштабное наступление федеральных войск в глубь горных районов Чечни. Тяжелые бои развернулись на шатойском и веденском направлениях, в районах сел Шали, Сержень-Юрт, Ножой-Юрт и Орехово. В это время авиация федеральных сил оказывала мощнейшее ог-

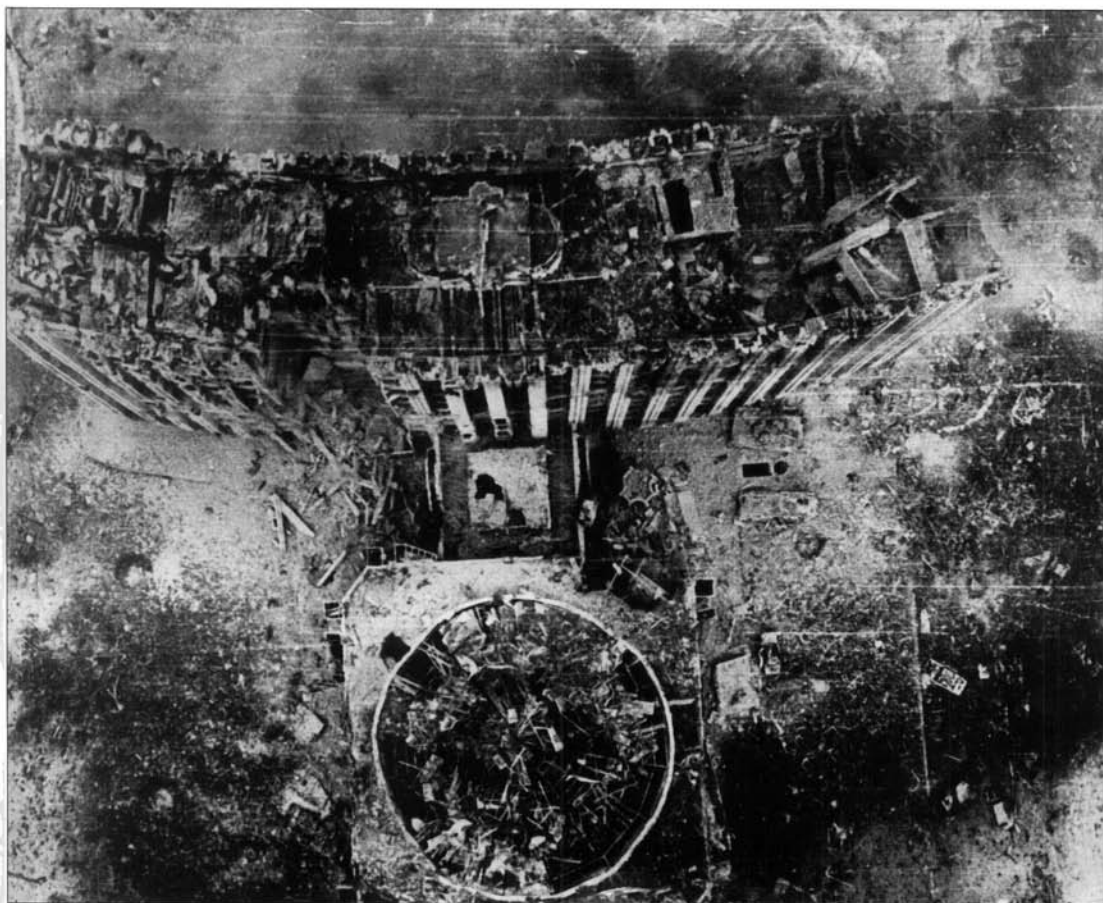
невое воздействие по противнику. Наносились бомбово-штурмовые удары по местам дислокации незаконных вооруженных формирований и их опорным пунктам, бронетехнике боевиков, складам оружия и объектам управления и связи. Штурмовики применяли боеприпасы объемного взрыва ОДАБ-500.

С конца мая 1995 г. начались авиационные удары Су-25 по позициям боевиков в "горловинах" Аргунского и Веденского ущелий. 3 июня было взято горное село Ведено, а 14 июня пал Шатой и боевые действия были временно приостановлены.

За этот период федеральная авиация уничтожила более 60 единиц бронетехники, свыше 500 опорных пунктов, огневых точек, баз и отдельных отрядов боевиков, почти 60 складов оружия, боеприпасов и военного снаряжения, было разрушено 9 мостов и совершено минирование около 300 участков дорог и местности.

До подписания мирного Хасавюртовского соглашения оставалось еще почти полтора года, и боевые действия уже не носили крупномасштабного характера, а стали больше напоминать партизанскую войну. Крупных бандформирований, способных противостоять войсковым подразделениям федеральной группировки войск, не осталось, и разрозненные группы боевиков перешли к партизанским действиям и террористическим актам. И все же часть из них, оставшись под командованием полевых командиров, атаковывала колонны федеральных сил и нападала на блок-посты и отдельные подразделения.

По запросам войсковых подразделений в этих случаях вызывалась авиация – самолеты Су-25 и вертолеты Ми-24, которые поддерживали "федералов" с воздуха. Так, например, 14 декабря 1995 г. в ходе поддержки спецназа внутренних войск был подбит вер-



Результаты бомбардировки Президентского дворца Джохара Дудаева. (Штаб ВВС)

толет Ми-24. Летчик вышел на связь и сообщил свои координаты. До "прихода" вертолета ПСС пилота экипаж прикрывали с воздуха два штурмовика Су-25.

За этот период были потеряны еще два самолета-штурмовика. 4 апреля 1996 г. в ходе бомбово-штурмового удара огнем ЗУ-23 был поражен самолет Су-25, выходящий из пикирования. Загорелся правый двигатель и самолет потерял управление. Летчик катапультировался.

5 мая 1996 г. в ходе выполнения удара в районе Урус-Мартан ПЗРК противника был подбит штурмовик Су-25УБ, оба летчика погибли.

Основным вооружением самолетов в ходе чеченской войны были неуправляемые авиационные ракеты С-8, С-24 и С-25 различных модификаций, фугасные авиабомбы ФАБ-250 и ФАБ-500. Кроме того, применялись осколочно-фугасные, бетонобойные и светящиеся авиационные бомбы. В горных районах шли в ход боеприпасы объемного взрыва. Нередко роль оружия "возлагалась на слово" и тогда возникала необходи-

мость в агитационных авиабомбах. Когда позволяли погодные условия, авиация федеральной группировки применяла высокоточное оружие – управляемые ракеты Х-25МЛ и Х-29.

Первая чеченская война характерна своеобразным применением авиации. Наступление наземных войск проходило без предварительной подготовки с воздуха. Российское командование стремилось таким образом избежать разрушений и жертв среди мирного населения. Только натолкнувшись на ожесточенное сопротивление, атакующие части вызвали для поддержки штурмовики и ударные вертолеты. К сожалению, такая тактика приводила к большим потерям среди личного состава федеральной группировки войск, и "слава богу", что этот страшный урок учли в 1999 г...

ДАГЕСТАН И ЧЕЧНЯ. ВОЙНА ПРОДОЛЖАЕТСЯ

7 августа 1999 г. полторотысячная группировка под командованием террориста Шамиля Басаева



Подготовка к снаряжению блоков Б-8М НАР С-8.
Под крылом штурмовика видны подвешенные баки
ПТБ-800 и два блока Б-8М. (Сергей Балаклеев)



К вылету подготовлен самолет Су-25УБ с бортовым
номером "53". Задание дано так быстро, что в штурмовик
не успели поместить полный боезапас пушки.
(Сергей Балаклеев)



Штурмовик Су-25 на аэродроме Моздок. (Сергей Балаклеев)

вторглась на территорию Дагестана. Они захватили ряд сел в Ботлихском и Цумадинском районах и сразу же стали в них укрепляться, намереваясь использовать занятую территорию в качестве плацдарма для дальнейшего наступления в глубь Дагестана. Одной из целей группы бандитов было соединение с союзниками-ваххабитами, находившимися в селах Карамахи и Чабанмахи.

Российское командование быстро среагировало на нападение, и в район прорыва были направлены боевые подразделения мотострелковой бригады и бригады внутренних войск. Кроме того, на близлежащих аэродромах начала сосредотачиваться боевая авиация, в частности, почти с первых дней в бой вступили штурмовики Су-25 объединения СКВО. Они совместно с фронтовыми бомбардировщиками Су-24 наносили удары по бандитам, окопавшимся в Ботлихском и Цумадинском районах. Среди первых потерь боевиков, были два бронетранспортера и большое количество убитых.

Выбранная теперь командованием федеральных войск тактика: "сначала артиллерийско-бомбовый удар, а затем – пехота", оправдала себя и привела к незначительным потерям личного состава группировки. Армейская и фронтовая авиация совершали огромное количество боевых вылетов (в некоторые дни доходило до 6-8 самолетовылетов на одну машину), и это давало свои результаты. Уже 11 августа боевики оставили свои позиции. Бандиты закрепились в труднодоступных горных селах Ансалта, Рахата и Шодрота, рядом с границей Чечни. Из этих сел басаевское войско "выкуривали" теми же методами, что и раньше, поэтому штурмовикам и артиллеристам снова досталось много работы.

Бандиты не ожидали такого мощного огня и были сильно деморализованы, а федеральная пехота довершила дело и 23-24 августа 1999 г. Басаев с остатками бандитов бежал на территорию Чечни. Урон, нанесенный группе террористов, был весьма ощутимым: они потеряли около 1000 человек убитыми.

Руководство страны приняло решение "довести дело до конца" и уничтожить "гнездо" ваххабизма в Кадарской зоне Дагестана во главе с Надиршахом Хачилаевым. В этом районе расположены села Карамахи, Чабанмахи и Кадар, которые объявили себя "независимой исламской республикой" и, как говорили средства массовой информации, являлись "пятой колонной" чеченских террористов.

В Кадарском районе федеральные войска применили ту же тактику, что и в Ботлихе и, прежде чем ввести войска, стали "молотить" укрепрайон ваххабитов артиллерией и авиацией. Здесь наши войска столкнулись с большими проблемами, поскольку укрепления готовились в течение года и были хорошо подготовлены (доты, подземные ходы, бомбоубежища) и уничтожить их сразу было очень тяжело. Поэтому пришлось увеличить время работы артиллерии и авиации (район методически "обрабатывался" в течение полумесяца).

Например, 2 сентября 1999 г., в ходе нанесенных в районе села Карамахи авиаударов, были уничтожены 10 автомашин, три укрепленных огневых точки и склад с боеприпасами.

Всего же за время работы фронтовой авиации и артиллерии ваххабиты потеряли 100 человек убитыми и около 300 ранеными.

9 сентября 1999 г. во время нанесения удара к востоку от Карамахи был поражен огнем ДШК штурмовик Су-25, летчик катапультировался. Это была первая потеря штурмовой авиации во второй чеченской войне.

Для поддержки ваххабитов чеченские бандформирования нанесли отвлекающий удар в Новолакском районе Дагестана. 5 сентября группировкой около 2000 человек они вошли на территорию Дагестана и попытались захватить районный центр Новолакский. На следующий же день авиация в составе штурмовиков и армейских вертолетов совершила более 40 вылетов для уничтожения боевиков. Пока авиация и федеральная группировка войск "перемалывала не прошенных гостей" в Новолакском, 12 сентября прекратила свое существование "независимая исламская республика" и ее последние защитники небольшими группами просачивались на чеченскую территорию под видом местных жителей. Практически сразу после этого незаконные вооруженные формирования отступили из Новолакского района. А к середине сентября дагестанская земля была освобождена от чеченских террористов.

За два месяца боевых действий в Дагестане авиацией ВВС РФ было выполнено 2120 самолето-вылетов, что говорит о большой интенсивности использования фронтовой авиации и связано с обеспечением поддержки сухопутных войск.

Как только завершились события в Дагестане, федеральная группировка войск была усилена и после принятия решения о проведении крупномасштабной операции по уничтожению террористов на территории чеченской республики, в нее вошли первые подразделения сухопутных войск.

Войска вошли на равнинную территорию Чечни со стороны Ингушетии и Дагестана и медленно почти без сопротивления со стороны боевиков, продвигались до реки Терек.

Командование федеральной группировки войск применило для этого новую тактику: сначала шли переговоры со старейшинами сел, в результате которых им давали возможность самим договариваться с боевиками об их уходе из населенного пункта (у многих местных жителей в бандах состояли их близкие родственники) и тогда подразделения российских войск обходили селение, но в случае открывавшегося из поселка огня с селением "разбирались" при помощи солдат и артиллерии.

В случае сильного очагового сопротивления бандформирований применялась армейская и фронтовая авиация. Кроме того, вертолеты и самолеты наносили удары по базам боевиков, местам скопления живой



Боевые самолеты на стоянке.

На самолете с бортовым номером "04" - на переднем плане эмблема волка в ошейнике. (Александр Артюх)

силы, мостам, складам ГСМ, бронетехнике, объектам связи и другим сооружениям боевиков. Например, 24 сентября 1999 г. самолеты Су-25 и Су-24 совершили 70 боевых вылетов и нанесли бомбово-штурмовые удары по двум районам Грозного, уничтожили нефтебазу и скопление боевиков в Старопромысловском районе города, а также ликвидировали в Октябрьском районе телешушку и оборудование сотовой связи.

Как только войска подошли к Грозному, воздушные удары по городу возросли и к моменту штурма количество вылетов ограничивали только погодные условия.

О метеоусловиях стоит рассказать отдельно, поскольку в осенне-зимний период Северо-Кавказский регион очень сложен для полетов. Это и низкая облачность, и обледенение самолетов в воздухе, и снегопады, и туманы. Очень часто летчикам приходилось летать в горах на предельно малых высотах, в ущельях под интенсивным обстрелом противника. Количество боевых вылетов в зависимости от поставленных задач колебалось от 3-4 до 6-8 в сутки. Причем, летчикам приходилось действовать при сильном противодействии ПВО боевиков.

Когда метеоусловия ограничивали возможность применения штурмовиков, приходилось задействовать самолеты Су-24.

В ходе второго чеченского конфликта впервые были применены противотанковые самолеты Су-25Т⁹, которые совершили в общей сложности 39 боевых вылетов. На эти машины были возложены все основные

точные удары, и штурмовики оправдали себя. Из всех случаев применения на штурмовиках высокоточного оружия около половины приходится именно на Су-25Т.

Всего же до 2000 г. армейской и фронтовой авиацией было совершено более 3000 вылетов, около полутора тысяч из которых приходится на штурмовики Су-25. За это время было уничтожено: около 2000 боевиков, 250 опорных пунктов террористов, 150 баз, 80 единиц бронетехники и автомобилей, 20 зенитных установок, 30 складов с оружием и 20 – с ГСМ, 30 мостов, 30 точек с расчетами ДШК, 4 ретранслятора, 6 узлов сотовой связи и расчищено 15 минных полей.

Во второй чеченской войне было так же существенно увеличено применение средств ПВО противником. Боевики имели на вооружении зенитные установки ЗУ-23 на шасси "КАМАЗов", пулеметные установки ДШК, а также ПЗРК "Стрела" и "Игла" (около ста единиц). По словам министра обороны маршала Игоря Сергеева боевики располагали 70 комплектами ПЗРК "Stinger".

К сожалению, ПВО боевиков приносила потери нашей авиации, так, 3 октября 1999 г. при разведке в районе Грозного от огневого противодействия с земли был поражен самолет Су-25 (судьба летчика неизвестна).

⁹ Прим. автора – в ходе Чеченской войны применялись два самолета Су-25Т, которые работали до конца 1999 г., после чего они покинули аэродром Моздок.



На стоянке самолеты Су-25УБ с акульей "пастью". (Александр Артюх)



Штурмовик заруливает после посадки. (Александр Артюх)

на, самолет не найден), а 13 декабря 1999 г., при выходе из атаки, был подбит ПЗРК противника еще один штурмовик, летчик успел катапультироваться (его подобрал вертолет Ми-8 поисково-спасательной службы на территории занятой бандитами через 2 дня).

Здесь необходимо рассказать о действии поисково-спасательных групп, поскольку в их прикрытии участвовали самолеты Су-25.

На всех направлениях в немедленной готовности к вылету дежурили вертолеты ПСС с подвижно-десантными группами на борту. В свою очередь для прикрытия вертолетов на аэродроме дежурили штурмовики Су-25. В аварийной ситуации группа вертолетов и штурмовики готовы были быстро отыскать и спасти попавших в беду летчиков. Вся технология спасения и поддержки службы ПСС были отработаны еще в Афганистане.

После взятия Грозного боевые действия продвинулись вглубь территории Чечни и самые крупные боевые столкновения ждали Федеральные войска в городах Аргун, Гудермес и селах Бамут, Урус-Мартан, Шали. В этом случае так же применялась авиация, но основные столкновения ожидали наши подразделения в горных районах Чечни. Боевики к этому времени ушли в горы в районы Аргунского и Веденского ущелий, боевые действия усложнились, поскольку бандиты разместились на своих горных базах, расположенных в естественных скальных укрытиях – пещерах, и "выкурить" их оттуда было неизмеримо сложнее. И вновь основная работа по уничтожению оставшихся бандитов пала на авиацию и артиллерию. Именно в это время отмечается интенсивное применение штурмовиков.

Для борьбы с боевиками в горных условиях были применены объемно-детонирующие бомбы. Например, 9 февраля 2000 г. после блокирования Федеральными войсками в Аргунском ущелье более трех тысяч боевиков фронтowymi бомбардировщиками Су-24 и штурмовиками Су-25, впервые за время операции в Чечне были сброшены на территорию республики объемно-детонирующие авиационные бомбы весом в 500

и 1500 кг. Об этом, Российскому информационному агентству "Новости", сообщил представитель штаба Объединенной группировки войск.

22 января 2000 г. ПЗРК "Stinger" был поражен еще один штурмовик Су-25, но летчик сумел выполнить посадку на внебазовый аэродром, и был подобран вертолетами службы ПСС.

К лету 2000 г., крупномасштабные боевые действия в Чечне прекратились, и федеральная группировка перешла к постепенному уничтожению разрозненных банд террористов по всей территории республики. Так, 28.06.2000 у села Шатой была уничтожена крупная база боевиков. Федеральные силы обнаружили базу боевиков в пяти километрах от населенного пункта Шатой. База была "законсервирована" и предназначалась для размещения 50-60 человек.

Еще один склад был ликвидирован в Старопромысловском районе Грозного на территории, ранее принадлежащей ДОСААФ.

11 июля 2000 г. авиация федеральных сил нанесла серию ракетно-бомбовых ударов по позициям боевиков на юге и юго-востоке Чечни. По сведениям "Интерфакса", полученным в штабе Объединенной группировки войск на Северном Кавказе, ударам с воздуха подверглись места скопления и укрепрайоны бандформирований в районе Аргунского и Веденского ущелий.

Штурмовики Су-25 за эти сутки совершили 28 боевых вылетов. Было уничтожено 14 баз и опорных пунктов, шесть огневых точек и два грузовых автомобиля боевиков. Нанесены удары по трем группам бандитов, в том числе по отряду экстремистов в районе чеченского участка российско-грузинской границы и двум горным базам.

С 25 по 26 августа 2000 г. авиация федеральной группировки войск бомбила караван боевиков пытавшихся выйти через Ингушетию в Грузию.

К концу 2000 г. количество боевых вылетов уменьшилось, и штурмовики в основном используются по вызовам сухопутных войск или для разведки местности.

ГЛАВА 6

МОДИФИКАЦИИ САМОЛЕТА



СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ САМОЛЕТА Су-25 В СЕРИЙНОМ ПРОИЗВОДСТВЕ

В процессе испытаний самолета, эксплуатации его в войсковых частях, а также на основе анализа результатов применения его в боевых действиях в ДРА в компоновку, конструкцию, состав самолетного и радиоэлектронного оборудования вносились изменения. Часть этих изменений была связана со снижением трудоемкости изготовления самолета в серии, другая – с повышением боевой живучести самолета, эффективности поражения самолетом наземных целей.

Изменения компоновки и конструкции, состава самолетного и радиоэлектронного оборудования проводились и проводятся постоянно, от серии к серии в течение всего периода серийного производства самолета.

Основные доработки серийного самолета заключались в следующем:

- увеличении площади тормозных щитков с 1,2 до 1,8 м² для повышения их эффективности, достигнутое за счет введения дополнительных щитков;
- усилении основных силовых элементов консолей крыла для обеспечения регламентированных значений эксплуатационной перегрузки самолета;
- установке на гондолах тормозных щитков противобликовых перегородок, исключающих засветку кабины от расположенных на гондолах посадочных фар;
- установке на гондолах перед тормозными щитками турбулизаторов;
- изменении обводов и конструкции обтекателя контейнера парашютно-тормозной установки в связи с установкой дополнительных балок выброса инфракрасных патронов;
- установке дополнительных балок инфракрасных патронов на верхних поверхностях мотогондол;
- усилении конструкции узлов крепления пушки с установкой дополнительного узла, поддерживающего ствольную часть пушки;
- усилении конструкции носовой части фюзеляжа в зоне размещения пушечной установки (на начальном этапе серийного производства);
- усилении хвостовой части фюзеляжа;
- установке дополнительной системы пожаротушения в отсеке оборудования хвостовой части фюзеляжа, смежном с мотогондолами;
- установке дополнительной бронезащиты на боковых поверхностях носовой и хвостовой частей фюзеляжа;
- усиление конструкции шасси самолета с установкой дополнительных пар тормозных дисков в колесах основных опор шасси;
- частичном нанесении на внутреннюю поверхность мотогондол и хвостовой части фюзеляжа специального противопожарного покрытия;
- установке подвесных топливных баков увеличенной емкости (ПТБ-1150), приводящей к увеличению боевого радиуса действия самолета и перегоночной дальности полета;

– установке новой модификации двигателя – Р195 с увеличенной взлетной тягой, обладающей повышенным ресурсом, улучшенными характеристиками эксплуатационной технологичности, пониженным уровнем ИК-излучения;

– выполнении ряда доработок, приведших к снижению трудоемкости изготовления деталей и узлов планера.

В результате изменений, проведенных за время эксплуатации, современный штурмовик Су-25 – это уже не тот самолет, что впервые вышел из ворот Тбилисского авиазавода. Он стал намного эффективнее и надежнее своего раннего собрата.

В середине 90-х годов в «ОКБ Сухого» планировалось дальнейшее совершенствование серийного самолета Су-25.

При этом предполагалась установка двухпостового балочного держателя на 5-ю и 7-ю точки подвески, вследствие чего самолет получал бы дополнительно еще два поста подвески. На них можно было подвесить баки ПТБ-800 или ПТБ-1150, что увеличило бы дальность полета. Боевая нагрузка при этом должна была остаться прежней – 4,4 тонны.

Также, предполагалось установить нашлаемую систему целеуказания, идентичную с самолетами МиГ-29 и Су-27, что позволило бы штурмовику не только выполнять ударные операции, но и участвовать в маневренном воздушном бою. При этом вариант боевой нагрузки самолета мог состоять из четырех ракет Р-73 класса "воздух-воздух", восьми авиабомб и двух подвесных топливных баков.

Кроме того, на самолете предполагалась установка нового двигателя Р295 с тягой 5000 кгс, что приводило к росту тяговооруженности самолета, и улучшало его летно-технические и взлетно-посадочные характеристики.

В дальнейшем этот проект послужил прообразом для модернизированных самолетов Су-25СМ и Су-25УБМ, но об этом чуть позже.

Наряду с совершенствованием серийных машин, в ОКБ в период 70-90 г.г. проводились работы по проектированию новых модификаций базового самолета. Одни из них были доведены до постройки и воплощены в металле (Су-25К (коммерческий), Су-25УБ, Су-25УБК (коммерческий), Су-25УТ (Су-28), Су-25УТГ, Су-25БМ Су-25Т, Су-25ТК (коммерческий), Су-25ТМ (Су-39), Су-39 «Strike Shield»), другие так и остались на стадии проектирования и работы по ним были полностью остановлены (Су-25К, Су-25УБК, Су-25Р, Су-25УБМ, Су-25Б, Су-25В Су-25У3).

Рассмотрим все эти модификации самолета Су-25

ЭКСПОРТНЫЙ ВАРИАНТ САМОЛЕТА Су-25 – Су-25К (коммерческий)

На базе самолета Су-25 был создан экспортный вариант, получивший обозначение Су-25К. Конструкция планера и систем самолета Су-25К соответствует базовому варианту, предназначенному для отечественных ВВС, и отличается рядом незначительных измене-



Макет кабины самолета Т8-УБ в цеху МЗ им П.О. Сухого. (АООТ «ОКБ Сухого»)

ний бортового оборудования (упрощенное БРЭО, включая экспортный вариант системы госопознавания).

Внешнее отличие самолета Су-25К от серийного самолета Су-25 более позднего выпуска – наличие «трехштырьковых» антенн системы госопознавания вместо «ножевых», размещаемых в носовой и хвостовой частях самолета.

УЧЕБНО-БОЕВОЙ САМОЛЕТ Су-25УБ

Краткая история создания.

В Постановлении ЦК КПСС и СМ СССР от 29 июня 1976 г., кроме разведывательного – Су-25Р и корабельного – Су-25К вариантов штурмовиков, было сказано о разработке на базе одноместного армейского штурмовика его учебно-боевого варианта Су-25УБ (заводской шифр Т8-УБ), и уже в 1977 г. был подготовлен эскизный проект учебно-боевого самолета.

Постройка на машиностроительном заводе им. П.О. Сухого первого летного экземпляра путем доработки планера серийного штурмовика Су-25, началась в 1981 г., но по различным причинам сильно затянулась, а в 1983 г. была вовсе приостановлена. Это произошло вследствие того, что Министерством авиапромышленности приоритетной была признана задача скорейшей постройки, и передачи на испытания модернизированного варианта одноместного противотанкового штурмовика Су-25Т (Т8-М), для чего в ОКБ было решено использовать существующий задел – планер недостроенной «спарки». Поэтому планер Т8УБ-1 был переделан в 1984 г. в Т8М-1.

Постройку же первых опытных экземпляров Т8-УБ было решено совместить с запуском самолета в серийное производство на Улан-Удэнском авиационном производственном объединении, выделив в распоряжение МЗ им. П.О. Сухого два самолета из установочной партии для проведения на них летных испытаний.

Запуск в серию самолета Су-25УБ на авиазаводе в городе Улан-Удэ начался в 1984 г.

В 1985 г., три планера самолета Т8-УБ из установочной партии были также переданы в конструкторское бюро для доработки в опытные экземпляры самолета Т8-М. Поэтому сборка первых двух учебно-боевых машин Т8-УБ полной комплектации была завершена лишь во второй половине 1985 г.

— Все эти события сильно затянули сроки передачи самолета на летные испытания. Поэтому было решено провести заводской этап испытаний в сокращенном объеме и лишь в учебном варианте самолета, то есть без отработки боевого применения и в исключительно сжатые сроки – до конца 1985 г.

Первый опытный экземпляр самолета Т8УБ-1, ведущим инженером, по летным испытаниям которого был назначен В.П. Васильев, был изготовлен в июле 1985 г. и облетан на заводском аэродроме города Улан-Удэ летчиком-испытателем ОКБ А.А. Ивановым – 10 августа 1985 г. Самолет имел бортовой номер «201» и характерную эмблему авиазавода – «бурого медведя». Техником самолета был назначен В.В. Силкин.

Через день, 12 августа, был проведен еще один полет, после чего самолет был разобран и авиатранспортом доставлен на ЛИС ОКБ в г. Жуковский, где после



Первый опытный самолет Су-25УБ-1 (Т8УБ-1) на аэродроме авиационного завода г. Улан-Удэ. (АООТ «ОКБ Сухого»)

сборки, оборудования его контрольно-записывающей аппаратурой и отработки всех его систем 10 октября 1985 г. был вновь облетан летчиком-испытателем А.А. Ивановым. После этого началось выполнение программы заводских испытаний. Полеты выполняли летчики-испытатели ОКБ: А.А. Иванов, Н.Ф. Садовников и О.Г. Цой.

7-го декабря, сразу после получения заключения о положительных результатах отработки системы катапультирования на стенде, был выполнен первый полет в составе экипажа (А.А. Иванов и Г.А. Соснин). В ходе этих испытаний были сняты основные показатели летно-технических, взлетно-посадочных характеристик и характеристик устойчивости и управляемости нового самолета в объеме, достаточном для предъявления его на второй этап – Государственных совместных испытаний.

Заводские летные испытания были завершены в установленный срок – 13 декабря 1985 г.

14 ноября 1986 г. А.А. Иванов облетал второй опытный экземпляр самолета, Т8УБ-2 (бортовой номер «202»). Ведущим инженером машины Т8УБ-2 был также назначен В.П. Васильев, а техником В.В. Силкин.

В начале 1986 г. оба самолета были предъявлены на ГСИ, и в течение всего 1986 г. государственные совместные испытания самолета проводились уже в полном объеме, включая и боевое применение. Само их проведение было сильно облегчено тем, что все основные системы и агрегаты «спарки» были в достаточной степени испытаны на штурмовике Су-25 и отработаны в серийном производстве и эксплуатации, поэтому испытания прошли без каких-либо серьезных

трудностей и были завершены весной 1987 г. По окончании этапа ГСИ, самолет с учетом устранения недостатков, отмеченных в перечне, был рекомендован к принятию на вооружение.

Программу этапа «Б» государственных испытаний в качестве ведущего летчика-испытателя от ГК НИИ ВВС вел В.В. Соловьев, кроме того, полеты от военных выполняли летчики-испытатели В.Н. Музыка и А.Г. Бондаренко. В декабре 1985 г. – январе 1986 г. они принимали участие в завершении этапа «А» государственных испытаний самолета Су-25УБ для выдачи предварительного заключения о возможности серийного производства самолета, а в марте 1987 г. закончили этап «Б» государственных летных испытаний, выполнив 47 полетов, и в том числе все полеты на боевое применение вооружения.

Запуск самолета в полномасштабное серийное производство был осуществлен на заводе в Улан-Удэ в 1986 г. и, начиная с 1987 г., первые «спарки» Су-25УБ начали поступать в строевые части. Параллельно учебно-боевые самолеты поставлялись на экспорт под индексом Су-25УБК.

В 1990 г. серийная «спарка» с номером 09-05 (борт «33») была переоборудована под двигатели Р195 и с февраля 1990 по январь 1992 г.г. проходила испытания в ГК НИИ ВВС. Данная программа предусматривала изучение возможности переоснащения серийного парка самолетов Су-25УБ с двигателей Р95Ш на Р195 в связи со снятием первого с производства. Кроме того, рассматривался вопрос дальнейшего серийного



Серийный самолет Су-25УБ Проскуровского авиаполка (аэробаза Кубинка).
(Виктор Бельцов)

производства «спарок» уже с двигателями Р195. На основании проведенных испытаний было выдано положительное заключение для осуществления данной программы.

Техническое описание

Двухместный учебно-боевой самолет Су-25УБ предназначен для обучения и контроля действия летчиков строевых частей и курсантов летных училищ в технике пилотирования, самолетовождения, групповой слетанности при переучивании на армейский штурмовик Су-25, а также для обучения решению боевых задач на армейском штурмовике.

Основные летно-технические характеристики учебно-боевого самолета практически не отличаются от – одноместного самолета-штурмовика.

Навигационно-пилотажное, прицельное оборудование и система управления оружием двухместного самолета обеспечивают возможность его применения в учебных и боевых целях.

В процессе учебно-боевых полетов самолет Су-25УБ обеспечивает выполнение следующих задач и видов летной подготовки:

- техники пилотирования днем и ночью, в простых и сложных метеоусловиях;
- полетов по приборам;
- самолетовождению днем и ночью, в простых и сложных метеоусловиях;
- атаку наземных целей со стрельбой из фотокинопулеметов, стрельбой из пушек, неуправляемыми

реактивными снарядами, а также фотобомбометание и бомбометание в объеме задач, решаемых оборудованием и вооружением самолета;

- обучению летчиков действиям в особых случаях полета с имитацией отказов пилотажно-навигационных приборов.

Самолет Су-25УБ представляет собой цельнометаллический моноплан нормальной схемы с высококороткоположенным крылом малой стреловидности, переставным на взлете и посадке стабилизатором, нерегулируемыми воздухозаборниками и трехопорным шасси с носовым колесом.

На самолете, как и на одноместном штурмовике, установлены два бесфорсажных двигателя Р95Ш. Комплекс прицельно-навигационного оборудования аналогичен, установленному на серийном самолете Су-25.

В целях сокращения затрат на разработку, испытания, внедрение в серийное производство и стоимости серийного производства учебно-боевой самолет Су-25УБ имеет максимальную преемственность с серийным одноместным штурмовиком Су-25 в части аэродинамической компоновки, конструкции планера, силовой установки, оборудования, самолетных систем.

Самолет Су-25УБ имеет следующие основные отличия от самолета Су-25:

- доработанную под установку второй кабины головную часть фюзеляжа;
- вновь устанавливаемый единый для двухместной кабины откидной фонарь;



Двухместная кабина самолета Су-25УБ. (Алексей Михеев)

- частично измененную компоновку оборудования, (в зоне головной части фюзеляжа и в гаргроте средней части фюзеляжа);
- доработанные под двойное управление системы управления самолетом и двигателями, системы жизнеобеспечения, кондиционирования, аварийного покидания самолета, электроснабжения и гидросистему;
- дублирующие элементы сигнализации, кондиционирования, управления;
- топливную систему, из двух расходных групп баков;
- меньший запас топлива.

Аэродинамическая компоновка двухместного самолета отличается от аэродинамической компоновки одноместного самолета формой и размерами головной части фюзеляжа, в которой установлена вторая кабина. Длина головной части фюзеляжа, и длина самолета не изменились. Изменения, связанные с увеличением высоты головной части фюзеляжа, привели к увеличению высоты гаргрота средней части фюзеляжа.

Угол обзора из передней кабины самолета составляет 19° (идентичен одноместному варианту) в плоскости симметрии самолета (ПСС), при этом, превышение пола второй кабины над полом первой составляет 440 мм, а угол обзора из второй кабины – 7° в плоскости симметрии самолета.

Шасси самолета Су-25УБ идентично шасси базового самолета. В ТТТ самолета введено требование двух последовательных посадок с применением тормозного парашюта во второй посадке.

На самолете Су-25УБ установлены два катапультирных кресла К-36Л. Общая для членов экипажа самолета откидная часть фонаря состоит из каркаса, выполненного из профилей и узлов из алюминиевых сплавов, и остекления. Остекление откидной части секционное и состоит из 6 блоков стекла, изготовленных из органического стекла. Герметизация откидной части осуществляется резиновым уплотнительным жгутом.

Система управления двухместного самолета в основном идентична системе управления одноместного самолета.

Отличительной особенностью системы управления является установка ручки управления и педалей во второй кабине, связанных с ручкой управления и педалями первой кабины.

Во второй кабине экипажа установлен пульт управления двигателями ползункового типа. Рычаги управления двигателями обеих кабин жестко связаны между собой. Пульт управления двигателями в кабине инструктора обеспечивает ему преимущественное право на ряд команд управления двигателями.

Система жизнеобеспечения предназначена для обеспечения необходимых условий жизнедеятельности экипажу в полете и в аварийной ситуации во всем диапазоне высот и скоростей полета.

Общий бортовой запас газообразного кислорода для двух членов экипажа заключен в двух восьмилитровых баллонах. Для обеспечения экипажа кислородом при катапультировании каждое кресло оборудовано автономной кислородной системой.



Первоначальная эмблема
Улан-Удэнского авиазавода



Самолет Т8УБ-1. (Юрий Тепсуркаев)



В полете Су-28. Борт номер «07».
(АООТ «ОКБ Сухого»)

Радиоэлектронное оборудование самолета по составу и назначению мало отличается от радиоэлектронного оборудования одноместного самолета.

Отличия эти в основном связаны с наличием на самолете Су-25УБ дублирующих средств управления во второй кабине. Для части радиоэлектронного оборудования предусматривается возможность ввода имитированных отказов из кабины инструктора на индикаторы кабины обучаемого. В кабине инструктора установлены элементы индикации, управления и сигнализации, с помощью которых инструктор может осуществлять контроль за действиями обучаемого и при необходимости переключить управление из первой кабины во вторую. На самолете установлены переговорное устройство, обеспечивающее двухстороннюю телефонную связь между членами экипажа, и магнитофон, предназначенный для документирования переговоров экипажа. Комплекс вооружения и номенклатура вооружения полностью соответствует одноместному самолету Су-25.

ЭКСПОРТНЫЙ ВАРИАНТ САМОЛЕТА Су-25УБ – Су-25УБК

Практически одновременно с выпуском серийного варианта Су-25УБ на заводе был организован серийный выпуск экспортной модификации самолета Су-25УБК (Т8-

УБК), который поставлялся в те же страны, куда ранее был продан боевой вариант самолета. Самолет Су-25УБК внешне не отличается от Су-25УБ. Комплект БРЭО самолета Су-25УБК идентичен комплекту БРЭО Су-25К.

УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНЫЙ САМОЛЕТ Су-25УТ (Су-28)

Краткая история создания

Идея создания учебно-тренировочного самолета на базе учебно-боевого Су-25УБ была впервые предложена в 1981 г. маршалом авиации А.Н. Ефимовым (председателем комиссии ВВС по проведению испытаний штурмовика Су-25). А.Н. Ефимов придерживался мысли о необходимости создании отечественного учебно-тренировочного самолета, способного заменить чехословацкие L-29 и L-39.

В 1987 г. по инициативе Главного конструктора В.П. Бабака началась практическая реализация проекта учебно-тренировочного самолета Су-25УТ (Су-28). Для получения максимально возможных летно-технических характеристик в рамках проекта была проведена работа по снижению веса самолета, а также изменению его внешнего облика. С самолета были сняты все оборудование и системы, связанные с возможностью примене-



Самолет Су-25УТ (Су-28) на ВПП аэродрома ЛИИ имени М.М. Громова. Вид 2/3 спереди. Бортовой номер «07» - синий. (АООТ «ОКБ Сухого»)

ния вооружения, включая: балочные держатели, пушечную установку, прицельное оборудование, систему управления оружием, части элементов комплекса БЖ. Была выполнена зашивка в зоне размещения пушечной установки, светового «окна» станции «Клен-ПС» и балок ИК-патронов.

Кроме того, была выполнена зашивка в зоне «зуба» консолей крыла, установлен центропочный груз в носовом отсеке (для сохранения эксплуатационной центровки самолета). В результате проведенной работы самолет «полегчал» на 2000 кг.

Указанные доработки были выполнены на первом опытном самолете Т8УБ-1. Поставленный на доработку в июле 1987 г., в августе того же года совершил свой первый вылет под индексом Т8УТ-1. Пилотировал самолет летчик-испытатель ОКБ А.А. Иванов.

Ведущим инженером по испытаниям самолета Т8-УТ был назначен В.И. Попов, затем В.П. Васильев, потом его сменил Н.П. Петрухин (по различным программам ведущими этой машины были А.А. Корнилович и П.В. Гамалей). В течение всего 1987 г. проводились испытания по определению аэродинамических характеристик и характеристик устойчивости и управляемости самолета. Техником самолета был В.В. Силкин.

Конструкторы настолько были уверены в надежности и отличных летных характеристиках Су-25УТ, что самолет

был подготовлен к участию в воздушном празднике в Тушино, 17 августа 1987 г. в день Военно-воздушного Флота. Самолет Су-25УТ (публике был представлен как Су-28) выполнил каскад фигур высшего пилотажа и произвел посадку на грунтовый аэродром Тушина.

В дальнейшем Су-28 принимал участие в первенстве ДОСААФ 1988 г. по высшему пилотажу на реактивных самолетах г. Волгограде и занял там третье место. Самолет пилотировал летчик-испытатель «ОКБ Сухого» Е.И. Фролов, многократный Чемпион мира по высшему пилотажу.

После всесторонних испытаний и доработок в июне 1989 г. самолет, уже под обозначением Су-28М (бортовой номер «302»), демонстрировался вместе с боевым вариантом самолета Су-25 на международном авиасалоне в Ле Бурже во Франции. Он также участвовал в международных выставках на Филиппинах, в Дубаи и Абу-Даби (Объединенные Арабские Эмираты).

Вследствие более высокой стоимости эксплуатации самолета по сравнению с L-29 и L-39 в серийное производство Су-28 запущен не был.

Техническое описание

Самолет является упрощенной модификацией учебно-боевого самолета Су-25УБ за счет сокращения состава оборудования и снятия вооружения.



Су-28 с бортовым номером «302» зимой 1992 г. на авиабазе Кубинка. Вид сбоку, правый борт.
(Сергей Скрынников)

Двухместный учебно-тренировочный самолет Су-28 предназначен для обучения технике пилотирования, самолетовождения, групповой слетанности и отработки фигур высшего пилотажа.

Су-28 позволяет подготовить из курсанта, прошедшего до этого первоначальный курс летной подготовки, квалифицированного летчика.

Самолет имеет хорошие штопорные характеристики и позволяет обучать летчиков и курсантов, летающих на других типах самолетов, выводу самолета из штопора.

В процессе учебно-тренировочных полетов самолет Су-28 обеспечивает выполнение следующих видов летной подготовки:

- первоначального обучения;
- отработки техники пилотирования и самолетовождения днем и ночью, в простых и сложных метеоусловиях;
- полетам по приборам с применением шторки "слепого полета";
- обучению летчиков действиям в особых случаях полета с имитацией отказа пилотажно-навигационной системы, двигателя и самолетных систем.

Учебно-тренировочный самолет Су-28 обладает:

- максимальной преемственностью с учебно-боевым и боевым вариантами самолета Су-25 по технике пилотирования, летно-техническим характеристикам и оборудованию кабин;
- высокой маневренностью;
- возможностью взлета, полета и посадки с одним выключенным двигателем;

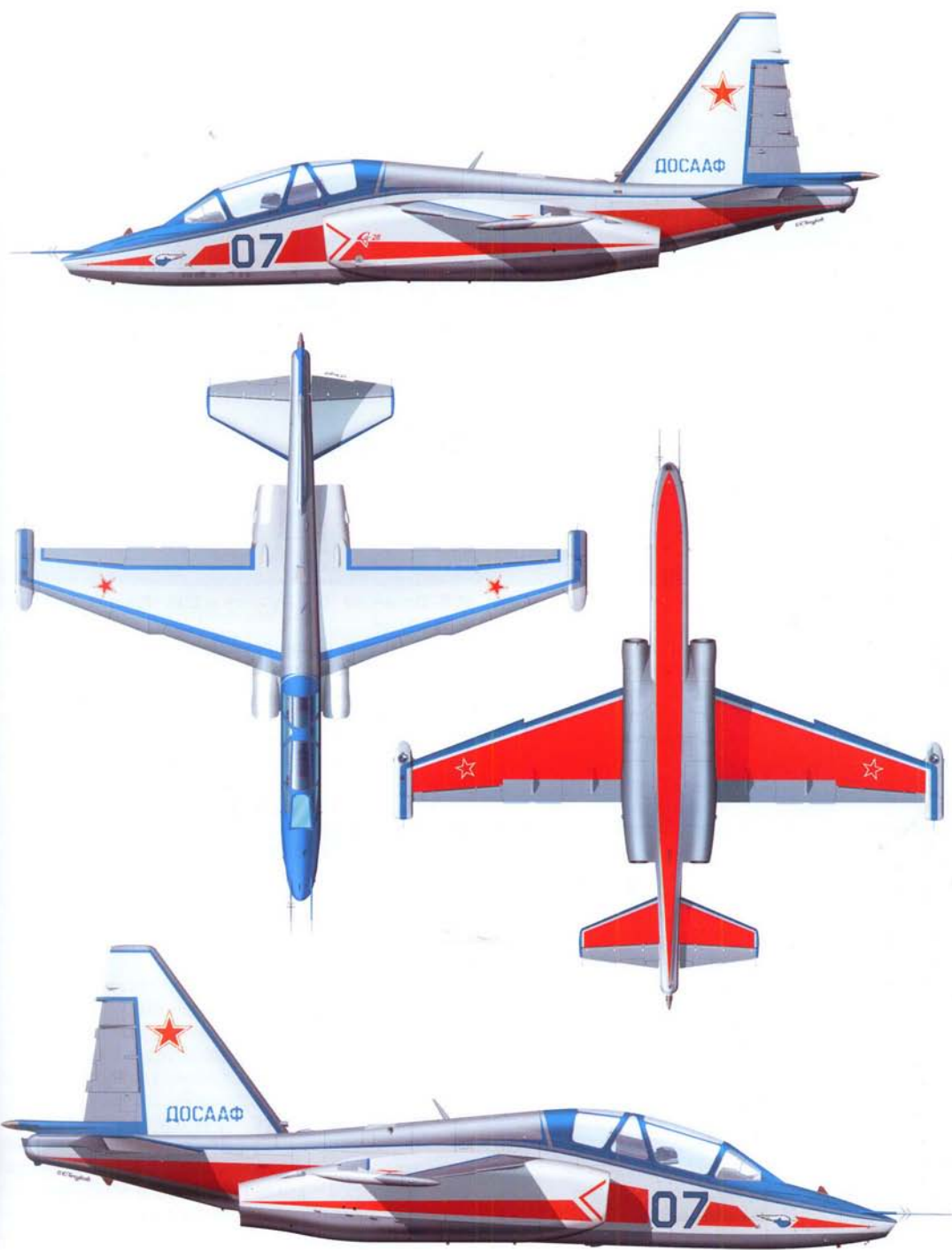
- возможностью эксплуатации самолета на дизельном топливе;
- возможность к базированию на грунтовых аэродромах;
- возможностью выполнения до 18-20 взлетов и посадок в одном вылете;
- шасси, допускающим грубые посадки;
- высокой надежностью и отказобезопасностью, минимальными затратами на техническое обслуживание.

При перебазировании самолета на нем могут быть установлены четыре подвесных топливных бака емкостью по 800 литров каждый (4хПТБ-800) с обеспечением возможности их аварийного сброса.

Система управления и радиоэлектронное оборудование учебно-тренировочного самолета и по составу и назначению соответствует уровню Су-25УБ с дублированием их в обеих кабинах и обеспечению преимущественного права управления некоторыми системами в кабине инструктора.

На Су-28 установлено переговорное устройство, обеспечивающее двухстороннюю телефонную связь между членами экипажа, а также магнитофон для документирования переговоров экипажа (все системы соответствуют оборудованию учебно-тренировочного самолета).

Самолет легко управляется и безопасен в пилотировании, может эксплуатироваться с полевых аэродромов с низкой прочностью грунта, прост в обслуживании и имеет малое время подготовки к повторному вылету.



Самолет ТВУТ-1 с бортовым номером «07».
(Юрий Тепсуркаев)

ПАЛУБНЫЙ УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНЫЙ САМОЛЕТ Су-25 УТГ

Краткая история создания

В целях скорейшей разработки учебно-тренировочного самолета для обучения взлету и посадке на палубу тяжелого авианесущего крейсера (ТАКР) проекта 1143.5, постройка которого близилась к завершению и 1143.6 «Рига» (впоследствии «Варяг») находящегося в стапельной сборке, было решено создать его также на базе самолета Су-25УБ.

Работы конструкторского бюро Сухого по корабельной тематике применительно к самолету Су-25 базировались не на «пустом месте». Еще летом 1984 г., практически одновременно с началом летных испытаний самолета Су-27 по взлету с трамплина на научно-исследовательском учебном тренажерном комплексе «НИУТК»¹ (в обиходе называемом «Нитка») в Саках в Крыму, была выполнена программа аналогичных испытаний на одноместном штурмовике Су-25 (Т8-4). В испытаниях участвовали летчики-испытатели МЗ им. П.О. Сухого: А.А. Иванов, Н.Ф. Садовников и И.В. Вотинцев. У самолета Т8-4 были усилены стойки шасси, установлен «гак» и на нем Заслуженный летчик-испытатель, Герой Советского Союза Н.Ф. Садовников провел первые взлеты и посадки с комплекса «НИУТК».

Во время этих испытаний летчик-испытатель ГК НИИ ВВС из Феодосии В.В. Васенков не до конца убрал стояночный тормоз и взлет с трамплина Т-1 (представляющего собой дугу окружности большого диаметра с углом схода 4°) произошел на скорости меньшей расчетной с просадкой по высоте, в результате чего, были непреднамеренно проверены минимальные скорости схода с трамплина.

Самолет Т8-4 показал на этих испытаниях неплохие результаты по возможности взлета с трамплина. Это позволило ОКБ рассчитывать на успешное выполнение работ по созданию учебно-тренировочного самолета предназначенного для обучения взлету и посадке с ВПП, оборудованных трамплинами и аэрофинишерами, а в последующем и с палубы ТАКР. Самолет получил обозначение Т8-УТГ (Су-25УТГ), то есть, учебно-тренировочный с гаком.

После продолжительных рассмотрений вопроса о создании Су-25УТГ Решение Государственной комиссии Совета Министров СССР было принято только в июле 1987 г. В октябре того же года ОКБ разослало на отзыв инженерную записку по проекту самолета.

В начале 1988 г. для доработок под первый опытный самолет Т8УТГ-1 был выделен серийный учебно-боевой самолет Су-25УБ с заводским номером «05-10» производства Улан-Удэнского завода.

В марте 1988 г. самолет своим «ходом» (экипаж С.Н. Мельников и А.М. Иванов) перелетел на ЛИС «ОКБ Сухого», и был доставлен в сборочный цех МЗ, для

проведения необходимых доработок. Они включали в себя: усиление хвостовой части фюзеляжа, установку посадочного гака и перископа для обзора передней полусферы из второй кабины, демонтаж парашютно-тормозной установки, перевод топливной системы на один расходный бак и тарировка КЗА.

Ведущим инженером по летным испытаниям самолета Т8УТГ-1 (бортовой номер «08» - синий) был назначен Н.П. Петрухин, техником самолета – А.И. Дорофеев. Ведущим инженером от ЛИИ был назначен А.Р. Евстратов.

Ведущим летчиком-испытателем по теме Т8-УТГ был назначен И.В. Вотинцев.

1 сентября 1988 г., самолет Т8УТГ-1 пилотируемый летчиком-испытателем КБ И.В. Вотинцевым, совершил свой первый полет. В течение сентября-октября была выполнена программа по определению летно-технических характеристик и характеристик устойчивости и управляемости самолета, которую выполнили летчики-испытатели МЗ им. П.О. Сухого И.В. Вотинцев, В.Г. Пугачев, Е.И. Фролов, А.А. Иванов, А.М. Иванов. 24 октября 1988 г. Су-25УТГ был перебазирован в Саки, где была отработана посадка самолета с зацеплением за трос аэрофинишера. Программу летных испытаний в Крыму начал ведущий инженер по испытаниям А.А. Корнилович, а затем его сменил Н.П. Петрухин.

Полеты выполняли летчики-испытатели: от ОКБ – И.В. Вотинцев, В.Г. Пугачев и Е.И. Фролов; от ЛИИ – А.В. Крутов.

Испытания были насыщенными и проходили по принципу «от простого к сложному». Первоначально выполнялись заходы на посадку без касания блока по стандартной самолетной глиссаде с углом 2°40', а в дальнейшем с его увеличением до 4°. Также выполнялись посадки по глиссаде 2°40' с касанием блока БС-2 с убранным гаком без зацепления.

13 декабря 1988 г., летчики-испытатели И.В. Вотинцев и А.В. Крутов произвели посадку с зацеплением за трос аэрофинишера блока БС-2 комплекса «НИУТК» в Саках.

В начале 1989 г. летные испытания на комплексе были остановлены в связи с плановыми доработками самолета. Был проведен Методсовет МАП по дальнейшим работам на комплексе «НИУТК».

Первую половину 1989 г. самолет проходил доработку, основу которой составляло введение дополнительного положения механизации крыла и стабилизатора самолета, обеспечивавших взлет с трамплина Т-2 (представляющего собой полный аналог трамплина ТАКР, имеющего сложную кривизну с углом схода 16°) и названной «Трамплин». В это же время под руководством ведущего конструктора П.П. Зуева КЗА самолета была переоборудована системой магнитной регистрации параметров «Гамма-1101». После этого проводились испытания по устойчивости и управляемости самолета на скоростях соответствующих скоростям схода с трамплина.

1 августа 1989 г. самолет был вторично перебазирован на базу в Саки, где были продолжены работы по

¹ Прим. автора – с 1993 г. Полигон взлетно-посадочных систем «НИТКА» г. Саки, Украина.

САМОЛЕТЫ СУХОГО



После первого взлета с трамплина «НИУТК».
 Слева направо стоят: В.М. Ястребов, Н.А. Алферов, И.В. Вотинцев, Н.Ф. Садовников, А.А. Альтшуллер,
 В.А. Соловьев, Ю.Д. Сергеев, В.И. Заморин.
 (Из архива Владимира Соловьева)



Самолет Су-25УТГ-1 (бортовой номер «08») на аэродроме испытательного центра Саки.
 Вид 3/4 спереди. Гак опущен. (АООТ «ОКБ Сухого»)



Гак палубного самолета. (АООТ «ОКБ Сухого»)

исследованию летно-технических характеристик и характеристик устойчивости и управляемости самолета на комплексе НИУТК. Работа велась по двум направлениям: оценке характеристик взлета самолета с трамплина Т-2 (первый взлет выполнен И.В.Вотинцевым 8 августа 1989 г.) в заданном диапазоне весов и скоростей схода, и оценке характеристик посадки на блок БС-2 с торможением за трос аэрофинишера, в исследуемом диапазоне углов наклона глissады, посадочных скоростей и весов самолета, с оценкой нагруженности взлетно-посадочных устройств.

Полеты выполнялись летчиками-испытателями МЗ им. П.О. Сухого – И.В. Вотинцевым, В.Г. Пугачевым, Е.И. Фроловым, С.Н. Мельниковым и ЛИИ – А.В. Крутовым. Работа велась настолько интенсивно, что за три месяца было выполнено более 200 полетов, включающих 29 взлетов с трамплина, 630 заходов с посадкой на блок без выравнивания и уходом на второй круг и 111 посадок с зацеплением за трос аэрофинишера.

1 ноября 1989 г., в Черном море самолет Т8УТГ-1, пилотируемый Вотинцевым и Крутовым, вслед за самолетами Су-27К и МиГ-29К, после выполнения под управлением И.В. Вотинцева двух проходов без касания и одного с касанием палубы совершил первую посадку на палубу ТАКР «Тбилиси». До этого Вотинцевым было выполнено 4 полета на облет ТАКР с заходом на посадку без касания палубы.

2 ноября 1989 г. под управлением И.В. Вотинцева был осуществлен первый взлет самолета Су-25УТГ с палубы ТАКР «Тбилиси». В этот же день состоялось второе «посещение» самолетом Су-25УТГ (экипаж Крутов-Вотинцев) ТАКР, причем для А.В. Крутова это был первый полет в условиях ТАКР в качестве командира корабля.

После «ноябрьских» праздников приоритет работам на корабле был отдан самолетам Су-27К и МиГ-29К, поэтому работы по теме Су-25УТГ были продолжены на комплексе НИУТК. К ним подключились военные летчики-испытатели из Феодосии – А.Б. Лавриков, А.И. Фо-



Прибор «Луна-3М» для посадки самолетов. (Павел Маслов)

кин, Е.А. Пригодин, В.И. Токарев и МЗ им. П.О. Сухого – В.Ю. Аверьянов. Ведущим инженером по теме Су-25УТГ от ГК НИИ ВВС был назначен В.М. Бондаренко.

Для обеспечения посадки на палубу корабля была разработана оптическая система «Луна-3М», которая позволяет летчику правильно выбрать траекторию захода на посадку. Немаловажную роль в отработке посадки с помощью системы «Луна-3М» самолета Су-25УТГ на комплексе «Нитка» и ТАКР «Тбилиси»² сыграл Заслуженный штурман-испытатель СССР Николай Алексеевич Алферов.

В феврале 1990 г., после получения предварительного заключения от ГК НИИ ВВС, самолет Т8УТГ-1 был вновь перебазирован на ЛИ и ДБ ОКБ в г. Жуковский для выполнения его доработок и устранения замечаний, выявленных в ходе испытаний 1989-90 г.г.

Летом 1990 г., по замечаниям заказчика, на самолете были выполнены работы по расширению допустимого угла атаки во взлетной конфигурации и по установке механизма который, обеспечивал бы заданное положение для установки ручки управления при взлете с трамплина.

Испытания по оценке данных доработок с участием И.В. Вотинцева, С.Н. Мельникова, В.А. Аверьянова, А.В. Крутова и А.Б. Лаврикова проводились осенью 1990 г. на трамплине Т-2 в Саках.

В 1990 г. были завершены испытания самолета Т8УТГ-1 по расширению допустимого угла атаки во взлетной конфигурации (летчики-испытатели И.В. Вотинцев, В.Г. Пугачев и В.Ю. Аверьянов).

Весной 1990 г. самолет Т8УТГ-1 был оборудован амортизаторами основных опор шасси повышенной энергоемкости и вновь перебазирован в Саки на комплекс НИУТК, где после оценки доработок по программе ЛКИ (летчик-испытатель В.И. Вотинцев) был предъявлен на ГСИ в ГК НИИ ВВС.

² Прим. автора – в 1991 г. тяжелый авианесущий крейсер «Тбилиси» был переименован в «Адмирал флота Советского Союза Кузнецов»



Оборудование первой кабины Су-25УТГ.
(Алексей Михеев)



Оборудование кабины инструктора самолета Су-25УТГ.
(Сергей Скрынников)

В 1990 г. в Улан-Удэ была выпущена серия из десяти самолетов Су-25УТГ. Первая серийная машина взлетела 4 июля 1990 г.

Пять самолетов (бортовые номера: «04», «06», «07», «10» и «11») были переданы в Североморск и приписаны к авиации ВМФ. Ныне эти самолеты используются в составе авиации Северного флота для обучения пилотов Су-27К посадке на палубу. Еще пять самолетов (бортовые номера: «60», «61», «62», «63» и «64») были доставлены в Саки на комплекс «Нитка». Впоследствии самолеты стали частью украинских вооруженных сил и имеют эмблемы принадлежности ВВС Украины. Самолет с бортовым номером «60» после посадки на «брюхо» был подготовлен к списанию, но с 1999 г. – восстановлен и находится в эксплуатации. Машина – «07» потерпела катастрофу около г. Мурманска 11 ноября 1992 г.

В дальнейшем на Улан-удэнском авиазаводе была выпущена еще одна серия самолетов Су-25УТГ.

В течение лета 1991 г. на комплексе «НИУТК» в Саках был выполнен первый этап ГСИ. В нем, кроме самолета Т8УТГ-1, приняли участие серийные самолеты, дооборудованные для посадки на палубу необходимым оборудованием с бортовыми номерами «08» и «11» – красными. В испытаниях по этапу «А» ГСИ участвовали летчики-испытатели Феодосийского управления ГК НИИ ВВС – А.Б.Лавриков, Е.И.Пригодин, В.И.Токарев, А.И.Фокин, А.В.Кольцов и В.С.Петруша. Летчики-испытатели МЗ им. П.О. Сухого – И.В.Вотинцев, В.Г.Пугачев, С.Н.Мельников и В.Ю.Аверьянов, занимались вводом в эксплуатацию серийных самолетов.

Высокая интенсивность полетов обеспечивалась слаженной работой испытательной бригады, костяк которой составили помощник ведущего инженера по летным испытаниям А.Н. Куценко, ведущие специали-

сты по устойчивости и управляемости Т.П.Стремедловская и М.Е.Михайлов, по ЛТХ – А.М.Чалов, по прочности – Ю.Б.Мартынов.

В течение сентября-октября 1991 г. в условиях ТАКР в Черном море было выполнено 42 полета, включающих заходы на посадку с уходом на второй круг без касания и с касанием палубы по глиссаде 3°30' (выполнено 46 касаний), посадки с зацеплением за трос аэрофинишера и взлеты с трамплина ТАКР (выполнено 25 посадок и взлетов). Полеты выполнялись летчиками-испытателями ОКБ И.В.Вотинцевым, В.Г.Пугачевым, С.Н.Мельниковым и В.Ю.Аверьяновым.

16 октября 1991 г. состоялась первая посадка на ТАКР военного летчика-испытателя А.Б.Лаврикова, и в дальнейшем предполагалось участие в полетах на ТАКР летчиков из Феодосии, но не всегда в испытаниях такой высокой степени сложности бывает гладко. Так, 18 октября 1991 г. при посадке самолета Су-25УТГ на ТАКР с торможением аэрофинишером (экипаж И.В. Вотинцев, В.Ю. Аверьянов) произошел разрыв штока левого амортизатора основной стойки шасси, и полеты были приостановлены. Как выяснилось впоследствии, это произошло из-за применения материала не соответствующего ГОСТу.

В 1992 г. в связи с распадом СССР и появлением ряда разногласий между Россией и Украиной, работы в Крыму оказались невозможными и, как следствие, их интенсивность по теме Су-25УТГ резко снизилась.

В начале 1992 г. самолет Т8УТГ-1 был разобран и перебазирован в сборочный цех АНПК «ОКБ Сухого» для выполнения осмотра, оценке технического состояния и устранения замечаний, выявленных в ходе испытаний в 1991 г. В мае самолет был вновь доставлен на ЛИ и ДБ в г. Жуковский, где были выполнены сборка



Взлет с трамплина в испытательном центре "НИУТК" в Крыму самолета Су-25УТГ бортовой номер "64".
(Павел Маслов)



Зацепление за гак при посадке на аэродроме комплекса «НИУТГ».
(Павел Маслов)

и отработка систем. А также отработка топливной системы в варианте ПТБ: 2х1150 л и 2х800 л (ранее использовался только вариант 4х800 л).

В связи с переходом Феодосийского филиала ГЛИЦ МО в ВВС Украины морская тематика была передана на основную базу в г. Ахтубинск. Ведущим летчиком-испытателем по корабельной тематике от летного центра был назначен Н.Ф. Диордица, ведущим инженером по теме Су-25УТГ – В.Б. Добров. Ведущим летчиком-испытателем по корабельной тематике от ОКБ стал С.Н. Мельников.

В конце лета было принято решение об оценке возможности применения самолета Су-25УТГ на ТАКР «Адмирал флота Советского Союза Кузнецов» без предварительных полетов на «Нитке».

Работы на ТАКР в условиях Заполярья начались в начале октября 1992 г. Из-за задержки выхода ТАКР в море, и крайне сжатых сроков из-за ухудшения метеоусловий, было принято решение о проведении облетов, с целью оценки корабельных радиотехнических средств управления полетами и станции «Луна-3М», корабля, стоящего у пирса на базе в Ведяево. Испытания выполнялись 2 октября 1992 г. С.Н. Мельниковым при участии Н.Ф. Диордицы и Н.П. Петрухина

Первые полеты в условиях ТАКР состоялись 15 октября 1992 г. С.Н. Мельников выполнил совместно с Н.Ф. Диордицей два полета по облету корабля (без касания и с касанием) и в третьем полете (с Н.П. Петрухиным в составе экипажа) произвел посадку на ТАКР. Без выключения двигателей был совершен взлет с палубы.

Дальнейшие полеты продолжались при наличии допустимых метеоусловий. Всего было выполнено 62 полета, включающих 155 заходов на посадку без касания палубы, 11 заходов с касанием палубы, 11 заходов с касанием палубы и уходом на второй круг, 38 посадок на ТАКР (причем несколько при отказе системы стабилизации «Луна-3М») и 38 взлетов с него. В начале полеты выполнялись С.Н. Мельниковым (всего им в качестве командира экипажа было выполнено 28 полетов). В сложных условиях Баренцева моря, не имея опыта «корабельных» полетов, Н.Ф. Диордица полностью выполнил программу подготовки к полетам в условиях ТАКР (всего он выполнил 34 полета).

Кроме выполнения полетов испытательной бригадой проводилась большая работа по оценке «совместимости» самолета и авианесущего корабля (возможности эксплуатации самолета при использовании корабельных средств самолетного обслуживания и размещения самолета на ангарной палубе без складывания крыла).

В 1993 г. на самолете Т8УТГ-1 решались задачи отработки методики подготовки летного состава полетам в условиях ТАКР. Работы проводились в период с 12 августа по 12 октября. Всего было выполнено 94 полета.

В это время к работам подключились летчики-испытатели ГЛИЦ МО. Среди них были летчики, перешедшие из Феодосии в Ахтубинск А.М. Раевский и В.С. Пе-



Н.П. Петрухин.
(Из архива Николая Петрухина)

труша и вновь открывающий для себя корабельную специфику А.Б. Иванов.

Наряду с отработкой методики и подготовкой летчиков-испытателей, С.Н. Мельниковым и Н.Ф. Диордицей на серийных самолетах Су-25УТГ выполнялись подготовка летчиков авиации ВМФ Т.А. Апакидзе, В.В. Дубового, Я.Г. Чибиря, И.С. Кожина.

Результатами навигации 1993 г. стало получение заключения о применении самолета Су-25УТГ на корабле в качестве учебно-тренировочного с использованием выработанной методики подготовки.

Дальнейшие работы на самолете Т8УТГ-1 проводились под руководством ведущих инженеров Б.Н. Поликарпова и Н.Н. Ярошенко.

В конце 1994 начале 1995 г.г. была выполнена оценка инерциальной курсовертикали Ц-061К (летчики-испытатели О.Г. Цой, С.Л. Богдан, В.Н. Крицкий, В.С. Петруша).

С апреля 1994 г. было принято решение об участии в походе на корабле двух самолетов Су-25УТГ. Для этого на ЛИ и ДБ АООТ «ОКБ Сухого» в г. Жуковском были выполнены доработки самолетов авиации Северного флота (бортовые номера «08» и «11»). Руководили работами начальник ремонтно-доводочного цеха А.Л. Вотинцев, его заместитель Е.В. Белов, начальник отдела эксплуатации В.Т. Соловов и технический руководитель темы Н.П. Петрухин. Испытания по отработке различных систем начались в 1995 г.

С 1995 г. проводились испытания по отработке ночных посадок на палубу авианесущего корабля. После их завершения было признано возможным производить посадку самолетов Су-25УТГ в сумерках и ночных условиях.

В 1994-95 г.г. НПК «Штурмовики Сухого» рассматривался эскизный проект по установке на самолетах Су-25УТГ складного крыла. В 1998 г. на Улан-Удэнском авиационном заводе был доработан самолет Т8УТГ-1, на котором был установлен макет нового крыла, и эта машина была показана на авиасалоне МАКС'99. К 2001 г. этот самолет был доработан рабочим складным крылом и должен взлететь в этом же году.

Техническое описание

Самолет предназначен для отработки летчиками техники взлета и посадки на наземном комплексе и с



Авианесущий крейсер "Адмирал флота Кузнецов". Виден момент посадки самолета Су-25УТГ. (Сергей Скрынников)



Су-25УТГ (Т8УТГ-1) перед взлетом. (Сергей Скрынников)



На палубе ТАКР. Слева направо: В.Б. Добров – ведущий инженер от ГК НИИ ВВС, Н.Ф. Диордица – ведущий летчик-испытатель от ГК НИИ ВВС, С.Н. Мельников – летчик-испытатель МЗ им. П.О. Сухого, Н.П. Петрухин – ведущий инженер по теме Су-25УТГ МЗ им. П.О. Сухого. (Павел Маслов)



Момент зацепления гака самолета за трос аэрофинишера.
(Сергей Скрынников)



Самолет Т8УТГ-1. (Юрий Тепсуркаев)



Серийный самолет Т8-УТГ с бортовым номером "15" на палубе авианесущего корабля. (Сергей Скрынников)

палубы с устройствами укорочения взлета (наклонная рампа-трамплин) и посадки (аэрофинишер), а также для обучения и контроля летчиков строевых частей и курсантов летных училищ технике пилотирования, самолетовождению и групповой слетанности.

Самолет Су-25УТГ имеет максимальную преемственность с серийным самолетом Су-25УБ в части аэродинамической компоновки, силовой установки и ее систем, конструкции планера (включая опоры шасси), оборудования и самолетных систем. Основные летно-технические характеристики Су-25УТГ соответствуют ЛТХ учебно-боевого Су-25УБ.

Самолет Су-25УТГ отличается от учебно-боевого самолета отсутствием следующих систем и элементов конструкции: блоки прицельного оборудования, блоки системы управления оружием, пушечная установка, бронезщиты двигателей, радиостанции связи с сухопутными войсками, блоки и элементы системы обороны.

В процессе учебно-тренировочных полетов самолет Су-25УТГ обеспечивает выполнение следующих задач летной программы:

- взлет с трамплина;
- посадку на аэрофинишер с применением посадочного гака;
- отработку техники пилотирования днем и ночью, в простых и сложных метеоусловиях;
- полеты по приборам, в том числе с использованием шторки "слепого полета";
- самолетовождение днем и ночью, в простых и сложных метеоусловиях;

- обучение летчиков действиям в особых случаях полета с имитацией отказов пилотажно-навигационного оборудования;
- первоначальное обучение в летных училищах и центрах.

На самолете Су-25УТГ установлены:

- в хвостовой части фюзеляжа – посадочный гак, представляющий собой тормозной крюк с демпфером-подъемником и боковыми стабилизаторами;
- модифицированная хвостовая балка фюзеляжа, воспринимающая нагрузки от посадочного гака. Законцовка хвостовой балки укорочена в связи со снятием парашютно-тормозной установки и балок выброса ИК-патронов;
- в головной части фюзеляжа – зашивка ниши пушечной установки;
- во второй кабине – перископ переднего обзора;
- в средней части фюзеляжа – бронированные люки, защищающие снизу расходный бак, заменены на конструкцию из алюминиевых сплавов;
- в кабине экипажа вместо снятых боевых пультов, иллюминатора дальномера и отверстий в обшивке самолета от снятых антенн установлены – заглушки.

В дальнейшем самолет будет оснащаться крыльями со складывающимися консолями.

Установленное на самолете пилотажно-навигационное оборудование обеспечивает отработку взлета и посадки, обучение и контроль при всех метеоусловиях проведения учебно-тренировочных полетов.



Самолет Т8УТГ-1 со складным крылом на выставке МАКС-99. (Алексей Михеев)

Шасси самолета доработано с учетом выполнения требования взлета с трамплина и посадки с повышенной вертикальной скоростью.

При перебазировании самолета сохранена возможность установки четырех подвесных топливных баков емкостью по 800 литров каждый (4хПТБ-800), с обеспечением возможности их аварийного сброса.

При взлете с трамплина самолет выводится на взлетные значения угла атаки за счет кривизны трамплина. Этим существенно сокращается длина разбега самолета. Перед стартом летчик выруливает и устанавливает самолет на задержники, выпускает механизацию крыла во взлетное положение, выводит двигатели на максимальный режим. По команде самолет освобождается от задержников и начинает разгон по полетной палубе с выходом на трамплин. После схода с трамплина самолет выводится на взлетное значение угла атаки и через 2-3 секунды разгоняется до взлетной скорости без просадки.

В процессе захода на посадку самолет вводится в зону действия наземной оптической системы посадки. Войдя в луч оптической системы посадки, летчик переводит самолет в режим снижения по заданной глиссаде. Полет по глиссаде вплоть до касания с взлетной палубой выполняется на расчетном угле атаки с поддержанием оптимальной скорости.

При посадке на палубу корабля, крюк посадочного гака скользит по поверхности взлетной палубы и захватывает один из тросов аэрофинишера. После захвата троса самолет проходит путь в 90 метров с максимальным значением продольной перегрузки при торможении в 4-5 единиц.

Самолет легок и безопасен в пилотировании, прост в обслуживании и имеет малое время подготовки к повторному вылету.

В настоящее время, учебно-тренировочный самолет Су-25УТГ является основным звеном в системе обучения летного состава палубной авиации.

САМОЛЕТ-БУКСИРОВЩИК МИШЕНЕЙ Су-25БМ

Краткая история создания

В Советском Союзе для испытаний ракетных систем оружия и учебно-боевой подготовки войск широко применялись доставляемые на самолетах-носителях парашютирующие мишени М-6 и пикирующие мишени ПМ-6.

Мишень М-6 представляет собой авиабомбу, оборудованную ИК-трассером и парашютом. Она может сбрасываться как обычная авиабомба.

Пикирующая мишень многоцелевого применения ПМ-6 прошла государственные испытания в 1959 г. и использовалась для испытаний систем оружия и учебно-боевой подготовки войск ПВО страны. В качестве носителя мишени применялись самолеты Ил-28Р. В начале 80-х годов по заданию ВВС в ОКБ разрабатывалась документация для установки мишеней на самолет Су-17М2.

Опыт применения различных видов мишеней показал, что во многих случаях значительно более эффективны для учебно-боевой подготовки войск мишени, буксируемые за самолетом наподобие обычных матерчатых конусов, но оборудованные средствами по-



Самолет Су-25УТГ на авиационной выставке МАКС-99. (Алексей Михеев)

вышения эффективной отражающей поверхности (ЭОП) и уровня ИК-излучения. Желательно чтобы мишень после выполнения полета возвращалась на подвеску. Именно на разработку такой системы, получившей название «Комета», и получило задание в начале 70-х годов Казанское ОКБ «Сокол». До этого в СССР ограниченно применялись буксируемые самолетами Ил-28Р мишени ПМ-3Ж.

Система «Комета» состояла из турборебедки ТЛ-70 и буксируемой мишени. Она была разработана для размещения под фюзеляжем самолета типа Су-7 или Су-17 и прошла Государственные испытания на двухместном Су-7У, где во второй кабине размещался оператор управляющий работой системы.

В связи со снятием с вооружения самолета Ил-28Р необходимость принятия на вооружении нового самолета-носителя мишеней становилась все более актуальной. Широко распространенные Су-17 различных модификаций для этой роли подходили мало. И на основании совместного Решения МАП-ВВС от декабря 1987 г. ОКБ было предложено проработать возможность переоборудования под буксировщик мишеней «Комета» и носитель 2-4 пикирующих мишеней ПМ-6 самолет Су-25. По техническому заданию допускалось применение самолета спарки и демонтаж оборудования, не имеющего отношения к использованию самолета в качестве носителя мишеней.

Разработка самолета-буксировщика мишеней Су-25БМ началась в первом квартале 1988 г. При разработке проекта ОКБ рассмотрело возможность использования как двухместного Су-25УБ с оператором управления во второй кабине под наименовани-

ем Су-25УБМ, так и одноместного Су-25 под наименованием Су-25БМ с осуществлением управления применением мишеней летчиком. В процессе проведения работ стало понятно, что использование самолета в качестве носителя мишеней будет его дополнительной задачей, не ограничивающей боевые возможности самолета Су-25.

Из-за того, что мишени ПМ-6 сбрасываются в горизонтальном полете, когда точка прицеливания летчику не видна, возникла потребность произвести давно назревшую модернизацию навигационного комплекса самолета с тем, чтобы выполнить требования ТЗ по точности выхода носителя в точку сброса. Одновременно было предложено установить на самолеты двигатели Р195 отработанные в это время на опытных самолетах Т8-14 и Т8-15.

В материалах предоставленной ВВС в июне 1988 г. Инженерной записки конструкторское бюро предложило создать также и палубный самолет-буксировщик мишеней на базе Су-25УТГ. Такой самолет, получивший в записке название Су-25БМК (буксировщик мишеней корабельный), позволил отработать задачи противоздушной обороны корабельных соединений вдали от берегов.

В декабре 1988 г. был согласован окончательный вариант технического задания на самолет Су-25БМ. За базу был выбран одноместный Су-25 с сохранением всех его боевых возможностей. В марте 1989 г. директивная документация на самолет была утверждена главным конструктором В.П. Бабаком и осенью этого же года рабочая документация была передана на Тбилисское авиационное производственное объединение.

В проведении и организации работ по созданию самолета-буксировщика от начала его проектирования до начала летных испытаний активное участие принимал инженер отдела проектов В.И. Москаленко.

По решению ВВС в Тбилиси был дооборудован серийный самолет Су-25, с №10489 плана 1989 г., до уровня Су-25БМ-1 (заводское обозначение Т8БМ-1). Самолет был укомплектован необходимыми пилонами для подвески мишеней, оборудован блоками и электроцепями управления работой системы «Комета» включая радиолинию управления мишенью, модернизированными средствами навигации и двигателями Р195. Самолет был облетан на заводе в Тбилиси 22 марта 1990 г. летчиком В.П.Коростиевым и 30 мая этого же года его перегнал на ЛИС ОКБ летчик тбилисского авиазавода А.Н.Комаров (самолет к моменту перегона выполнил уже 9 полетов). Ведущим инженером по испытаниям самолета Су-25БМ-1, получившего бортовой номер «12», был назначен В.В. Шиян.

Для сокращения сроков проведения летных испытаний было принято решение о проведении полетов на двух самолетах. Буксируемая мишень «Комета» оценивалась на самолете Су-25БМ-1 с бортовым номером «12», а пикирующая мишень ПМ-6 – на самолете Су-25 (опытная машина Т8-15) с бортовым номером «301».

Программа летных испытаний самолета с мишенью «Комета» была рассчитана на 62 полета, а пикирующей мишенью ПМ-6 – 32 полета.

Заводские летные испытания самолета Су-25БМ-1 с системой «Комета» задерживались. Главная причина была в отсутствии турболебедки ТЛ-70, производство которой на Тбилисском авиазаводе еще не было освоено. Поэтому пришлось восстанавливать опытную лебедку, ранее изготовленную в ОКБ «Сокол». К испытаниям приступили только в сентябре 1990 г.

На этапе заводских испытаний самолет пилотировали летчики-испытатели: О.Г. Цой и Е.Г. Ревунов. Работоспособность «Кометы» обеспечивала группа специалистов ОКБ «Сокол» под руководством Э.Ф. Гройсмана.

Первоначально самолет испытывался на устойчивость и управляемость с турболебедкой и мишенью на жесткой сцепке и прочность консолей подвески. Только проверив их, с восьмого полета приступили к отработке выпуска, буксировки и уборки воздушной мишени «Комета» с турболебедкой ТЛ-70. Были проверены различные параметры буксировки мишеней, в частности, скорость и время причаливания (контакт мишени с контейнером). Система выпуска лебедки была автоматической, и, после выставления летчиком параметров полета мишени, все происходило в автоматическом режиме.

Выпуск и буксировка мишени сложности не составляли, а вот при уборке возникли проблемы. Первоначально осуществляли уборку мишени при выражении с креном 40-45 градусов, как это было отработано на самолете Су-7У. При этом возникали поперечные колебания мишени на тросе и имели место его обрывы в момент подхода мишени к лебедке на 1-7 м. Были ис-

пробованы различные маневры при подтягивании мишени включая создание постоянной положительной перегрузки самолета. Стабильного поведения мишени добиться так и не удалось и только после перехода к причаливанию и стыковке мишени в горизонтальном полете, что оказалось наиболее приемлемо, мишень стала подходить к подвеске без существенных колебаний.

В полете 20 ноября 1990 г. произошло разъединение тросового барабана с муфтой приводного вала редуктора турболебедки. Скорость выпуска мишени стала резко расти, что привело к разрушению опоры тросового барабана, и мишень ударила о крыло самолета, пробив при этом обшивку в зоне топливного бака. С самолета сопровождения сообщили об утечке топлива из пробитого бака. Несмотря на полученные повреждения, летчик Е.Г.Ревунов успешно посадил самолет.

Испытания остановили до тех пор, пока разрушенную лебедку не заменили серийной, изготовленной в Тбилиси, а у самолета не отремонтировали крыло. Ведущим инженером по испытаниям самолета в это время стал Н.Н.Ярошенко. Уже во втором полете после возобновления работ при уборке мишени произошло заклинивание троса, и летчик был вынужден отрубить его пирогильотиной. На земле было установлено, что причиной аварии стало несоответствие зазоров между деталями тросоукладчика заданными в чертежах. После доработки лебедки заводские испытания завершились только в октябре 1991 г.

Специальные летные испытания системы «Комета» были проведены в октябре 1992 – январе 1993 г.г. без осложнений. Все характеристики самолета с системой «Комета» были признаны соответствующими предъявленным требованиям.

Как было сказано выше, испытания по применению пикирующих мишеней ПМ-6 проводились на опытном самолете Т8-15, борт «301», ведущим инженером, по испытаниям которого был А.А. Корнилович. С июня 1990 по март 1991 г.г. было произведено 19 полетов, а в заключение 2 полета было выполнено на самолете Су-25БМ-1. Программа летных испытаний успешно завершилась.

В испытаниях мишеней «Комета» и ПМ-6 на самолетах Су-25БМ-1 и Т8-15 принимали участие летчики-испытатели ГК НИИ ВВС А.П.Петров (ведущий летчик-испытатель программы), В.Н.Музыка, С.А.Лушин, В.Н.Воронов, В.Э.Дахтлер, Н.Ф.Диордица, Ю.А.Бежевец и др.

По предварительным планам предполагалось поставить не менее 170 серийных самолетов Су-25БМ. В 1990 г. ТАПО приступило к изготовлению серийных Су-25БМ и изготовило 50 самолетов, которые были поставлены в авиационные части, где ранее базировались Су-25.

Большое количество самолетов было передано в 16-ю воздушную армию Группы Советских войск в Германии. В 1991 г. в связи с переходом ТАПО под республиканскую юрисдикцию и последующим развалом Со-



Опытный самолет Т8БМ-1 с мишенью «Комета».
(АООТ «ОКБ Сухого»)

Турболобедка мишени «Комета»
(АООТ «ОКБ Сухого»)

Опытный самолет Т8БМ-1 с мишенью ПМ-6.
(АООТ «ОКБ Сухого»)

Мишень ПМ-6.
(АООТ «ОКБ Сухого»)

юза поставки самолетов ВВС прекратились. Поставленные ранее Су-25БМ так и не были укомплектованы турборебедками, которые также должны были поставляться из Тбилиси, и системы буксировки мишеней в строевых частях так, и не были задействованы. Развал Союза привел к невозможности поставки мишеней ПМ-6, так как они серийно изготавливались на заводе в г. Дубовое (Закарпатье, Украина). Тем не менее, ВВС РФ в течение нескольких лет продолжали попытки использования Су-25БМ в качестве буксировщика мишеней, и даже поставки его на экспорт.

Серийным Су-25БМ не пришлось поработать в качестве носителей мишеней, однако в связи с тем, что на этих самолетах были установлены двигатели Р195 и улучшена точность системы навигации, они оказались самой совершенной серийно выпущенной и поставленной в строевые части ВВС модификаций самолета-штурмовика Су-25.

Техническое описание

Самолет Су-25БМ может эксплуатироваться в вариантах штурмовика, обеспечивающего применение всего штатного вооружения самолета Су-25, буксировщика воздушной мишени «Комета» и носителя пикирующих мишеней ПМ-6.

Переоборудование самолета из одного варианта в другой требует небольшого объема работ по смене пилонов подвески и необходимых блоков оборудования, в том числе и в кабине летчика.

В вариантах буксировщика и носителя ПМ-6 самолет предназначен для обеспечения учебно-боевой подготовки войск, оснащенных стрелковыми и радиолокационными системами вооружения «земля-воздух» и «корабль-воздух». Применяемые мишени-имитаторы обеспечивают отработку задач обнаружения и сопровождения, целей в оптическом, инфракрасном и радиолокационном диапазонах волн, проведение практических стрельб зенитной артиллерии и других огневых средств, выполнение условных пусков ПЗРК.

Конструкция самолета Су-25БМ полностью соответствует конструкции самолета Су-25 последних серий за исключением конструкции мотогондолы, доработанной под установку двигателя Р195. И наличия подфюзеляжных узлов для установки антенны радиолинии управления буксируемой мишенью. В комплектацию самолета дополнительно введены 4 пилон для подвески мишеней ПМ-6 и пилон для подвески турборебедки ТЛ-70.

Состав навигационного оборудования был дополнен радиосистемой дальней навигации А-720, а радиосистема ближней навигации и посадки РСБН-6С – заменена на современную систему того же назначения А-324. Такие изменения позволили повысить точность определения текущих координат не менее чем в 1,5-2 раза.

На самолете установлено передающее устройство радиолинии управления буксируемой мишенью и блок автоматического управления турборебедкой.

Система «Комета» включает в свой состав воздушную буксируемую мишень и турборебедку ТЛ-70.

Мишень «Комета» имеет цилиндрический корпус длиной 2,13 м и диаметром 0,2 м и крестообразное сечение, с общим весом 46 кг. В корпусе мишени размещены линзы Люнеберга, приемное устройство управляющей радиолинии, аппаратура определения промаха системы «Планер-М» и аккумуляторная батарея. На оперении мишени размещены антенные устройства и трассеры. Линзы Люнеберга обеспечивают мишени эффективную поверхность рассеяния сравнимую с самолетом-буксировщиком.

Аппаратура определения промаха «Планер» состоит из микрофонного блока и передающего устройства и обеспечивает определение количества пролетающих снарядов и величины «промаха» по зонам в диапазоне от 0 до 50 м. Информация передается на наземную аппаратуру регистрации результатов стрельбы «Планер-М» где по специальным таблицам определяется величина промаха.

Четыре трассера обеспечивают имитацию мишенью теплового излучения реальной цели и визуальное наблюдение за ней. Время горения каждого трассера не менее 50 секунд.

По управляющей радиолинии осуществляется управление работой аппаратуры мишени. По команде летчика, поджигаются трассеры, и включается на заданный интервал времени аппаратура «Планер-М». Приемное устройство радиолинии включается при отцепке от лебедки.

Турборебедка ТЛ-70 обеспечивает выпуск и уборку буксировочного троса, выпуск мишени с предварительным отводом ее от контейнера лебедки на параллелограмном механизме, приемку и фиксацию мишени на жесткой сцепке при подвеске, а также торможение троса при буксировке.

Контейнер лебедки имеет длину 4 м и диаметр 0,5 м. В носовой части контейнера размещается регулируемый осевой воздухозаборник с центральным телом и воздушная турбина. Турбина раскручивается встречным потоком воздуха и через редуктор осуществляет привод тросового барабана и тросоукладчика. В хвостовой части контейнера размещается параллелограмный механизм приема и выпуска мишени с замками жесткой сцепки с ней. Для обрубания троса при невозможности его уборки или необходимости аварийного сброса мишени, в том числе и при ее нахождении на жесткой сцепке, в контейнере установлена пирогильотина.

Буксировочный трос сплетен из стальной проволоки и рассчитан на 10 применений. По длине, которая могла максимально достигать 4000 м, трос выполнен ступенчатым с уменьшающимся количеством жил. На практике буксировка осуществлялась с тросом, выпускаемым не более чем на 3000 м.

При установке на самолет контейнера с турборебедкой с мишенью «Комета» под противоположную плоскость буксировщика для сохранения аэродинамической и массо-инерционной симметрии самолета устанавливается аэродинамический и весовой противовес



Самолет Су-25БМ авиабазы в Ахтубинске.
(Дмитрий Дьяков)



Мишень «Комета» под крылом самолета Су-25БМ.
(Дмитрий Дьяков)

в виде бомбы калибром 500 кг. Контейнер с турбобедкой и мишень "Комета" устанавливаются на 3 и 9 точки подвески.

Для осуществления управления лебедкой и контроля режимов ее работы в кабине устанавливается щиток управления, размещаемый вместо временно снимаемой визирной головки прицела. На щитке располагаются задатчики параметров (заданная длина троса, скорость выпуска, положение конуса воздухозаборника), контрольные светосигнализаторы и указатели состояния заданных параметров при работе системы, кнопки-лампы и переключатели задания режимов работы. Управление лебедкой осуществляется в автоматическом режиме, но при отказе автоматики может осуществляться и в ручном режиме.

Панель управления лебедкой мишени ТЛ-70 устанавливается вместо пульта аппаратуры предупреждения об облучении радиолокационными станциями.

Применение самолета с мишенью "Комета" производится вдали от населенных пунктов, на специально оборудованных полигонах.

Пикирующая мишень ПМ-6 специально предназначена для имитации пикирующих целей. Для этого она выполняет полет по заданной траектории с углом пикирования 30-70 градусов, предварительно задаваем на земле. Для обеспечения характеристик аналогичным типовым целям мишень оснащена уголковым отражателем радиолокационных волн и огнедымовыми трассерами.

После сброса с самолета в горизонтальном полете мишень переходит в пикирование с заданным углом. Ее траектория стабилизируется за счет вращения мишени вокруг продольной оси, создаваемого заклиненными под определенным углом крестообразно расположенными крыльями мишени и гиравтоматом стабилизации траектории с передним, стабилизированным от вращения горизонтальным крылышком, угол установки которого на земле определяет угол пикирования.

Скорость мишени может достигать 900 км/ч. В момент отделения мишени от носителя поджигаются огнедымовые трассеры.

На высоте 750-1000 м автоматически вводится в действие парашютная система, и мишень приземляется на землю (мишень ПМ-6Р) или на воду (гидровариант мишени ПМ-6Г). В момент открытия основного парашюта включаются бортовые сигнальные огни.

После применения мишень проходит необходимый ремонт и подготовку к повторному применению. Как правило, одна мишень применяется до 6 раз.

Тонкостенный сигарообразный корпус мишени имеет длину 3,40 м и максимальный диаметр 0,625 м, размах крыльев мишени 1,64 м. Носовая часть мишени изготовлена из дерева. Парашютная система мишени трехступенчатая. В качестве основного парашюта использован спасательный парашют С-3 площадью купола 56,5 м². Вес снаряженной мишени составляет 138-141 кг.

На самолете может подвешиваться 2-4 пикирующие мишени ПМ-6, на 2,4 и 8, 10 точки подвески. Сброс мишеней возможен по одной или попарно.

Для увеличения дальности и продолжительности полета самолета при применении мишеней "Комета" и ПМ-6 на самолете-буксировщике могут быть установлены два подвесных топливных бака емкостью по 1150 л. каждый (ПТБ-1150). Подвесные баки устанавливаются на внутренних точках подвески. При применении подвесных топливных баков число одновременно подвешиваемых под самолет мишеней ПМ-6 ограничивается двумя.

ПРОТИВОТАНКОВЫЙ САМОЛЕТ-ШТУРМОВИК Су-25Т

Краткая история создания

Как говорилось в первой главе книги, после состоявшегося в 1975 г. показа самолета Су-25, было принято решение о создании на базе штурмовика Су-25 его противотанковой версии с ПТУР «Штурм» (в дальнейшем было принято решение о применении на штурмовике новых противотанковых ракет «Вихрь»), новым прицельно-навигационным комплексом (позволявшим применять штурмовик круглосуточно) и пушкой большей мощности. Причем, основной задачей нового штурмовика должно было стать уничтожение новых западных танков: «Abrams» и «Leopard».

17 июня 1976 г. ВПК при Совете министров СССР было принято Решение, согласно которому МЗ им. П.О. Сухого и другим заинтересованным организациям военно-промышленного комплекса предписывалось приступить к созданию нового прицельно-навигационного комплекса, обеспечивающего круглосуточное поражение целей, новой противотанковой ракеты «Вихрь» и пушечной установки.

С 1978 г. ведущим конструктором по теме Т8-М был назначен В.И. Богданов (общее руководство темой осуществлялось О.С. Самойловичем), а с марта 1981 г. главным конструктором противотанкового штурмовика стал В.П. Бабак.

Первоначально шла разработка двух вариантов нового самолета: противотанкового Т8-М с прицельным комплексом «Шквал» и всепогодного Т8-В с прицельно-навигационным комплексом «Барс».

19 ноября 1979 г. вышло Решение ВПК при СМ СССР, на основании, которого для МЗ им. П.О. Сухого были определены сроки постройки опытных самолетов, получивших обозначение Су-25Т (внутризаводское обозначение Т8-М).

В феврале 1981 г. были окончательно согласованы ТТТ ВВС к самолету Су-25Т, и в ноябре 1981 г. было закончено эскизное проектирование нового самолета, а в апреле 1982 г. состоялась макетная комиссия и защита проекта штурмовика Т8-М.

Поскольку эффективное применение всех видов управляемого и неуправляемого вооружения обеспечивалось автоматически (прицельным комплексом «Шквал»),

то в конструкторском бюро П.О. Сухого было принято решение о создании одноместного штурмовика.

Из-за принятой тогда точки зрения, что летчик не успеет одновременно управлять самолетом и производить поиск цели на телевизионном экране, на макетной комиссии 1982 г., военные потребовали введения второго члена экипажа. Специалисты КБ начали поиск решения, которое устроило бы военных. В результате проведенных исследований был разработан новый метод совместного управления самолетом и индикатором прицела, который устроил бы и заказчика, и исполнителя. Был дан «зеленый свет» на продолжение работ.

В конце 1982 г. в ОКБ было закончено рабочее проектирование самолета Т8-М.

14 января 1982 г. на основании Решения ВПК был утвержден межведомственный план-график работ по постройке опытных машин.

Работы по постройке опытного образца модернизированного штурмовика развернулись в 1983 г.

Параллельно в Тульском ЦКБ им. А.Г.Шипунова шла разработка сверхзвуковых противотанковых ракет «Вихрь», и новой 45-мм³ пушки с подкалиберным активно-реактивным снарядом – АРС-45, позволявшей пробивать броню до 200 мм.

Для самолета Су-25Т различными предприятиями отрасли были разработаны новые системы и оборудование, которые в дальнейшем были установлены на штурмовике.

Для оптико-электронного прицельного комплекса была разработана лазерная станция «Причал» и запущена в серийное производство на Уральском оптико-механическом заводе в 1988 г. Главным конструктором изделия был И.П.Белозерцев. Основными разработчиками станции были: И.И.Ганкин, В.В.Голубев, Б.М.Уманский и И.Я.Шмуленсон.

Для работы самолета Су-25Т в ночных условиях в 1982 г. была разработана ТВ-система «Меркурий», которая явилась первой отечественной бортовой ТВ-системой, принятой на вооружение ВВС и внедренной в серийное производство. При разработке аппаратуры «Меркурий» были решены сложные задачи создания новой для того времени передающей трубки, системы автоматического регулирования освещенности на ее входе и устройств, обеспечивающих стабильное изображение с минимально возможными растровыми искажениями.

Сохранение технических характеристик трубки в условиях изменения температуры окружающей среды от -60 до +60 °С и при высоких вибрационных перегрузках потребовало освоения сложных технологических процессов, применения новых материалов и комплектующих изделий. С этими задачами успешно

справился коллектив ученых и специалистов ВНИИ ЭЛП под руководством главного конструктора прибора ЛИ-703 Н.Я. Венедиктова.

Телевизионная обзорно-прицельная система «Меркурий», была создана и внедрена в серийное производство коллективом разработчиков под руководством главного конструктора К.К. Чижикова.

Для решения задачи точного прицеливания были разработаны устройства формирования изображения ИТ-23 и ТВ-109М, обеспечивающие его высокую стабильность и минимальные искажения растровых параметров в широком диапазоне температурных и механических воздействий.

В процессе испытаний и эксплуатации ИТ-23М на борту летательных аппаратов выявилась необходимость одновременного воспроизведения на экране ТВ-изображения и знакографической информации, в частности, пилотажно-навигационной. Эти задачи позволила решить ТВ-система ССИ ТВ-109М. При практически одинаковых массогабаритных характеристиках и потребляемой мощности данная система по сравнению с системой ИТ-23М – ССИ ТВ-109М обеспечивает возможность воспроизведения ТВ- и знакографического изображений существенно более высокого качества за счет применения в индикаторе современного кинескопа, имеющего большую разрешающую способность и контрастную характеристику, а также применения более эффективных методов обработки сигналов.

Самолет Су-25Т получил также новую систему автоматического управления САУ-8. Разработкой системы САУ-8 занимался ведущий инженер МНПК «Авионика» В.Н. Гласко, а также работники этого предприятия В.И. Кормилицин и В.А. Шакуро.

Для самолета Су-25Т была разработана новая система ограничительных сигналов СОС-2-3. Техническое задание на СОС-2-3 было выдано Ульяновскому КБ приборостроения в мае 1982 г., а главным конструктором разработки СОС-2-3 стал З.С. Абутидзе.

Кроме того, штурмовик получил новую станцию предупреждения о радиолокационном облучении Л-150 «Пастель». В 1982 г. был защищен эскизный проект изделия Л-150, а в 1983 г. – выпущен технический проект станции. Разработкой Л-150 «Пастель» руководили В.А.Малыхин, В.В.Галактионов. Активное участие в работе над станцией Л-150 приняли А.С.Киричук, Э.И.Седунов, В.В. Славин, А.И.Зайцев, Л.Б.Волчкевич, Н.Т.Дробиленко, С.П.Абрамов, В.Г.Веселкин, Г.В.Коробейников, В.И.Чеботарев, С.Н.Малышкин и другие.

Так как самолет Т8-М создавался на базе учебно-боевого самолета Т8-УБ, а в ОКБ, к этому времени, в производстве уже находился планер первой «спарки» (дорабатывавшийся из серийного штурмовика Т-8), то в соответствии с приказом МАП было решено для ускорения работ использовать этот задел для постройки и передачи на испытания первого летного экземпляра самолета – Т8М-1. Доработки планера самолета при этом включали:

³ Прим. автора – по приказу Заместителя министра обороны и председателя Научно-технического комитета МО генерала армии В.М.Шабанова работа по новой пушке была закрыта в 1982 г. Виталий Михайлович Шабанов, не хотел вводить в армии новый калибр боеприпаса, т.к. до этого он унифицировал калибр 30 мм для всех родов войск.



Опытный самолет Т8М-3. (АООТ «ОКБ Сухого»)

– установку новой по конструкции головной части фюзеляжа с одноместной бронированной кабиной. При этом броневый блок кабины, изготавливаемый из титанового сплава (т.н. "ванна") сохранялся прежний, с серийного самолета Су-25. В предкабинном отсеке, изготавливаемом заново, размещался моноблок аппаратуры И-251⁴ "Шквал"⁴ Красногорского оптико-механического завода и другое оборудование за счет освобождения объемов фюзеляжа в связи с переносом пушечной установки в закабинный отсек. А закабинный отсек хоть и оставался по обводам фюзеляжа, идентичным Т8-УБ создавался также заново – по чертежам Т8-М. С тем лишь отличием, что на первой машине было решено для ускорения выхода самолета на испытания не устанавливать в закабинном отсеке дополнительные 3-й и 4-й топливные баки, как это предусматривалось в конструкции Т8-М. В результате топливная система Т8М-1 по объему топлива (3500 л) и конструктивному исполнению осталась идентичной серийному самолету Су-25. На месте мягких топливных баков №3 и №4 размещались дополнительные блоки аппаратуры;

– замену пушечной установки ВПУ-17А с пушкой ГШ-30 (АО-17А) на ННПУ-8М, но с переносом самой установки из предкабинного отсека в среднюю часть фюзеляжа, со смещением вправо относительно оси симметрии. Это в свою очередь потребовало смещения влево установки передней опоры шасси вместе с

нишей передней опоры шасси, подобно тому, как ранее это было сделано на опытных экземплярах штурмовика Т-8: Т8-1 и Т8-2. На Т8М-1 была предусмотрена возможность размещения на месте пушечной установки контейнера с измерительной аппаратурой, который и устанавливался на самолете вместо пушечной установки в начале его летных испытаний;

– доработку хвостовой части фюзеляжа под установку киля увеличенной площади (с проставкой) по типу разрабатывавшегося для самолета Т8-УБ.

В системе управления самолетом, в отличие от серийного Т-8, бустера БУ-45А были установлены не только в поперечном (канал элеронов), но и в продольном канале (канал рулей высоты), а в качестве силовой установки использовались новые двигатели Р195 с увеличенной на 10% тягой на «максимале» и уменьшенной ИК-сигнатурой.

Еще два летных экземпляра противотанкового самолета (Т8М-2 и Т8М-3) были заложены в стапелях Улан-Удэнского завода. Для ускорения производства опытной партии противотанкового самолета (5-ти летных экземпляров) было принято решение об их постройке на базе самолета Су-25УБ, запущенного в серию в 1984 г. на Улан-Удэнском заводе. В итоге самолеты Т8УБ-3, Т8УБ-4 и Т8УБ-5 дорабатывались соответственно в Т8М-0, Т8М-4 и Т8М-5. Самолет Т8М-0 предназначался для проведения статических испытаний. Все три самолета передали на Тбилисский авиационный завод, где процесс их переоборудования сильно затянулся.

⁴ Прим. автора – аналогичная система под названием «Шквал-В» разрабатывалась для боевого вертолета Ка-50.



Опытный самолет Т8М-1. (АООТ «ОКБ Сухого»)

Производство первого летного экземпляра самолета – Т8М-1, ведущим инженером, по летным испытаниям которого был назначен В.И. Попов, было закончено в июне 1984 г. После этого он был перевезен с завода на ЛИС КБ в ЛИИ в г. Жуковском. В течение июля месяца на самолете были выполнены наземная проверка и отработка всех систем, а 13 августа летчик-испытатель КБ А.Н. Исаков выполнил на нем скоростные пробежки для проверки управляемости самолета и эффективности системы торможения. И, 17 августа, после того как методсовет ЛИИ «дал добро» на проведение первого вылета, А.Н. Исаков в первый раз поднял в воздух опытный экземпляр самолета. Так начались будни летных испытаний нового штурмовика.

Второй и третий экземпляры самолета были подключены к испытаниям соответственно в 1985 и 1986 г.г. Летчик-испытатель Н.Ф. Садовников поднял Т8М-2 – 27 июля 1985 г., а Т8М-3 – 17 сентября 1986 г.

На этих самолетах, в отличие от первой машины, топливная система имела штатную вместимость баков (4890 л), а на борту размещался полный комплект оборудования. На самолете Т8М-3 дополнительно под обрезом руля направления был размещен контейнер с аппаратурой ИК-помех «Сухогруз» разработки НПО «Зенит». Ведущими инженерами самолетов Т8М-1 и Т8М-3 были соответственно назначены В.Л. Зайцев и В.А. Жуков. Техниками опытных самолетов Т8М-1 был Е.В. Кулешов, Т8М-2 – Н.В. Кроваткин и Т8М-3 – В.Н. Исаков. Отметим, что для маскировки машин под «спарку» на месте отсека оборудования рисовалась ложная вторая кабина.

На машине Т8М-1 выполнялись работы по проверке работоспособности двигателей и системы управления, газодинамической устойчивости силовой установки.

На этапе заводских (или летно-конструкторских) испытаний были сравнительно быстро сняты летные характеристики самолета, подтвердившие заданный уровень ЛТХ. В ходе испытаний «единичку» проверили на устойчивость-управляемость, маневренность, расходные характеристики.

На Т8М-1 испытывались самолетные системы, а на конечном этапе станция ИК-помех «Сухогруз». Штурмовик выполнил около 600 полетов и после этого был переоборудован в Т8ТМ-1.

Опытному самолету Т8М-2 досталось самое сложное – испытание прицельной системы «Шквал» и прибора ночного видения «Меркурий», располагавшегося в подвесном контейнере под фюзеляжем и также разработанного в Красногорске. Отработка нового прицельно-пилотажного комплекса с оптико-телевизионной системой "Шквал" и системы управляемого ракетного вооружения ПТУР "Вихрь" сильно осложнила и затянула испытания, из-за чего их проведение, совмещенное с первым этапом госиспытаний самолета, завершилось лишь в конце 1990 г.

В качестве ведущего летчика по оценке системы «Шквал» с ПТУР «Вихрь» выполнявшего полеты по программе госиспытаний штурмовика Су-25Т отработал летчик-испытатель ГК НИИ ВВС А.В. Павленко.

Было выполнено много полетов по доведению прицельной системы и отработке алгоритмов ее работы.



В.Л. Зайцев.
(Ильдар Бедретдинов)

В.А. Жуков.
(Из архива Виктора Жукова)

В июле-августе 1988 г. самолет Т8М-2 под руководством начальника отдела боевого применения В.П. Солина проходил испытания на боевое применение на полигоне «Прудбой» под Волгоградом. Все полеты выполнялись летчиками-испытателями ОКБ О.Г. Цоем и ГК НИИ ВВС А.В. Павленко, В.П. Бухтояров и В.В. Мигунов.

Здесь были проведены стрельбы с реальным применением средств поражения, показавшие высокую эффективность нового бортового оборудования – системы «Шквал» и основного средства вооружения самолета – ПТУР «Вихрь». Проводились пуски управляемых и неуправляемых ракет, корректируемых авиационных бомб, а также противорадиолокационных ракет.

На самолете Т8М-2 проводились испытания по стрельбе в заднюю полусферу из пушки и неуправляемыми ракетами.

Вторая «эмка» также выполнила около 600 полетов, но была потеряна в результате непроизвольного подрыва бомбы в контейнере ПТАБ-250, пилотировал машину летчик-испытатель ГК НИИ ВВС А.А. Гончаров. Пилот не дотянул горевшую машину до аэродрома и катапультировался.

Т8М-3 был привлечен для испытания: комплекса радиоэлектронной борьбы (РЭБ) «Иртыш», системы автоматического управления САУ-8, системы Л-150, радиоэлектронной совместимости, комплекса «Сухогруз», вооружения и – отработки нового шасси на грунтовых и бетонных взлетно-посадочных полосах.

Летно-конструкторские испытания самолета Су-25Т были завершены летом 1987 г. и Акт об окончании ЛКИ был подписан в июне 1987 г., после чего самолет был признан пригодным для передачи на этап ГСИ.

В ходе программы летных испытаний опытных самолетов Т8-М принимали участие летчики-испытатели МЗ им. П.О. Сухого: А.Н.Исаков, А.А.Иванов, Н.Ф.Садовников, О.Г.Цой, И.В.Вотинцев, В.Г.Пугачев, Е.И.Фролов и Е.В. Липилин, от ГК НИИ ВВС: А.В. Павленко, В.П.Бухтояров, В.Н.Воронов, А.Н.Акименко, В.Н.Олейников, А.Г.Бондаренко и А.А.Гончаров.

В период с 30 июля по 30 августа 1989 г. новый штурмовик принял участие в учениях сухопутных войск, состоявшемся на танковом полигоне под г. Броды (Львовская область Украины). В состав воздушной группировки вошла эскадрилья штурмовиков Су-25 и два самолета: Т8М-2 и Т8М-3. Задачей штурмовиков

был поиск и уничтожение танковой колонны с двумя самоходными комплексами противозушной обороны в охранении. Итог учений, для серийных самолетов Су-25, был весьма печален, поскольку на европейском ТВД они имели мало шансов на победу, в отличие от своего более молодого «собрата». Современные противотанковые средства поражения и система управления вооружением позволяла Т8-М эффективно бороться с мобильными установками ПВО.

После работы на полигоне Броды, были выявлены недостатки в прицельной системе самолета, и она была доработана. В испытаниях самолета Су-25Т принимали участие летчики ГК НИИ ВВС В.Н. Воронов, В.С. Картавенко и А.В. Павленко.

В 1989 г. с 14 июня по 29 июля на самолете Т8М-3 на базе аэродрома Феодосии «Кировское» отрабатывалось применение САУ-8 и станции «Меркурий» при заходах с моря на сушу в ночных условиях, а также отрабатывалось прохождение самолета на малых высотах в автоматическом режиме, в том числе и в горных условиях. Проводились работы по имитации атаки морских целей в ночных условиях по показаниям станции «Меркурий».

В 1990 г., при условии устранения недостатков, отмеченных актом, предлагалось передать самолет Су-25Т на второй этап государственных испытаний, а параллельно, ОКБ было выдано «Предварительное заключение» дававшее «зеленую улицу» на серийный выпуск нового штурмовика и позволявшее эксплуатировать самолеты в строевых частях.

Серийное производство модернизированного штурмовика решено было развернуть на базе Тбилисского авиазавода, где он должен был постепенно сместиться в серии Су-25, начиная с 1990 г. Чертежи были переданы в производство, и на заводе началась подготовка к серийному выпуску новой модификации самолета.

Первый серийный самолет Су-25Т (Т8М-6) был закончен в производстве к лету 1990 г. и облетан в Тбилиси 26 июля 1990 г. заводским летчиком В.П. Коростиевым. В течение 1990 и первой половины 1991 г.г. на заводе была закончена сборка установочной партии из 12 самолетов (включая Т8М-0, Т8М-4, Т8М-5 и Т8М-6), большинство из которых предназначались для продолжения испытаний нового самолета, кроме того, в стапелях завода в разной степени готовности находилось еще около полутора десятка самолетов. Но неясность общей по-



Самолет Т8М-3 с бортовым номером «03». (Юрий Тепсуркаев)



Атака танкового подразделения с самолета Су-25Т. Полигон Броды.
(АООТ «ОКБ Сухого»)

литической обстановки в стране и неопределенность, связанная с дальнейшим финансированием работ по теме, вскоре серьезно затормозили ход работ.

До распада Советского Союза из Грузии было перебазировано двенадцать самолетов серийной сборки. На Тбилисском авиационном заводе им. Г.К. Димитрова, ныне носящем имя «Тбиливиамшени» осталось еще двенадцать собранных самолетов Су-25Т, и два планера, так и не получивших штатное оборудование. Еще три планера самолета Су-25Т были переоборудованы в «спарки» собственного производства Су-25У.

Для эффективной работы в новых экономических условиях в ноябре 1992 г. в «ОКБ Сухого» был организован Научно-производственный концерн «Штурмовики Сухого» во главе с главным конструктором В.П. Бабаком, который взял на себя все работы по дальнейшему производству, совершенствованию и продаже самолетов типа Су-25. В него вошли 46 предприятий оборонной промышленности.

В это же время возник вопрос переноса сборки самолета Су-25Т из Грузии в Россию, поэтому дальнейшее производство Су-25Т было решено развернуть на Улан-Удэнском авиазаводе.

До 1993 г. полученные из Тбилиси самолеты вместе с опытными машинами участвовали во втором этапе ГСИ⁵ в Ахтубинске и Липецке, и в сентябре 1993 г. был подписан Акт об окончании государственных испытаний.

⁵ Прим. автора – в ходе второго этапа ГСИ была потеряна еще одна машина – Т8М-14.

В Акте рекомендовалось принять штурмовик на вооружение, а также указывалось на целесообразность присвоения ему нового индекса, как боевой машине следующего поколения. За время испытаний было выполнено более 3000 полетов, сделано около 40 пусков ракет «Вихрь», а так же испытаны все основные средства поражения, которые могут применяться на самолете, благодаря системе «Шквал».

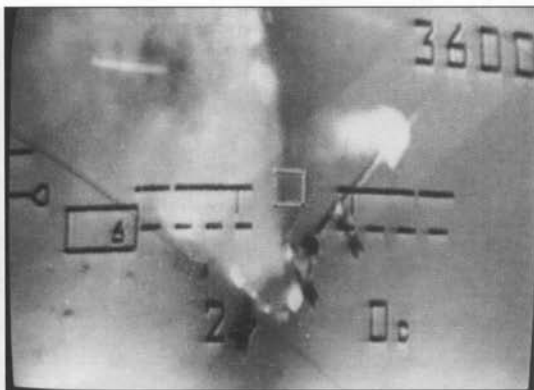
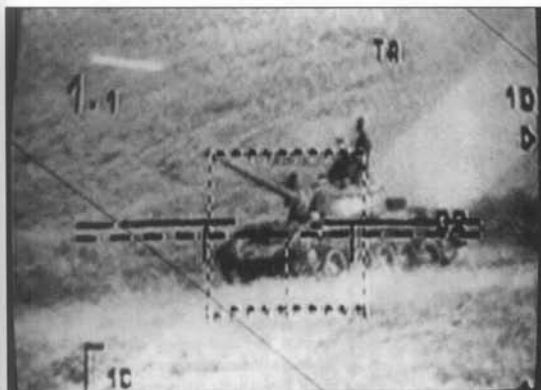
Какое-то время Су-25Т имел новое название Су-34, в честь самого массового танка времен Великой отечественной войны – Т-34, но затем оно было отдано ударной модификации истребителя Су-27 – Су-27ИБ.

Впервые публично самолет был продемонстрирован на международной выставке в Дубаи в ноябре 1991 г. Вновь окрашенный, с бортовым номером «25», там демонстрировался третий опытный экземпляр самолета – Т8М-3. Позднее один из серийных самолетов Су-25Т (с бортовым номером «10», он же Т8М-10) демонстрировался на выставке "Мосаэрошоу-92" в г. Жуковском в августе 1992 г. и в сентябре этого же года в Фарнборо, как Су-25ТК.

В сентябре 1993 г. этот же самолет вновь был показан на выставочной площадке во время проведения в г. Жуковском выставки "Аэросалон-93", но уже под обозначением Су-34.

Техническое описание

Противотанковый самолет-штурмовик Су-25Т – логическое развитие массового штурмовика Су-25 на базе современных достижений и многолетнего опыта



Атака самолетом Су-25Т наземной и воздушной целей. Поражение танка. Поражение самолета-мишени Ту-16. (НПК «Штурмовики Сухого»)



Танк пораженный с самолета Су-25Т управляемой ракетой «Вихрь». (НПК «Штурмовики Сухого»)

эксплуатации, в том числе в боевых условиях. Су-25Т – это новый тип ударного самолета – специализированного самолета-штурмовика.

Основной задачей самолета Су-25Т является уничтожение днем и ночью, на поле боя и на глубине до 450 км за линией боевого соприкосновения в диапазоне высот от предельно малых 30-50 метров и до 5000 метров:

- подвижных танков и другой бронетехники;
- мостов, укрытий и других укрепленных целей;
- живой силы и огневых средств;
- комплексов ПВО;
- вертолетов и самолетов транспортной авиации;
- быстроходных катеров, фрегатов, эсминцев и десантных судов.

Высокая выживаемость штурмовика в боевых условиях обеспечивается:

- современным комплексом боевой живучести;
- эффективным применением комплекса радиоэлектронного противодействия РЭС и постановкой помех ракетам с тепловыми и радиолокационными головками самонаведения;
- использованием возможностей современных прицельно-навигационных систем и средств поражения;
- применением авиадвигателей с пониженным уровнем ИК излучения;
- базированием на ограниченно подготовленных грунтовых аэродромах с прочностью грунта 6-7 кг/см² и участках автострад.



Самолет Т8М-3 в небе Объединенных Арабских Эмиратов.
(Кацухико Токунага)



Пуск неуправляемой ракеты С-24 с борта самолета Су-25Т.
(Сергеев Балаклеев)



Су-25ТК борт номер «10» (Т8М-10) на аэродроме.
(АООТ «ОКБ Сухого»)

Высокая боевая живучесть – один из определяющих факторов выживания и эффективности самолета-штурмовика в условиях противодействия современной ПВО. Этой концепции подчинена разработка комплекса средств боевой живучести самолета Су-25Т.

Основа этого комплекса – средства боевой живучести самолета Су-25. Их высокая эффективность подтверждена в условиях боевого применения в ДРА.

На штурмовике Су-25Т комплекс средств боевой живучести получил свое дальнейшее развитие, вырос качественно и количественно. Он разработан с учетом расширения боевых задач самолета и увеличения времени его пребывания над территорией противника и возрастания мощи его ПВО.

АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА (АК) самолета-штурмовика Су-25Т аналогична АК двухместного самолета Су-25УБ. Одним из отличий АК самолета по сравнению с базовым Су-25 является несколько увеличенная по длине носовая часть фюзеляжа самолета. На самолете изменена компоновка пушечной установки по сравнению с ее компоновкой на других самолетах Су-25. Контейнер пушечной установки перенесен в каabinный отсек. Ствольная часть пушки вынесена из обводов фюзеляжа. Конструктивная преемственность по планеру и самолетным системам с самолетом Су-25УБ составляет около 85%.

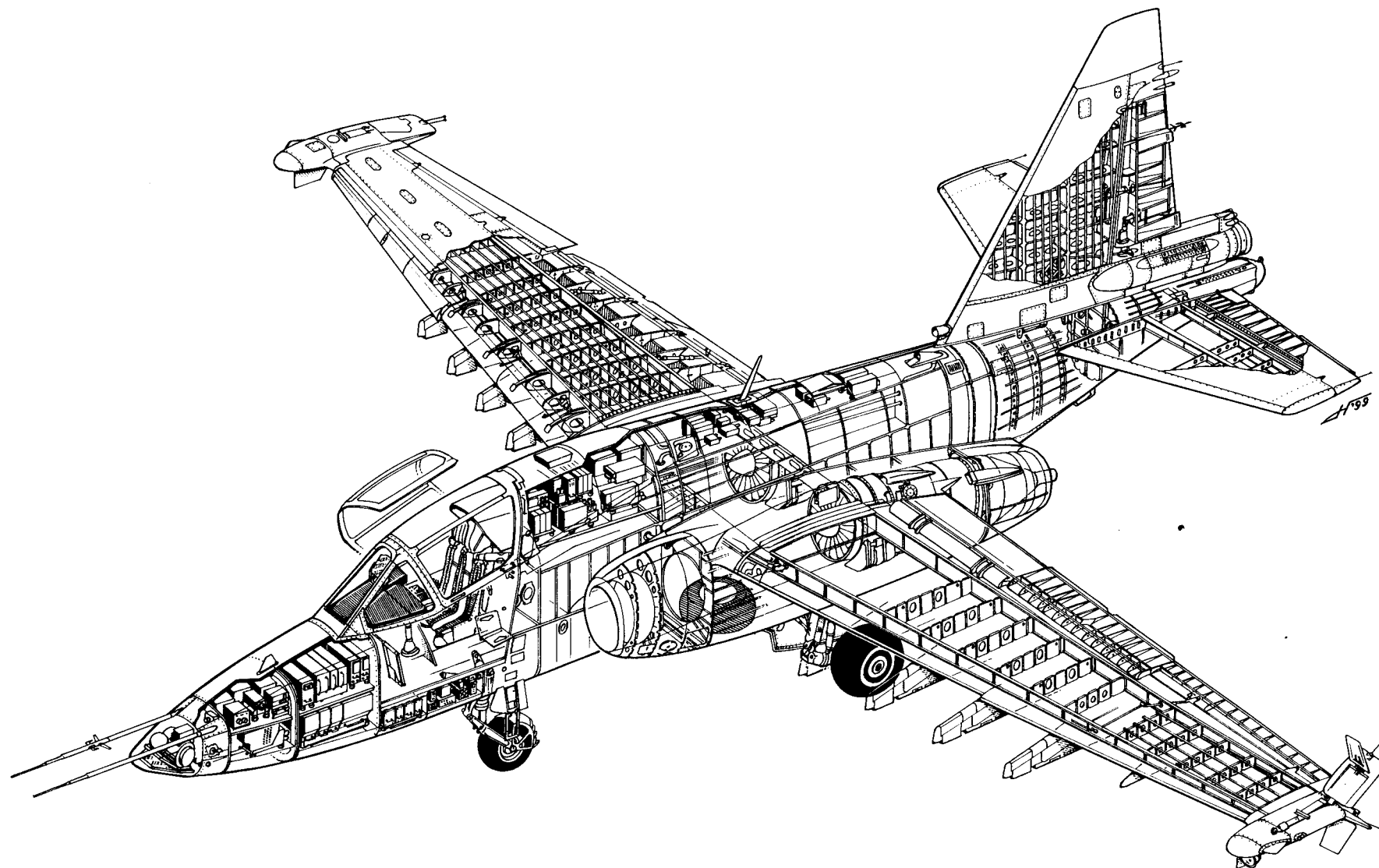
ФЮЗЕЛЯЖ самолета Су-25Т отличается от базового варианта Су-25УБ тем, что на месте кабины второго летчика находится дополнительный мягкий топливный

бак №3, а над баком – отсек для размещения радиоэлектронного оборудования.

Для размещения новой оптической прицельной системы "Шквал" носовую часть фюзеляжа пришлось несколько удлинить и расширить. Из компоновочных особенностей пушечная установка была перенесена под топливный бак №3 со смещением от оси симметрии вправо на 273 мм. Все освободившееся пространство под первой кабиной заняла аппаратура прицельного комплекса "Шквал". Средняя часть фюзеляжа и воздухозаборники двигателей полностью унифицированы с самолетом Су-25УБ. В хвостовой части фюзеляжа установлен дополнительный мягкий топливный бак №4 и размещено новое электрооборудование, система автоматического управления (САУ) и другие самолетные и радиотехнические системы. Гондолы двигателей доработаны под установку новой модификации двигателя Р95Ш – Р195. Эксплуатационные подходы к оборудованию и агрегатам систем самолета и двигателей осуществляются через люки фюзеляжа, гондол двигателей.

Самолет имеет увеличенную прочность центральной секции и наиболее опасных при поражении зон конструкции.

КРЫЛО самолета Су-25Т полностью унифицировано с крылом Су-25УБ. Единственным отличием являются контейнеры тормозных щитков, которые оснащены новыми антеннами системы радиоэлектронной борьбы "Иртыш".



Изометрическая компоновка самолета Су-25Т.
(Николай Гордюков)



Оборудование кабины самолета Су-25Т.
(Алексей Михеев)

На каждой консоли крыла установлено по пять держателей и пилонов, в том числе до четырех взаимозаменяемых балочных держателей БДЗ-25, обеспечивающих подвеску и применение всех видов бомбардировочного, неуправляемого и управляемого вооружения, а также подвесных топливных баков, и одного пилона-держателя ПД-62-8, для установки пускового устройства АПУ-60-1МД под управляемую ракету "воздух-воздух" Р-60М. Все вышеперечисленные держатели крепятся на допологи крыла с помощью одношворневых соединений и дополнительных хвостовых узлов.

Балочные держатели БДЗ-25, ближние к борту фюзеляжа, могут заменяться универсальными пилонами, обеспечивающими подвеску и применение управляемого и бомбардировочного вооружения массой до 1000 кг. Крепление пилона к консоли крыла осуществляется с помощью двухшворневого соединения.

ОПЕРЕНИЕ самолета состоит из горизонтального и вертикального. Горизонтальное оперение по геометрии и конструкции унифицировано с самолетом Су-25УБ. Стабилизатор – переставной трехпозиционный, имеет положения: полетное 0°; маневренное – 3° и взлетно-посадочное – 8°.

Перестановка стабилизатора осуществляется гидродоцилиндром. Обе половины руля высоты имеют кинематические сервокомпенсаторы (Кск = 0,4) и углы отклонения рулей высоты +12° – -20°.

Вертикальное оперение по геометрии и конструкции унифицировано с самолетом Су-25УБ. В хвостовой



Лесенка для автономного попадания в кабину.
(Сергей Балаклеев)

части основания кия установлены контейнер с антеннами системы радиоэлектронной борьбы "Иртыш" и станцией активных помех в ИК-диапазоне волн "Сухогруз", а также устройство выброса ИК-трассеров ППИ-26 и патронов радиопомех ППР-26 – УВ-26С, предназначенные для защиты самолета от поражения ракетами с тепловыми и радиолокационными головками самонаведения.

ШАССИ самолета выполнено по трехопорной схеме. Оно состоит из двух основных опор, расположенных под средней частью фюзеляжа, и передней опоры, установленной в передней части фюзеляжа, слева от плоскости симметрии на 222 мм. Передняя опора убирается в нишу фюзеляжа движением назад. Она оснащена одним полурычажно-подвешенным колесом КН-27А (680х260 мм) с грязезащитным щитком. Смещение передней опоры обусловлено необходимостью размещения пушечной установки ННПУ-8М.

Основные опоры унифицированы с опорами самолетов Су-25 и Су-25УБ и имеют тормозные колеса КТ163Д (840х360 мм).

Ниши передней и основных опор шасси в полете и на земле закрываются створками с кинематическими приводами.

Выпуск и уборка шасси производится с помощью двух гидросистем.

БАЗИРОВАНИЕ САМОЛЕТА. Су-25Т может базироваться на ограниченно подготовленных грунтовых аэродромах с прочностью грунта 6-7 кг/см² и участках

автострад, производить взлет-посадку с боевой нагрузкой на высотах до 2000 м над уровнем моря с длиной полосы до 1800 м. Это делает возможным базирование самолета максимально приближенным к району боевых действий, обеспечивая при этом возможность быстрой смены места базирования и нанесения неожиданного удара по противнику.

Для обеспечения автономной эксплуатации самолета с аэродрома подскока на небольшом удалении от линии фронта штурмовик может сам перевезти все необходимые средства обслуживания в разработанных для этого 4-х специальных подвесных контейнерах.

ТОРМОЗНАЯ ПОСАДОЧНАЯ ПАРАШЮТНАЯ СИСТЕМА служит для сокращения длины пробега самолета после посадки за счет торможения колес основных опор шасси и парашютно-тормозной установки ПТК-25С (в дальнейшем ПТК-25СК) производства НИИ Парашютостроения двух парашютов по 25 м², используемой в сочетании с аппаратурой "Фал". Парашютно-тормозная установка размещается в контейнере хвостовой части фюзеляжа аналогично самолетам Су-25 и Су-25УБ. Выпуск двухкупольного парашюта и их сброс осуществляется с помощью системы дистанционного управления.

КАБИНА ЛЕТЧИКА герметизированная, с избыточным давлением 0,25 кг/см², позволяет улучшить работу летчика на высоте и поднять максимальную высоту полета до 10 км для увеличения перегоночной дальности. Кабина летчика представляет собой цельносварную бронированную ванну из авиационной титановой брони АБВТ-20 толщиной около 17 мм, закрытую фонарем. Фонарь кабины состоит из неподвижного козырька с прозрачным бронев блоком смешанной композиции толщиной 55 мм и откидной части с бронезаголовником из стали КВК-37 толщиной 10 мм. Избыточное давление в кабине поддерживается автоматически с помощью блока управления и выпускного клапана.

БОЕВАЯ ЖИВУЧЕСТЬ. Комплекс средств боевой живучести обеспечивает практически стопроцентную защиту летчика и всех жизненно важных агрегатов самолета от критического поражения стрелково-пушечным вооружением калибром до 30 мм, а также возврат самолета на базу при попадании в него ракет типа «Stinger». Это благоприятно влияет на морально-психологическое состояние летчика и его боевой потенциал, что подтверждено эффективным применением самолета Су-25 в боевых действиях высокой интенсивности. Общая масса средств боевой живучести на Су-25Т возросла до 1115 кг.

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ самолетом по крену, тангажу и курсу осуществляется: элеронами, рулем высоты и рулем направления. Управление элеронами и рулем направления аналогично управлению рулем высоты. Управление рулем высоты выполнено по необратимой схеме, с гидроусилителями БУ-45, с возможностью перехода на ручное управление в случае выхода из строя обеих гидросистем. Имитация, аэродинамических нагрузок на ручке управления, в каналах крена и тангажа, осуществляется пружинными за-

грузочными механизмами. Для снятия усилий с ручки управления в обоих каналах управления установлены механизмы триммерного эффекта МП-100М. Снижение усилий на ручке управления в продольном канале в случае выхода из строя обеих гидросистем обеспечивается кинематическими сервокомпенсаторами, установленными по одному на каждой половине руля высоты. С целью повышения боевой живучести обе половины руля соединены между собой карданным валом. Проводка управления во всех каналах жесткая, выполнена тягами повышенной боевой живучести.

На самолете установлена система автоматического управления САУ-8, разработки МНПК «Авионика», которая обеспечивает:

- стабилизацию угловых положений самолета по крену (в диапазоне $\pm 60^\circ$), тангажу (в диапазоне $\pm 35^\circ$) и курсу (в диапазоне $0-360^\circ$);
- стабилизацию барометрической высоты полета;
- автоматическое приведение самолета к прямолинейному горизонтальному полету из любых угловых положений;
- демпфирование собственных короткопериодических колебаний самолета;
- автоматическое и директорное управление при полете на малой высоте по сигналам СУВ-25Т;
- автоматическое и директорное управление при наведении на цель, полете по маршруту, возврате на аэродром посадки, заходе на посадку на запрограммированный аэродром до высоты $H = 50$ м по сигналам СУВ-25Т (до 12 поворотных пунктов маршрута);
- автоматический уход от осколков и с опасной высоты по командам СУВ-25Т;
- управление самолетом от единой ручки управления, при нажатии гашетки, с последующей стабилизацией углов при ее отпускании.

САУ-8 представляет собой трехканальную систему автоматического управления. Управление самолетом осуществляется с помощью руля высоты, элеронов и специальной секции руля направления. Управляющие сигналы формируются в цифровом вычислителе САУ-8.

ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА унифицирована с системой самолета Су-25УБ. Отличием является наличие бустера в продольном канале управления самолетом. Управление рулем высоты обеспечивается параллельно двумя автономными гидросистемами самолета. Основной гидросистемой, обеспечивающей работу гидроусилителей правого элерона и руля высоты, является 2ГС, а 1ГС – дублирующей. Основной гидросистемой, обеспечивающей работу гидроусилителей левого элерона, является 1ГС, а 2ГС – дублирующей. Каждая гидросистема является системой закрытого типа и имеет индивидуальный гидронасос НП-34М, установленный на коробке приводов своего двигателя, распределительные устройства, исполнительные органы и трубы. Рабочая жидкость в гидросистеме – масло АМГ-10. Рабочее давление – 210 кгс/см².

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА самолета включает в себя два турбореактивных двигателя Р195. Двигатель Р195



Дневной прибор управления системы «Шквал».
(Красногорский оптико-механический завод)



Окно системы «Шквал».
(Ильдар Бедретдинов)



Станция «Меркурий».
(Красногорский оптико-механический завод)



Самолет Су-25Т с бортовым номером «10».
Под фюзеляжем на шестой точке подвески
подвешен тепловизионный контейнер.
(Сергей Скрынников)

Таблица 1.

ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ АВТОМАТИЧЕСКОГО ПРИЦЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА "ШКВАЛ"

ПАРАМЕТРЫ	ХАРАКТЕРИСТИКИ, °С
Поле зрения дневного прибора управления, °С:	
- широкое	2,7x3,6
- узкое	0,73x0,97
Поле зрения ночного прибора управления, °С:	
- широкое	18,2x13,7
- узкое	7,3x5,5
Диапазон углов наведения линии визирования, °С:	
- по вертикали	+15 - -80
- по горизонтали	±35

бесфорсажный с нерегулируемым соплом, с нижним расположением коробки приводов и автономным электрическим запуском. Двигатель развивает стеновую тягу 4300 кгс на чрезвычайном режиме и 4100 кгс на максимальном режиме. Отличительной чертой двигателя Р195 от Р95Ш является сопло с пониженным ИК-излучением. Двигатель Р195 взаимозаменяем с Р95Ш.

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА самолета обеспечивает подачу топлива из баков к двигателям в заданной последовательности с сохранением центровки самолета в заданных пределах на всех режимах полета и при любом положении самолета в воздухе. Топливо в самолете размещается в четырех фюзеляжных, двух крыльевых и одном центропланном баках. Суммарная эксплуатационная емкость баков увеличена до 4890 л. Для повышения боевой живучести топливная система имеет два расходных бака, обеспечивающих раздельное питание топливом каждого двигателя. Расходные магистрали закольцованы и обеспечивают питание двигателей из любого расходного бака

С целью повышения боевой живучести топливной системы фюзеляжные баки выполнены мягкими, протектированными. Протектирование существенно уменьшает потери топлива при поражении баков. Для обеспечения взрывобезопасности всех баков их внутренние объемы на 70% заполнены пенополиуретаном открыто-ячеистой структуры.

Двигатели могут работать на пяти сортах авиационного топлива (ПЛ-4, ПЛ-6, Т-1, ТС-1 и РТ), а – также на дизельном топливе.

На самолете Су-25Т обеспечивается одновременная установка четырех подвесных топливных баков емкостью по 800 или 1150 литров каждый (ПТБ-800 либо ПТБ-1150), по два подвесных бака под каждой консолью крыла.

Подвесные топливные баки большей емкости позволяют значительно увеличить радиус действия самолета и его перегоночную дальность.

СИСТЕМА КАТАПУЛЬТИРОВАНИЯ, обеспечивает безопасное покидание самолета летчиком, и его спасение во всем диапазоне высот и скоростей полета самолета, в том числе на малых высотах, включая режимы взлета и посадки (при скорости более 75 км/ч).

Система аварийного покидания самолета включает в себя унифицированное катапультное кресло К-36Л и систему аварийного сброса откидной части фонаря. В состав системы спасения входит парашют ПСУ-36 и подвесная система ИПС-72.

СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ самолета обеспечивает питание потребителей постоянным и переменным током. Система постоянного тока аналогична самолету Су-25УБ. Система переменного тока состоит из двух раздельных каналов. Источником электроэнергии в каждом канале является привод-генератор ПГЛ-40 мощностью 30 кВа с напряжением 115 В и частотой 400Гц. В качестве аварийного источника используются преобразователи ПТС-800БМ, по одному в каждом канале. Внешнее светотехническое оборудование унифицировано с самолетами Су-25 и Су-25УБ.

ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА. На самолете стоит противообледенительная система фонаря, как и на базовой машине.

На Су-25Т дополнительно установлена спиртовая система противообледенения стекла лазерной станции прицеливания "Причал" комплекса "Шквал", включающая спиртовой бачок емкостью 6 литров и систему распыления.

РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ самолета включает:

- систему управления вооружением СУВ-25Т "Восход";
- навигационно-пилотажное оборудование;
- радиотехническое оборудование;
- комплекс радиоэлектронной борьбы "Иртыш";
- средства регистрации и контроля «Тестер-3У».

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ВООРУЖЕНИЕМ – СУВ-25Т (8ПМ), установленная на самолете, обеспечивает решение прицельных задач для эффективного применения днем и ночью, как однотипных, так и смешанных видов вооружения, и навигационных задач по выводу самолета в район цели, полета по маршруту и возврату на аэродром посадки.

Помимо штатного вооружения штурмовика с новой системой управления оружием 8ПМ самолеты Су-25Т могут применять корректируемые авиабомбы КАБ-500Кр, КАБ-500 с лазерными ГСН, противотанковые УР «Вихрь», а также управляемые ракеты класса «воздух-воздух», «воздух-корабль» и «воздух-поверхность».

В состав системы СУВ-25Т входят:

- дневной автоматический прицельный комплекс "Шквал";
- система ночного видения «Меркурий» в подвесном контейнере (размещается на 6 точке подвески под фюзеляжем);
- система отображения информации (СОИ) – ИТ-23М (в дальнейшем ТВ-109М);
- центральная вычислительная машина (ЦВМ);
- информационный комплекс вертикали и курса (ИК-ВК) – ИКВ-1;
- доплеровский измеритель путевой скорости и угла сноса ДИСС-7;
- радиовысотомер (РВ) – РВ-15;
- радиосистема ближней навигации и посадки – РСБН-6С, основанной на системе приема сигналов наземных радиомаяков РСМН-2Н и РСБН-4Н;
- радиосистема дальней навигации (РСДН).

Круглосуточный автоматический прицельный комплекс (КАПК) И-251 «Шквал», разработки Красногорского оптико-механического завода, предназначен для автоматического распознавания и автосопровождения малоразмерных целей (танков, автомобилей, катеров и т.д.), выдачи целеуказания и автоматического наведения управляемых ракет, а также управления стрельбой неуправляемыми авиационными ракетами и пушки.

Прицельный комплекс «Шквал» обеспечивает решение следующих задач:

- поиск, обнаружение и распознавание наземных и надводных подвижных и неподвижных целей и воздушных малоскоростных целей;
- ручное, программно-корректируемое и автоматическое сопровождение наземных и надводных подвижных и неподвижных целей и воздушных малоскоростных целей;
- применение противотанковых управляемых ракет «Вихрь» по наземным и воздушным малоскоростным целям;
- применение управляемых ракет «воздух-поверхность» С-25Л, Х-25МЛ, Х-29Л с лазерными головками самонаведения по точечным целям;
- применения управляемых ракет «воздух-поверхность» Х-29Т с телевизионными головками самонаведения;
- применение корректируемых авиабомб КАБ-500Кр с телевизионными головками самонаведения;
- применение неуправляемых авиационных ракет С-5, С-8, С-13, С-24 и С-25;
- применение авиабомб и разовых бомбовых касет калибра до 500 кг;
- применение встроенного и подвесного пушечного вооружения.

В состав комплекса входят: дневная оптико-электронная система «Шквал», размещенная в носовой части самолета и включающая телевизионный канал с широким полем зрения (27x36 градусов), телевизионный канал с узким полем зрения (0,7x10 градусов) и 23-х кратным увеличением, лазерный дальномер-целеуказатель «Причал», установленные на единой, стабилизированной по тангажу, рысканию и крену платформе и имеющие углы вертикального наведения +15° – -80° и горизонтального наведения +35° – -35° (см. Таблицу 1). Кроме того, в состав комплекса входят системы: автоматического сопровождения целей, целеуказания УР с самонаведением, управления ПТУР с лазерным наведением, стабилизации линии визирования и БЦВМ.

Вероятность поражения танка типа «Leopard-2» ракетой «Вихрь», выпущенной по целеуказанию от оптико-электронного комплекса «Шквал», составляет 0,8-0,85, а цели типа вертолета АН-64 «Араче» на дальности 6 км – 0,9.

Относительными особенностями системы «Шквал» являются:

- оптико-телевизионный канал с большой кратностью увеличения, обеспечивающий с высокой вероятностью обнаружение и распознавание на экране телевизионного индикатора целей, расположенных на максимальной дальности применения авиационных средств поражения;
- гироскопическая система стабилизации и наведения линии визирования, обеспечивающая высокоточную стабилизацию в пространстве оптических каналов в условиях возмущения носителя;
- телевизионная автоматическая система сопровождения целей, обеспечивающая высокую точность сопровождения подвижных и неподвижных целей во всем диапазоне дальностей действия системы;

- лазерная система дальнометрии и подсвета целей с малым углом расходимости лазерного луча, обеспечивающая применение управляемых ракет с лазерными полуактивными ГСН;

- лазерно-лучевая система управления, имеющая высокую помехозащищенность и обеспечивающая высокую вероятность попадания при применении ПТУР по наземным и воздушным целям;

- бортовая вычислительная система, обеспечивающая комплексную обработку информации для применения управляемого и неуправляемого оружия;

- встроенный автоматизированный контроль изделия перед работой по назначению с выдачей информации об исправности изделия или отказавшей системе;

- встроенная автоматизированная система выверки, обеспечивающая взаимную юстировку оптических каналов перед работой по назначению;

- возможность комплексирования с бортовой радиолокационной станцией, тепловизионной системой и навигационным комплексом носителя;

- возможность применения системы на одноместных носителях за счет высокой степени автоматизации процесса захвата и сопровождения целей.

Унифицированная станция лазерного дальнометрии и подсвета «Причал», Уральского оптико-механического завода предназначена для лазерного подсвета целей, наведения ракет с лазерной ГСН и измерения дальности до наземных целей.

За счет увеличенных по сравнению с изделием «Клен-ПС» частот следования импульсов излучения и более узкой диаграммы направленности лазерного излучения (1,5 угл. мин.) станция «Причал» обеспечивает большую максимальную измеряемую дальность (см. Таблицу 2.).

Возросла также максимальная дальность подсвета для наведения управляемых ракет.

На лазерной станции «Причал» применен импульсный лазер с квантовым усилителем, работающим, как в режиме передающего устройства, так и усилителем приемного сигнала. В конструктивный состав «Причала» входят оптико-механический и электронный блоки.

Управление положением оси лазерного излучения и автоматическое сопровождение целей осуществляются в составе КАПК «Шквал».

Для действий в ночное время комплекс И-251 может дополняться низкоуровневой телевизионной обзорно-прицельной системой круглосуточного действия «Меркурий», разработки Московского научно-исследовательского телевизионного института (МНИТИ), смонтированной в подвесном контейнере, который устанавливается на подфюзеляжном узле внешней подвески. Поперечное сечение контейнера близко к прямоугольному, его передняя часть закрывается крышкой, защищающей оптику при взлете и посадке. Тепловизионная система имеет объектив с широким и узким (5,5x7,3 градусов) полем зрения (оптическая система ночного канала не стабилизирована). Дальность обнаружения и захвата цели типа «танк» телевизионной системой дневного канала – 10 км, ночного, при свете Луны –

3 км. Этого достаточно для применения управляемого и неуправляемого оружия. Цель типа «железнодорожный мост» распознается ночью при той же освещенности на дальности до 6-8 км, типа «баржа» – до 8-12 км.

При работе системы «Меркурий» в активном режиме, с лазерным подсветом цели с синхронизированной с частотой телевизионной развертки частотой следования импульсов подсвета станции «Причал» 25 Гц (см. Таблицу 3) дальность распознавания цели типа «танк» ночью увеличивается до 4-5 км.

Для самолета Су-25Т была разработана специальная модификация аппаратуры «Меркурий», представляющая собой 2-х канальную ТВ-систему с широким и узким полями зрения, размещаемую в подвесном контейнере. Широкое поле зрения прибора предназначено для обнаружения целей, а узкое – для их распознавания.

В состав аппаратуры «Меркурий» входит две ТВ-камеры, построенные на передающих трубках сверхвысокой чувствительности. Для отображения телевизионной и знакографической информации были применены унифицированные ТВ-системы отображения типа ИТ-23М.

Важнейшим комплектующим изделием, определяющим основные технические характеристики аппаратуры «Меркурий» является специально разработанная для нее Ленинградским ВНИИ электронно-лучевых приборов передающая трубка типа суперкремникон, сочлененная с электронно-оптическим преобразователем (ЭОП).

Передающая трубка сверхвысокой чувствительности, получившая в дальнейшем обозначение ЛИ-703, представляет собой единый герметизированный прибор, состоящий из суперкремникона, сочлененного посредством волоконно-оптических планшайб с ЭОП.

Выполнение требования по круглосуточности применения обзорно-прицельной системы, вызвало необходимость создания сложной многоступенчатой системы поддержания оптимального режима работы передающей трубки путем совместного действия по специальному алгоритму автоматических регуляторов:

- чувствительности передающей трубки;
- освещенности фотокатода трубки за счет регулировки диафрагмы объектива и введения нейтральных светофильтров;
- защиты фотокатода передающей трубки от воздействия мощных источников света перекрытием светового потока предохранительной заслонкой.

Процесс навигации и атаки цели штурмовика Су-25Т в максимальной степени автоматизирован. Самолет автоматически выходит в район цели, на удалении 10 км от нее вводится в действие телевизионная система, заранее ориентируемая в нужном направлении, затем летчик осуществляет контроль за выбором и захватом цели, после чего система переходит на автоматическое сопровождение. После нажатия летчиком боевой кнопки система осуществляет выбор необходимых боеприпасов и производит их пуск.

После первого захода на цель самолет может в автоматическом режиме осуществить повторный заход

или, по желанию летчика, вернуться на базу (летчик может взять управление самолетом лишь непосредственно перед посадкой).

На штурмовике Су-25Т применяется система отображения информации ИТ-23М (см. Таблицу 4), разработанная Московским научно-исследовательским телевизионным институтом. Эта система позволяет воспроизводить ТВ-информацию о малоразмерных малоcontrastных (замаскированных) объектах на местности при высокой внешней освещенности в плоскости экрана кинескопа. Это достигается специальной обработкой поступающих ТВ-сигналов и применением кинескопа высокой яркости (1500Е2000 кд/м²), с контрастирующим светофильтром.

В дальнейшем система отображения информации ИТ-23 на более функциональную СОИ ТВ-109М, которая обеспечивает сбор, обработку, распределение и отображение ТВ информации, поступающей с различных датчиков ТВ сигналов бортового оборудования, а также дает возможность воспроизведения знакографических изображений.

Система предназначена для работы в сложных условиях эксплуатации и по сравнению с ИТ-23М в СОИ ТВ-109М предусмотрена возможность работы с дополнительными (до четырех) индикаторами, а также возможность записи сигналов на бортовых устройствах видеозаписи и их воспроизведения. синхронизация в СОИ ТВ-109М помехоустойчива до отношения сигнал-шум равным единице. Система может работать в стандартах разложения 625/50 (чересстрочный и прогрессивный), и 1125/50 (чересстрочный).

НАВИГАЦИОННО-ПИЛОТАЖНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ, не вошедшее в СУВ-25Т, включает:

- автоматический радиокompас (АРК) – АРК-15М;
- маркерный приемник (МРП) – МРП-56П;
- систему ограничительных сигналов (СОС) – СОС-2-3, разработанную Ульяновским конструкторским бюро приборостроения, которая является цифроаналоговой системой и информирует о подходе к предельно допустимым значениям по углу атаки, вертикальной перегрузке, приборной скорости и числу М (см. таблицу 5).

РАДИОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ обеспечивает радиосвязь с наземными объектами и с самолетами во всем диапазоне высот и радиусов действия самолета, а также выдачу ответных сигналов опознавания государственной принадлежности по запросам других самолетов, кораблей и наземных средств опознавания.

Радиотехническое оборудование включает:

- связную приемопередающую радиостанцию для радиосвязи в метровом и дециметровом диапазоне волн – Р-862;
- УКВ-радиостанцию связи с сухопутными войсками – Р-828;
- аварийную радиостанцию Р-855, входящую в комплект выживания летчика в катапультируемом кресле;
- самолетный ответчик (СО) – СО-69;

Таблица 2.

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛАЗЕРНОЙ СТАНЦИИ "ПРИЧАЛ"	
ПАРАМЕТРЫ	ХАРАКТЕРИСТИКИ
Длина волны излучения, мкм	1,064
Частота следования импульсов излучения, Гц:	
- в режиме дальнометрирования;	5
- в режиме подсвета.	10; 25
Максимальная измеряемая дальность, км	10
Точность измерения дальности, м	±5
Масса, кг	46
Максимальная потребляемая мощность, кВт	4,8

Таблица 3.

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НИЗКОУРОВНЕВОЙ ТЕЛЕВИЗИОННОЙ ОБЗОРНО-ПРИЦЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ КРУГЛОСУТОЧНОГО ДЕЙСТВИЯ "МЕРКУРИЙ"	
ПАРАМЕТРЫ	ХАРАКТЕРИСТИКИ
Диапазон рабочих освещенностей (на местности), обеспечиваемый автоматической системой регулирования, лк	100 000 - 0,001
Разрешающая способность, твл	550 - 600
Количество воспроизводимых градаций яркости	не менее 6
Электропитание от бортсети напряжением, В	27

Таблица 4.

СРАВНИТЕЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМ ОТОБРАЖЕНИЯ ИНФОРМАЦИИ: ИТ-23М И СОИ ТВ-109М		
ПАРАМЕТРЫ	ХАРАКТЕРИСТИКИ	
	ИТ-23М	ТВ-109М
Диагональ экрана, см	23	25
Направление строк развертки	Вертикальное	Вертикальное Горизонтальное
Разрешающая способность, твл	600	800
Контрастная чувствительность по входу, %	10	4
Число воспроизводимых градаций	8	10
Допустимая внешняя засветка при контрасте входного сигнала 10%, лк	20000	50000
Возможность работы от полного ТВ-сигнала	Нет	Есть
Воспроизведение знаковой информации	Нет	Есть
Количество коммутируемых ТВ-входов	5	9
Количество входов для знакографической информации	Нет	4
Количество дополнительных выходов ТВ-сигнала	Нет	4
Величина нелинейных искажений, %	10	8
Величина геометрических искажений, %	3	2.5
Наработка на отказ, час	1000	2000
Масса, кг	12.6	12.6
Потребляемая мощность, Вт	120	110
Напряжение питания, В	24...30	18...32

Таблица 5.

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИСТЕМЫ СОС-2-3	
ПАРАМЕТРЫ	ХАРАКТЕРИСТИКИ
Индицируемые параметры:	α ист., α max. доп., α min. доп., Π у. тек., Π у. max. доп., Π у. min. доп., \bar{V} max. доп., \bar{V} min. доп., \bar{Y} max. доп.
Погрешность:	
- по каналу индикации:	
$\delta\alpha$ ист., °С	±1,0
$\delta\alpha$ max. доп. = $\delta\alpha$ min. доп., °С	±0,5
$\delta\Pi$ у. тек.	±0,3
$\delta\Pi$ у. max. доп. = $\delta\Pi$ у. min. доп.	±0,25
$\delta\bar{V}$ max. доп. = $\delta\bar{V}$ min. доп., км/ч	±8,0
δM max. доп.	±0,03
- по каналу сигнализации:	
$\delta\alpha$ сигн. max. = $\delta\alpha$ сигн. min., °С	±1,2
$\delta\Pi$ у. сигн. max = $\delta\Pi$ у. сигн. min	±0,4
$\delta\bar{V}$ сигн. max = $\delta\bar{V}$ сигн. min, км/ч	±12,0
δM сигн. max	±0,06

Таблица 6.

ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СТАНЦИИ Л-150 "ПАСТЕЛЬ"	
ПАРАМЕТРЫ	ХАРАКТЕРИСТИКИ
Диапазон частот пеленгуемых ракет РЛС, ГГц.	1,2 - 18
Вид сигналов РЛС.	КНИ, ИИ, НИ
Точность пеленгования РЛС, °С:	
- точный пеленг	3 - 5
- грубый	10
Пропускная способность, МГц	1
Количество программируемых типов РЛС	128
Дальность, относительно чувствительности излучаемой РЛС, %	не менее 120
Наличие перепрограммирования характеристик РЛС	есть
Выделение наиболее опасной, приоритетной РЛС	из 128 запрограммированных
Типы управляемых изделий	2 x Д7
Режимы работы при применении	оперативная цель, программная цель, наиболее опасная цель
Размещение	на борту или в контейнере антенны в незатененном месте
Наличие связи с РЭБ	УВ - 26 и Л - 203
Индикатор	вывод на СЕИ, индикатор на газоразрядной панели
Масса, кг	45 (без индикатора)
Примечание: КНИ - квазинепрерывное излучение, ИИ - импульсное излучение, НИ - непрерывное излучение, РЭБ - радиоэлектронная борьба, СЕИ - система единой индикации.	



Станция Л-150 «Пастель».
(Омское КБ автоматики)

– самолетный ответчик государственной принадлежности "Пароль", работающий в двух диапазонах.

КОМПЛЕКС РАДИОЭЛЕКТРОННОЙ БОРЬБЫ – «Иртыш» предназначен для радиотехнической разведки и всеракурсной защиты самолета в радиолокационном и ИК-диапазоне электромагнитных волн в автоматическом режиме, без вмешательства летчика.

Комплекс, включает в себя:

1) Станцию предупреждения о радиолокационном облучении Л-150 «Пастель» разработки Омского «Центрального конструкторского бюро автоматики», обеспечивающую обнаружение и пеленгацию облучающих самолет РЛС с охватом 360° по азимуту и 30° по возвышению, работающих в диапазоне 1,2-18 ГГц (см. Таблицу 6).

Станция Л-150 устанавливается на все типы самолетов и предназначена для: обнаружения и определения направления на зенитно-ракетный комплекс (ЗРК), зенитно-артиллерийский комплекс (ЗАК), авиационно-ракетный комплекс (АРК) по радиоизлучению их радиолокационных станций с импульсными, квазинепрерывными и непрерывными видами излучения, работающих в режиме поиска, сопровождения, подсвета ракет (в том числе и на проходе); ранжирования обнаруженных РЛС по степени их опасности; выдачи экипажу информации на индикатор о наиболее опасных РЛС и информации об управлении пуском ракет на всех этапах наведения и целеуказания ПРР; выдачи сигналов звуковой сигнализации экипажу об облучении самолета радиолокационной станцией.

В состав Л-150 входят: азимутальные антенны точного и грубого пеленга, СВЧ-преобразователи и усилители, угломестные антенны, приемник; компьютер, блок питания, блок сопряжения, пульт управления, пульт режимов, блок питания;

2) Станцию активных помех в ИК-диапазоне волн "Сухогруз", разработки НПО «Зенит», обеспечиваю-



Общий вид системы 8PM.
(ОКБ «Авиаавтоматика»/НПО «Прибор»)

щую эффективное противодействие ракетам с тепловой головкой самонаведения.

Станция оптико-электронного противодействия (СОЭП) «Сухогруз» предназначена для защиты самолета от ракет с тепловой головкой самонаведения (ТГС). Зона защиты представляет конус со стороны задней полусферы с углом раскрытия 50° (см. Таблицу 7).

Цезиевая лампа мощностью 6000 Вт создает эффективные амплитудно-модулированные помехи, которые преобразуются в импульсы инфракрасного излучения, близкие к частоте модуляции излучения цели в ТГС. В результате в канале управления ТГС происходит разрушение управляющего сигнала и тепловая головка самонаведения теряет цель. В этом случае, ракета летит неуправляемой в произвольном направлении.

Система «Сухогруз» является эффективным средством индивидуальной защиты самолетов от ПЗРК: «Chaparral», «Red Eye» и «Стрела».

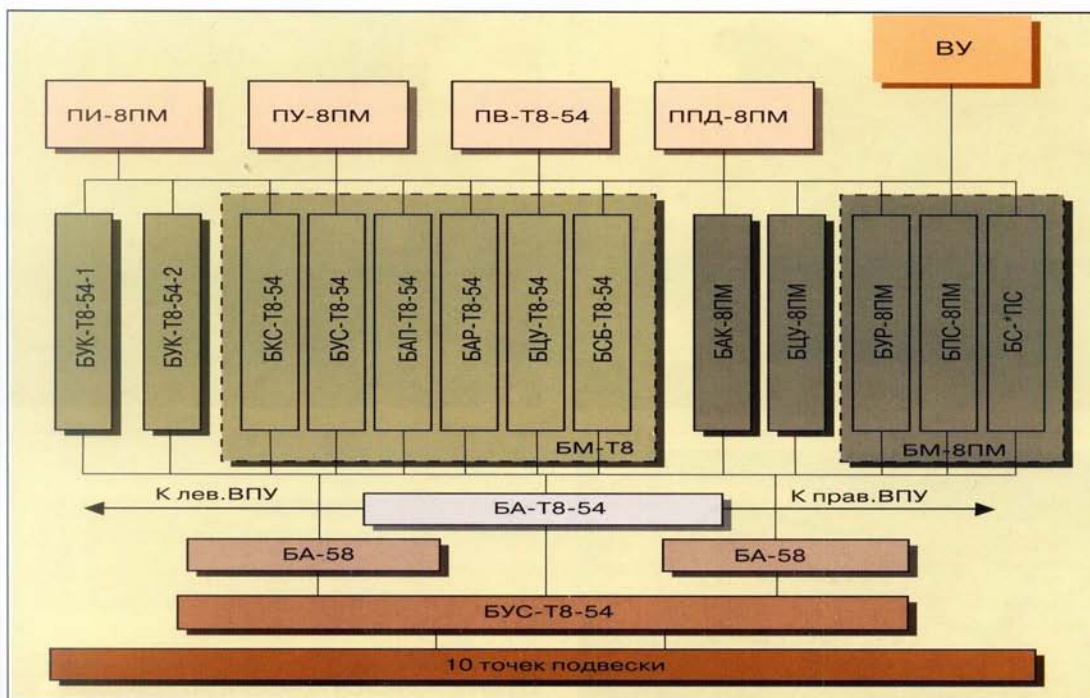
Включение и выключение станции, а также индикация отказа станции осуществляется на общем пульте самолета. Питание станции осуществляется от трехфазной сети с напряжением 200 В и частотой 400 Гц и сети постоянного тока напряжением 27 В;

3) Систему отстрела трассеров УВ-26, вмещающую 128 ложные цели: ППИ-26 (тепловая), или ППР-26 (радиолокационная), смонтированную в едином блоке у основания киля;

4) Авиационные ложные цели для вскрытия и дезориентации «затаившихся в засаде» комплексов ПВО противника, бортовых РЛС истребителей и ракет с ГСН всех типов на базе контейнера Б-13Л с ловушками С-13АЛЦ;

5) Станцию активных радиотехнических помех «Гардения –1ФУ», разработки Центрального научно-исследовательского института радиостроения (см. Таблицу 8).

Станция «Гардения –1ФУ», осуществляет следующие помехи: ответно-импульсную, непрерывную шумовую, «мерцание», уводящую по дальности и скорости, «антипод». Станция размещается в подвесных контейнерах.



Структурная схема системы 8ПМ. (ОКБ «Авиаавтоматика»/НПО «Прибор»)

СРЕДСТВА РЕГИСТРАЦИИ И КОНТРОЛЯ включают:

1) Аварийный регистратор полетных параметров П-503БС, разработки нижегородского Завода им. Г.И. Петровского.

Бортовой магнитофон П-503БС предназначен для записи речи на магнитную проволоку в непрерывном режиме, а также одновременной записи кода времени в виде тональных широтно-модулированных импульсов с частотой заполнения 133 ± 4 Гц;

2) Обобщенную систему встроенного контроля и предупреждения экипажа – «Экран»;

3) Систему аварийной сигнализации (САС) для оповещения летчика об отказах и неисправностях в режимах работы систем и агрегатов самолета;

4) Аппаратуру речевых сообщений для оповещения летчика и оператора наземного командного пункта об аварийных ситуациях и опасных режимах полета;

5) Телевизионную систему объективного контроля для послеполетной оценки действий летчика и функционирования систем самолета при выполнении боевых и учебно-боевых действий.

ВООРУЖЕНИЕ противотанкового самолета Су-25Т включает в себя: бомбардировочное, управляемое и неуправляемое ракетное и пушечное вооружение, которое применяется с 10 точек подвески под крылом. При этом крайние точки предназначены для применения только ракет класса «воздух-воздух» малой дальности Р-60М.

В состав управляемого ракетного вооружения самолета входят:

- ракеты класса «воздух-воздух»: Р-60М и Р-73;
- противотанковые ракеты ПТУРК «Вихрь»;

- ракеты класса «воздух-поверхность» с лазерной и телевизионной системой наведения весом от 150 до 650 кг типа Х-25М и Х-29;

- ракеты класса «воздух-РЛС» Х-58Э и Х-31П;

- неуправляемое ракетное вооружение включает ракеты класса «воздух-поверхность» калибром от 57 до 266 мм;

- бомбардировочное вооружение калибром от 100 до 500 кг;

- подвесные бомбовые и пушечные контейнеры.

На самолете Су-25Т могут применяться несколько видов управляемых ракет «воздух-воздух» предназначенных для самообороны. Это ракеты ближнего боя с ИК-ГСН: Р-60М, применяются с пусковыми устройствами АПУ-60-1МД и более новые – Р-73 (авиационное пусковое устройство – АПУ-73).

Универсальным средством поражения малоразмерных и сильнобронированных подвижных целей является не имеющий мировых аналогов противотанковый комплекс «Вихрь», способный поражать все самые современные тяжелые танки.

Основное назначение противотанкового комплекса «Вихрь» – уничтожение прямым попаданием любых современных танков и БМП.



Слева-сверху: станция ИК-помех «Сухогруз» на самолете Су-25Т (Т8М-3). (АООТ «ОКБ Сухого»)

Справа-сверху: станция ИК-помех «Сухогруз» на самолете Су-25ТМ (Т8ТМ-4). (Алексей Михеев)

Слева-снизу: система отстрела трассеров УВ-26. (Сергей Балаклеев)

Ракета с высокой сверхзвуковой скоростью полета (до 800 м/с) и дальностью пуска от 500 м до 10 км, имеет тандемную кумулятивную боевую часть и пробивает любую современную многослойную или активную броню, эквивалентной толщиной до 1,0 м. «Вихрь» поражает наиболее мощный американский танк М-1А2 «Abrams» в лобовой проекции. Благодаря высокой скорости ракеты, за один заход может быть уничтожено несколько целей.

С помощью ракет «Вихрь» штурмовик может поражать танки противника, оставаясь вне зоны действия их зенитных средств. Небольшие разрешенные величины минимальной дистанции и высоты пуска ракеты позволяют работать «Вихрем» в условиях ограниченной видимости – при метеоминимуме 2000x200 м. В таких условиях только Су-25Т, вооруженный ракетами «Вихрь», может успешно бороться с подвижными бронированными целями.

Сверхзвуковая скорость «Вихря», высокая точность попадания и относительно большая дальность стрельбы позволяет успешно применять эти ракеты по наземным, надводным и воздушным целям.

Боекомплект из 16 ракет «Вихрь» позволяет штурмовику уничтожить в одном боевом вылете до 12 тан-

ков и вертолетов в любом сочетании. Звено самолетов Су-25Т за один боевой вылет способно остановить прорыв бронетанкового полка.

Противотанковые ракеты «Вихрь» подвешиваются на двух пусковых устройствах АПУ-8.

Кроме ракет класса «воздух-поверхность» применяемых на самолетах Су-25 на новой модификации штурмовика дополнительно могут использоваться УР: Х-25МТ – с наведением по телеканалу, Х-25МТП – с тепловой ГСН с 90 килограммовой боевой частью; Х-29Т и Х-29ТЕ – с ТГС с 320 килограммовой проникающей БЧ. Ракеты Х-25М применяются с пусковых устройств АПУ-68УМ2, а – Х-29 – с АКУ-58А.

При применении ракеты класса «воздух-РЛС» Х-58 на штурмовик для совместимости с «бортом» устанавливается контейнер передачи данных «Фантасмагория». Противорадиолокационная ракета Х-31П может также применяться на Су-25Т, но без контейнера. Обе ракеты применяются с пускового устройства АКУ-58М.

Бомбардировочное вооружение обеспечивается применением авиабомб калибра от 100 до 500 кг в различных вариантах общим весом до 4 т, а также применением спецгрузов, зажигательных баков и контейнеров КМГУ-2.

Таблица 7.

ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СТАНЦИИ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО ПРОТИВОДЕЙСТВИЯ "СУХОГРУЗ"

ПАРАМЕТРЫ	ХАРАКТЕРИСТИКИ
Частота модуляции	8 частот в диапазоне 700-1700 Гц с дискретностью 100-150 Гц
Время выхода на режим, мин	5
Излучаемая мощность, Вт	6000
Масса системы, кг:	
- передатчик	28
- блок управления	3,5

Таблица 8.

ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СТАНЦИИ "ГАРДЕНИЯ-1ФУ"

ПАРАМЕТРЫ	ХАРАКТЕРИСТИКИ
Диапазон частот	Н-1
Сектор защиты, °С:	
- по азимуту;	120
- по углу места	60
Пропускная способность	2...4
Максимальная масса, кг	70
Рабочий диапазон температур, °С	±60
Количество контейнеров, шт	2

На вооружении штурмовика имеются относительно недорогие и эффективные корректируемые авиабомбы (КАБ). Бомбы калибра 500 кг с проникающей боевой частью: КАБ-500Кр – с телевизионной и КАБ-500Л с лазерной головкой самонаведения, предназначены для поражения особо прочных стационарных наземных целей: мостов, пунктов управления, фортификационных сооружений, а также ракетных пусковых установок на стартовой позиции, кораблей в порту.

КАБ-500Кр захватывает цели на дальности до 7 км. В отличие от американской КАБ Walleye, наводящейся только на оптически контрастные цели, КАБ-500Кр обеспечивает возможность поражения замаскированных целей. Телевизионная система наведения корреляционного типа фиксирует взаимное расположение различных оптически контрастных ориентиров, при этом КАБ-500Кр наводится в условную точку, заданную маркером. После сброса с носителя бомба полностью автономна и наводится на цель с отклонением менее 3 м. Боевая часть КАБ-500Кр пробивает железобетонную преграду толщиной до 1,5 м и проникает в грунт средней плотности на глубину до 10 м.

Бомбы КАБ-500Кр и КАБ-500Л подвешиваются на балочный держатель БДЗ-25.

Система управления вооружением самолета Су-25Т обеспечивает применение неуправляемых авиационных ракет калибра 80-266 мм с максимально возможной точностью. НАР С-8 калибра 80 мм с дальностью пуска до 4 км снаряжаются мощными и эффективными БЧ различного назначения. Ракета С-8КОМ с кумулятивно-осколочной БЧ имеет бронепробиваемость 400 мм, С-8БМ пробивает железобетон толщиной 800 мм, а С-8ДМ с объемно-детонирующей БЧ поражает все живое в укрытиях.

НАР С-13 калибра 122 мм с проникающей БЧ позволяет поражать блиндажи с толщиной перекрытий до 3 м. Неуправляемые авиационные ракеты С-25 калибра 266 мм эффективны для уничтожения особопрочных укреплений, а в осколочно-фугасном варианте обеспечивают поражение на площади 1800 м².

Пушечное вооружение на самолете Су-25Т устанавливается в виде встроенной неподвижной пушечной установки НППУ-8М с авиапушкой ГШ-30 калибра 30 мм и боекомплектом 200 патронов, а также двух съемных подвижных пушечных установок СППУ-687 с авиапушкой ГШ-301 калибра 30 мм с боекомплектом 150 патронов на каждую установку или СППУ-22-1 с пушкой ГШ-23 калибра 23 мм с боекомплектом 260 патронов.



Ракета "Вихрь-М" и пусковой контейнер".
(Конструкторское бюро приборостроения)

УР "Вихрь" под крылом самолета Су-25Т в пусковых контейнерах на пусковом устройстве АКУ-8. (АООТ "ОКБ Сухого")

ЭКСПОРТНАЯ МОДИФИКАЦИЯ ПРОТИВОТАНКОВОГО САМОЛЕТА Су-25Т – Су-25ТК

На базе противотанкового самолета Су-25Т одновременно был разработан экспортный вариант Су-25ТК, который отличался от российского некоторым изменением радиоэлектронного оборудования, в частности, он оснащен другой системой навигации. В металле этот самолет построен не был. Но на некоторых выставках, как было сказано ранее, под обозначением ТК демонстрировались самолеты Т8М-3 и Т8М-10. Внешних отличий Су-25Т и Су-25ТК не имеют.

ВСЕПОГОДНЫЙ МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЙ САМОЛЕТ Су-25ТМ

Краткая история создания

Поскольку военные хотели от самолета Су-25Т всепогодного применения в независимости от времени суток, то для выполнения этой задачи намечалась поэтапная модернизация ударного комплекса Су-25Т и оснащения его подвесными контейнерами с РЛС и

тепловизором. Новый ударный комплекс, должен был обеспечивать высокоточное поражение любых целей на земле, на море и в воздухе, днем и ночью, в простых и сложных метеоусловиях.

В январе 1986 г. вышло Решение ВПК при Совете министров СССР о создании новой круглосуточной и всепогодной модификации самолета Су-25Т – Су-25ТМ (заводское обозначение Т8-ТМ). Но начавшиеся работы стали пересекаться с новым перспективным проектом С-37.

В 1989 г. во исполнение Постановления ЦК КПСС и Совета Министров СССР на машиностроительном заводе имени П.О. Сухого был разработан эскизный проект многофункционального истребителя-бомбардировщика, которому было присвоено обозначение С-37. Самолет предназначался для замены парка тактических ударных самолетов типа: Су-7, Су-17, Су-20, Су-22, Су-25, а также МиГ-21, МиГ-23 и МиГ-27, находящихся в частях ВВС Советского Союза и поставленных в Страны Варшавского Договора, Югославию, Китай, Северную Корею, Афганистан, Перу, Финляндию, Индию и другие.



Самолет Су-25Т с четырьмя ракетами Х-25МЛ. (Сергей Балаклеев)

На основании исследований оперативно-тактической обстановки 90-х годов было определено, что решение задач непосредственной поддержки сухопутных войск должно осуществляться фронтовой ударной авиацией на глубину до 150 км, то есть районов расположения резервов первого эшелона. Основой военной доктрины 90-х годов являлось проведение «воздушно-наземной операции», которая представляет собой совместные действия сухопутных войск и ВВС. При этом ВВС должны играть самую активную, а иногда и решающую роль в достижении успеха.

Самолет С-37 предназначался для ведения разведки и поражения наземных (надводных), подвижных бронированных и неподвижных малоразмерных и площадных целей, комплексов войсковых ПВО, днем и ночью в простых и сложных метеоусловиях, а также уничтожение ударных, транспортных самолетов и противоборства с тактической и армейской авиацией противника, включая высокоманевренные боевые противотанковые вертолеты и тактические самолеты.

Работа по проектированию самолета С-37 велась под руководством главного конструктора В.П. Бабака. Анализ тактико-технических требований, а также опыт боевого применения и эксплуатации самолетов Су-17 и Су-25 учитывался при формировании облика нового самолета.

В целях снижения временных и финансовых затрат на проектирование, постройку и серийный выпуск самолета С-37, предусматривалась установка систем, оборудования и двигателя, разработанные и разрабатываемые на тот период времени.

Основу датчиков прицельно-навигационного комплекса составляли бортовая многофункциональная РЛС и оптико-электронная система, которые позволяли решать самолету боевые задачи днем и ночью, в простых и сложных метеоусловиях.

Навигационная система обеспечивала самолету высокие точности выхода на цель. На самолете предусматривалась установка мощной системы радиоэлектронной борьбы, предназначенной для индивидуальной защиты от оружия с радио- и инфракрасными системами

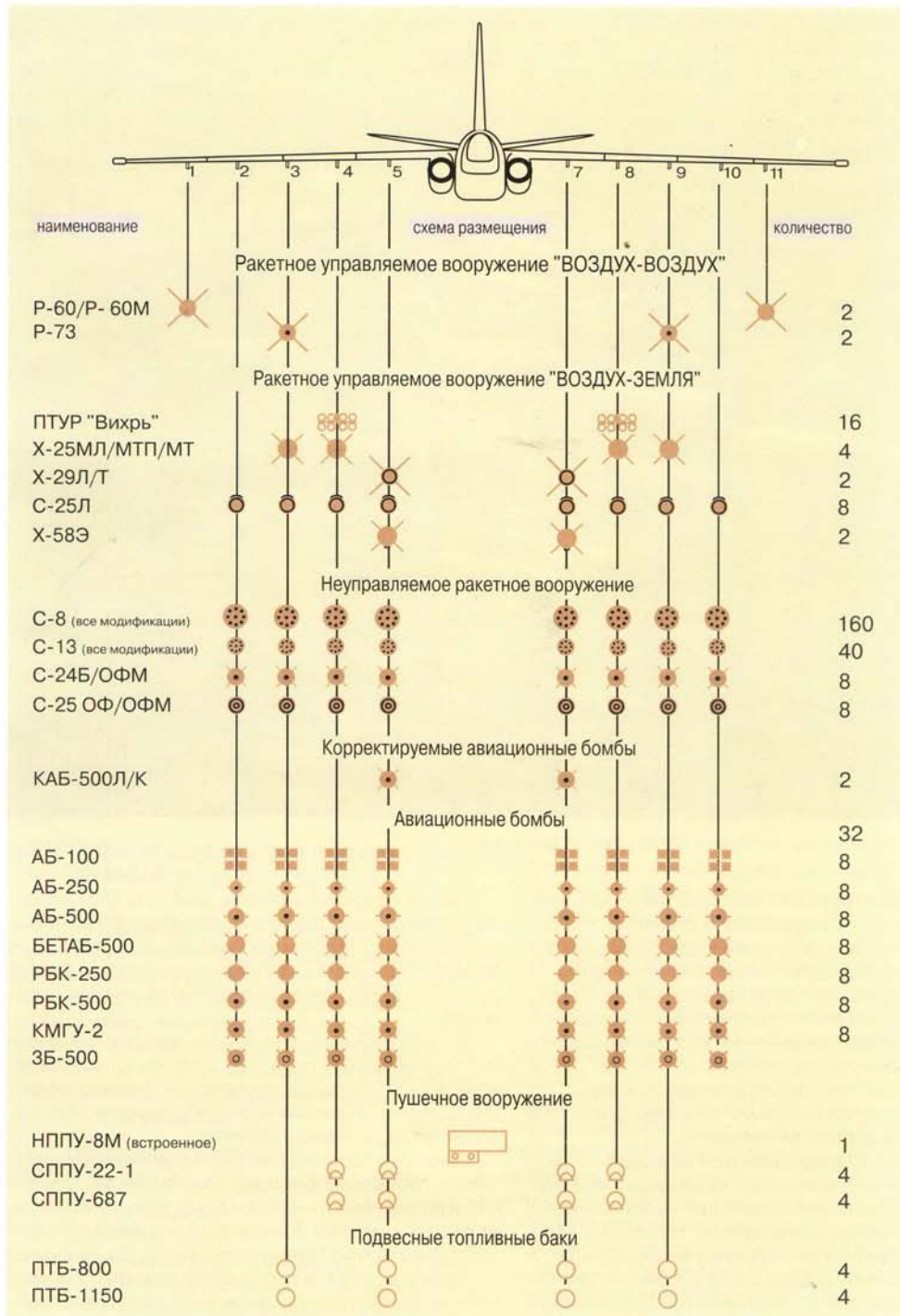


Схема подвески вооружения самолета Су-25. (Николай Гордюков)

наведения, а также целеуказания противорадиолокационными ракетами.

Система вооружения самолета включала различные виды авиационных средств поражения, как управляемые, так и неуправляемые.

Эскизный проект самолета С-37 был рассмотрен отраслевыми институтами МАП и МО СССР и получил положительное заключение.

Рассматривался вопрос, о возможности серийного производства самолета на одном из авиационных заводов с разработкой технико-экономического обоснования. Кроме того, рассматривался вопрос о возможности совместной разработки и постройки самолета с иностранными партнерами. КБ готовилось к разработке рабочего проекта, но сложившаяся политическая и экономическая ситуация связанная с распадом СССР, не позволила осуществить этот проект.

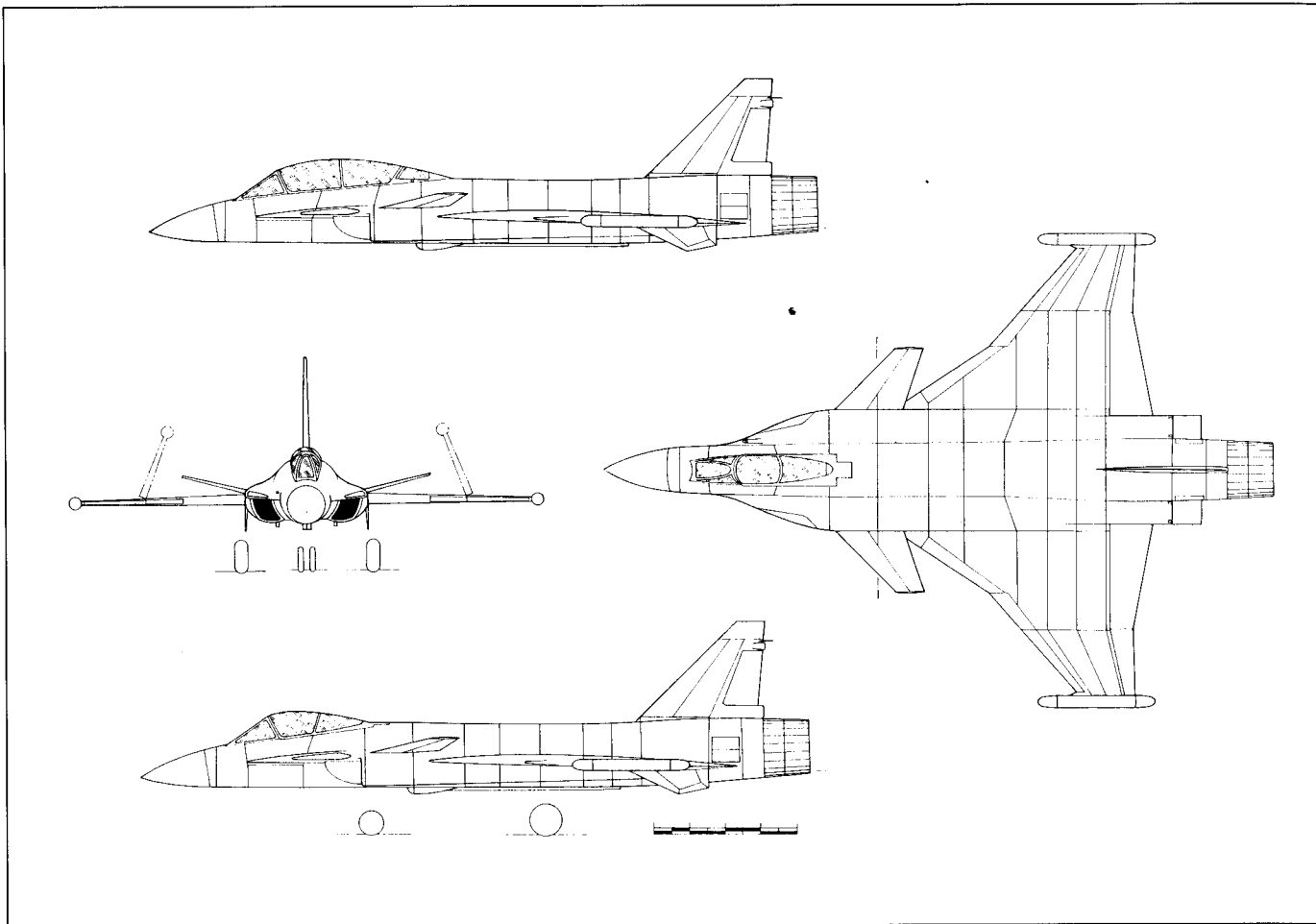
Однако работа над проектом С-37 не пропала даром, и главный конструктор В.П. Бабак поставил зада-

чу рассмотреть возможность использования наработок, полученных при проектировании самолета С-37 для ударного комплекса Су-25ТМ, работы по которому шли параллельно в усиленном темпе.

Особенности возлагаемых на самолет задач (надежное преодоление ПВО противника и эффективное боевое применение оружия в зоне нахождения цели), которые существенно отличаются от Су-25Т, не говоря уже о самолете Су-25, которые потребовали введения в состав прицельно-навигационного комплекса многофункциональной бортовой радиолокационной станции, которая, кроме того, должна была обеспечивать безопасный полет самолета на малой высоте с огибанием рельефа местности. Первоначально, предполагалось использование радиолокатора 8-ми миллиметрового диапазона «Кинжал»⁶ в подвесном контейнере, разработки Санкт-Петербургского научно-исследовательского института радиоэлектронных комплексов (НИИРЭК) НПО «Ленинец». Коллектив разработчиков

Таблица 9.

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА С-37	
ЭКИПАЖ	
Экипаж, чел	1
РАЗМЕРЫ	
Длина самолета, м	17,65
Размах крыла, м:	
- полный	12,08
- со сложенными консолями	8,64
Площадь крыла, м ²	50
Высота самолета на стоянке, м	5,74
ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	
Максимальная скорость полета на высоте, км/ч	1500
Максимальная высота полета, м	17000
Радиус действия с нормальной боевой нагрузкой 5000 кг, км	
- у земли	800
- на большой высоте	1500
Перегоночная дальность, км	
Нагрузка на крыло при максимальной взлетной массе, кг/м ²	500
Максимальная эксплуатационная перегрузка с нормальной боевой нагрузкой	+9/-3
ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА	
Тип и количество установленных двигателей	1хР-79
Бесфорсажная взлетная тяга, кгс	1х18143
Тяговооруженность при максимальной взлетной массе	0,729
ВЕСОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ	
Максимальная взлетная масса, кг	24970
Нормальная взлетная масса, кг	
Масса пустого самолета, кг	12000
Запас топлива во внутренних топливных баках, кг	8300
Нормальная масса боевой нагрузки, кг	5000
Максимальная масса боевой нагрузки, кг	8500



Проекция самолета С-37.
(Николай Гордюков)

возглавил главный конструктор М.А. Грамагин. Активное участие в работах принимали: зам. главного конструктора – Б.В. Суколин, ведущие специалисты В.И. Глубокий, Л.А. Друккер, Д.Д. Коробов и др.

На предприятиях холдинговой компании «Ленинец» было изготовлено 8 опытных образцов БРЛС «Кинжал», предназначенных для проведения Государственных летных и лабораторных испытаний. Летные испытания нескольких режимов работы БРЛС «Кинжал» проводились в ЛИИ им. М.М. Громова и на полигоне ГК НИИ ВВС, но в связи с большими финансовыми затратами

⁶ Прим. автора – миллиметровый диапазон волн дает радиолокатору большую разрешающую способность при работе по земле, а сантиметровый – по воздушным целям. Поэтому первоначальное решение было принято в пользу разработки нового радиолокатора в 8 мм диапазоне, получившего наименование «Кинжал». Переход к РЛС «Копье-25» шаг вынужденный, но оправданный, поскольку данный радиолокатор имеет очень хорошие характеристики и принадлежит к последнему поколению БРЛС. Возможность работы по земле «Копье-25» получил благодаря синтезированной апертуре, позволяющей с помощью цифровой обработки поступающего сигнала, получать приемлемое разрешение.

работы по доводке БРЛС «Кинжал» до соответствия заданным требованиям – были прекращены.

Было необходимо найти радиолокатор с характеристиками близкими к «Кинжалу», но уже имеющийся на вооружении.

Таким радиолокатором стала импульсно-доплеровская РЛС 3-х сантиметрового диапазона – «Копье-25» разработки «Корпорации «Фазотрон-НИИР», являющаяся вариантом многофункциональной БРЛС «Копье», установленной на истребителе МиГ-21-93.

Работу по созданию РЛС «Копье» возглавил зам. генерального директора, зам. генерального конструктора Ю.Н.Гуськов. В коллектив разработчиков создавших базовую РЛС «Копье» входили В.А.Бабичев, Г.П.Занкович, Л.С.Ривес, О.А.Сирота, Ю.А.Иосилевич, В.А.Верхоглядов, Н.П.Коршунова и др.

С целью уменьшения объема доработок самолета Су-25Т и сокращения времени разработки комплекса было принято решение разместить БРЛС «Копье» в подвесном контейнере. Это позволило осуществить установку БРЛС в самый короткий срок с минимумом доработок.

Вопрос размещения БРЛС в носовой части фюзеляжа было решено рассмотреть позднее по результатам



Модель самолета С-37.
(АООТ «ОКБ Сухого»)

натурных испытаний. Кроме того, разработанным для Су-25ТМ контейнером с БРЛС можно было бы оснастить и серийные самолеты Су-25, находящиеся в строю в России и поставленные в свое время на экспорт.

Для оптико-электронной прицельной системы «Шквал-М», разработанной для Су-25ТМ планировалось применение подвешного ночного тепловизионного контейнера «Ход», разработки ЦКБ «Геофизика», но из-за финансовых трудностей работы и его летные испытания также затянулись.

Для отработки нового оборудования в начале 90-х годов два планера Су-25Т: Т8М-1 и Т8М-4 (а он в свою очередь – из Т8-УБ серийный №0305) были соответственно переоборудованы в Т8ТМ-1 и Т8ТМ-2. Ведущим инженером первой машины были последовательно В.И. Попов, К.А. Мохна и далее А.П. Демин, а второй – В.П. Васильев, В.В. Шиян, К.А. Мохна.

Т8ТМ-1 совершил свой первый полет 4 февраля 1991 г. (летчик-испытатель А.А. Иванов), а Т8ТМ-2 – 19 августа 1991 г. (летчик-испытатель А.А. Иванов). На первой машине проходило испытание нового тепловизионного контейнера «Ход» и системы РЭБ, а на втором опытном самолете шла работа по радиолокатору «Кинжал». В ходе этапа летно-конструкторских испытаний, также про-

водилась отработка модернизированного оптико-электронного комплекса «Шквал-М», первоначально рассчитанного на совместную работу с радиолокатором «Кинжал» и тепловизором «Ход». На Т8ТМ-2 проводились испытания системы управления вооружением СУО-39

После отказа в конце 1994 г. от РЛС «Кинжал» и ИК-контейнера «Ход», на Су-25ТМ разместили макет радиолокатора «Копье-25» и в таком виде самолет Т8ТМ-2 с бортовым номером «09» был показан в августе 1995 г. на выставке МАКС-95⁷.

Для самолета Су-25ТМ создавался новый комплекс радиоэлектронного противодействия (РЭП) МПС-410 «Омуль». Аппаратура РЭП «Омуль», разработки Центрального научно-исследовательского радиотехнического института, была размещена в двух контейнерах, которые подвешиваются на консолях крыла, на внешних точках. Сформированный таким образом комплекс радиоэлектронной борьбы осуществляет радиотехническую разведку и всеракурсную защиту самолета в радиолокационном и ИК-диапазоне

⁷ Прим. автора – Т8ТМ-2 был впервые показан публике на выставке новых образцов военной техники организованной для лидеров стран СНГ в Мачулищах под Минском в Белоруссии в феврале 1992 г.



Су-25ТМ на авиабазе Кубинка. Зима 1992 г. (Сергей Скрынников)

Серийный самолет Су-25Т с бортовым номером «21» черного цвета на аэродроме ЛИИ представленный как Су-25ТМ на выставке МАКС-99. (Сергей Пашковский)

Самолет Су-25ТМ на выставке МАКС-99 с подвесным контейнером БРЛС «Копье-25». Самолет Т8ТМ-4 Улан-Удэнского авиационного завода. (Ильдар Бедретдинов)

МОДИФИКАЦИИ САМОЛЁТА



самолет Т8ТМ-2. (Юрий Тепсуркаев)

электромагнитных волн в автоматическом режиме без вмешательства летчика. В дальнейшем для Су-25ТМ стала разрабатываться новая станция РЭП – МСП (малогабаритная станция помех).

Кроме того, для штурмовика Су-25ТМ была разработана система индикации самолета об облучении – СИО-1. Техническое задание на СИО-1 было выдано Ульяновскому конструкторскому бюро приборостроения в ноябре 1997 г. Главным конструктором разработки системы индикации об облучении был назначен Н.Н. Макаров.

В 1995 г., от НПК «Штурмовики Сухого» к ОКБ «Авиаавтоматика» поступило техническое задание на разработку новой системы управления оружием с повышенным интеллектом с применением БЦВМ, что давало бы большую гибкость в боевом применении АСП и расширение возможности смешанного применения и разгрузки ее в зависимости от изменения боевой задачи даже в одном заходе.

Система вооружения для самолета Су-25ТМ получила обозначение СУО-39П. Авторами разработки являются работники конструкторского бюро А.Г. Михайличенко, В.М. Трусов, А.И. Червяков.

С 1995 г. новая модификация самолета получила обозначение Су-39, и оно стало официальным названием машины. Под таким же обозначением самолет может поставляться на экспорт.

В 1993 г. на авиационном заводе в Улан-Удэ была подготовлена оснастка для серийного производства самолетов Су-25ТМ и уже 15 августа 1995 г. был поднят летчиком «ОКБ им. П.О.Сухого» О.Г. Цоем третий самолет Т8ТМ-3 (бортовой номер «20») серийной сборки Улан-Удэнского авиазавода.

5 февраля 1997 г. начались испытания самолета Т8ТМ-3 в летно-исследовательском центре (машину в этом полете пилотировал И.Е. Соловьев). На Т8ТМ-3 отрабатывалась аэродинамика планера с контейнером макета БРЛС «Копье-25».

25 марта 1998 г. взлетел четвертый⁸ самолет Т8ТМ-4 (бортовой номер «21») собранный, также на заводе в Улан-Удэ, пилотируемый летчиком-испытателем О.Г. Цоем.

С 21 октября 1998 г. самолет Т8ТМ-4 также подключился к испытаниям в ГЛИЦ МО (первый полет по программе И.Е. Соловьев). Эта машина была оборудована для решения боевых задач и на ней была установлена система СУО-39 в полном составе. Кроме того, на самолете Т8ТМ-4 проводились испытания новой станции РЭП – МСП. На Т8ТМ-4 в феврале 1999 г. был установлен контейнер с БРЛС «Копье-25» и начались испытания по отработке характеристик радиолокатора.

Оба самолета на Улан-Удэнском заводе поднимал летчик-испытатель ОКБ О.Г. Цой.

В 1997 г. была заложена партия еще из пяти машин, которые на настоящий момент находятся в разной сте-

пени готовности. На Улан-Удэнском авиационном заводе предполагается модернизация 12 самолетов Су-25Т до уровня Су-25ТМ, которые планируется забрать с Тбилисского авиазавода.

В течение 1999-2000 г.г. эти четыре машины прошли государственные испытания.

В журнале Jane's Defens Weekly №14 за 2000 г. сообщалось, что для создаваемых в России сил быстрого развертывания, заказано несколько многоцелевых самолетов Су-25ТМ. Как указывается в издании, в каждом из шести военных округов будет сформировано по одной группе быстрого развертывания. Кроме самолетов Су-25ТМ, на вооружении группы будет состоять 12 штурмовиков Су-25, боевые и десантные вертолеты.

Исследования, проведенные ЦНИИ МО РФ, Гос НИИ АС и Отделом боевой эффективности «ОКБ Сухого», по сравнительной эффективности 12 основных боевых задач позволяет утверждать, что самолет Су-25ТМ превосходит своих основных конкурентов, к числу которых относятся американский самолет F-16, французский Mirage-2000-5 и шведский JAS-39 «Gripen».

Кроме самолета Т8ТМ-2 на авиационной выставке «МАКС-95» был показан первый серийный самолет Т8ТМ-3 с бортовым номером «20» с подвешенным под фюзеляжем контейнером РЛС «Копье-25». В 1997 г. под видом Су-25ТМ демонстрировался самолет Т8М-6 с бортовым номером «21» черным. В 1999 г. на «МАКС-99» был представлен уже второй серийный самолет Т8ТМ-4 с бортовым номером «21» белым.

Техническое описание

Су-25ТМ предназначен для эффективной круглосуточной поддержки войск, высокоточного поражения любых целей на земле, на море и в воздухе при любых погодных условиях на удалении до 900 км от аэродрома в условиях противодействия современной ПВО.

Самолет представляет собой мощный ударный комплекс нового поколения, обладающий высокой выживаемостью и обеспечивающий решение широкого спектра боевых задач, благодаря сочетанию разнообразного и высокоэффективного вооружения с совершенной системой управления вооружением, современным комплексом радиоэлектронного противодействия и высокоэффективными средствами боевой живучести.

Су-25ТМ является дальнейшим развитием противотанкового штурмовика Су-25Т и по сравнению со своим предшественником имеет расширенный диапазон боевого применения и позволяет:

– при действии по наземным целям, наносить удары по неподвижным малоразмерным и площадным целям при активном противодействии ствольных систем и переносных зенитно-ракетных комплексов противника в условиях ограниченного пространства над целью и в труднодоступных горных условиях;

– при действии по наземным и надводным целям, самостоятельно защищаться от атак истребителей противника, уничтожать цели типа: штурмовик, истре-

⁸ Прим. автора – точнее сказать третий, поскольку опытная машина Т8ТМ-1 была списана в 1995 г. в связи с выработкой ресурса.

битель, транспортный самолет, дистанционно-пилотируемые летательные аппараты, противокорабельные и крылатые ракеты, имея на борту до 6 УПРАВЛЯЕМЫХ ракет «воздух-воздух», станцию радиотехнической разведки, определяющую наиболее опасную цель, ее координаты и дальность до нее, а также БРЛС «Копье-25», обнаруживающей любую цель в воздухе, включая вертолет в режиме «висения» и выдающую целеуказание ракетам;

– при действии по морским (надводным целям), самостоятельно обнаруживать и поражать боевые корабли от скоростного катера до эсминца (максимальное водоизмещение до 5000 т), имея на вооружении до 4 противокорабельных ракет;

– уничтожать современные комплексы ПВО вне зависимости от методов их работы.

Первоначально рассматриваемый вариант бортовой радиолокационной станции «Кинжал» с 8 мм рабочим диапазоном радиоволн имел цифровую когерентную обработку радиосигнала и блочно-модульную конструкцию.

БРЛС «Кинжал» была предназначена для работы в простых и сложных метеоусловиях днем и ночью:

– для поиска, обнаружения, сопровождения неподвижных и подвижных наземных и воздушных радиолокационно-навигационный комплекс самолета-носителя координат выбранного летчиком объекта;

– для получения радиолокационной информации о впереди лежащем рельефе местности, формировании и выдачи сигналов управления при выполнении носителем маловысотного полета в режиме следования рельефу местности.

Радиолокатор «Кинжал» состоял из радиолокационного устройства, устройства цифровой обработки информации органов управления. В БРЛС «Кинжал» обеспечивался автоматизированный контроль его работоспособности. Кроме того, информация, получаемая от радиолокатора, отображалась на лобовом стекле и на телевизионном индикаторе (см. Таблицу 10).

В настоящее время самолет оснащен новой системой управления вооружением, в состав которой вхо-

дит усовершенствованный оптико-телевизионный прицельный комплекс «Шквал-М» и многофункциональный радиолокационный прицельный комплекс (РЛПК) – «Копье-25».

Оптико-электронный комплекс «Шквал-М» осуществляет автоматический поиск и корреляционное опознавание цели в режиме сканирования. В отличие от системы «Шквал» он имеет сопряжение с радиолокатором «Копье-25». После подтверждения летчиком факта обнаружения цели производится ее автоматический захват, сопровождение и атака. «Шквал-М» также обеспечивает в автоматическом режиме обнаружение и атаку целей, подсвеченных наземными авианаводчиками.

Подвешиваемая под фюзеляжем многофункциональная, многорежимная, когерентная импульсно-доплеровская РЛС трехсантиметрового диапазона «Копье-25» осуществляет обнаружение и целеуказание в режимах «воздух-воздух», «воздух-поверхность», «воздух-море», а также картографирование подстилающей поверхности.

«Копье-25» позволило обеспечить круглосуточную и всепогодную работу, а также увеличить дальность обнаружения атакуемых наземных целей и обеспечить передачу целеуказания зафиксированной цели на оптические средства ракетам с оптической, инфракрасной или телевизионной головкой самонаведения. Кроме того, использование БРЛС позволило значительно повысить боевую эффективность самолета при работе по воздушным целям, а также обеспечить круглосуточное и всепогодное применение, как по наземным (надводным), так и по воздушным целям.

В режиме «воздух-поверхность» (основном режиме самолета-штурмовика) БРЛС «Копье-25» обеспечивает:

- картографирование земной и водной поверхности действительным лучом с доплеровским обужением луча и синтезированной апертурой;
- обнаружение неподвижных и движущихся наземных (надводных) целей;
- выделение движущихся наземных (надводных) целей;
- измерение дальности до земли;

Таблица 10.

ОСНОВНЫЕ ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ БРЛС «КИНЖАЛ»	
ПАРАМЕТРЫ	ХАРАКТЕРИСТИКИ
Дальность обнаружения, км:	
- неподвижных объектов с ЭОП 10 м ²	5-7
- неподвижных объектов с ЭОП 100 м ²	25-30
- подвижных объектов.	15-20
Обнаружение естественных наземных препятствий в направлении полета (при высотах 100-500 м и скорости 600-1000 км/ч):	
- уклон, градусов;	20
- высота обнаружения, м	2000
Общий вес, кг.	150
Потребляемая мощность, кВт	3,5

- обеспечение повышенной точности в режиме бомбометания;
 - применение НАР и пушки по наземным целям.
- В режиме «воздух-воздух»:
- обнаружение воздушных целей с измерением дальности;
 - сопровождение одиночной цели;
 - одновременное сопровождение до 8 воздушных целей;
 - атаку двух выбранных целей с одновременным пуском ракет типа "пустил-забыл";
 - ближний бой.

В контейнере радиолокационного комплекса «Копье-25» применяется небольшая плоская щелевая антенна, диаметром 500 мм. При этом обеспечивается раствор луча $4,5^\circ$, и картографирование таким лучом может обеспечить только общую ориентировку на местности по радиолокационной карте, на которой можно различить лишь крупные элементы рельефа – дороги, реки и т.д. На помощь приходит цифровая обработка сигнала, известная как «доплеровское сужение луча». Таким способом луч БРЛС как бы сужается в 10 раз, до $0,45^\circ$, и качество «картинки», становится более детализированным.

Дальнейшее улучшение разрешения на радиолокационной карте достигается методом синтезированной апертуры⁹ антенны.

После получения радиолокационной карты на экране индикатора изображение может быть «заморожено». При этом для большей скрытности излучение БРЛС может быть отключено, а высокоточная навигационная система обеспечит выход в район цели. В условиях визуальной видимости предварительное целеуказание от РЛС к комплексу «Шквал-М» существенно увеличивает вероятность успешной атаки с первого захода.

При работе БРЛС по земле движущаяся по лесной дороге колонна танков обнаруживается на дальности свыше 20 км, железнодорожный мост может быть обнаружен на расстоянии 100 км.

В воздушном бою РЛПК «Копье-25» обнаруживает цели типа истребитель с эффективной поверхностью рассеивания 5 м^2 на встречных курсах на расстоянии 57 км, на догонных – 25 км.

В настоящее время разрабатывается проект самолета Су-25ТМ с размещением новой БРЛС «Копье-М»

⁹ Апертура, или антенный раскрыв, – это параметр антенны. Направляя антенну «вперед вбок» по полету, локатор излучает сигнал, принимает отраженный от местности сигнал и запоминает его в цифровой памяти. Доли секунды спустя процедура повторяется, но, поскольку за это время самолет уже пролетел какое-то расстояние, картографирование происходит уже из другой точки пространства. Так происходит неоднократно, и это можно уподобить последовательному использованию многих участков зеркала большой антенны. Именно поэтому метод называется «синтезирование антенного раскрыва».

в носовой части, что позволит значительно улучшить характеристики радиолокатора на борту этого самолета, в частности, увеличить зоны обзора.

Характеристики БРЛС будут также улучшены, что позволит обнаруживать и распознавать наземные цели.

Оптический, круглосуточный прицельный комплекс типа «Клен», производства Уральского оптико-механического завода, будет размещаться в подвесном контейнере и передавать целеуказание, полученное от БРЛС, далее на оптические ракеты с телевизионной головкой самонаведения.

Установка БРЛС «Копье-М» в носовой части самолета Су-25Т придаст ему новые качества и повысит его боевую эффективность (см. Таблицу 11).

Используемый на самолете комплекс радиоэлектронной борьбы осуществляет радиотехническую разведку и защиту самолета в автоматическом режиме. Выстреливаемые вперед авиационные ложные цели служат для вскрытия комплексов ПВО, дезориентации наземных РЛС, бортовых радиолокационных станций истребителей и ракет с головками самонаведения всех типов.

Входящая в состав комплекса радиоэлектронного противодействия малогабаритная станция помех (МСП) разработки Центрального научно-исследовательского института радиостроения, предназначена для индивидуальной защиты самолетов путем создания активных преднамеренных помех бортовым и наземным радиолокаторам, а также радиотехническим головкам самонаведения.

МСП является аппаратурой нового поколения и создана для замены станции «Гардения-1ФУ».

Станция МСП работает в G-J диапазоне частот с цифровой обработкой и формированием сигналов на базе устройства DRFM.

Станция МСП осуществляет следующие помехи: шум, ложные цели, уводящие по дальности, уводящие по скорости, уводящие, сопряженные по дальности и скорости, угловые, уводящие на подстилающую поверхность, комплексы помех с программируемой структурой.

Малогабаритная станция помех может работать совместно с бортовым радаром.

МСП построена по блочно-модульному принципу с открытой архитектурой и распределенной вычислительной системой, что позволяет наращивать ТТХ и производить ее адаптацию к различным типам самолетов при относительно небольших затратах (см. Таблицу 12).

Поиск неисправностей в МСП, с точностью до блока, при предполетной и послеполетной подготовках осуществляется встроенными средствами.

Измерение параметров и проведение регламентных работ на станции осуществляется встроенными средствами в сочетании со стандартными приборами или специализированной контрольно-проверочной аппаратуры.



Фазированная решетка РЛС "Копье",
ОАО "Корпорация "Фазотрон-НИИР"



РЛС "Копье" в подвесном контейнере под фюзеляжем
самолета Су-39. (Ильдар Бедретдинов)

Таблица 11.

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ РАДАРОВ "КОПЬЕ-25" И "КОПЬЕ-М"

ПАРАМЕТРЫ	ХАРАКТЕРИСТИКИ	
	Копье-25	Копье-М
Диапазон частот	X	X
Количество литерных частот	16	16
Антенна:		
- тип	ЩАР	ЩАР
- диаметр, мм	500	500
- коэффициент усиления, дБ	29	29
Углы отклонения:		
- азимут/наклон, °С	±40/+25 - -55	±40/+25 - -55
- зоны обзора, °С	±10/±20/±40	±10/±20/±40
Количество каналов приемника	2	2
Коэффициент шума, дБ	4	4
Мощность передатчика:		
- импульсная, кВт	5	5
- средняя, кВт	1	1
Дальность обнаружения целей в режиме "воздух-воздух", км:		
- свободное пространство:		
- навстречу	57	75
- вдогон	30	40
- на фоне земли:		
- навстречу	57	75
- вдогон	20	30
Количество сопровождаемых/атакуемых целей	8/2	10/4
Дальность обнаружения целей в режиме "воздух-поверхность", км:		
- эсминец	>200	>200
- железнодорожный мост	100	100
- ракетный катер	80	80
- группа движущихся танков	20	20
Разрешение по дальности и азимуту, м:		
- низкое (Д = 80 км)	300x300	300x300
- среднее (Д = 60 км)	30x30	30x30
- высокое (Д = 60 км)	10x5	3x3

На самолете Су-25ТМ предполагается установка новой системы индикации самолета об облучении – СИО-1, разработки Ульяновского конструкторского бюро приборостроения (см. Таблицу 13).

В состав системы входят блок вычислительного устройства – БВУ-16 и многофункциональный индикатор – ИМ-ЗМ-14.

СИО-1 выполняет следующие функции:

- отображение информации о радиолокационном поле в двух режимах: СПО – системы предупреждения об облучении (с подрежимами: КРУГ – круговой обзор, ППС – обзор в передней полусфере, ЗПС – обзор в задней полусфере) и ПРГ – прицеливания радиолокационных головок;

- отображение информации о типах, количестве и состоянии подвесок самолета;

- отображение информации о результатах контроля системы предупреждения об облучении в режимах работы "КОНТРОЛЬ" и "РЕГЛАМЕНТНЫЕ РАБОТЫ";

- автоматическая регулировка яркости изображения с возможностью ручной подрегулировки;

- управление переключением режимов работы системы предупреждения об облучении;

- самоконтроль и отображение результатов самоконтроля;

- прием (выдача) от (в) системы (у) предупреждения об облучении по кодовым линиям связи (к.л.с.) в соответствии с требованиями ГОСТ18977-79 и РТМ1495-75;

- прием информации от системы предупреждения об облучении и от подвесок в виде разовых команд.

Для выхода в заданный район, обнаружения и классификации цели летчику поможет обновленный состав бортового оборудования. В навигационный комплекс самолета включена радиотехническая система дальней навигации – РСДН, работающая, как с наземной отечественной станцией «Чайка», так и международной «Loran-C». При этом, точность определения координат самолета с использованием РСДН повышается до 100 м. Возможен также автономный полет с использованием инерциальной системы навигации с оптической и радиолокационной коррекцией. Оснащение самолета блоком А-737 аппаратуры спутниковой навигации, разработки МКБ «Компас», позволяет работать с системами «Ураган», NAVSTAR или GLONASS и уменьшить погрешности определения координат до 15 м вне зависимости от дальности полета.

Спутниковая навигационная аппаратура А-737, представляющая собой 12 канальную приемовычислительную систему, использующую радиосигналы космических аппаратов спутниковых радионавигационных систем СРНС и GPS для высокоточных измерений координат, временных и скоростных параметров вектора движения самолета.

В аппаратуре А-737 применяется как отдельная (по каждой системе), так и интегрированная обработка сигналов навигационных спутников, что, в последнем случае, позволяет наилучшим образом использо-

вать потенциальные возможности каждой системы, получая более высокие точности определения местоположения и скорости самолета, при одновременном повышении надежности и непрерывности навигационных определений при всех траекторных эволюциях и маневрах.

Оптимальные режимы работы аппаратуры А-737 обеспечиваются заложенными в ней новейшими алгоритмами цифровой обработки сложных навигационных сигналов двух типов СРНС, а также применением современной радиоэлектронной технологии (см. Таблицу 14).

Спутниковая навигационная аппаратура А-737 информационно встроена в бортовые навигационные комплексы в качестве прецизионного корректора других измерительных систем, что обеспечивается цифровыми связями по каналам РТМ 1495-75 (аналог интерфейса ARINC 419 и ARINC 429).

Для снижения психофизических нагрузок на летчика процесс выполнения боевой задачи самолетом Су-25ТМ максимально автоматизирован. Установленная на нем система автоматического управления САУ-8, обеспечивает в любых метеоусловиях, днем и ночью высокоточное автоматическое и директорное управление при наведении на цель в полете по запрограммированному маршруту, выход в заданный район, повторный заход на цель, возврат и заход на посадку на заданный аэродром.

Для снижения заметности над полем боя в оптическом диапазоне самолет имеет специальную окраску, а радиопоглощающее покрытие уменьшает ЭПР при облучении РЛС.

Серьезной доработке подверглась система вооружения самолета, которая заключалась как в расширении номенклатуры авиационных средств поражения, так и связанной с этим модернизацией системы управления вооружением.

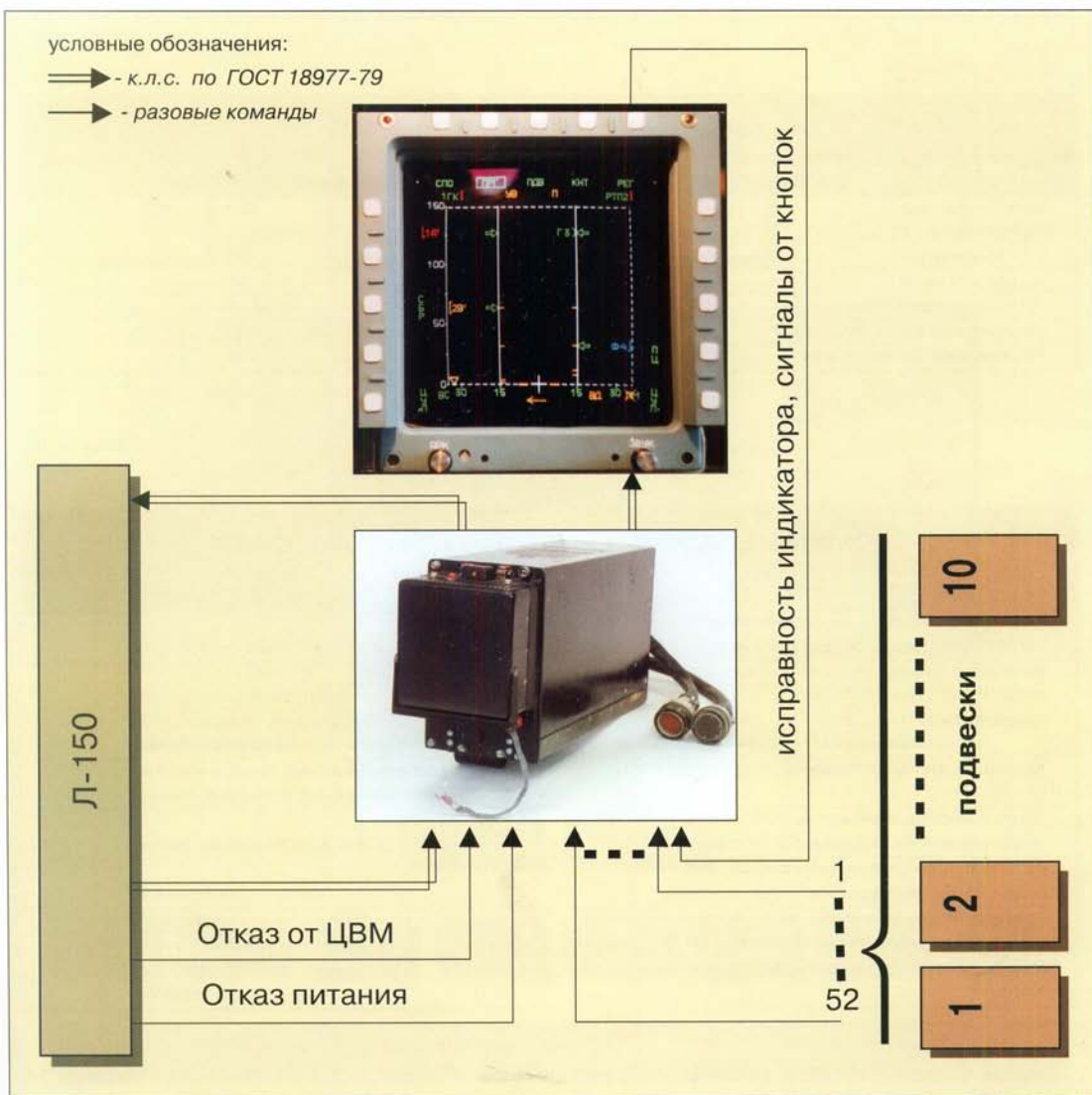
Система вооружения, разработанная для самолета Су-25ТМ ОКБ «Авиаавтоматика», получила обозначение СУО-39П

Особенностью системы СУО-39П является применение интерфейса для сопряжения с БРЭО самолета, применение бортовой ЦВМ в качестве центрального логического блока.

СУО-39П обеспечивает применение на самолете Су-25: ПТУР «Вихрь», авиабомб, блоков НАР разного калибра, до 6 КАБ-500Кр, управляемых ракет класса «воздух-поверхность» Х-25МЛ и Х-25Л, противокорабельных ракет Х-58 и Х-31П, ракет «воздух-воздух» Р-27Р и Р-77.

Нормальная масса боевой нагрузки возросла самолета Су-25ТМ до 2000 кг, а максимальная до – 6000 кг.

Благодаря БРЛС «Копье-25», на самолете могут применяться: тактические противокорабельные ракеты: сверхзвуковые Х-31А с активной головкой самонаведения и Х-31АД – большей дальности, дозвуковые Х-35 с комбинированной системой наведения (инерциальная



Структурная схема СИО-1.
(ОАО «УКБП»)

и активная радиолокационная); противорадиолокационные: сверхзвуковая – Х-31ПД – большей дальности и дозвуковая: Х-25МПУ с пассивной головкой самонаведения; ракеты класса «воздух-поверхность»: Х-25МА с активной радиолокационной ГСН и УР «воздух-воздух» Р-27Р с полуактивной радиолокационной ГСН.

В остальном, состав вооружения и оборудования самолета Су-25ТМ полностью соответствует противотанковому штурмовику – Су-25Т.

В результате проведенной глубокой модернизации Су-25ТМ приобрел совершенно новые качества, превратившие его из самолета-штурмовика в универ-

сальный тактический ударный самолет с возможностью ведения маневренного воздушного боя.

ЭКСПОРТНЫЙ ВАРИАНТ Су-25ТМ (Су-39) – Су-39 «STRIKE SHIELD»

Экспортным обозначением самолета Су-25ТМ является – Су-39 «Strike Shield». Самолет Су-39 отличается от базового варианта составом радиоэлектронного оборудования, в частности, типом системы госопознавания. По желанию заказчика на самолете может быть установлено западное оборудование.

Таблица 12.

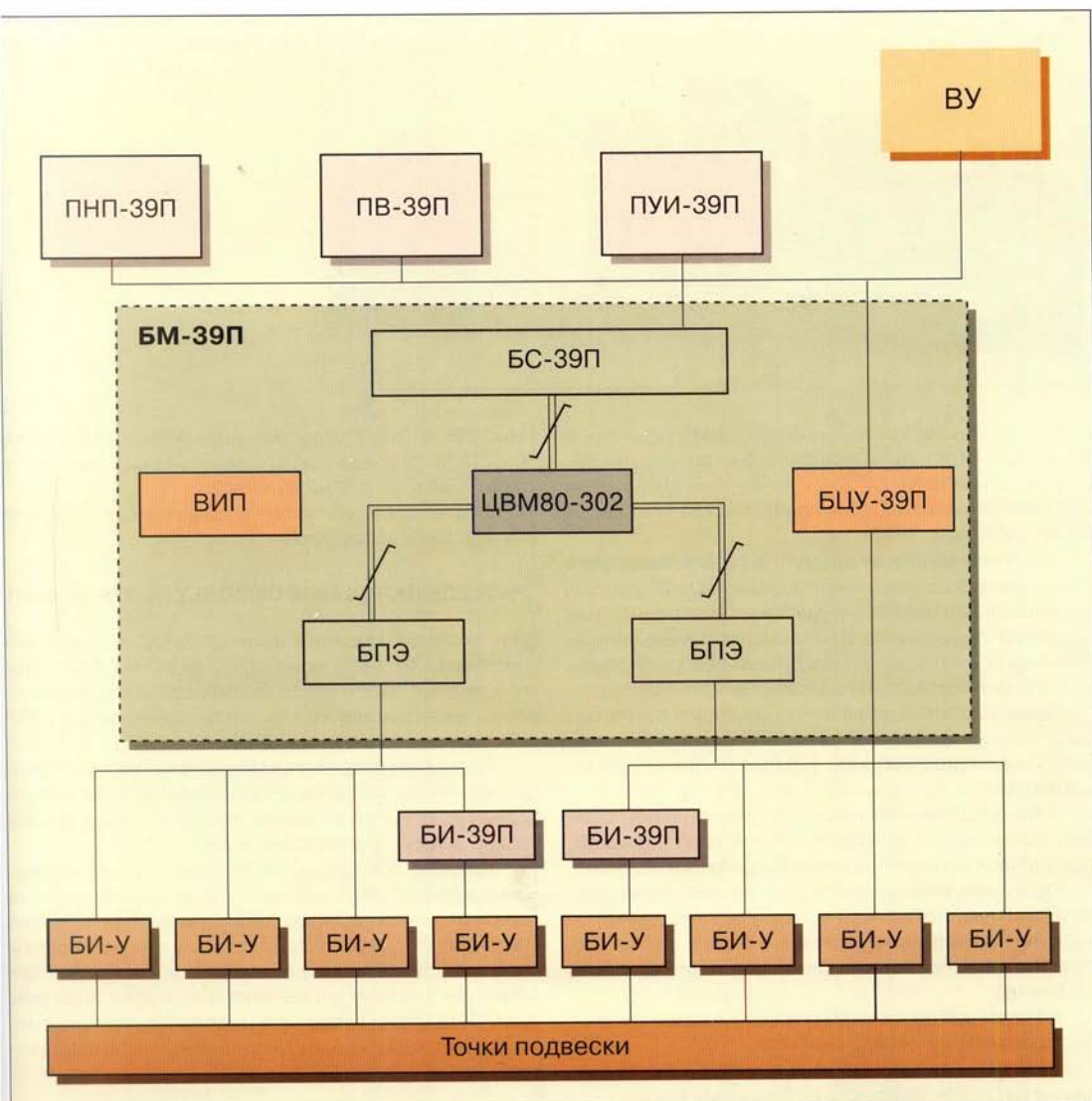
ХАРАКТЕРИСТИКИ СТАНЦИИ МСП	
ПАРАМЕТРЫ	ХАРАКТЕРИСТИКИ
Диапазон частот	G-J
Сектор защиты, °С:	
- по азимуту	120
- по углу места	60
Пропускная способность	4...8
Максимальная масса, кг	80
Рабочий диапазон температур, °С	±60

Таблица 13.

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИО-1	
ПАРАМЕТРЫ	ХАРАКТЕРИСТИКИ
Количество принимаемых разовых команд (+27В / корпус; обрыв / корпус; +5 В / корпус)	58 шт. (с возм. увеличения до 124)
Количество принимаемых/выдаваемых к.л.с. по ГОСТ18977-79 и РТМ1495-75.	1/1 (с возм. увеличения до 16/2)
Скорость обмена по к.л.с.	50 Кбит/с (с возм. перенастройки на 12 и 100 Кбит/с)
Количество цветов изображения	7 (красный, зеленый, голубой, желтый, коричневый, пурпурный, белый)
Яркостный контраст в красном, зеленом и голубом цветах при внешней освещенности 86400 лк.	0,23; 0,25; 0,23 соответственно
Погрешность воспроизведения взаимного положения двух символов, мм	не более 0,8
Размер рабочего поля экрана индикатора, мм	157x157
Габаритные размеры индикатора (ВxHxL), мм	224,3x229,3x459
Блок вычислительного устройства (ВxHxL), мм	124x194x320,5
Масса, кг	не более 25

Таблица 14.

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ АППАРАТУРЫ А-737	
ПАРАМЕТРЫ	ХАРАКТЕРИСТИКИ
Количество каналов приема и обработки сигналов	12
Погрешность аппаратуры:	
- по положению, м	15
- по скорости, м/с	0,15
Время определения навигационных параметров:	
- при введении исходных данных, мин	0,5-2
- без введения исходных данных, мин	3-6
Диапазон рабочих температур, °С	±60
Общая масса системы, кг	3,1
Напряжение питания, В	27



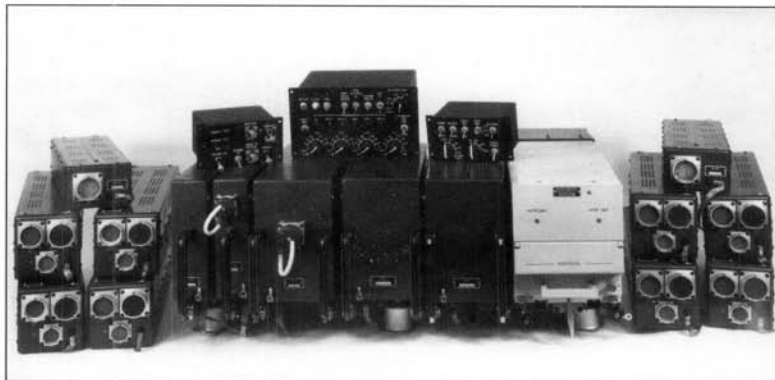
Структура системы СУО-39П.
(ОАО «Прибор»/ОКБ «Авиаавтоматика»)

КОРАБЕЛЬНЫЙ ШТУРМОВИК КАТАПУЛЬТНОГО ВЗЛЕТА Су-25К (проект)

История проекта Су-25К начинается еще с 1973 г., когда в Невском проектно-конструкторском бюро (НПКБ) Министерства судостроительной промышленности проводились исследования облика перспективного авианесущего корабля с катапультным взлетом самолетов. В результате в 1973 г. появился аванпроект авианосца «проекта 1153», который предполагалось оснастить палубными истребителями МиГ-23К (на ба-

зе МиГ-23МЛ), штурмовиками Су-25К и противолодочными самолетами П-42 КБ им. Г.М. Бериева.

Летом 1976 г. на основании Постановления ЦК КПСС и Совета министров от 29 июня 1976 г. на МЗ им. П.О. Сухого приступили к разработке эскизного проекта корабельного штурмовика с катапультным взлетом Су-25К (заводское обозначение Т8-К). Эскизный проект разрабатывался в период с 1976 по 1977 г.г. Рассмотрение эскизного проекта комиссией ВВС состоялось в апреле 1977 г., после чего работы по теме Т8-К были временно приостановлены.



Общий вид системы СУО-39П.
(ОАО «Прибор»/ОКБ «Авиаавтоматика»)

На основании постановления Совета министров от октября 1978 г. были возобновлены работы для варианта штурмовика Су-25К с катапультным взлетом для авианесущего корабля проекта «1153» и продолжались вплоть до 1980 г.

Корабельный штурмовик Су-25К разрабатывался на базе серийного самолета-штурмовика Су-25 и предназначался для нанесения ударов по малотоннажным кораблям противника, объектам противодесантной обороны, борьбы с противовоздушной обороной кораблей, а также самолетами радиолокационного дозора.

Предполагалось оснащение самолета всепогодной обзорно-прицельной системой и управляемыми ракетами с телевизионным и радиолокационным наведением.

Самолет должен был иметь шасси, обеспечивающее базирование на палубе авианесущих кораблей, оснащенных катапультной и посадочным финишером.

Переднюю телескопическую опору шасси предполагалось оснастить спаркой колес со стартовым поводом и задержником. Основные стойки шасси усиливались под более высокие посадочные скорости самолета.

В хвостовой части фюзеляжа штурмовика должен был размещаться посадочный гак.

Для уменьшения габаритов самолета при размещении на палубе вводилось складывание крыла.

Для увеличения радиуса боевого применения самолет дооборудовался системой дозаправки топливом в полете.

В эскизном проекте были приведены материалы по двухместному учебно-боевому самолету Су-25УБК, предназначенному для обучения летного состава технике пилотирования при взлете и посадке на корабль, самолетовождению в условиях открытого моря, боевому применению.

Проект авианосца «1153» не заинтересовал военное руководство страны и был отклонен в пользу «проекта 1143.5» типа «Киев» с уменьшенным водоизмещением без паровой катапульты с взлетным трамплином. А после предложения ММЗ им. А.И. Микояна о размещении на новом авианосце самолетов

МиГ-29К наряду с предлагаемыми МЗ им. П.О. Сухого Су-27К ВМФ полностью отказалось от размещения на палубе: МиГ-23К, Су-25К и П-42.

После принятия такого решения работы по теме Су-25К были остановлены.

РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЙ САМОЛЕТ Су-25Р (проект)

На основании Постановления ЦК КПСС и Совета министров СССР от 29 июня 1976 г. на МЗ им. П.О. Сухого в течение 1978-1980 г.г. были разработаны технические предложения по самолету-разведчику Су-25Р (заводское обозначение Т8-Р).

Разведчик разрабатывался на базе серийного самолета-штурмовика Су-25 и предназначался для ведения воздушной разведки в интересах сухопутных войск, а также армейской авиации.

Самолет оборудовался подвесными контейнерами со средствами разведки, размещавшимися на штатных точках подвески под крылом и фюзеляжем. Разведывательная аппаратура включала разнообразные средства, в том числе дневную и ночную фотоаппаратуру, систему управления и передачи информации. Предполагалось использование контейнеров разведывательной аппаратуры, унифицированных с самолетами-разведчиками типа Су-17.

САМОЛЕТ Су-25Б (проект)

При проведении работ по проектированию учебно-боевого самолета-штурмовика Су-25УБ в ОКБ рассматривалась возможность максимальной унификации планера учебного варианта с вариантом одноместного самолета, что и было учтено при создании первого.

Одновременно при создании Су-25УБ был учтен опыт эксплуатации серийного образца, совершенствования оборудования, развития средств боевой живучести. Не снималась острота вопроса в части повышения технологичности конструкции планера и снижения ее стоимости. Исходя из этого, была проработана "обратная" возможность использования планера учебно-боевого самолета как базового для со-

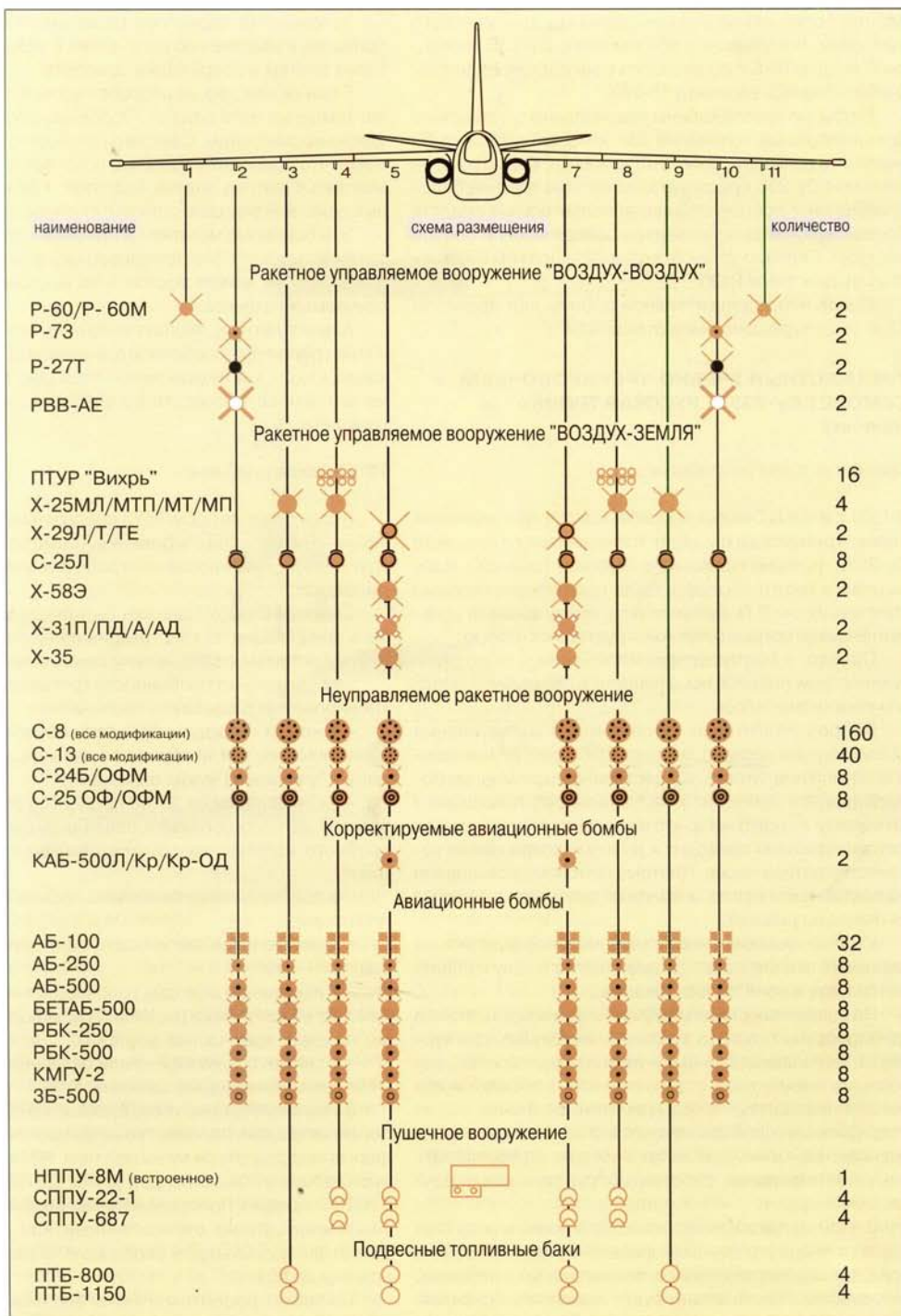


Схема вооружения самолетов Су-25Т. (Николай Гордюков)

здания более совершенного варианта одноместного самолета, получившего обозначение Су-25Б (заводской индекс Т8-Б – по аналогии с заводским индексом учебно-боевого варианта Т8-УБ).

В объеме второй кабины планировалось установить дополнительный топливный бак, который позволил бы увеличить дальность полета штурмовика. Кроме того, на самолете Су-25Б предполагалось использование более совершенного оборудования, дополнительных средств боевой живучести и увеличение максимальной боевой нагрузки. Силовую установку самолета должны были составить двигатели Р195.

После непродолжительной работы над проектом Т8-Б от него решено было отказаться.

ТРЕХМЕСТНЫЙ УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНЫЙ САМОЛЕТ Су-25УЗ "РУССКАЯ ТРОЙКА" (проект)

Краткая история разработки

В 1991 г. в «ОКБ Сухого» прорабатывался оригинальный проект трехместного учебно-тренировочного самолета Су-25УЗ, условно названного "Русской тройкой". Идея создания такого самолета была предложена главным конструктором В.П. Бабаком и поначалу вызвала удивление среди сотрудников конструкторского бюро.

Однако, в процессе формирования концепции и технической проработки самолета отношение к предложению изменилось.

Вопрос подготовки, поддержания и повышения квалификации летного состава ВВС требует постоянной летной подготовки. Существенное усложнение боевой техники приводит к значительному повышению стоимости летного часа, что в условиях ограниченного финансирования приводит к резкому сокращению количества летных часов. Поэтому проблема повышения эффективности использования летного часа становится очень актуальной.

Учебно-тренировочный полет можно разделить на несколько этапов: взлет-посадку, полет в зону и обратно и работу в зоне пилотирования.

На различных стадиях обучения значимость этапов тренировочного полета различна. Например, для курсанта, осваивающего «азы» летного мастерства, основными элементами становятся взлет-посадка и полет по маршруту, тогда как при решении задач поддержания и повышения летной квалификации основным режимом будет полет в зоне по отработке техники пилотирования, работа с оборудованием, вооружением и т.д.

В этой ситуации взлет-посадка и полет в зону становятся второстепенными фазами полета. Поэтому, если одновременно «вывозить» несколько летчиков, которые последовательно будут выполнять основные упражнения в зоне, то можно существенно сократить по времени вспомогательные этапы полета в пересчете на одного летчика.

Усложнение характера решаемых боевых задач приводит к увеличению количества и усложнению бортовых систем и вооружения самолета.

Один летчик уже не способен успешно решать возлагаемые на него задачи. Особенно это относится к ударным самолетам. Самолеты становятся многоцелевыми, что приводит к тому, что появляется второй член экипажа. Поэтому задача подготовки координированных действий экипажа становится очень актуальной.

Эти основные моменты и привели к идее создания трехместного учебно-тренировочного самолета, экипаж которого может состоять из инструктора и двух обучаемых летчиков.

Анализ летных, эксплуатационных, компоновочных и конструктивных особенностей самолета Су-25УБ показал, что он, как нельзя лучше подходит, для создания на его основе трехместного учебно-тренировочного самолета.

Техническое описание

Проект самолета Су-25УЗ предназначался для обучения технике пилотирования, самолетовождения, групповой слетанности и отработки фигур высшего пилотажа.

Самолет Су-25УЗ должен был иметь высокую степень унификации по конструкции планера, оборудованию и системам с самолетами семейства Су-25.

Отличительные особенности трехместного учебно-тренировочного самолета заключались:

- в новом подходе к процессу обучения (в полете одновременно могли обучаться два курсанта по принципу – "учиться на чужих ошибках");
- в сокращении на 30-40 процентов затрат на подготовку летного состава в связи с уменьшением потребного количества самолетовылетов за учебный цикл;
- в высокой технологичности производства и эксплуатации;
- в применении шасси, допускающего грубые посадки;
- в изменении обводов головной и частично средней частей фюзеляжа (в связи с размещением по схеме «тандем» трех членов экипажа);
- в снятии с консолей крыла балочных держателей и гондол с тормозными щитками;

Воздухозаборники и воздушные каналы самолета перекомпоновывались по геометрическим размерам и форме под двигатели меньшей тяги. На самолете планировалось установить два ДТРД ДВ-2В с тягой по 2200 кгс каждый. По желанию заказчика могли быть установлены другие отечественные или зарубежные двигатели с диаметром входа до 678 мм и расходом воздуха до 66 кг/с.

Комплекс радиотехнического и навигационного оборудования самолета должен был обеспечить решение всех задач учебно-тренировочного полета и меняться по желанию заказчика.

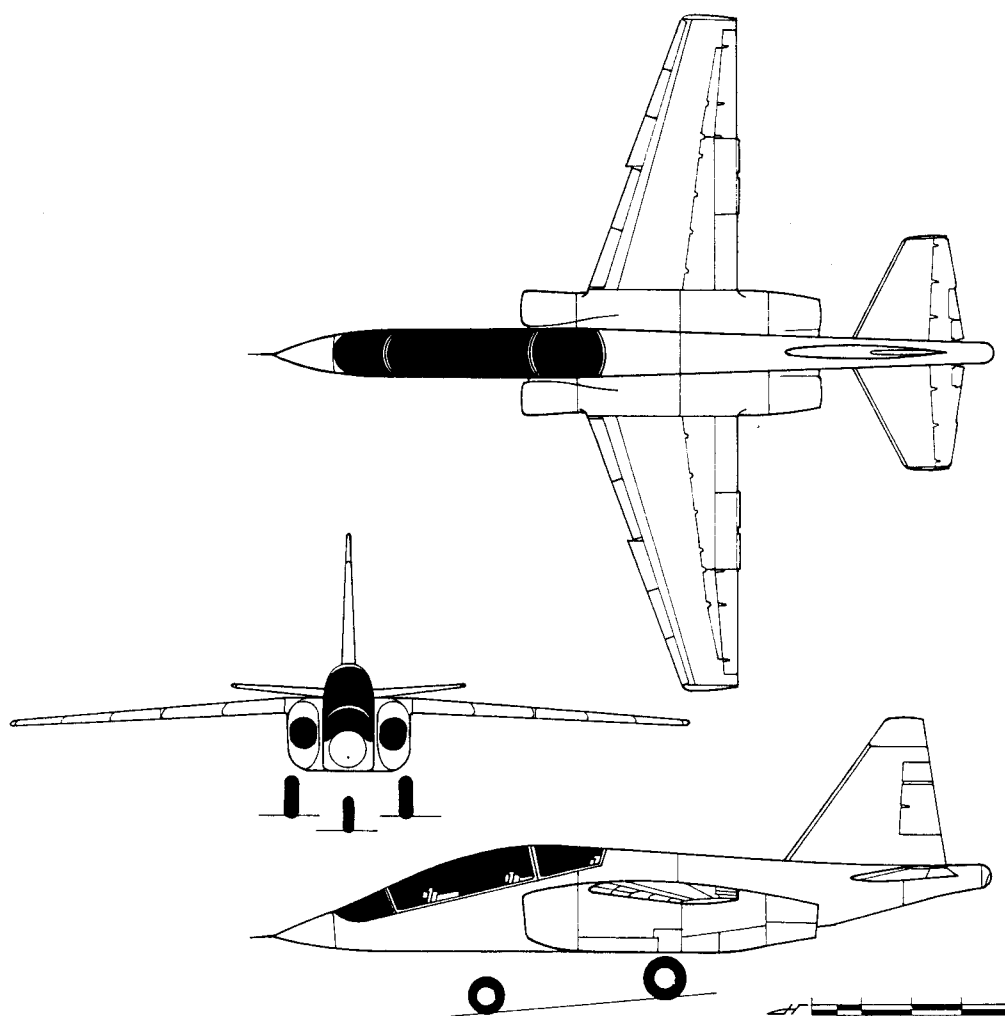


Схема трех проекций самолета Су-25УЗ "Русская тройка".
(Николай Гордюков)

Самолет Су-25УЗ предназначался для обеспечения:

- первоначального обучения;
- отработки техники пилотирования и самолето-вождения днем и ночью, в простых и сложных метеоус-ловиях;

- полетов по приборам с применением шторки "слепого полета";
- обучения летчиков действиям в особых случаях полета с имитацией отказов пилотажно-навигацион-ного оборудования, двигателя и самолетных систем;
- подготовки и контроля квалификации инструкторского состава.

Хорошие штопорные характеристики самолета должны были обеспечивать обучение выводу самолета из штопора.

На трехместном самолете Су-25УЗ могла также выполняться учебно-штурманская подготовка.

На Су-25УЗ предполагалось установить катапульт-ные кресла К-36Л.

Система управления самолета должна была вклю-чать ручки управления и педали во второй и третьей

кабинах, связанные с ручкой управления и педалями первой кабины.

Во второй и третьей кабинах экипажа предусма-тривались пульты управления двигателями ползунково-го типа. Рычаги управления двигателями всех каби-н жестко связаны между собой. Пульт управления дви-гателями в кабине инструктора должен был обеспечи-вать его преимущественное право на ряд команд уп-равления двигателями.

В составе радиоэлектронного оборудования пред-полагалось наличие на самолете дублирующих средств управления во второй и третьих кабинах. Для части ра-диоэлектронного оборудования предусматривалась возможность ввода имитированных отказов из кабины инструктора на индикаторы кабин обучаемых. В кабине инструктора устанавливались элементы индикации, уп-равления и сигнализации, с помощью которых инст-руктор мог бы осуществлять контроль за действиями обу-чаемых и при необходимости взять управление на себя.

Самолетное переговорное устройство должно бы-ло обеспечивать двухстороннюю телефонную связь

между членами экипажа, а магнитофон – документирование переговоров экипажа.

При перебазировании на самолете могли быть установлены четыре подвесных бака ПТБ-800 с обеспечением возможности их аварийного сброса.

Начало поставок трехместных учебно-тренировочных самолетов предполагалось осуществить через два года после заключения договора на постройку самолета.

В 1993 г. работы над этим проектом из-за отсутствия достаточного финансирования были приостановлены.

МОДЕРНИЗИРОВАННЫЙ ВАРИАНТ Су-25 – Су-25СМ

Штурмовик Су-25 создавался в 70-е г. в дополнение к ударным самолетам Су-17, МиГ-27 и Су-24. В воздухе штурмовики прикрывались истребителями МиГ-21 и МиГ-23. В существовавшей мощной авиационной системе страны каждый тип самолета выполнял отведенную ему роль.

В последнее время существенно изменились акценты требований к ВВС: от готовности к глобальным военным действиям до необходимости решения задач в локальных конфликтах. Изменился и состав самолетов, поскольку с вооружения снята основная масса ударных машин третьего поколения и их задачи переходят на плечи Су-25.

Кроме того, сокращение оборонных расходов России привело к фактическому прекращению переоснащения самолетного парка ВВС новой техникой, а Су-25 становится основным ударным самолетом в локальных военных действиях.

В этих условиях на первый план вышли задачи модернизации уже имеющихся в строю машин. В начале 1998 г. на АООТ «ОКБ Сухого» началась работа по созданию проекта модернизации существующего парка самолетов Су-25.

Существует и еще две причины, по которым необходимо проводить модернизацию штурмовика.

Во-первых, самолет Су-25 рассчитан на календарный срок службы 20 лет. Его назначенный ресурс 2000 ч. В России и странах СНГ среднегодовой налет самолета не достигает и 50% от запланированного. Ко времени истечения календарного срока службы Су-25 его ресурс будет выработан только наполовину. В этой ситуации экономически рационально провести модернизацию штурмовика при продлении срока его службы. Модернизация при умеренных затратах позволит многократно увеличить боевой потенциал самолета и превратить его в универсальный истребительно-штурмовой комплекс.

Во вторых, проведение модернизации позволит заинтересовать другие страны, эксплуатирующие штурмовик Су-25. Тем более, что на экспорт было продано более 400 самолетов.

Модернизация самолета в современных условиях должна обеспечить решение следующих задач:

– поражение наземных целей в простых и сложных метеоусловиях, днем и ночью;

– вскрытие, подавление и прорыв ПВО противника, поражение наземных комплексов ПВО;

– нарушение систем управления боевыми действиями противника штатными средствами вооружения;

– увеличение точности поражения целей обычным оружием, а точечных наземных целей – высокоточными средствами поражения;

– поражение радиолокационно-контрастных целей;

– сопровождение и прикрытие ударных групп самолетов Су-25, выполняющих задачи по поражению наземных (надводных) целей;

– прикрытие собственного аэродрома от ударов авиации противника;

– уничтожение воздушных целей (транспортные самолеты, самолеты тактической авиации, вертолеты);

– авиационную поддержку десантирования и боевых действий тактических воздушных десантов;

– борьбу с воздушными (морскими) десантами и частями аэромобильных войск противника;

– уничтожение надводных целей (до эсминца включительно) – одиночных или в составе различных корабельных соединений;

– обучение летного состава режимам боевого применения за счет реализации в комплексе БРЭО «тренажерных» режимов.

Для выполнения перечисленных задач конструкторское бюро на основе опыта создания самолета Су-25ТМ предлагает коренную модернизацию самолета Су-25 за счет полной замены устаревшего электронного оборудования, введения в состав вооружения высокоточных средств поражения и использования современной системы индикации и управления.

Модернизированному варианту самолета было присвоено обозначение Су-25СМ и в феврале 1998 г. вышел Приказ о начале программы модернизации.

В 2000 г. военными был пересмотрен вариант модернизации самолета Су-25 в Су-25СМ в сторону удешевления стоимости, а уровень модернизации Су-25УБ в Су-25УБМ был оставлен прежним.

В настоящее время закончен этап опытно-конструкторских работ и производится подготовка мощностей 121 Авиаремонтного завода к модернизации самолетов Су-25. Всего планируется модернизировать примерно 40 % самолетного парка Су-25 и Су-25УБ ВВС России. Осуществление данной программы планируется выполнить за 3 года. Первая модернизированная машина будет готова и поднята в первый полет в 2001 г. После проведения испытаний планируется начать массовую модернизацию с начала 2002 г.

На авиационном шоу МАКС-2001 был представлен первый модернизированный самолет Су-25СМ с бортовым номером «33».

Техническое описание

Устанавливаемое оборудование включает в себя:
– цифровой комплекс бортового электронного оборудования «Пантера»;



Самолет Су-25СМ. (Ильдар Бедретдинов)

- радиолокационный прицельный комплекс РЛПК-25 на основе многорежимного радиолокатора «Копье-М»¹⁰;
- комплекс РЭБ в составе станции радиотехнической разведки и целеуказания и станции активных электронных помех, отработанный на самолете Су-25ТМ.

Комплекс «Пантера» обеспечивает:

- повышение точности навигации и, соответственно, выполнение атаки цели с ходу;
- максимальную автоматизацию поиска, распознавания и поражения цели;
- применение управляемого оружия высокой точности с лазерными и телевизионными головками самонаведения;
- реализацию новых режимов боевого применения штатных видов вооружения (например, программно-корректируемое сопровождение цели и навигационное бомбометание);
- применение различных видов оружия в одной атаке;
- снижение нагрузки на летчика за счет реализации в кабине современного информационно-управляюще-

го поля (с индикатором на лобовом стекле и цветными многофункциональными индикаторами) и автоматизации режимов боевого применения.

Радиолокационный прицельный комплекс, с радаром «Копье-М», обеспечивает обнаружение и целеуказание в режимах «воздух-воздух», «воздух-поверхность», «воздух-море», а также картографирование подстилающей поверхности.

Комплекс средств РЭБ осуществляет радиотехническую разведку, предупреждает летчика об угрозах, выдает целеуказание полупассивным РГСН радиолокационных ракет, создает уведоющие, шумовые, мерцающие и перенацеливающие радиопомехи, управляет отстрелом тепловых ложных целей.

Благодаря применению РЛПК-25 и УР «воздух-воздух» – Р-27Р, РВВ-АЕ (Р-77) и Р-73, Су-25СМ обладает высокой эффективностью поражения целей в варианте истребителя и может осуществлять прикрытие ударных групп штурмовиков от атак истребителей авиации противника. Исследования показывают, что Су-25СМ не уступит в воздушном бою самолету F-16.

Установка нового оборудования влечет за собой частичную доработку планера самолета – модификацию носовой части фюзеляжа под установку радиолокатора.

Использование новой системы индикации и управления (СИУ-25) потребует изменения компоновки приборной доски и пультов управления в кабине летчика.

¹⁰ Прим. автора – во время написания книги было принято решение отказаться от установки РЛС «Копье-М» на самолете Су-25СМ из-за больших финансовых затрат, но с дальнейшей возможностью подвески контейнера с радиолокационной станцией. РЛС «Копье-М» оставлен в составе БРЭО самолета Су-25УБМ, поэтому здесь рассматривается проект модернизации с РЛС.



Самолет Су-25КМ «Скорпион».
(Александр Шабеев)
Кабина самолета Су25КМ.
(ООО «Тбиливиамшени»)



В полете Су-25ТМ. (Леонид Якутин)



Су-25Т. (Сергей Балаклеев)

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МОДИФИКАЦИЙ САМОЛЕТА Су-25

ХАРАКТЕРИСТИКИ	МОДИФИКАЦИИ	
	Су-25УБ	Су-25УТ
Экипаж	2	2
ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ		
Длина самолета со штангой ПВД, м	15,36	15,36
Размах крыла с контейнерами тормозных щитков, м	14,36	14,36
Размах крыла со сложенными консолями, м	-	-
Удлинение крыла	6	6
Стреловидность крыла по передней кромке, градусов	20	20
Высота самолета на стоянке, м	5,2	5,2
База шасси на стоянке, м	3,58	3,58
Колея шасси, м	2,5	2,5
Площадь базового крыла, м ²	30,1	30,1
Площадь закрылков, м ²	4,44	4,44
Площадь предкрылков, м ²	2,6	2,6
Площадь элеронов, м ²	1,5	1,5
Площадь тормозных щитков, м ²	1,8	1,8
Площадь горизонтального оперения, м ²	7,49	7,49
Площадь руля высоты, м ²	1,88	1,88
Площадь вертикального оперения, м ²	6,03	6,03
Площадь руля направления, м ²	0,75	0,75
ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ		
Максимальная скорость полета, км/ч	950	950
Скорость буксировки мишени "Комета", км/ч	-	-
Максимальная высота полета, м	7000	7000
Максимальная высота боевого применения, м	5000	5000
Дальность полета с нормальной боевой нагрузкой, без ПТБ, км:		
- у земли;	450	450
- на высоте.	950	750
Дальность полета с нормальной боевой нагрузкой, с четырьмя ПТБ-800, км:		
- у земли;	750	1250
- на высоте.	1250	2150
Практический радиус полета с мишенями ПМ-6 на высоте 2500 м, кг:		
- без ПТБ;	-	-
- с ПТБ.	-	-
Перегоночная дальность, км	-	-
Нагрузка на крыло при максимальной взлетной массе, кг/м ²	615	550
Максимальная эксплуатационная перегрузка с нормальной боевой нагрузкой	6,5	6
Максимальная эксплуатационная перегрузка с максимальной боевой нагрузкой	5,2	-
ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА		
Тип и количество установленных двигателей	2хР95Ш	2хР95Ш
Взлетная тяга, кгс	2х4100	2х4100
Тяговооруженность при максимальной взлетной массе	0,443	0,495
ВЕСОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ		
Максимальная взлетная масса, кг	18500	16560
Нормальная взлетная масса, кг	15300	13320
Масса пустого самолета, кг	10240	10290
Взлетная масса с мишенью "Комета" и двумя подвесными топл. баками, кг	-	-
Взлетная масса с мишенью "Комета", кг	-	-
Запас топлива во внутренних топливных баках, кг	2750	2750
Нормальная масса боевой нагрузки, кг	1400	-
Максимальная масса боевой нагрузки, кг	4400	-
ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ		
Посадочная скорость, км/ч	210	210-220
Длина разбега, м:		
- бетонная ВПП	550	450
- грунтовая ВПП	600	500
- с трамплина	-	-
Длина пробега, м:		
- бетонная ВПП, с парашютом	400	400
- бетонная ВПП, без парашюта	600	500
- грунтовая ВПП, без парашюта	750	700
- с аэрофинишером	-	-
Прочность грунта ВПП, кг/см	5-6	

Таблица 15

МОДИФИКАЦИИ				
Су-25УТГ	Су-25БМ	Су-25УЗ	Су-25Т	Су-25ТМ
ЭКИПАЖ				
2	1	3	1	1
ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ				
15,36	15,33	14,83	15,33	15,33
14,36	14,36	13,44	14,36	14,36
9,32	-	-	-	-
6	6	6	6	6
20	20	20	20	20
5,2	4,8	5,2	5,2	5,2
3,58	3,95	3,58	3,58	3,58
2,5	2,5	2,5	2,5	2,5
30,1	30,1	30,1	30,1	30,1
4,44	4,44	4,44	4,44	4,44
2,6	2,6	2,6	2,6	2,6
1,5	1,5	1,5	1,51	1,51
1,8	1,8	-	1,8	1,8
7,49	6,47	7,49	7,49	7,49
1,88	1,88	1,88	1,88	1,88
6,03	6,03	6,03	6,03	6,03
0,75	0,75	0,75	0,75	0,75
ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ				
950	950	900*	950	950
-	450-700	-	-	-
7000	7000	7000	10000	10000
5000	5000	-	30-5000**	30-7000**
560	500	-	400	400
-	950	-	700	900
-	750	-	750	750
-	1250	1750	1250	1250
-	250	-	-	-
-	420	-	-	-
-	2000	-	2500	2500
548	615	256	681	714
6,5	6,5	8	6,5	6,5
-	5,2	-	5,2	5,2
ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА				
2xP95Ш	2xP195	2xДВ-2В	2xP195	2xP195
2x4100	2x4300	2x2200	2x4300	2x4300
0,643	0,465	-	0,441	0,420
ВЕСОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ				
16500	18500	-	19500	20500
13000	15300	9000	16580	16990
9790	9660	6400	10670	10740
-	15300	-	-	-
-	13200	-	-	-
2915	3000	2500	3840	3840
-	1400	-	2000	2000
-	4400	-	6000	6000
ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ				
210	210	-	230	240
500	550	360	550	550
-	600	-	600	600
190	-	-	-	-
-	400	400	400	400
450	600	-	600	600
-	750	650	750	750
90	-	-	-	-
5-6	5-6	6	5-6	5-6

Примечание: * - на высоте 5000 м. Максимальная скорость полета у земли составляет 850 км/ч.

**- Диапазон боевого применения.

ШТУРМОВИК Су-25

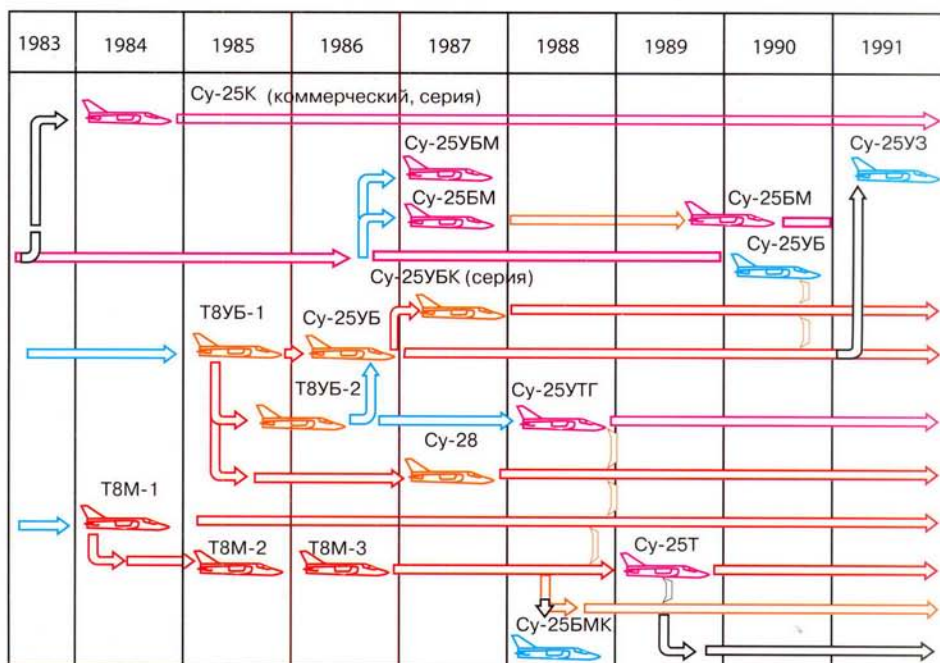
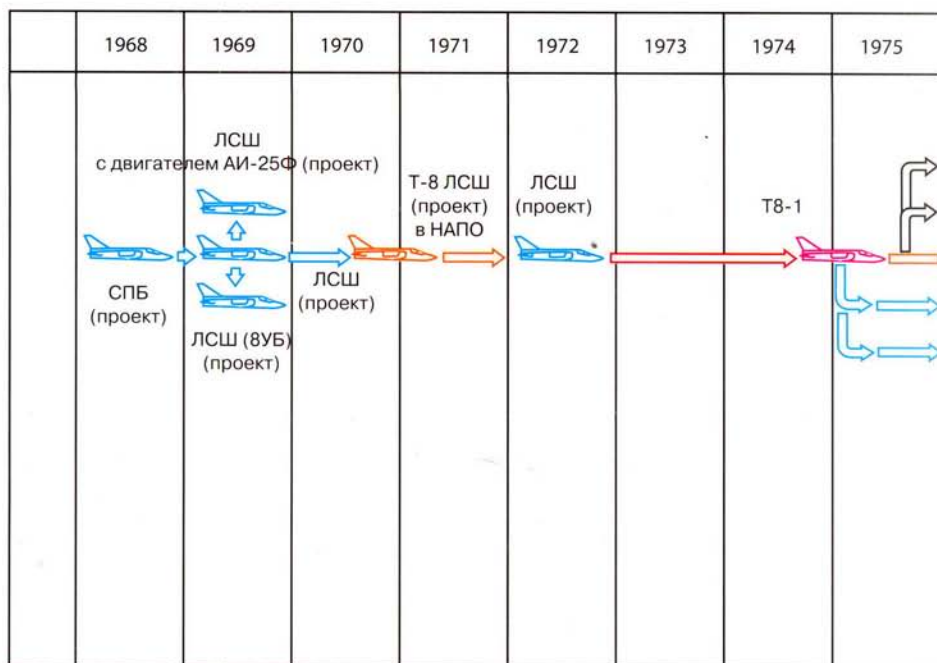


Схема развития самолета Су-25.
(Николай Гордюков)

Поскольку основные изменения при модернизации самолета заключаются в доработках БРЭО, в том числе на основе новой элементной базы, а конструкция планера и систем самолета, остается в основном без изменений, то практически не увеличивается и масса самолета. Одновременно сохраняется уникальный по своей эффективности комплекс средств боевой живучести.

Не коснется изменений и силовая установка самолета, поскольку двигатели Р95Ш, показавшие высокую надежность и живучесть имеют еще значительный запас по увеличению их ресурса. А при сохранении весовых характеристик самолета нет нужды в установке более мощных двигателей.

Повышение эффективности самолета Су-25 обеспечивается повышением эксплуатационно-технических характеристик модернизированного самолета, совершенствованием системы его технического обслуживания. Автоматизированный ввод полетной информации (навигационные параметры и исходные данные боевого применения) позволит резко уменьшить время на подготовку к вылету и расширить функциональные возможности инженерно-технической и штурманской служб. Встроенные средства контроля и автоматизированный наземный контроль обеспечат определение исправности бортового оборудования с точностью до конструктивно-сменного блока. Эти и другие мероприятия позволяют снизить на 25-30% трудоемкость технического обслуживания самолета Су-25СМ по сравнению с Су-25.

Все вышеперечисленные меры позволяют увеличить боевую эффективность самолета Су-25, и дают ему возможность остаться одним из основных ударных самолетов российских ВВС до 2008-10 гг.

МОДЕРНИЗИРОВАННЫЙ УЧЕБНО-БОЕВОЙ САМОЛЕТ – Су-25УБМ

Кроме модернизации базового штурмовика Су-25 в планах «ОКБ Сухого» стоит переоснащение до уровня Су-25СМ, учебно-боевой версии машины Су-25УБ. Весь комплекс доработок оборудования и систем, введенных на Су-25СМ, предполагается реализовать и на модернизированном учебно-боевом самолете, названном Су-25УБМ.

Таким образом, самолеты Су-25СМ и Су-25УБМ будут полностью унифицированы, так же как штурмовики Су-25 и Су-25УБ.

Работы по модернизации самолетов Су-25 и Су-25УБ идут в «одном ключе» и фактически являются одной общей программой.

УЧЕБНО-БОЕВОЙ САМОЛЕТ Су-25У

Как было сказано ранее во второй главе книги, после пополнения ВВС Грузии новыми самолетами Су-25, возник вопрос об учебно-тренировочном самолете, на котором можно было бы обучать летчиков штурмовиков и одновременно использовать его как полноценную боевую машину. Будущий самолет получил обозначение Су-25У и был спроектирован в очень короткие сроки. В 1996 г. на Тбилисском авиазаводе началось освоение новой модификации самолета.

На Улан-Удэнском авиазаводе были закуплены три носовые части самолета Су-25УБ и доставлены в Тбилиси. На самом Тбилисском заводе от трех недостроенных планеров самолета Су-25Т были отсоединены носовые части и присоединены от Су-25УБ. Сам планер, двигатели Р195, новый комплект оборудования «тэшэк» остался. В результате проведенных работ были построены учебно-боевые самолеты с улучшенными летными характеристиками и более совершенным БРЭО.

Испытания самолета Су-25У проводились летчиком-испытателем «ОКБ Сухого» О.Г. Цоем. После проведения испытаний два самолета были поставлены ВВС Грузии. Один самолет так и не был выкуплен Грузинскими ВВС и находится на территории авиационного завода.

САМОЛЕТ Су-25КМ «СКОРПИОН»

Грузинским авиационным предприятием «Тбиливиамшени» совместно с израильской фирмой «Elbit Systems» проводится программа модернизации парка грузинских самолетов Су-25. Но эта программа не ограничится переоборудованием только грузинских самолетов и по масштабности рассчитана на модернизацию штурмовиков в странах, куда были поставлены эти машины. Штурмовик получил официальное обозначение «Скорпион». 14 апреля в Тбилиси состоялся первый полет модернизированного штурмовика Су-25КМ «Скорпион». Самолет пилотировал летчик фирмы «Elbit Systems» Егуда Шафир (Yehuda Shafir).

Он оснащен современным бортовым радиоэлектронным оборудованием с использованием технологий "стеклянной" кабины, а также системой спутниковой навигации и полностью отвечает стандартам НАТО/ИКАО. Штурмовик "Скорпион" может оснащаться системами оружия как российского, так и западного производства.

Таким образом, израильская компания пытается захватить рынок модернизации самолетов Су-25, который оценивается с учетом штурмовиков в странах СНГ более чем в 400 самолетов и составляет около 1 млрд. долл.

ГЛАВА 7

Су-25

И ЕГО АНАЛОГИ



Для непосредственной авиационной поддержки сухопутных войск ВВС различных государств применяли истребители бомбардировщики типа английского British Aerospace "Harrier", англо-французского SEPECAT "Jaguar", американского LTV A-7 "Corsair", советского Су-7Б или многоцелевые истребители типа французского Dassault-Breguet "Mirage-P.1", советского МиГ-21.

Они способны действовать на малой высоте и обладают большим арсеналом вооружения, как по массе, так и по номенклатуре применяемого оружия. Эти самолеты способны преодолевать мощные системы ПВО и атаковать большие скопления противника. Но атаковать малозаметные одиночные цели, такие как единицы боевой техники, укрепленные точки, а также действовать непосредственно над самим полем боя, выполняя непосредственную поддержку войск, они не могут.

Возможности пилота истребителя-бомбардировщика по обнаружению и распознаванию целей из-за высоких скоростей полета при работе на малых высотах резко ограничены. В случае, если летчик все же "засек" маломерную цель, он не всегда успевает атаковать ее. Поэтому возникает необходимость повторного захода на цель, что ведет к увеличению времени пребывания самолета в зоне поражения войсковых ПВО, а из-за большого радиуса разворота такого самолета возможна потеря визуального контакта с целью.

Кроме того, истребители-бомбардировщики, как и другие многоцелевые самолеты не обладают необходимыми средствами по обеспечению боевой живучести машины.

В итоге, большая скорость полета, снижая вероятность поражения ударных самолетов от ПВО, в то же время существенно сокращает время контакта самолета с целью, а отсутствие брони значительно повышает вероятность поражения самолета войсковыми средствами ПВО противника.

А вследствие высокой стоимости самих истребителей-бомбардировщиков и многоцелевых самолетов их эффективность по критерию "стоимость-эффективность" становится весьма низкой.

Во многих странах для штурмовых операций используются учебно-тренировочные самолеты, например, ВВС ЮАР применяют для этих целей итальянский UTC-Aermacchi MB-326K, итальянские ВВС используют самолет Aermacchi MB-339C, а армия Германии – модификацию Dassault-Breguet /Dornier "Alpha Jet-A".

Для локальных конфликтов и борьбы с партизанскими группами были созданы модификации существующих и небольшие специализированные самолеты-штурмовики: американские "Cessna" A-37 и Rockwell OV-10 "Bronco", аргентинский – FMA IA-58 "Pucara".

Подобные машины имеют дозвуковую скорость, небольшую боевую нагрузку, хорошие летные характеристики, а как самолеты для локальных войн, они оснащены еще и комплексом средств боевой живучести. Но все эти летательные аппараты предназначены для небольших конфликтов со слабой системой ПВО про-

тивника и для военных действий на современном ТВД не пригодны.

Все эти факты, а также опыт применения американской авиации во Вьетнаме и Корее диктовали необходимость создания специализированного самолета-штурмовика, который мог бы взять на себя обязанности непосредственной поддержки войск над полем боя с высокой эффективностью при минимальных потерях и дешевизне самолета, и его эксплуатации. В результате в США были созданы самолеты Northrop A-9A и Fairchild-Republic A-10A, а в Советском Союзе – Су-25 и Ил-102. Эти самолеты уже предназначались для атак точечных целей и обладали всеми теми качествами, которые присущи штурмовику. В США основным штурмовиком стал Fairchild-Republic A-10A "Thunderbolt II", а в СССР – Су-25 ОКБ П.О. Сухого.

ШТУРМОВИК ФИРМЫ FAIRCHILD-REPUBLIC A-10A "THUNDERBOLT II"

В 1966 г. ВВС США были сформулированы первоначальные требования к самолету непосредственной авиационной поддержки войск, программа разработки которого получила обозначение "АХ".

Исследования и предварительное проектирование самолетов по программе "АХ" были начаты в 1967 г. В 1970 г. двенадцати авиастроительным фирмам США были направлены предложения на разработку самолета-штурмовика по заданным ТТТ¹.

В августе 1970 г. шесть фирм: Boeing-Vertol Division, Cessna Aircraft Company, Fairchild-Republic Corporation, General Dynamics Corporation, Lockheed Aircraft и Northrop Corporation представили проектов самолета "АХ".

В результате первого тура конкурса 18 декабря 1970 г. Министерство обороны США выдало фирмам Fairchild-Republic Corporation и Northrop Corporation контракты на разработку опытных самолетов по программе "АХ". Самолет разрабатывался в соответствии с концепцией ВВС "летать до покупки", предусматривающей поэтапную разработку программы и демонстрацию самолетов в полете.

Стоимость первоначального контракта, выданного фирме Fairchild-Republic Corporation, составила 41,2 млн. долларов, фирме Northrop Corporation – 28,9 млн. долларов. Оба контракта предусматривали постройку двух опытных самолетов.

Первый опытный самолет фирмы Fairchild-Republic Corporation YA-10A совершил первый полет 10 мая 1972 г., а чуть позже – 30 мая 1972 г. взлетел его конкурент – YA-9A компании Northrop Corporation.

На самолете штурмовике YA-10A были установлены двигатели ТРДД TF-34 фирмы General Electric, а на YA-9A – F102-LD-100 компании Avco Lycoming.

¹ Прим. автора – согласно требованиям ВВС, самолет "АХ" должен был быть одноместным с двумя двигателями, со взлетным весом 11300-15900 кгс, скоростью полета 740-925 км/ч и тактическим радиусом действия 400-480 км.



Самолет А-10А "Thunderbolt II" фирмы Fairchild-Republic Corporation. (Grumman Corporation)

После завершения летных испытаний, в ходе которых самолеты налетали по 300 ч, в октябре 1972 г. были начаты сравнительные испытания самолетов на авиабазе ВВС Эдвардс. Полеты YA-9A и YA-10A при оценке выполнения каждого боевого задания проводились одновременно, в одинаковых условиях. Каждый летчик, участвовавший в испытаниях, совершил примерно одинаковое число вылетов на каждом самолете, и ни один из них не пилотировал один и тот же самолет в двух последовательных полетах.

В ходе оценочных испытаний самолеты YA-9A налетали 146 ч, совершив 92 полета, а YA-10A – 138,5 ч – 87 полетов. В результате проведенных испытаний в феврале 1973 г. победителем конкурса был объявлен самолет YA-10A фирмы Fairchild-Republic Corporation. Выбор был обусловлен более простым серийным производством самолета, а так же лучшими эксплуатационными характеристиками, что удешевляло программу производства штурмовика, но при этом YA-9A превосходил своего конкурента по летно-техническим характеристикам.

Фирма Fairchild-Republic Corporation получила контракт стоимостью 159 млн. долларов на постройку 10 предсерийных самолетов (число которых было впоследствии уменьшено до шести), первый из которых был облетан в феврале 1975 г. Первая серийная машина взлетела в октябре 1975 г., а в марте 1976 г. начались поставки самолетов в строевые части ВВС США. Самолет получил официальное название А-10А "Thunderbolt II". Серийное производство закончилось в 1984 г. За все время серийного производства было построено 707 серийных машин.

Самолет проходил проверку возможностей и живучести в условиях, "приближенных к боевым", где показал высокую живучесть и эффективность комплекса вооружения и "высветил" первые недостатки машины. Главный выявленный недостаток – низкая тяговооруженность, ухудшавшая маневренность самолета. Вследствие малой нагрузки на крыло штурмовик обладает хорошей маневренностью в горизонтальной плоскости, но эта же характеристика, имеет отрицатель-

ную сторону – весьма ощутимую тряску при полете у земли вследствие большой турбулентности воздушных потоков.

Самолет А-10А предназначен для нанесения ударов по наземным целям на поле боя в дневное время и может применяться при высоте облачности 300 м и дальности горизонтальной видимости 2,4–3,2 км.

Штурмовик А-10А выполнен по нормальной схеме с низкорасположенным трапециевидным крылом малой стреловидности, прямым стабилизатором и двумя киями, установленными на его концах.

Максимальная эксплуатационная перегрузка при массе 14060 кг равна 7,33 (5 – при максимальной взлетной массе), разрушающая перегрузка 11.

Конструкция выполнена в основном из алюминиевых сплавов. Все основные системы самолета рассчитаны на защиту от снарядов калибра до 23 мм, в ряде случаев предусмотрена защита от снарядов калибра 57 мм.

Предельная скорость полета самолета А-10А у земли без внешних подвесок 834 км/ч ($M=0,68$), максимальная – 722 км/ч ($M=0,6$).

Скороподъемность на уровне моря без внешних подвесок при весе 15490 кг составляет 23 м/с. Радиус установившегося виража без подвесок на высоте 5 км при $M=0,6$ равен 1100 м.

По сообщениям зарубежной печати, боевой радиус действия при выполнении задач непосредственной поддержки с барражированием в течение 1,7 ч и резервом топлива на полет в течение 20 мин составляет 463 км. Радиус действия при выполнении задач сопровождения 484 км, при выполнении задач разведки – 720 км. При нанесении ударов в глубоком тылу противника боевой радиус действия за счет подвески топливных баков увеличивается до 1000 км. Перегоночная дальность полета самолета с тремя подвесными топливными баками емкостью по 2270 л каждый составляет 4600 км.

Самолет может эксплуатироваться с бетонных и грунтовых ВПП второго класса.

Самолет А-10А может нести разнообразную боевую нагрузку на 11 точках подвески общим весом до 6500 кг с полной заправкой топливом и до 7925 кг при неполной заправке. Полезная нагрузка самолета составляет 40 % при нормальном взлетном весе и 56,3 % – при максимальном.

Вес бортового оборудования равен 9,36 % нормального взлетного веса.

Отдача по топливу составляет 29,4 % при нормальном взлетном весе, 20,5 % при максимальном и около 47 % с подвесными топливными баками в перегоночном варианте. Предусмотрена возможность дозаправки топливом в полете, осуществляемая на высоте 5000 м при скоростях 380–400 км/ч.

Фюзеляж самолета – полумонокок с плоскими боковыми стенками, состоящий из носовой, центральной и хвостовой частей, выполнен, в основном, из алюминиевых сплавов. Основой силовой конструкции фюзеляжа является неразрезные лонжероны постоянного

сечения и большое число однотипных шпангоутов. Панели обшивки соединены внахлест и закреплены заклепками с "плоско-выпуклой" головкой. Широко используются панели одинарной кривизны.

Фюзеляж имеет высокую живучесть и не разрушается при повреждении двух диаметрально противоположных лонжеронов и двух прилегающих к ним панелей обшивки.

Кабина одноместная герметичная, конструктивно выполнена в виде бронированной "ванны" объемом 1,19 м³ и массой 680 кг со стенками толщиной от 12,7 до 38,1 мм, включенной в силовую конструкцию головной части фюзеляжа. "Ванна" выполнена из титанового сплава и выдерживает без разрушения попадание снарядов калибра до 23 мм.

Лобовое бронестекло способно противостоять воздействию огня стрелкового оружия калибра 7,62 мм и выдерживает без разрушения удар птицы массой 1,8 кг, при скорости полета самолета 555 км/ч.

Фонарь выступающий, откидывается "назад-вверх". Обзор из кабины обеспечивается под углами до 20° "вперед-вниз" и до 40° "вбок-вниз". На А-10А было установлено катапультируемое кресло Mc Donnell Douglas ACES II, класса "0-0" обеспечивающее аварийное покидание из самолета на стоянке и в полете при скорости до 835 км/ч.

К хвостовой части фюзеляжа с помощью пилонов крепятся бронированные мотогондолы, в которых установлены двигатели. Мотогондолы размещаются за крылом по обеим сторонам фюзеляжа таким образом, что вход в двигатель расположен выше верхней поверхности центроплана. Это позволяет получить более равномерный поток воздуха на входе в двигатель при различных углах атаки.

Выхлопные газы от двигателей проходят над стабилизатором, между киями, что частично экранирует и уменьшает их тепловое излучение. Кроме того, такое расположение двигателей уменьшает вероятность попадания в воздухозаборник посторонних предметов и пороховых газов при стрельбе из пушки. Компоновочная схема расположения двигателей дает возможность обслуживать самолет и подвески вооружения при работающих двигателях, обеспечивает удобство при эксплуатации и, прежде всего при замене силовой установки.

На самолете А-10А, установлены два двигателя ТРДД TF34-GE-100² фирмы General Electric со степенью двухконтурности 6,2 и степенью повышения давления 21, размещенные на пилонах в отдельных бронированных гондолах. Сопла двигателей отклонены вверх на угол 9°. Тяговооруженность самолета составляет 0,499 при нормальном взлетном весе и 0,36 – при максимальном. Максимальная тяга двигателя – 4112 кгс при удельном расходе топлива в стендовых условиях 0,37 кг/кгсчх. На

² Прим. автора – двигатель General Electric TF34-GE-100 предназначался для противолодочного самолета Lockheed S-3A "Viking"

крейсерском режиме полета расход топлива возрастает до 0,604 кг/кгсч

Крыло – безопасно повреждаемой кессонной конструкции с тремя лонжеронами состоит из прямоугольного центроплана и трапециевидных консолей. Угол стреловидности по передней кромке составляет 6°, удлинение – 6,54, сужение – 1,53. Концы крыла отогнуты вниз и играют роль концевых шайб.

Механизация крыла включает автоматические предкрылки на центроплане и двухсекционные трехпозиционные закрылки Фаулера с углами отклонения: 0°, 20° и 45°. Элероны состоят из верхнего и нижнего элементов, способных расщепляться для выполнения функций воздушных тормозов.

Оперение спроектировано с таким запасом, что при потере одного киля или одной консоли стабилизатора самолет сможет безопасно продолжать полет.

Шасси самолета трехстоечной схемы с передней опорой. Основные стойки шасси имеют колеса размером 914x280 с давлением в пневматиках 4 кгс/см². Стойки крепятся к наружной части центроплана и убираются вперед в специальные гондолы. Подобная схема уборки несколько увеличивает сопротивление самолета, однако, она проще по конструкции, легче и делает более безопасной аварийную посадку без выпуска шасси. Носовая стойка шасси с колесом размером 610x196 смещена вправо от оси симметрии на 0,4 м, что вызвано установкой пушки в носовой части фюзеляжа.

Топливная система полностью дублирована. Топливо марок JP-4 или JP-5 размещается в двух протектированных мягких баках в фюзеляже и двух баках в центроплане. Все топливные емкости заполнены эластичным пеноматериалом, полости между баками и обшивкой фюзеляжа и прилегающие к стенкам отсеков центроплана заполнены жестким армированным огнестойким пенопластом. Большая часть трубопроводов и агрегатов топливной системы расположена внутри топливных емкостей и экранируется топливом. Максимальный запас топлива во внутренних баках составляет 4835 кг.

Самолет оборудован системой дозаправки топливом в воздухе. Для увеличения перегоночной дальности самолета на нем могут подвешиваться три подвесных топливных бака емкостью 2270 кг: два на подкрыльевых и один на подфюзеляжной точках подвески.

Система управления самолета – бустерная, дублированная с тросовой проводкой. Элементы проводки и гидросистемы разнесены по бортам фюзеляжа и помещены в защитные желоба или экранируются двигателями и элементами конструкции. При выводе из строя системы управления предусмотрено аварийное ручное управление рулями высоты, направления и элеронами. Для уменьшения усилий в канале крена элероны отклоняются с помощью серворулей. Имеется система повышения устойчивости.

Гидросистема дублированная, с рабочим давлением 210 кгс/см². Каждая из систем имеет насос с приво-

дом от двигателей. Гидравлическая система обслуживает приводы поверхностей управления, закрылков, шасси, тормозов и механизма поворота носового колеса.

Подача патронов к пушке осуществляется отдельной гидросистемой, питающейся от двух автономных насосов. Имеется два независимых гидромотора общей мощностью 77 л.с., обеспечивающие вращение блока стволов пушки.

На А-10А установлено упрощенное бортовое оборудование, в состав которого входит: навигационно-пилотажное – радиосистема ближней навигации TACAN AN/ARN-84, радиосистема дальней навигации LORAN C/D AN/ARN-101, радиопеленгатор DF-301E/DA, радиокompас AN/ARA-50, вычислитель аэродинамических параметров CPU-16, радиолокационный маяк AN/UPN-25, автопилот, индикатор на лобовом стекле типа 15000, индикатор на ЭЛТ, обеспечивающий возможность применения УР "Maverick", ИНС ASN-141, индикаторы обстановки в горизонтальной и вертикальной плоскостях, система посадки по приборам AN/ARN-108; связное – УКВ-радиостанция дециметрового диапазона AN/ARC-164, УКВ-радиостанция дециметрового диапазона с амплитудной модуляцией (АМ) 618М, УКВ-радиостанция метрового диапазона с АМ 807А, УКВ-радиостанция с частотной модуляцией (ЧМ), КВ-радиостанция AN/ARC-154М-622А, аппаратура внутренней связи AN/AIC-18; аппаратура гособразования "свой-чужой" AN/APX-101, аппаратура предупреждения летчика об облучении самолета РЛС противника AN/ALR-46 и система разбрасывания дипольных отражателей и ИК-ловушек ALE-37 или ALE-40, монтируемая на подкрыльевых узлах подвески.

Кроме того, на самолете установлен контейнер с лазерной системой обнаружения и сопровождения цели AAS-38 "Pave Penny", которая позволяет обнаруживать и распознавать тактические цели днем и ночью на расстоянии до 24 км.

На А-10А может применяться система радиопроICODEYCTBИЯ AN/ALQ-119, которая подвешивается в контейнерах на пилонах.

Такой состав оборудования, в котором нет более точных прицельных, навигационных систем и вычислительной машины, накладывает на летчика дополнительные требования по решению навигационных, пилотажных и прицельных задач. При этом самолет может поражать наземные цели только в простых метеоусловиях с высот 300 м на дальностях 800-2000 м.

Питание бортового оборудования и систем самолета-штурмовика осуществляется от двух генераторов переменного трехфазного тока мощностью 30/40 кВт, напряжением 115/200 В. Кроме того, на самолете установлена вспомогательная силовая установка с генератором, обеспечивающим питание на земле при неработающих двигателях и неподключенных аэродромных источниках.

Система кондиционирования обеспечивает подачу воздуха в кабине, работу противообледенительной системы фонаря и вентиляцию пушечного отсека.

Секретное

Вооружение самолета А-10А состоит из встроенной пушечной установки с семиствольной пушкой General Electric GAU-8А "Gatling" калибра 30 мм с боезапасом до 1350 снарядов и массой 748 кг, и внешнего подвесного, размещаемого на 11 пилонах: 8 подкрыльевых и 3 подфюзеляжных общей массой 7260 кг.

Патроны с гильзами выполнены из алюминиевых сплавов, что позволило снизить вес единицы боеприпаса на 270 г. Боеприпасы пушки снабжены стержневой частью из уранового сплава дающие за счет большого удельного веса высокую пробивную силу.

Здесь уместно сказать, что, по сути, этот самолет сконструирован вокруг мощной пушки, сила, отдача которой составляет 7140 кгс, что привело к необходимости размещения ствола по оси симметрии, для уменьшения кабрирующего момента при стрельбе и равномерного распределения силы отдачи на конструкцию. Парирование возникающего при стрельбе кабрирующего момента предусмотрено автоматическим отклонением руля высоты вниз на 0,5°. Подача снарядов в пушку беззвеньевая. Стреляные гильзы возвращаются по двум рукавам в нижнюю часть отсека. Ресурс пушки – 21000 выстрелов. Одной из неприятных сторон размещения пушечной установки в носовом отсеке является изменение центра тяжести самолета при стрельбе из пушки (до 6,9 %).

Для уменьшения этого эффекта был увеличен начальный запас устойчивости, что уменьшает маневренность самолета. Большой запас снарядов позволяет сделать 10 очередей длительностью по 2 с. Одна такая очередь достаточна для выведения из строя тяжелого танка. Пушка является достаточно эффективным и сравнительно дешевым видом оружия.

На внешних точках подвески самолета А-10А могут подвешиваться: 6 УР Hughes AGM-65А/В/С "Maverick" или 2 УР Ford Aerospace AIM-9Е/Р "Sidewinder", 28 бомб Mk.82 калибром 227 кг, 16 – Mk-117 калибром 370 кг, 6 – Mk.84 калибром 904 кг, 8 зажигательных бомб BLU-1 или BLU-27/8, 4 осветительных бомбы SUU-25 или SUU-42, 20 бомбовых кассет Mk.20 "Rockeyes" II, 16 контейнеров с кассетным оружием CBU-52/71, 18 бомб с лазерной системой наведения GBU-12 калибром 227 кг, 6 бомб с лазерным наведением GBU-10 907 калибром 907 кг, или 2 – 20 мм пушечных контейнера SUU-23, или контейнеры с ИК-ловушками ALE-40 и контейнеры с РГД ALQ-119, или 3 подвесных топливных бака емкостью 2270 л каждый.

При подвеске бомб Mk.82 и мелких контейнеров применяются многозамковые балочные держатели MER-10 и TER-9А. Нормальная боевая нагрузка самолета составляет 6 ракет "Maverick" и полный боекомплект пушки.

Самолет обладает высокой маневренностью на малых высотах. На малой высоте самолет может маневрировать на скоростях 555-740 км/ч. Относительная малая скорость полета высокая маневренность при этом обеспечивают большую вероятность поражения цели с первого захода. Небольшая скорость сближе-

ния с целью позволяет летчику вести огонь по цели, наблюдая визуально за ее поражением, и отворачивать, не долетая до нее.

Общий вес брони А-10А составляет 1315 кг (37,4 % – бронирование топливной системы, 47 % – бронирование кабины, 4,9 % – бронирование агрегатов двигателя и 9,7 % – бронирование боезапаса). На самолете А-10А большое внимание уделено повышению его боевой живучести.

Одним из критериев оценки боевой живучести является готовность самолета к повторному вылету после повреждения. На самолете предусмотрена замена до 74 % его обшивки, остальное либо ремонтируется, либо обладает повышенной живучестью, причем 64 % повреждений могут быть заменены за 12 ч. Расчетный ресурс планера составляет 6000 ч (около 20 лет эксплуатации). В процессе регламентных работ он был повышен до 8000 ч.

В боевых условиях среднее время подготовки самолета к очередному вылету составляет 30 мин. Продолжительность технического обслуживания самолета, приходящаяся на 1 ч полета, равна 26,4 чел./ч

На базе одноместного ударного самолета А-10А фирмой Fairchild-Republic Corporation в инициативном порядке был разработан двухместный вариант для действия ночью и в неблагоприятных погодных условиях А-10N/AW.

Самолет был оснащен РЛС фирмы Westinghouse WX-50 (может работать в режимах картографирования местности и индикации наземных движущихся целей), лазерным дальномером фирмы GEC Ferranti типа 105, телесистемой LLTV компании General Dynamics (система работает при низком уровне освещенности), ИК-системы Texas Instruments AN/ARR-42 (FLIR), инерциальной навигационной системой Litton LN-39, вычислителем аэродинамических параметров Airreseche, радиолокационным высотометром Honeywell APN-194, системой управления окружающей обстановкой Gamilton Standart.

Масса самолета на 680 кг превосходила массу исходного самолета А-10А. Оценочные испытания самолета проводились в 1979–1982 г.г. на авиабазе ВВС Эдвардс. Несмотря на успешное завершение испытаний, заказов на серийную постройку двухместного всепогодного варианта не поступило.

ШТУРМОВИК ФИРМЫ NORTHROP CORPORATION А-9А

Самолет Northrop Corporation А-9А одноместный, с высокорасположенным крылом, двумя ТРДД Avco Lycoming YF102-LD-100, установленными под крылом в мотогондолах по бортам фюзеляжа. Основные стойки шасси убираются в нижнюю часть мотогондол и центральную часть фюзеляжа. Крыло с толстым профилем имеет закрылки Фаулера, элероны большого размера и воздушные тормоза. Крыло опытного самолета было неразъемным по конструкции, с центропланом, прохо-



Самолет А-9А фирмы Northrop Corporation. (Flight International)

двигшим сквозь фюзеляж, а на серийных машинах предусматривалось введение конструктивного разъема консолей. На каждой консоли крыла было предусмотрено, по пять узлов для подвески грузов.

Топливо размещалось в трех баках в многолонжеронном крыле и изолировалось от двигателей. Емкость баков составляла 4100 кг. Баки заполнены пенополиуретановой губкой для предотвращения воспламенения или взрыва при поражении самолета.

Кроме того, для обеспечения гарантированного запаса топлива для возвращения на аэродром базирования, два бака-отсека были протектированы. Каждый из них может питать оба двигателя в случае, если топливо из одного из них было бы потеряно в результате боевого повреждения.

Фюзеляж выполнен из толстого листового алюминия, вокруг кабины летчика имеются плиты алюминиевой брони толщиной до 50 мм, образующие часть конструкции. Вес брони, не считая части, входящей в основную конструкцию, составляет 544 кг.

Каплеобразный фонарь кабины летчика обеспечивает круговой обзор. Киль и руль направления имеют большой размах. В фюзеляже имелся достаточный объем для размещения скорострельной пушки калибром 30 мм с боезапасом 1350 снарядов под кабиной летчика на одной высоте с воздухозаборниками двигателей.

Первоначальные испытания проводились с 20 мм пушкой.

Хотя установка сиденья для второго летчика не предусматривалась, за местом летчика имелось достаточное пространство для размещения такого сиденья. В фюзеляже есть объем для размещения электронных систем, таких как радиолокаторы, инфракрасные системы и, возможно, турельной установки пушки

с электрооптическим управлением в хвостовой части внизу фюзеляжа.

Самолет имеет широкий диапазон скоростей доставки оружия к цели: от 300 км/ч до максимальной скорости 830 км/ч.

При максимальном взлетном весе 18597 кг, включая полную боевую нагрузку, состоящую из 18 бомб Mk.82 калибром 227 кг, и полный боезапас пушки калибром 30 мм из 1350 снарядов, самолет должен применяться с неподготовленных дорожек длиной 300 м в тропических условиях на уровне моря.

Он может нести от 6 до 8 управляемых ракет Hughes "Maverick". Средний тактический радиус действия самолета 280 км, время патрулирования в районе цели колеблется в зависимости от радиуса действия от 2 до 5 ч. Самолет А-9А способен совершать ежедневно не менее двух боевых вылетов продолжительностью 3 ч.

Самолет способен выполнять разворот с полной боевой нагрузкой с радиусом 300 м при скорости 240-300 км/ч. Все характеристики маневренности обеспечиваются на высоте 1500 м (высота патрулирования) в тропических условиях. Требования к точности поражения целей очень высоки, они включают установившееся пикирование под углом 45° при скорости 510 км/ч с полностью отклоненными воздушными тормозами (площадь тормозов на каждом полукрыле 5 м²).

Основное внимание при проектировании А-9А было уделено маневренности, хорошему обзору, бронированию и проектированию систем. Предполагалось, что самолет будет иметь исключительно хорошую маневренность, благодаря использованию так называемой "системы управления боковой силой". Она состоит из "расщепленного" элерона воздушного тормоза, используемого в сочетании с отклоненным рулем направления. В обычном положении эта система работа-

ла как воздушный тормоз. Эта система позволяла быстро переключаться с одной цели на другую и улучшала слежение за ними.

Фирма Northrop Corporation (в течение 2500 ч) вела исследования этой системы на собственном летном тренажере с большой интенсивностью, и это сыграло основную роль в улучшении характеристик управляемости и системы управления полетом самолета А-9А.

Две отдельные гидравлические системы обеспечивают двойное резервирование, дополняемое в случае необходимости ручным управлением. Проводка систем управления полетом из кабины к поверхностям управления экранированы друг от друга. Запланированное снижение уровня потерь по сравнению с войной во Вьетнаме должно было составить 90 %.

ТРДД Avco Lycoming YF102-LD-100 имеет взлетную тягу 3400 кгс. Предполагалось увеличить тягу серийных двигателей до 3515 кгс при удельном расходе топлива в стендовых условиях 0,411 кгс/кгсч. Компанией Northrop Corporation рассматривался вариант использования двигателей General Electric TF34-GE-100, которые установлены на самолете А-10А, однако последний имел большую стоимость.

На самолете А-9А предполагалось установить комплект радиоэлектронного оборудования аналогичный комплексу БРЭО штурмовика А-10А.

После выбора, сделанного ВВС США в пользу самолета А-10А работы по штурмовику фирмы Northrop Corporation А-9А были прекращены.

ШТУРМОВИК КБ С.В.ИЛЬЮШИНА – ИЛ-102

Самолет Ил-102 является дальнейшим развитием проекта Ил-42, предлагавшегося конструкторским бюро С.В.Ильюшина на конкурс аванпроектов легких самолетов штурмовиков: Т-8, МиГ-21ЛШ и Як-28ЛШ в 1969 г. Под руководством Генерального конструктора Г.В.Новожилова после ряда доработок проекта Ил-42 был в инициативном порядке создан штурмовик Ил-102. Поскольку работа над машиной была инициативной работой КБ, то постройка двух опытных штурмовиков продвигалась очень медленно и Ил-102 был готов только в январе 1982 г. 20 января 1982 г. самолет был показан Главному ВВС П.С.Кутахову, который дал высокую оценку машине. Сторонником нового штурмовика стал и министр авиационной промышленности И.С.Силаев. Но министр обороны Д.Ф.Устинов отверг этот проект.

Ил-102 все же прошел испытания в Белоруссии и совершил свой первый полет 25 сентября 1982 г. Пилотировал его летчик-испытатель С.Г.Близнюк. Проходившие в 1982-1984 г.г. испытания прошли очень удачно. Всего было выполнено 360 полетов, с общим налетом 250 ч. После этого самолет был поставлен на "прикол" в одном из ангаров ильюшинского конструкторского бюро. Последний "всплеск эмоций" по машине был в 1992 г., когда самолет был выставлен для показа на выставке Мосаэрошоу-92, но и это ни к чему не привело.

Двухместный штурмовик Ил-102 выполнен по нормальной аэродинамической схеме с низкорасположенным крылом.

Фюзеляж имеет характерный "горб", в котором расположены кабины летчика и стрелка, бортовое радиоэлектронное оборудование и топливные баки (между кабинами летчика и стрелка расположены откидные панели большой площади, облегчающие доступ к оборудованию). В хвостовой части по бокам фюзеляжа установлено два аэродинамических тормоза.

Топливные баки расположены в центральной части фюзеляжа, между кабинами, вблизи центра масс самолета, что позволило улучшить маневренные характеристики штурмовика.

Бронирование имеют кабины экипажа, частично двигатели.

Передняя и задняя кабина имеют плоские бронестекла. Оборудование кабины – традиционное, с электромеханическими приборами, снабженными стрелочными индикаторами.

На самолете Ил-102 установлены катапультные кресла К-36Л у летчика и К-36Л-102 у стрелка класса "0-0", оснащенные устройством синхронного запуска одностороннего действия. Когда пилот выдергивает рычаг катапультирования, срабатывают пиропатроны обоих кресел.

Даже если стрелок серьезно ранен или нарушена внутренняя связь, и невозможно передать приказ о катапультировании, оба члена экипажа имеют равные шансы на спасение. В то же время стрелок может самостоятельно покинуть машину, без катапультирования летчика.

Конструкция планера разработана в расчете на предельную простоту, технологичность и дешевизну серийного производства. Вследствие этого до 80 % обшивки образовано листами одинарной кривизны. Этим же объясняются несколько "грубоватые" очертания штурмовика.

Двухлонжеронное стреловидное крыло самолета, имеет относительно толстый профиль, обеспечивающий возможность внутреннего размещения вооружения. В каждой консоли, вблизи корневой части крыла, размещены по 3 бомбовых отсека, вмещающих 250 кг бомбы. Общая боевая нагрузка во внутренних отсеках (включая фюзеляжный) достигает 2300 кг. Кроме того, на каждой консоли смонтированы по 3 узла крепления для универсальных держателей БДЗ-УМК2, 2 держателя БДЗ-УСК устанавливаются под фюзеляжем. Всего на Ил-102 имеется 16 точек подвесок, на которых размещается боевая нагрузка общей массой 7200 кг.

Крыльевые законцовки самолета отогнуты вниз. В них установлены балки выброса ИК-ловушек и дипольных отражателей "Автомат-Ф", а также антенны системы радиопротиводействия "Береза-Л".

Закрылки простые двухсекционные, элероны имеют заостренный носок и триммеры-флеттнеры. На верхней поверхности крыла расположены двухсекционные интерцепторы.



Штурмовик КБ им. С.В.Ильюшина – Ил-102 (Ильдар Бедретдинов)

Стабилизатор снабжен рулем высоты с роговой компенсацией и триммерами-флеттнерами.

Стреловидный киль с развитым форкилем имеет руль направления с роговой компенсацией и трехсекционным сервокомпенсатором.

Топливо общей массой 4000 кг размещается в шести баках, расположенных в центральной части фюзеляжа и защищенных броней. На двух подфюзеляжных узлах внешней подвески могут устанавливаться два подвесных топливных бака ПТБ-800.

Силовая установка самолета состоит из двух ТРДД РД-33И с тягой 2х5200 кгс (бесфорсажный вариант ТРДДФ РД-33, устанавливаемый на самолете МиГ-29).

Шасси самолета трехопорное, обеспечивает возможность эксплуатации машины с грунтовыми ВПП (давление на грунт 5 кгс/см²). Одноколесная носовая стойка (пневматик модель 5, 700х330), убирающаяся в фюзеляж поворотом назад, вынесена далеко вперед, обеспечивая хорошие противокатажные характеристики. Основные стойки двухколесные с пневматиками модели 10А (930х305), убираются в обтекатели под крылом.

В кабине летчика установлен коллиматорный прицел С-17БЦ. Возможно применение радиоприцела и оптоэлектронных прицельных систем. Объемы передней части фюзеляжа позволяют установить дополнительное радиоэлектронное оборудование, в том числе РЛС. Стрелок оснащен прицельной системой КПС-53А, включающей прицел ПАУ-475-2М с дальномером и вычислителем.

Вооружение штурмовика включает в себя, как встроенное пушечное, так и подвешиваемое ракетно-бомбовое. Пушечное вооружение включает в себя по-

воротную в вертикальной плоскости (угол отклонения составляет 15°) двухствольную пушечную установку НУ-102-1 с пушкой 9А-4171К калибром 30 мм с боекомплектом 500 снарядов и кормовую оборонительную – ГШ-23 калибра 23 мм с боекомплектом 600 патронов на подвижной турели, дистанционно управляемую стрелком.

Для удобства заряжания и обслуживания лафет пушки НУ-102-1 опускается на тросах при помощи встроенной электролебедки. Установка легко и быстро демонтируется в аэродромных условиях. Занимаемый боекомплектом пушки отсек можно использовать как дополнительный бомбовый.

Кормовая установка имеет нестандартную систему боепитания. Патронные ящики пушки выведены из подвижного блока и размещены в передней части хвостовой секции фюзеляжа. В итоге увеличился запас снарядов, а расход боезапаса перестал влиять на изменение центровки самолета (концентрация нагрузки вблизи центра масс положительно сказалась на центровке машины).

На подкрыльевых пилонах Ил-102 возможна установка подвесных пулеметных и пушечных контейнеров: турельной четырехствольной НУВ-1УМ калибра 7,62 мм, подвижной двухствольной СППУ-22-1 калибра 23 мм, шестиствольной СППУ-6-23 калибра 23 мм и одноствольной СППУ-687 калибра 30 мм.

Ракетно-бомбовое вооружение самолета включает управляемые ракеты класса "воздух-воздух" с инфракрасной ГСН: Р-60М и Р-73, УР "воздух-поверхность": Х-25ТП, Х-25Л, С-25Л и Х-29Л, корректируемые авиационные бомбы КАБ-500Л, авиационные бомбы калибром 100-500 кг и блоки НАР различного типа.

СРАВНИТЕЛЬНЫЕ ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ШТУРМОВИКОВ				
Параметры, единицы измерения	Су-25	A-10A	A-9A	Ил-102
Экипаж, чел.	1	1	1	2
Длина самолета, м	15,53	16,26	16,3	17,75
Размах крыльев, м	14,36	17,53	17,68	16,98
Площадь крыла, м ²	30,1	47,01	51,0	63,5
Высота самолета, м	4,8	4,47	5,18	5,08
Максимальная взлетная масса, кг	17600	22680	18597	22000
Нормальная взлетная масса, кг	14600	14865	11340	18000
Макс. масса боевой нагрузки, кг	4400	6500*	7250	7200
Масса топлива, кг	3000	4835	4100	4000
Масса брони, кг	755	1315	-	-
Максимальная скорость, км/ч	950	722	837	950
Крейсерская скорость, км/ч	750	623	720	850
Потолок, м	7000**	10600	10700	10000
Боевой радиус действия, км	300	463	460	300
Перегоночная дальность с максимальным количеством ПТБ, км	1950	4600	4800	3000
осадочная скорость, км/ч	210	-	-	180
Длина разбега с бетонной ВПП***, м	550	700	305	640
Длина пробега по бетонной ВПП***, м	600	550	300	600
Макс. эксплуатационная перегрузка	6,5	7,33	7,0	5,0
Скороподъемность, м/с	60****	30,4	25,4	-
Нагрузка на крыло при нормальной взлетной массе, кг/м ²	485	316	222	283
Двигатели:				
- количество и тип	2хТРД	2хТРДД	2хТРДД	2хТРДД
- марка и фирма-разработчик	P-95Ш Союз" Уфимское МКБ "Союз"	TF-34-GE-100 фирмы "General Electric"	YF102-LD-100 фирмы "Avko Lycoming"	И-88 (РД-33И) НПП "Завод им. В.Я. Климova"
- статическая тяга, кгс	2x4100	2x4112	2x3400	2x5200
Расход топлива удельный, кг/кгс х ч	0,88	0,41	0,37	-
Тяговооруженность при максимальной взлетной массе	0,466	0,363	0,366	0,484
* - с полной заправкой топлива;				
** - ограничение по высоте полета из-за негерметичной кабины;				
*** - с нормальной боевой нагрузкой;				
**** - у земли с боевой нагрузкой 1000 кг.				

Американский самолет A-10A и советский Су-25, как и непошедшие в серию A-9A и Ил-102 разрабатывались под требования ВВС этих стран определенные еще в конце 60-х начале 70-х годов. Усиление армейских средств ПВО, а также невозможность нанесения ударов ночью и в любых погодных условиях снижало эффективность штурмовиков. Именно поэтому в США была разработана модификация самолета A-10N/AW, а в России Су-25TM. Американский самолет так и не пошел в серию, а его российский аналог из-за недофинансирования армии задерживается в производстве. В середине 80-х годов в США разрабатывался проект

нового штурмовика CAS/BAI, а в СССР проводились работы по программе "Ш-90".

Оба проекта должны были отвечать требованиям штурмовой авиации в современных условиях. В США было построено два опытных самолета Y A-7"Plus" и проводились испытания. Но уменьшение военных бюджетов в обеих странах поставило крест на этих программах и в Соединенных штатах работы были заморожены, а в новой России прекращены полностью. Поэтому основной штурмовой авиации в настоящее время в Соединенных штатах Америки остается штурмовик A-10A, а в России Су-25.



ГЛАВА 8

В ВВС ИНОСТРАННЫХ ГОСУДАРСТВ

ЭКСПОРТ ОРУЖИЯ

Продажа оружия на экспорт является одной из важнейших статей дохода любой развитой индустриальной державы, поскольку вооружение является наиболее выгодным и дорогим товаром на мировом рынке. И бывший СССР, а с 1991 г. СНГ и Россия поставляли и поставляют вооружение на экспорт.

Хотя штурмовик Су-25 является самолетом специализированным и создавался для выполнения функций поддержки наступающих войск, им заинтересовались многие государства, тем более, что по стоимости он ниже американского аналога А-10А, а тактико-технические характеристики не уступают самолету А-10А. Участие Су-25 в боевых действиях в Афганистане показало его хорошие летные качества, высокую живучесть и боевую эффективность, что также вызвало у иностранного покупателя живой интерес к машине. На экспорт предлагались две модификации штурмовика: Су-25К и Су-25УБК, являющиеся версиями самолетов Су-25 и Су-25УБ соответственно, с отличиями от базовых самолетов комплектацией оборудования.

Первые машины Су-25К были поставлены в страны Варшавского Договора: Чехословакию и Болгарию. Самолеты Су-25 закупила и Корейская народная демократическая республика (КНДР). В ходе ирано-иракской войны для выполнения самых тяжелых ударных операций вблизи позиций противника Ираком были закуплены самолеты Су-25 в количестве достаточных для обеспечения двух полков. Самолет Су-25 поставлялся также в Анголу, Эфиопию и Перу.

Штурмовики, поставленные в вышеперечисленные государства, эксплуатируются в ВВС этих стран до настоящего времени и, по оценкам летного и технического персонала, зарекомендовали себя хорошо.

В настоящее время Россия предлагает на рынке вооружения новейшие модификации самолета Су-25 – Су-25ТК и Су-39, разработанные на базе самолетов Су-25Т и Су-25ТМ. Самолеты были показаны на многих авиакосмических выставках и вызвали большой интерес у западных специалистов. В обеих машинах были учтены все замечания летного и технического состава эскадрилий и полков-участников Афганской войны и реализованы новейшие достижения в области радиоэлектронного оборудования. Сочетая в себе все особенности самолета-штурмовика, и обладая мощным комплексом средств ведения борьбы с точечными наземными целями, самолеты Су-25ТК и Су-39 являются абсолютно новыми машинами, не имеющими мировых аналогов.

В 1997 г. Россия предлагала организовать в Польше производство самолетов Су-39 по лицензии на заводе PZL-Meles в счет погашения российского государственного долга перед Польшей.

Но, несмотря на очевидную заинтересованность специалистов авиационной промышленности Польши, это предложение все же было отвергнуто – по политическим соображениям.

Интерес к самолетам Су-25 проявляла и Индия, делегация которой посетила авиабазу Кубинка в 1999 г. и осмотрела штурмовик.

Активизировали свои усилия в поиске клиентов для экспорта Су-25 и государства СНГ: Украина, Белоруссия и Грузия. Так, Грузинский авиазавод "Тбиливиамшени" имеет в запасе достаточное количество комплектующих, необходимых для сборки до 75 штурмовиков Су-25 и поставки новых машин на экспорт. Это подтверждает продажа в 1999-2000 г.г. штурмовиков в Конго. Кроме того, Грузия подготовила совместно с Израилем программу модернизации штурмовиков

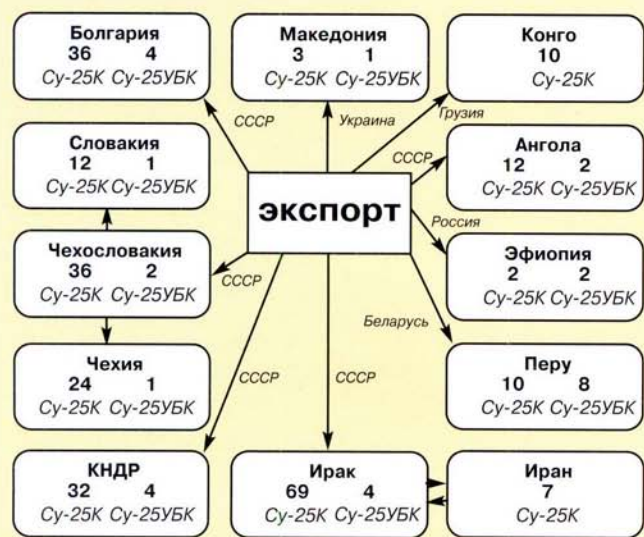


Схема экспорта и дальнейшего распространения самолетов Су-25.

Су-25 до уровня "Скорпион", что включает в себя установку современной израильской авионики и систем оружия, соответствующих стандартам НАТО.

Не отстают от Грузии и Белоруссия, которая поставила 18 самолетов Су-25 Перу, из состава бывших в эксплуатации.

ЧЕХОСЛОВАКИЯ

Чехословакия была первым государством, которое получило самолеты Су-25К. Штурмовики перегонялись своим ходом из Советского Союза отечественными летчиками.

2 апреля 1984 г. на авиабазу Градек Кралове, принадлежащую 30-му Оставскому истребительно-бомбардировочному воздушному полку 34-го истребительно-бомбардировочного дивизиона 10-й воздушной армии, приземлились первые четыре машины. Самолеты были окрашены в общепринятый среднеевропейский камуфляж: темно-коричневый, темно-зеленый и рыжевато-коричневый для верхней части самолетов и светло-голубой для нижней и имели опознавательные знаки Чехословацких ВВС на киле и крыльях. Бортовые четырехзначные номера были нанесены техническим составом чехословацких ВВС. Например, первый чешский самолет Су-25К с заводским номером 25508105003, получил в эскадрилье номер 5003. В итоге, самолеты Су-25К получили следующие номера: 5003, 5006, 5007, 5008, 5033, 5036, 5039, 5040, 6017, 6018, 6019, 6020, 8072, 8073, 8074, 8075, 8076, 8077, 8078, 8079, 8080, 8081, 9013, 9014, 9093, 9094, 9098, 9099, 1002, 1003, 1004, 1005, 1006, 1007, 1008 и 1027.

Первоначально штурмовики имели черные бортовые номера с тонкой белой окантовкой, но из-за того, что они сливались с окраской самолета, начиная с 1986 г. номера стали наносить белым цветом с красной каймой.

С начала лета 1984 г. группа чешских пилотов проходила переподготовку на самолетах Су-25К, и 11 июня майор Франтишек Новак сделал свой первый ознакомительный полет, длившийся 40 минут, на самолете с бортовым номером 5007. Подготовка летного состава и самолетов проходила при помощи специалистов Тбилисского авиационного завода. В течение 1985 г. в Чехословакию было поставлено еще 8 самолетов. В июне этого же года штурмовой полк, состоявший пока из одной эскадрильи Су-25 первых серий, был перебазирован на базу в Пардубице. 1 ноября 1985 г. полк самолетов Су-25 получил новое название – 30-й штурмовой воздушный полк (ШВП).

После поставки в 1986 г. еще 12 самолетов начала формироваться вторая штурмовая эскадрилья, и уже в сентябре 1986 г. все полученные самолеты участвовали в учениях стран Варшавского Договора "Дружба-86".

В течение 1987 г. были поставлены еще две партии самолетов (первая из 4-х и вторая из 8-ми самолетов). В результате были полностью сформированы 3 эскадрильи штурмовиков Су-25К. В это же время (с 1986 по 1987 г.г.) были поставлены 2 учебно-боевые машины Су-25УБК с бортовыми номерами: 3237, 3348. Каждая эскадрилья 30-го ШВП имела в своем составе по 12 машин Су-25К и 2 учебно-боевых самолета Су-25УБК на весь штурмовой полк, при этом общее количество самолетов в полку составило 38 единиц.



Посещение индийской делегацией авиабазы Кубинка для осмотра штурмовика Су-25. Зима 1999 г. (Сергей Балаклеев)

ШТУРМОВИК Су-25



Киль самолета с лягушкой
бьющей кувалдой по танку

Самолет Су-25К ВВС Чехословакии № 9013 в оригинальном камуфляже.
(Юрий Тепсуркаев)

За время эксплуатации самолетов Су-25К был потерян самолет с бортовым номером 5033. Общее же мнение о самолетах Су-25К было очень высоким, и к штурмовику относились с большим уважением (о чем свидетельствует письмо благодарности от командира Оставской авиационной части).

Несколько штурмовиков 30-го полка имели нестандартную окраску – на №6019 были нанесены: герб города Острава, "акуля пасть" и обнаженная девушка Анка, №8072 - "акуля пасть" в носовой части фюзеляжа и надпись "30 ВІLP" на киле. Перед визитом в Боском Даун (Великобритания) самолет №9013 получил очень оригинальную камуфляжную окраску и эмблему лягушки уничтожающей танк, на киле. Этот самолет даже получил прозвище - "Жаби Ног

После разделения 1 января 1993 г. ЧССР на два независимых государства, Чехию и Словакию, все военное имущество и боевая техника были поделены между этими двумя странами в соотношении 2:1. В результате Чехия получила 24 самолета Су-25К и 1 Су-25УБК, а Словакия имеет сейчас в составе своих ВВС 11 самолетов Су-25К и 1 учебно-боевой Су-25УБК.

ЧЕХИЯ

После разделения Чехословакии на два государства штурмовики ВВС Чехии остались на авиабазе в Пардубице. Полк перешел под командование новой Первой объединенной воздушной армии.

23 сентября 1994 г. после реорганизации чешских ВВС самолеты были переведены на 32-ю тактическую авиабазу Намнести и подразделение получило название 322-ой тактической эскадрильи.

Камуфляж самолетов остался прежним, лишь на самолетах №9013 и №8077 на киле была нанесена реклама фирмы "Labrifilm Metal"

ВВС Чехии достались штурмовики Су-25К с номерами: 5003, 5006, 5007, 5008, 5039, 5040, 6019, 6020, 8076, 8077, 8078, 8079, 8080, 8081, 9013, 9014, 9093, 9094, 9098, 9099, 1002, 1003, 1004 и Су-25УБК: 3348.

СЛОВАКИЯ

ВВС Словакии разместили самолеты Су-25К на 2-й авиабазе в Пьестанах и были приписаны ко Второму объединенному авиаполку. Вскоре штурмовики были перебазированы на авиабазу Тренчин, а 23 сентября 1994 г. в Малаки-Кучина. Здесь 1 января 1995 г. на базе Су-25 была сформирована 3-я авиагруппа.

Словацкие самолеты сохранили камуфляжную окраску, в которую были окрашены еще самолеты Чехословакии, а так же бортовые номера. Изменились лишь опознавательные знаки. Несколько словацких машин получило оригинальную окраску: №8072 "акулю пасть" в носовой части фюзеляжа, №8074 – красно-желтую, пламенную окраску на передней части фюзеляжа и воздухозаборниках двигателей, а №1027 - "мчащегося быка" с обнаженной девушкой на спине.

Словакия получила самолеты Су-25К с бортовыми номерами: 5036, 6017, 6018, 8072, 8073, 8074, 8075, 1005, 1006, 1007, 1008, 1027 и Су-25УБК с номером 3237. Самолет №8072 был списан после аварийной посадки в Слиаке.

В 1997 г. Словакия рассматривала возможность приобретения у России партии самолетов – Су-25ТК. Но после смены руководства Словакии, по политическим мотивам, был взят курс на полное "сворачивание" военно-технических связей с Россией.

БОЛГАРИЯ

Болгария стала второй страной Варшавского Договора, куда в 1985 г. были поставлены самолеты-штурмовики Су-25К. Советские летчики перегоняли машины на авиабазу ВВС Болгарии Безмир, которая находится недалеко от г. Ямбола (центр Болгарии). Всего было совершено три поставки: первая в 1985 г., остальные в 1986 г.

В итоге был сформирован полк штурмовой авиации, вооруженный 36 самолетами Су-25К, который перешел под объединенное командование со штабом в Стара Загоре.

Переподготовка летно-технического состава проводилась под руководством советских инструкторов. С началом тренировочных полетов возникли трудности, поскольку в 1985 г. еще не были поставлены учебно-боевые самолеты Су-25УБК. Поэтому обучение проводилось на 2-х местных учебно-тренировочных самолетах МиГ-15УТИ, которые имели схожие с Су-25 качества: легкость в управлении, простоту и надежность.

После поставки в 1988-1989 гг. четырех самолетов Су-25УБК процесс обучения и подготовки к полетам на Су-25К упростился и необходимость, в использовании МиГ-15УТИ отпала.

За время подготовки летчиков была потеряна одна машина Су-25К: это произошло 17 апреля 1989 г., пилот погиб.

Самолеты Су-25К Болгарских ВВС были окрашены в стандартный центрально-европейский камуфляж с национальными опознавательными знаками на крыле и киле, которые наносились на заводе в СССР.

Бортовые номера наносились уже по прибытии самолетов в Болгарию и представляли собой трехзначное число, нанесенное белой краской со светло-голубой окантовкой. Самолеты имеют эмблему головы льва или полностью изображенного льва на голубом фоне. В настоящее время опознавательные знаки с пятиконечных звезд изменены на круглые трехцветные значки.

Начиная с 1996 г. самолеты Су-25 входят в состав тактического авиационного корпуса. Предполагается, что самолеты будут модернизированы до 2002 г. и на них будет установлено новое БРЭО. Какой путь модернизации будет избран ВВС Болгарии: до уровня Су-25КМ предлагаемый Грузией или – Су-25СМ российской разработки, пока неизвестно.

КНДР

Корейская Народная Демократическая Республика стала еще одной страной, куда поставлялись советские самолеты Су-25К. Зная опыт применения самолетов Ил-10 в Корейском конфликте. Северная Корея с интересом отнеслась к предложению СССР закупить у него самолеты Су-25К. В 1987 г. было принято решение приобрести в Советском Союзе некоторое количество этих самолетов. Самолеты поставлялись в Северную Корею в период с конца 1987 г. по 1989 г. В результате КНДР получила 32 самолета Су-25К и 4 учебно-боевых самолета Су-25УБК. Штурмовики были размещены на аэродроме Санчхон в 80-ти км от Пхеньяна. Самолеты имели стандартный центрально-европейский камуфляж. Камуфляж и опознавательные знаки наносились на серийном заводе в Советском Союзе. Штурмовики сосредоточены в один полк, состоящий из трех эскадрилий и базирующийся на хорошо защищенном аэродроме.

ИРАК

Ирак стал первой страной, не являющейся участником Варшавского Договора, куда экспортировался самолет Су-25К. В ходе начавшейся войны с Ираном, Ирак обратился к СССР с просьбой о приобретении самолетов Су-25. Штурмовики были закуплены (в 1986 г. один полк и в 1987 г. – второй). В Ирак самолеты переправлялись морским путем в разобранном виде. Здесь они собирались бригадой тбилисского авиазавода, параллельно иракские летчики проходили обучение под ру-

ководством советских инструкторов. В ходе ирано-иракской войны самолет Су-25 был основной ударной машиной ВВС Ирака.

Всего, за все время поставок, Ирак получил 69 самолетов Су-25К и 4 самолета Су-25УБК.

Самолеты Су-25К не были сосредоточены в каком-то одном месте и базировались по всей стране, включая аэродромы: Таллил, Ятиках и Бассорах.

На иракских штурмовиках использовался стандартный пустынный камуфляж: песочный, темно-коричневый и оливково-коричневый цвета на верхней поверхности самолета и светло-голубой на нижней. На верхнюю и нижнюю поверхность крыла, и хвостовое оперение наносились опознавательные знаки. Бортовые номера самолетов были пятизначными и наносились черной краской. Информация на фюзеляже и крыле, а также в кабине экипажа наносилась на русском и английском языках.

После операции "Буря в пустыне", проходившей в 1991 г. у иракских ВВС осталось около 20 самолетов (по западным источникам). Спасая свою авиацию, Саддам Хусейн отдал приказ перебазировать оставшиеся от бомбардировок самолеты в Иран. Среди перелетевших самолетов были и 9 Су-25. Но в Иран долетели только 7 машин, две из общего числа штурмовиков были сбиты американской авиацией.

ИРАН

Как говорилось выше, в ходе операции "Буря в пустыне" 7 иракских самолетов Су-25 были перебазированы в Иран, где находятся там и по настоящее время. Все



Су-25УБК ВВС Болгарии с ботовым номером "147". (Александр Младенов)

самолеты получили иранские опознавательные знаки и были переданы в иранские ВВС.

Надо заметить, что Иран, после знакомства с иракскими самолетами Су-25К, неоднократно проявлял интерес к штурмовикам.

АНГОЛА

Ангола – последнее государство, закупившее самолеты Су-25К до распада СССР. ВВС этой африканской страны приобрели небольшую партию самолетов Су-25. Поставки были осуществлены в 1988-1989 гг. по воздуху в специальных контейнерах в разобранном виде. По прибытии в Анголу, самолеты собирали заводские бригады Тбилисского и Улан-Удэнского авиазаводов, которые в течение года после закупки проводили техническое и гарантийное обслуживание машин. Всего было поставлено 12 самолетов Су-25К и 2 – Су-25УБК. Самолеты имели стандартный пустынный камуфляж: верх – песочный, темно-коричневый и оливково-коричневый, низ – светло-голубой. Камуфляж и опознавательные знаки наносились на серийных заводах в Советском Союзе. Бортовые номера были трехзначными красного цвета. Номера Су-25К начинались с буквы "В" и далее номер из двух цифр, а Су-25УБК - "I" и также двузначный номер.

Первоначально самолеты были размещены на авиабазе в Намибе, где проводилось обучение пилотов, и где были потеряны три самолета. В дальнейшем самолеты были рассредоточены на авиабазах в Сауримо на севере-востоке Анголы и в Луанде на западном побережье Анголы.

ПЕРУ

Из средств массовой информации известно, что в 1998 г. Белорусской государственной компанией по экспорту вооружения "Белтехэкспорт" для ВВС Перу были поставлены самолеты Су-25 и Су-25УБ. Перу закупила самолеты из наличия ВВС Республики Беларусь с уменьшенным сроком эксплуатации.

Штурмовики были подготовлены к продаже на авиаремонтном предприятии в г. Барановичи. Всего было поставлено 10 самолетов Су-25К и 8 – Су-25УБК. Белоруссия также обещала поставку запасных частей через третьи страны.

По сведениям из иностранной печати ВВС Перу приобрело штурмовики Су-25, а также другую боевую технику после конфликта с Эквадором, показавшим слабый уровень ВВС страны. Покупка самолетов проводилась на финансовые средства США.

Кроме эксплуатации штурмовиков, как боевых машин, Су-25 также применяются для борьбы с наркокартелями. Самолеты находятся в составе 11-ой авиатруппы и располагаются на аэродроме в Таларе. Летом 2000 г. штурмовики были использованы в качестве устрашающего средства при народных волнениях в столице Перу – Лиме.

Перуанские штурмовики имеют двухцветную темно-зеленую окраску и знаки госопознавания ВВС Перу нанесенные в соответствии с правилами принятыми в вооруженных силах этой страны.

ЭФИОПИЯ

В первом квартале 2000 г. в Эфиопию было продано 4 самолета Су-25: 2 в варианте Су-25УБК и 2 – Су-25Т. Учебно-боевые самолеты Су-25УБК были взяты из наличия строевых частей и доработаны под требования заказчика, а Су-25Т – получены из Липецкого центра и также дооборудованы по заказу эфиопских ВВС. Обучение пилотов проводилось в России в липецком Центре боевого применения и переучивания летного состава. Доработка машин проходила на 121 авиаремонтном заводе (Кубинка).

После окраски самолетов в центрально-европейский камуфляж и нанесения опознавательных знаков и бортовых номеров, машины были поставлены по воздуху на самолетах Ан-22 и Ил-76 в Эфиопию.

Штурмовики участвовали в боевых действиях между Эфиопией и Эритреей.

Один самолет Су-25УБК был потерян в результате неграмотных действий летчика на посадке, поэтому в настоящее время ВВС Эфиопии имеют на вооружении только 2 самолета Су-25Т и 1 – Су-25УБК.

КОНГО

В 1999 г. между Республикой Конго и Грузией был подписан контракт на покупку 10 самолетов Су-25К. В декабре 1999 г. Грузией были поставлены четыре самолета Су-25К из установленной партии.

В начале 2000 г. в эту африканскую страну было поставлено еще 6 самолетов. Самолеты были подготовлены к продаже на Тбилисском авиационном заводе, ныне ООО "Тбиливиамшени" и перебазируются в Конго воздушным транспортом.

Штурмовики были окрашены в пустынный камуфляж и на них были нанесены опознавательные знаки ВВС Конго.

Самолеты в боевых действиях не участвовали и мало эксплуатируются.

МАКЕДОНИЯ

После начала боевых действий в Македонии для борьбы против албанских террористов национальными ВВС были закуплены 3 самолета Су-25К и 1 – Су-25УБК. Машины были поставлены украинской компанией по экспорту вооружений "Укрспецэкспорт" из состава находящихся на вооружении ВВС Украины. После предпродажной подготовки 21 июня 2001 г. эти самолеты были поставлены в Македонию. Самолеты перелетели из Украины на аэродром Петровец вблизи столицы Македонии Скопье. Кроме того, на Украине проводится подготовка пилотов и технического персонала для

ШТУРМОВИК СУ-25



Вариант окраски иракского самолета.
(Юрий Тепсуркаев)

самолетов Су-25. Самолеты очень активно применяются в ударах по боевикам, в том числе в совместных действиях вместе с вертолетами Ми-24 и за столь недолгий срок эксплуатации были высоко оценены македонской армией.

АФГАНИСТАН

При выводе Советского контингента войск из ДРА вооруженным силам республики Афганистан было оставлено значительное количество военной техники. Сведения о количестве переданных афганским ВВС самолетов и вертолетов разноречивы, в ряде сообщений иностранных источников указываются около 24-30 самолетов МиГ-23, МиГ-21 последних модификаций, 10-20 истребителей-бомбардировщиков Су-22, вертолеты Ми-24, Ми-25, Ми-35, Ми-8 и Ми-17, 18-24 учебно-тренировочных самолетов L-29, транспортные самолеты Ан-12, Ан-14, Ан-24, Ан-26, Ан-30 и Ан-32.

Некоторые иностранные источники предполагают, что ВВС Афганистана были переданы также около 50 самолетов Су-25, естественно без указания состояния этих машин. К концу 1991 г., по данным ежегодно публикуемого журналом Military Technology альманаха вооруженных сил мира, ВВС Афганистана насчитывали из самолетов ОКБ Сухого около 90 самолетов Су-7, Су-20, Су-22, одну эскадрилью с 12 Су-17 и 50 штурмовиков Су-25. В это количество явно входили и самолеты, состоявшие на вооружении афганских ВВС до начала войны, полученные в ее ходе и оставленные после ухода советских войск из Афганистана. В 1991 г. все поставки советских вооружений и военной техники Афганистану непосредственно из Советского Союза были прекращены.

Отрицать наличие, по крайней мере, в начале 90-х годов, в Афганистане самолетов Су-25 не представляется возможным, т.к. в декабре 1992 г., в ходе борьбы за Кабул между правительством Наджибуллы и вооруженными группировками Массуда, Абдула Рашида Достама и Гульбуддина Хекматияра, Достам угрожал вызвать свои истребители-бомбардировщики с авиабазы в Мазари-Шарифе. В ответ на эту угрозу появились штурмовики Су-25 с аэродрома в Баграме, которые совершали облеты Кабула, демонстрируя преданность законному правительству.

По данным журнала World Air Power (сентябрь 1993 г.), непосредственно после ухода советских войск ВВС Афганистана номинально состояли из восьми авиаполков, двух отдельных эскадрилий и летной учебной школы.

Согласно этим данным, 321-й истребительно-бомбардировочный полк базировался в Баграме и имел на вооружении самолеты Су-17 и Су-25 неустановленно количества.

В Мазари-Шарифе базировался 393-й истребительно-бомбардировочный полк, на вооружении которого ранее состояли самолеты МиГ-17 и МиГ-15УТИ, а также Су-25 и МиГ-21. В Шиндане базировался 355-й истребительно-бомбардировочный полк, на вооруже-

нии которого ранее состояли фронтовые бомбардировщики Ил-28, а в рассматриваемой период самолеты Су-22М4, Су-25 и МиГ-27.

В дальнейшие годы иностранные издания, выпускающие ежегодные публикации о составе ВВС стран мира (Flight International, Aviation Week & Space Technology), в 1997-98 г.г. стабильно указывали в составе ВВС Афганистана из самолетов ОКБ Сухого более 50 машин Су-17, Су-20, Су-22 и только 12 штурмовиков Су-25.

В широко известном альманахе вооруженных сил мира журнала "Military Technology" (январь 2000 г.) среди боевых самолетов в составе ВВС Афганистана числятся только около 20 МиГ-21 и 15-20 Су-22; штурмовики Су-25 отсутствуют.

Ничего также не сообщается о случаях перегона Су-25 на территорию сопредельного Пакистана, как это было в случае с афганскими истребителем-бомбардировщиком Су-22М4 (борт 804) и вариантом самолета МиГ-21 (борт 957), применявшегося преимущественно для атаки наземных целей.

Вероятнее всего, на территории республики Афганистана действительно было оставлено некоторое количество Су-25, часть из которых не подлежала восстановлению или доставляла дополнительные трудности по транспортировке, а машины в летном состоянии, предположительно, принадлежали к самолетам ранних серий выпуска.

СТРАНЫ СНГ

После распада СССР в 1991 г. бывшие республики, в которых находились различные войсковые подразделения, фактически стали обладателями техники, находившейся в этих частях.

Такая участь постигла и самолеты Су-25. В результате этого многие страны СНГ имеют сейчас на вооружении своих ВВС штурмовики Су-25, но основная масса машин сосредоточена в России.

Практически все модификации Су-25 в количестве около 300 самолетов рассредоточены на различных авиабазах по всей территории государства.

БЕЛОРУССИЯ

Вторым по численности государством СНГ, получившим на вооружение самолеты Су-25, стала Белоруссия. Первоначально, на ее территории находились два полка штурмовиков – на авиабазах Пружаны – 206-й ОШАП, Кобрин – 397-й ОШАП. В ходе передислокаций авиационных соединений 378-й ОШАП из Демократической республики Афганистан был передислоцирован в Поставы.

После распада Советского Союза все самолеты были перебазированы на один аэродром авиабазы под г. Лида, где была сформирована штурмовая ударная группа на базе самолетов Су-25.

Всего ВВС Белоруссии были оставлены 81 самолет Су-25 и 19 – Су-25УБ различных серий. Общее количество самолетов Су-25 всех модификаций составляло



Самолет Су-25 белорусских ВВС. (Дмитрий Дьяков)

до 1998 г. около 100 машин. Самолеты имеют стандартный среднеевропейский камуфляж и бортовые номера, оставшиеся еще от советских ВВС. Знаки опознавания остались прежние – красные звезды. Единственное отличие белорусских самолетов от российских – это дублирование белой краской бортового номера на киле машины. На территории Белоруссии в г. Барановичи находится 558 авиационный ремонтный завод, где производится ремонт штурмовиков ВВС Белоруссии.

УКРАИНА

До распада СССР на Украине находилось три авиационных полка, в составе которых были штурмовики Су-25 и его модификации.

В течение 1989–90 г.г. был расформирован 90-й ОШАП в Арцизе.

Сейчас на Украине расположены два полка Су-25 на авиабазе в городе Чортков и на территории испытательной базы в Саках, где производилась отработка



Схема, показывающая независимые государства, получившие самолеты Су-25 после распада СССР.



В полете штурмовик украинских ВВС. (Сергей Попсуевич)

корабельного варианта самолета – Су-25УТГ. Всего на Украине было оставлено 92 самолета Су-25 различных модификаций.

456-й ШАП, базирующийся в Чорткове входил в состав 14-й воздушной армии (ныне корпус) Украинских ВВС. Самолеты имеют четырехцветную окраску: двух оттенков коричневого и двух – зеленого цветов. Здесь расположены самолеты первых серий с синими бортовыми номерами на белом фоне и более поздних серий с красными номерами с белой окантовкой. Все самолеты имеют опознавательные знаки Украины, нанесенные поверх красных звезд Советских ВВС.

На территории базы в Саках находятся пять палубных самолетов Су-25УТГ (в настоящее время самолеты совместно эксплуатируются российским и украинскими ВВС). Все самолеты имели морской сине-белый камуфляж с опознавательными знаками Украины и синие и красные бортовые номера с белой тонкой окантовкой.

Су-25УТГ не единственные машины в Саках. Здесь же находятся, самолеты Су-25, входящие в состав 299-го ОШАП и принадлежащие авиации ВМФ Украины. Самолеты имеют четырехцветный камуфляж и красные номера с белой окантовкой.

На 4070-й базе резерва в г. Овруче находится на хранении часть самолетов Су-25, оставленных после расформирования 90-го арцизского полка (около 25-30 машин). По данным западных источников общее количество самолетов Су-25 оценивается в ВВС Украины в размере около 40 самолетов и в авиации ВМФ – 20 единиц.

В последнее время на комплексе "Нитка" в г. Саки проводится подготовка летчиков корабельной авиации ВМФ России на самолетах Су-25УТГ.

ГРУЗИЯ

До 1991 г. на Тбилисском авиазаводе было изготовлено 8 самолетов Су-25 последней серии с двигателями Р195, которые так и не были поставлены заказчику – ВВС СССР. В ходе боевых действий между Грузией и Абхазией эти самолеты были востребованы грузинскими ВВС. Поскольку почти все машины были сбиты ПВО Абхазии, то по заказу Грузинского правительства на Тбилисском авиазаводе было выпущено еще 8 самолетов Су-25.

Сейчас выпуск самолетов остановлен из-за недостатка средств. По заказу грузинских ВВС были созданы учебно-боевые самолеты Су-25У с двигателями Р195 на базе планеров самолетов Т8-М. Самолеты имеют трехцветный камуфляж и красные бортовые номера. На новые самолеты нанесены опознавательные знаки ВВС Грузии. Штурмовики имеют эмблему орла в носовой части фюзеляжа.

ТУРКМЕНИЯ

После подписания СССР Договора о сокращении обычных вооружений в Европе на базе резерва Кызыл-Арват в Туркмении было организовано хранение, выведенных из европейской части СССР, штурмовиков Су-25 различных модификаций.

После распада Советского Союза самолеты Су-25 перешли к Туркменским ВВС. Их общее количество составляло 46 единиц.

В 1999 г. самолеты Су-25 были отправлены на ремонт в г. Тбилиси, после чего они были переведены на авиабазу в Ак-Тепе. До 2001 г. на авиабазе в Ак-Тепе базировалось 18 отремонтированных самолетов Су-25.



Су-25УТГ, с опознавательными знаками ВВС Украины, с красным бортовым номером "64" в белой кайме и характерной эмблемой чайки белого цвета на киле. (Андрей Зинчук)

Самолеты ремонтируются грузинской стороной в счет долга за поставленный Грузии в 1992-1994 г.г. туркменский газ. Всего планируется отремонтировать 45 боевых машин.

Самолеты имеют пустынный двухцветный камуфляж: ярко-желтого и темно-зеленого цвета и опознавательные знаки ВВС Туркмении. Бортовые номера – синего цвета в белой окантовке.

АРМЕНИЯ

После распада СССР у Армении не было в составе ВВС самолетов Су-25. Но в ходе боевых действий в Карабахском конфликте между Арменией и Азербайджаном возник вопрос об ударной авиации. По неофициальным каналам в Армению "попали" 4-5 самолетов-штурмовиков и две учебно-боевые машины. В настоящее время, Армения имеет на вооружении около звена штурмовиков Су-25 (одна машина была потеряна в ходе боевых действий) и две учебно-боевые.

АЗЕРБАЙДЖАН

До 1992 г. в местечке Ситал-Чай располагался 80-й штурмовой авиационный полк Российских ВВС, но после вывода оттуда личного состава и техники у Азербайджана этих самолетов не осталось.

Азербайджан получил свой первый самолет Су-25 в апреле 1992 г., когда тот был угнан из Ситал-Чая в Еврах. В дальнейшем, Азербайджан, по скрытым каналам приобрел около 5 самолетов Су-25. Один штурмо-

вик был угнан из ВВС Грузии. В ходе боев с Арменией было потеряно около 4 самолетов. На начало 2001 г. на вооружении Азербайджана находилось три штурмовика Су-25.

УЗБЕКИСТАН

До 1990 г. на территории авиабазы Чирчик находился Учебный центр подготовки, где размещались самолеты Су-25 и Су-25УБ общим количеством около 20 машин. До распада Советского Союза в 1991 г. часть самолетов Су-25 находилась на авиабазе Джизак. После 1991 г. все узбекские самолеты были переведены на авиабазу Чирчик.

Начиная с 1993 г., самолеты Су-25 являются собственностью узбекских ВВС. Машины остались с прежним, горно-пустынным камуфляжем и такими же бортовыми номерами, получив лишь знаки национального отличия Узбекистана.

КАЗАХСТАН

В декабре 1995 г. Казахские ВВС получили от России 12 самолетов Су-25 и 2 – Су-25УБ, в качестве компенсации за авиатехнику, выведенную с авиабаз расположенных на территории Казахстана.

Самолеты были размещены на авиабазе Чимкент (Южный Казахстан). Казахские штурмовики остались с прежним, горно-пустынным камуфляжем. На них нанесены опознавательные знаки Казахстана и новые бортовые номера.

ПРИЛОЖЕНИЕ



ОСНОВНЫЕ ДАТЫ В ИСТОРИИ СОЗДАНИЯ ШТУРМОВИКА Су-25 И ЕГО МОДИФИКАЦИЙ

15 марта 1968 г.	Первый разговор о новом штурмовике, состоявшийся между О.С. Самойдовичем и Ю.В. Ивашекиным.
12 мая 1968 г.	Сформулированы предварительные требования к легкому самолету-штурмовику.
29 мая 1968 г.	Показаны первые проработки по штурмовику Генеральному конструктору П.О. Сухому.
29 июня 1968 г.	Совещание у П.О. Сухого, на котором он принял решение о разработке Проспекта по самолету Т-8.
5 июля 1968 г.	Генеральный конструктор П.О. Сухой доложил о разработке нового штурмовика Министру авиационной промышленности П.В. Дементьеву.
2 августа 1968 г.	Заключена разработка Проспекта самолета.
6 августа 1968 г.	Проспект отослан министру авиапромышленности П.В. Дементьеву.
8 августа 1968 г.	Проспект разослан Главкому ВВС К.А. Вершинину, Главкому ВМФ С.Г. Горшкову и Председателю НТК Генштаба МО Н.Н. Алексееву.
9 августа 1968 г.	Проспект отослан начальнику ЦАГИ Г.П. Свищеву.
29 августа 1968 г.	П.В. Дементьев доложил о разработке штурмовика в МЗ "Кулон" Министру обороны СССР А.А. Гречко.
Август-сентябрь 1968 г.	Изготовлен макет самолета СПБ.
19 марта 1969 г.	Выданы ТТТ ВВС.
Март 1969 г.	Министром авиапромышленности объявлен конкурс проектов на новый легкий самолет штурмовик - ЛСШ.
Июнь 1969 г.	Конкурс аванпроектов на НТС МАП.
Начало 1970 г.	Доведение макета самолета СПБ до уровня ЛСШ.
Июль 1970 г.	Постройка головной части штурмовика Т-8 (ЛСШ) на Новосибирском авиационном заводе.
Август 1971 г.	Изменение требований Заказчика - скорость полета у земли увеличена до 1200 км/ч.
Сентябрь 1971 г.	Разговор П.О. Сухого с начальником Управления заказов ВВС В.Р. Ефремовым и заместителем министра авиапромышленности по опытной технике А.В. Минаевым.
27 ноября 1971 г.	Утверждены новые требования к самолету Т-8, подписанные заместителем Главкома ВВС М.Н. Мишуком и заместителем Главкома Сухопутных войск П.Н. Лашенко.
6 января 1972 г.	Начало схематической компоновки самолета Т8-1 с двигателями Р9-300.
23 марта 1972 г.	Вышел Приказ МАП о разработке эскизного проекта и макета к 15 июля 1972 г.
Август-октябрь 1972 г.	Изготовлен макет самолета ЛВСШ, соответствующий облику Т8-1.
12-15 сентября 1972 г.	Макетная комиссия МАП по макету ЛВСШ.
25 декабря 1972 г.	Ведущим конструктором по теме Т-8 назначен Ю.В. Ивашекин.
29 ноября 1973 г.	Вышел приказ о назначении В.П. Васильева ведущим инженером по испытаниям самолета Т8-1.
Апрель 1974 г.	Состыкован планер Т8-1. П.В. Дементьев во время осмотра самолета дал указание оформить Решение 4-х министров (МАП, МОП, МРП и ВВС) о создании опытно-экспериментальных самолетов Т8-1 и Т8-2, прототипов штурмовика Су-25.
6 мая 1974 г.	Подписано решение четырех министров (МАП, МОП, МРП и ВВС).
12 сентября 1974 г.	Планер Т8-0 перевезен в лабораторию статических испытаний МЗ "Кулон" (начальник А.И. Григоренко).
26 сентября 1974 г.	Самолет Т8-1 перевезен на испытания в сборочный цех.
9 октября 1974 г.	Ю.В. Ивашекин назначен руководителем темы Т-8.
13 ноября 1974 г.	Самолет Т8-1 перевезен в лабораторию по отработке

23-24 ноября 1974 г.	силовых установок (руководитель К.Н. Матвеев).
Декабрь 1974 г.	Самолет Т8-1 перевезен на ЛИС МЗ "Кулон" в ЛИИ (г. Жуковский). Решением ВПК образована Комиссия ВВС-МАП под председательством заместителя главноком ВВС А.Н. Ефимова по проведению испытаний опытно-экспериментальных самолетов Т8-1 и Т8-2.
25 декабря 1974 г.	Совершена первая пробужка самолета Т8-1.
3 января 1975 г.	Пробужка с отрывом носового колеса.
9 января 1975 г.	Методсовет МАП дал разрешение на первый вылет самолета Т8-1 13 января 1975 г.
13 января 1975 г.	Первый вылет Т8-1 не состоялся из-за разрушения двигателя Р9-300.
6 февраля 1975 г.	Комиссия А.Н. Ефимова: причины разрушения двигателя Р9-300 и устранение выявленных причин.
21 февраля 1975 г.	Первая рулежка с доработанными двигателями Р9-300.
22 февраля 1975 г.	Первый полет самолета Т8-1 (летчик В.С. Ильюшина).
19 марта 1975 г.	Главноком ВВС П.С. Кутахов осмотрел самолет в ЛИИ.
1 апреля 1975 г.	Начальник 8-го ГК НИИ ВВС И.Д. Гайдаенко осмотрел самолет Т8-1.
4 июля - 21 августа 1975 г.	Испытания на "заглохание" двигателя при стрельбе из блоков НАР и пушки.
22 августа 1975 г.	Комиссия А.Н. Ефимова по результатам испытаний на "заглохание".
15 сентября 1975 г.	Умер Генеральный конструктор П.О. Сухой.
24 сентября 1975 г.	Самолет Т8-1 показан Главнокому Сухопутных войск И.Г. Павловскому.
12 ноября 1975 г.	Приезд министра обороны СССР А.А. Гречко, Главноком ВВС П.С. Кутахова, первого зам. министра авиационной промышленности В.А. Казакова на МЗ "Кулон".
26 декабря 1975 г.	Первый вылет самолета Т8-2 (летчик В.С. Ильюшин).
4-5 июня 1976 г.	Показ самолета Т8-2 в г. Тбилиси первому секретарю ЦК компартии Грузии Э.А. Шеварднадзе (летчик В.С. Ильюшин).
7 июня 1976 г.	Подписан Приказ МАП об организации серийного производства штурмовика Су-25 на Тбилисском авиационном заводе им. Г.К. Димитрова.
17 июня 1976 г.	Решение ВПК при СМ СССР о разработке новой прицельной системы и пушечной установки.
29 июня 1976 г.	Вышло Постановление ЦК КПСС Совета министров СССР о начале серийного производства штурмовика Су-25, а также о разработке эскизных проектов самолетов Су-25Р, Су-25УБ и Су-25К.
7 декабря 1976 г.	Первый полет самолета Т8-2Д после доработки под двигатель Р95Ш.
1976-1977 г.г.	Работа над эскизным проектом самолета Су25К ("корабельный").
Февраль 1977 г.	На самолете Т8-2Д начаты полеты с горизонтальным оперением, имеющим поперечное $V = +5$.
1977 г.	Разработан Эскизный проект самолета Т8-УБ.
29 марта 1977 г.	На авиабазе Кубинка самолет Т8-2Д показан Польской делегации.
11-24 мая 1977 г.	Макетная комиссия ВВС по самолету Су-25.
Апрель 1977 г.	На МЗ "Кулон" доставлен для изучения американский легкий штурмовик Cessna А-37.
1978 г.	Начало работ по проекту Су-25Р.
26 апреля 1978 г.	Самолет Т8-1Д предъявлен на Государственные Совместные испытания.
21 июня 1978 г.	Совершен первый полет самолета Т8-1Д с двигателями Р95Ш.
29 июня 1978 г.	Самолет Т8-2Д показан на земле и в воздухе Министру обороны Польши маршалу Войцеху Ярузельскому (летчик Е.С. Соловьев).
11 июля 1978 г.	Показ самолета Су-25 военным делегациям ГДР, ЧССР и ПНР (Кубинка).
18 июля 1978 г.	Показ самолета Су-25 военным делегациям ВНР, СРБ и СРП (Кубинка).
18 июня 1979 г.	Первый полет самолета Т8-3 заводской сборки (Тбилиси, летчик Ю.А. Егоров).
19 сентября 1979 г.	Первый полет самолета Т8-4 заводской сборки (Тбилиси, летчик В.С. Ильюшин).
19 ноября 1979 г.	Вышло Решение ВПК при СМ СССР, в котором были определены сроки постройки самолета Су-25Т.
15 февраля 1980 г.	Исполняющим обязанности главного конструктора

	темы Т-8 назначен Ю.В. Ивашечкин.
10 марта 1980 г.	Первый полет самолета Т8-5 заводской сборки (Тбилиси, летчик Ю.А. Егоров).
16 апреля -05 июня 1980 г.	Операция "Ромб".
23 июня 1980 г.	На самолете Т8-5 погиб летчик-испытатель МЗ им. П.О. Сухого - Ю.А. Егоров.
10 ноября-25 декабря 1980 г.	Испытания самолета Т8-4 на большие углы атаки и прочность на аэродроме Мары, Туркмения.
30 декабря 1980 г.	Завершены Государственные Совместные испытания самолета Су-25.
19 января 1981 г.	Потерпел катастрофу самолет Т8-1Д вследствие выхода на большие числа М II и потери управляемости.
	Летчик-испытатель ГК НИИ ВВС А.Д. Иванов катапультировался.
1981 г.	Начало постройки планера самолета Т8УБ-1 на МЗ им. П.О. Сухого.
Март 1981 г.	Утвержден Акт по Государственным Совместным испытаниям.
Март 1981 г.	Заместитель главного конструктора В.П. Бабак назначен руководителем темы Т8-М.
Май-июнь 1981 г.	Подготовка к операции "Экзамен".
	Формирование 200-ой ОШАП (Ситал-Чай, Азербайджан).
19 июля 1981- октябрь 1982 г.г.	Операция "Экзамен" в Афганистане (войсковые испытания в условиях реальных боевых действий).
1982 г.	Закончено рабочее проектирование Т8-М.
Январь 1983 г.	В.П. Бабак назначен главным конструктором темы Т8.
1983 г.	Начало работ по постройке Т8-М.
1984 г.	Запуск в серию самолета Су-25УБ на заводе в Улан-Удэ.
17 августа 1984 г.	Совершил первый полет самолет Т8М-1.
27 июня 1985 г.	Совершил первый полет самолет Т8М-2.
10 августа 1985 г.	Совершил первый полет самолет Т8УБ-1.
13 декабря 1985 г.	Завершение заводских летных испытаний по самолету Т8УБ-1.
14 ноября 1985 г.	Совершил первый полет самолет Т8УБ-2.
1986 г.	Предъявление самолетов Т8УБ-1 и Т8УБ-2 на ГСИ.
Январь 1986 г.	Вышло Решение ВПК при СМ СССР о создании новой круглосуточной и всепогодной модификации самолета Су-25Т - Су-25ТМ.
17 сентября 1986 г.	Первый полет самолета Т8М-3.
31 марта 1987 г.	Вышло Постановление №386-87 Совета министров и ЦК КПСС о принятии на вооружение штурмовика Су-25.
18 апреля 1987 г.	Вышел Приказ №91 Министра обороны о принятии на вооружение штурмовика Су-25.
Весна 1987 г.	Окончание ГСИ самолета Су-25УБ.
Июль 1987 г.	Вышло Решение Государственной комиссии Совета Министров СССР о разработке палубного учебно-тренировочного самолета.
Август 1987 г.	Первый полет самолета Су-28.
Декабрь 1987 г.	Вышло Решение МАП-ВВС по разработке буксировщика мишеней Су-25БМ.
1988 г.	Начало разработки самолета Су-25БМ.
4 февраля 1988 г.	Потеря опытного самолета Т8-14 с двигателем Р195.
1 сентября 1988 г.	Первый полет самолета Т8УТГ-1.
13 декабря 1988 г.	Первая посадка с зацеплением троса на трамплин комплекса "НИУТК".
1 ноября 1989 г.	Посадка самолета Т8УТГ-1 на палубу ТАКР "Тбилиси".
30 июля-30 августа 1989 г.	Участие самолетов Т8М-2 и Т8М-3 в учениях под г. Броды.
22 марта 1990 г.	Первый полет самолета Су-25БМ.
26 июня 1990 г.	Первый полет серийного самолета Су-25Т.
4 февраля 1991 г.	Первый полет самолета Т8-ТМ1.
19 августа 1991 г.	Первый полет самолета Т8-ТМ2.
1991 г.	Разработка проекта трехместного учебно-тренировочного самолета Су-25УЗ.
1993 г.	Подготовка к серийному производству самолета Су-25ТМ на Улан-Удэнском авиационном заводе.
Июль 1995 г.	Завершение постройки первого серийного самолета Су-25ТМ.
Декабрь 1997 г.	Завершение постройки второго серийного самолета Су-25ТМ.
Февраль 1998 г.	Начало программы модернизации самолета Су-25 до уровня Су-25СМ и Су-25УБ до уровня Су-25УБМ.

ОСНОВНЫЕ КОНСТРУКТИВНО-КОМПОНОВОЧНЫЕ ОТЛИЧИЯ САМОЛЕТОВ Т8-1 И Т8-2 ОТ СЕРИЙНОГО САМОЛЕТА-ШТУРМОВИКА Су-25

Значительный интерес представляет рассмотрение основных отличий внешнего облика опытных самолетов Т8-1 и Т8-2 от облика их серийного собрата – штурмовика Су-25.

Основные факторы, определившие эти различия:

- разный тип двигателей, использованных в силовых установках;
- разница в массовых характеристиках, приведшая к изменению геометрических характеристик;
- изменение компоновки самолетов, связанное с использованием в дальнейшем измененного или дополнительного оборудования и вооружения;
- конструктивные изменения, связанные с совершенствованием комплекса средств повышения боевой живучести, повышением технологичности элементов конструкции и накоплением опыта эксплуатации самолетов.

Основные внешние отличия самолетов Т8-1 и Т8-2 от штурмовика Су-25 заключаются в следующем:

- укороченная на 210 мм головная часть фюзеляжа с заостренным одинарным косым срезом под световое окно лазерного дальномера “Фон”;
- отсутствие “лысок” в носовой части фюзеляжа в зоне верхних боковых лонжеронов, связанное с различающимся конструктивным исполнением крепления боковых эксплуатационных люков;
- менее полные обводы носового и подкабинного отсеков фюзеляжа в нижних частях с характерной нижней боковой “скулой”, связанные с использованием в качестве встроенной пушечной установки модуля подвижной установки СППУ-22-1 с пушкой ГШ-23;
- смещение на 210 мм влево от плоскости симметрии самолета (ПСС) носовой опоры шасси, как следствие размещения пушечной установки;
- укороченная на 240 мм хвостовая часть фюзеляжа с нижней прямолинейной образующей в ПСС из-за отсутствия балок ИК-патронов и дипольных отражателей;
- боковые створки контейнера парашютно-тормозной установки;
- укороченный хвостовой обтекатель антенно-фидерной системы “Пион”, с образующей, параллельной верхнему обводу фюзеляжа;
- отличный по форме от серийного самолета вырез в фюзеляже под кессон переставного стабилизатора (в связи с разными углами перестановки);
- отсутствие заборника для охлаждения генераторов в носовой части основания киля (из-за разных схем охлаждения генераторов постоянного тока);
- меньшая площадь входа, воздухозаборников двигателей с плоскостью входного среза, перпендикулярного строительной горизонтали фюзеляжа;
- измененные обводы и длина мотогондол двигателей Р9-300, имеющих верхнюю коробку приводов;

– различия формы зализов воздухозаборников и мотогондол с корневыми частями консолей крыла. Значительными были различия в геометрии и конструктивном исполнении крыла и его элементов самолетов Т8-1, Т8-2 и Су-25.

Удлинение крыльев самолетов Т8-1 и Т8-2 $\lambda=5$, а у серийного самолета Су-25 – $\lambda=6$. Поверхность крыльев опытных самолетов образовывалась профилями, заданными по трем теоретическим сечениям со своими законами распределения кривизны и крутки.

Первоначально тормозные щитки на самолете Т8-2 размещались внизу на боковых поверхностях мотогондол. Выпуск щитков приводил к существенной перебалансировке самолета, несмотря на сравнительно низкую их эффективность, как тормозного средства.

Впоследствии самолеты Су-25, начиная с опытного Т8-1Д, оснащались безмоментными тормозными щитками, расположенными в концевых частях гондол, устаниавливаемых на концах консолей крыла.

Первоначально суммарная площадь щитков составляла 1,2 м². Позднее она была увеличена до 1,8 м². Одинарные щитки Т8-1Д и первых серийных самолетов были заменены на двойные (основные и дополнительные) на более поздних сериях самолетов. Щитки каждой гондолы имели кинематическую связь между собой и раскрывались с помощью индивидуального гидроцилиндра.

Крылья самолетов Т8-1 и Т8-2 не имели “зуба” на концевых секциях предкрылка, а сам предкрылок, состоящий из 4 секций имел 2 положения: убранное (полетное) и выпущенное (взлетно-посадочное).

На серийных самолетах введено еще дополнительное (маневренное) положение предкрылков.

Двухсекционные закрылки опытных и серийных самолетов взаимозаменяемы между собой. Имея постоянную хорду, они различались размахом, своей профилировкой, оптимизированной под свои углы отклонения.

Размах секции закрылков Т8-1 и Т8-2 меньше по сравнению с серийными самолетами (вследствие разделения их фиксированной перемышкой из-за необходимости размещения протяженных двухпостовых пилонов-держателей).

Закрылки не имеют концевых “ножей” по задней кромке. Закрылки на самолетах Т8-1 и Т8-2 имеют два положения: убранное (полетное) и выпущенное (взлетно-посадочное). Закрылки серийных самолетов имеют еще промежуточное (маневренное) положение. Угол отклонения секций закрылка на Т8-1 и Т8-2 единый и составляет 32,5°. Углы отклонения секций закрылка серийных самолетов соответственно 40° и 35° для внутренних и внешних секций.

Гидроцилиндры управления предкрылками и закрылками на Т8-1 и Т8-2 однокамерные, на Су-25 – двухкамерные. На серийных самолетах гидроцилиндры управления закрылками размещаются внутри консолей крыла. На самолетах Т8-1 и Т8-2 гидроцилиндры были размещены в четырех индивидуальных обтекателях, расположенных на верхней поверхности крыла, что приводило к дополнительному сопротивлению.

Однако секции закрылков серийных самолетов имеют нижние обтекатели, необходимые для размещения концевых частей рельсов, по которым они перемещаются.

Рельсы закрылков опытных самолетов – двойные прямолинейные, а серийных – одинарные радиальные.

Элероны опытных самолетов имеют меньшие размах и площадь при больших асимметричных углах отклонения. Элероны не имели бустеров в системе управления ими.

В отличие от серийных самолетов на опытных размещались пилоны-держатели, технологически и конструктивно представляющие собой отдельные агрегаты.

Помимо унифицированных однопостовых пилонов-держателей на Т8-1 и Т8-2 устанавливались двухпостовые – для подвески на них авиабомб по схеме “тандем”.

На серийном штурмовике от пилонов-держателей отказались, применив унифицированные однопостовые балочные держатели БДЗ-25.

Это привело к существенному снижению массы подвесных устройств. При этом сама масса максимальной бомбовой нагрузки была снижена с 5000 кг до 4000 кг (по согласованию с заказчиками).

Особо следует сказать о различиях в исполнении системы управления самолетами и рулевых поверхностей самолетов Т8-1, Т8-2 и Су-25.

Длительная отработка и доводка характеристик устойчивости и управляемости самолетов Т8-1 и Т8-2, до выдвинутых заказчиком требований при изначально продекларированном отказе от применения бустеров в системе управления, привели к существенному изменению геометрических данных рулевых поверхностей, а также механизации штурмовика Су-25 по сравнению с опытными самолетами. Наиболее значительны различия в облике несущих поверхностей, включая рулевые.

Крыло серийного самолета Су-25 имеет большую площадь и удлинение при сохраненной базовой трапеции, “унаследованной” от самолетов Т8-1 и Т8-2.

Наряду с этим, крыло серийного самолета в плане отличается от крыльев предшественников наличием “зуба” на внешних секциях предкрылка, “ножа” по задней кромке внешних секций закрылка и укороченными на 0,5 м длины гондол тормозных щитков.

Поверхность консолей крыла самолетов Т8-1 и Т8-2 линейчатая, задана аэродинамическими профилями в трех базовых сечениях со своими законами кривизны. Перелом по поверхности консолей в зоне среднего базового сечения приводит к значительному усложнению конструкции крыла, ухудшению технологичности и росту веса.

На серийном штурмовике Су-25 поверхность крыла задана двумя базовыми сечениями. Предкрылок увеличенной площади имеет три положения: полетное, взлетно-посадочное и маневренное. На первых самолетах третье положение отсутствовало.

Закрылок серийного самолета также имеет три вышеупомянутых положения. Как и на предкрылке, маневренное положение появилось дополнительно позднее. При этом угол отклонения секций закрылка на

Т8-1 и Т8-2 был единым и меньшим по значению, чем на серийных самолетах.

Площадь взаимозаменяемых секций закрылка на Су-25 больше за счет увеличенного размаха, при неизменной хорде закрылка. Размах секций закрылка на Т8-1 и Т8-2 был уменьшенным благодаря неподвижной разделительной перемычке между секциями. Наличие этих перемычек на консолях обуславливалось присутствием изначально на Т8-1 и Т8-2 двухпостовых пилонов-держателей для тандемной подвески авиабомб.

Кинематика выдвижения секции закрылка, экспериментальных самолетов с применением прямолинейных рельсов была изменена. Выдвижение закрылка на Су-25 производится по криволинейным (радиальным) рельсам. Была изменена и схема размещения приводов управления секциями закрылка.

На машинах Т8-1 и Т8-2 гидроцилиндры-приводы размещались на верхней поверхности в индивидуальных обтекателях. В процессе летных испытаний и дополнительных трубных экспериментов было установлено существенное увеличение лобового сопротивления обтекателей гидроцилиндров. Схема привода секций закрылка на серийных самолетах изменена. Гидроцилиндры при измененной кинематике выдвижения закрылков располагаются внутри крыла.

Однако на нижней поверхности секций закрылка в зоне расположения рельсов появились дополнительные обтекатели.

На самолетах Т8-1 и Т8-2 площадь и размах элеронов, а также площадь и хорды осевой компенсации были меньше, чем на серийных Су-25. С другой стороны, величины хорд и диапазон углов отклонения элеронов (при “ножницах” отклонения вверх и вниз) были больше, чем на Су-25.

На правом элероне экспериментальных самолетов устанавливался триммер, отсутствующий на серийном самолете при введенном бустерном управлении в поперечном канале.

Базовая площадь горизонтального оперения и руля высоты, а также профилировка самого оперения самолетов Т8-1, Т8-2 и Су-25 идентичны.

Основные различия заключаются в следующем:
– стабилизаторы на самолетах Т8-1 и Т8-2 имеют отрицательное поперечное “V”, а на – Су-25 – положительное;

– обе половины руля высоты самолетов Т8-1 и Т8-2 при меньшей площади и хорде осевой компенсации не имеют “ножей” по задней кромке, форма триммера в плане отлична от – серийного самолета и не имеет осевой компенсации и весовой балансировки.

Кроме того, на обеих половинах руля высоты серийного самолета установлены пружинные сервокомпенсаторы с аэродинамической компенсацией и весовой балансировкой. Сами рули имеют больший диапазон углов отклонения.

Стабилизаторы на всех самолетах переставные, но углы установки и перестановки различаются.

Вертикальное оперение самолетов Т8-1 и Т8-2 имеет меньшие значения площади и удлинения за счет укороченной законцовки при идентичном задании базовой площади и профилировки.

Руль направления и триммер руля на опытных самолетах больше. На серийном самолете концевая поверхность руля направления оформлена в самостоятельную рулевую поверхность – демпфер рыскания.

На руле направления установлены триммер уменьшенной площади и сервокомпенсатор с кинематическим приводом.

ОТЛИЧИТЕЛЬНЫЕ ОСОБЕННОСТИ ОПЫТНОГО САМОЛЕТА Т8-1Д

Опытный самолет Т8-1Д стал прообразом серийного армейского штурмовика Су-25.

Основные отличия опытного самолета Т8-1Д от его прототипа Т8-1 заключаются в наличии:

- цельносварной бронекabiны летчика, выполненной из титановой брони толщиной 10-24 мм;
- крыла площадью 30,1 м², с удлинением равным 6, пятисекционными предкрылками, двухсекционными закрылками, без перемычек между внутренними и внешними секциями закрылков, с элеронами увеличенной площади, обтекателями гидроцилиндров управления закрылками на внешней поверхности консолей крыла;
- удлиненных соответственно на 210 мм и 240 мм головной и хвостовой части фюзеляжа;
- серийно выполненных удлиненных мотогондол двигателей Р95Ш с увеличенной площадью донного среза;
- серийно выполненных воздухозаборников, с большой площадью входа и наклоненной на 7° плоскостью входного сечения;
- измененной геометрией зализов консолей крыла и фюзеляжем;
- вертикального оперения с увеличенной до 4,65 м², площадью оснащенного демпфером рысканья.

К числу прочих конструктивно-компоновочных отличий самолета Т8-1Д следует отнести:

- отличную от серийного исполнения конструкцию и емкости фюзеляжных топливных баков – отсеков с меньшей на 300 л суммарной емкостью;
- наличие только открытой системы заправки топливных емкостей;
- иное расположение эксплуатационных люков в хвостовой части фюзеляжа;
- сохранившееся от Т8-1 расположение обтекателей гидроцилиндров уборки-выпуска закрылков на верхней поверхности консолей крыла;
- отсутствие балок ИК-патронов и дипольных отражателей, а также некоторых средств обороны.

Комплекс средств боевой живучести был представлен в “усеченном” виде. В частности, на Т8-1Д отсутствовали: бронезащита маслобака правого двигателя; система протектирования расходного топливного бака

на основе латексной губки; система пожарной защиты на основе листов из стекловаты, заполняющих объемы между стенками топливных баков-отсеков и воздушными каналами двигателей.

РАЗВИТИЕ СРЕДСТВ РЭБ НА САМОЛЕТАХ Су-25

Первоначально оборудование самолета-штурмовика Су-25 включало: станцию предупреждения об облучении РЛС (СПО) “Береза”, станцию активных помех (САП) “Сирень” (в дальнейшем заменена на САП СПС-141МВГ “Гвоздика”, в подвесном контейнерном варианте) и автомат выброса ложных целей в РЛ- и ИК-патронов типа АСО-2В¹.

Однако, появление на ТВД новых средств вооружения потребовало создания эффективных средств РЭБ на базе цифровой техники, обладающих более высокими техническими характеристиками, и привело к необходимости разработки и переоснащения самолетов новыми средствами радиоэлектронного противодействия.

Они представляли собой станцию предупреждения об облучении, станцию активных помех, устройство выброса ложных целей и были увязаны в комплекс радиоэлектронной борьбы, названного “Иртыш” и установленного на самолете Су-25Т.

В итоге СПО “Береза” была заменена, на станцию Л-150 “Пастель”, станция активных помех СПС-141МВГ “Гвоздика”, на – САП “Гардения”, устройство выброса ложных целей АСО-2ВМ на УВ-26С.

Оснащение самолета СПО “Пастель” позволило обеспечить:

- увязку отдельных средств радиоэлектронного противодействия в комплекс “Иртыш” с решением функций управления с помощью единого вычислителя;
- существенное расширение частотного диапазона и дальности обнаруживаемых радиоэлектронных сигналов (РЭС);
- увеличение в два раза достоверности определения типов РЭС;
- возможность оперативного изменения банка данных обнаруживаемых РЭС;
- возможность наведения ракет с противорадиолокационной головкой самонаведения на наземную излучающую цель.

Переоснащение оборудования станции активных помех самолета проводилось в следующей последовательности: “Сирень” > “Гвоздика” > “Гардения” > “Омуль” > “МСП” в зависимости от серии и модификации самолета. Причем САП “МСП” и МПС-410 “Омуль” являются еще более современными системами и предназначены для установки на самолеты Су-25ТМ, Су-25СМ и Су-25УБМ.

¹ Прим. автора – с 7 серии самолеты Су-25 оснащались автоматами выброса ложных целей АСО-2ВМ с увеличенным числом балок выброса (с 4 до 8), позволявшими летчику выбирать программу выброса.

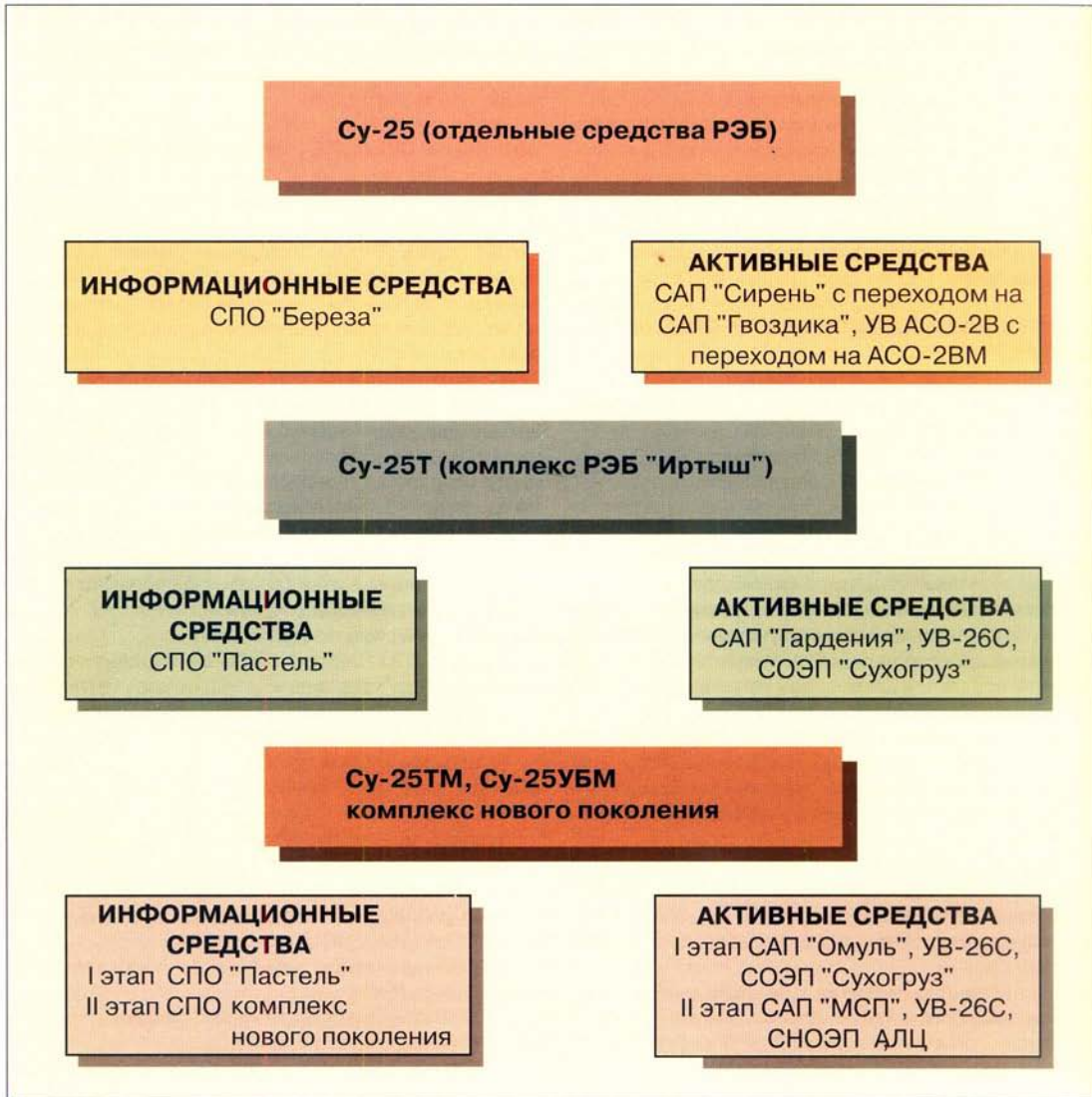


Схема развития средств РЭБ самолета Су-25. (АООТ "ОКБ Сухого")

Конструктивное исполнение станций активных помех "Сирень", "Гвоздика" и "Гардения" – одноконтейнерное, САП "Омуль" – двухконтейнерное.

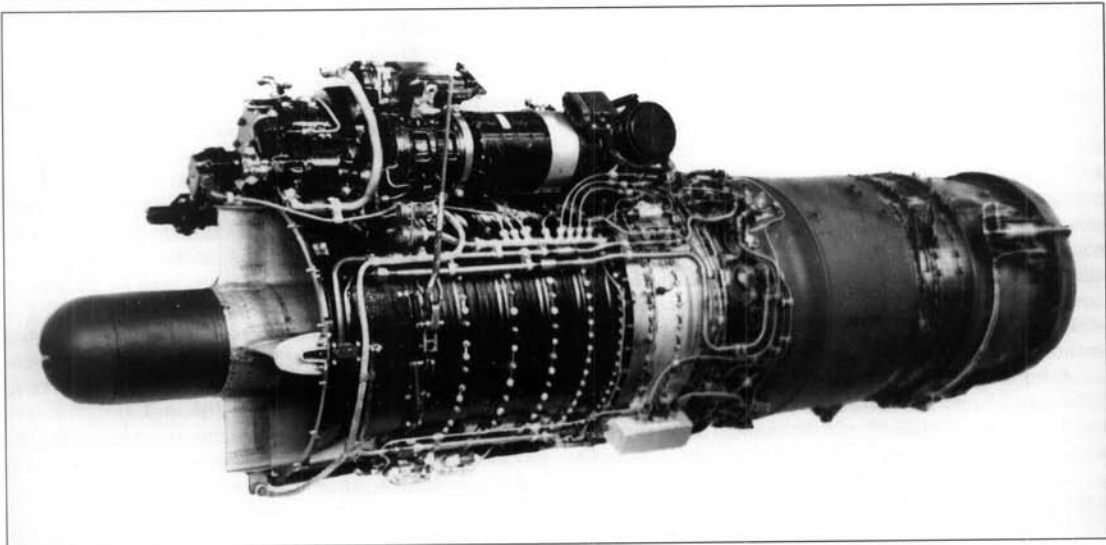
САП СПС-141МВГ "Гвоздика" взаимозаменяема со станцией "Сирень" и отличается от нее возможностью постановки более эффективных видов помех и защиты самолета в задней полусфере.

Станция "Гардения" прошла этап летных испытаний, но в серийном производстве на самолет не ставилась из-за крайне высоких технических требований, предъявляемых к САП самолета-штурмовика по ширине частотного диапазона.

Станция активных помех МПС-410 "Омуль" разрабатывалась на уровне современных требований по эффективности защиты штурмовика и находится на этапе создания опытных образцов². Именно МПС-410 стала прообразом новой станции САП – "МСП".

Оборудование выброса ложных целей УВ-26С позволило ввести несколько новых программ выброса, обеспечение режима контроля и возможности сопря-

² Прим. автора – на авиационной выставке МАКС-99 был представлен самолет Су-25ТМ с подвешенными контейнерами САП "Омуль", на крайних точках подвески.



Фотография двигателя Р9-300. (НПП "Мотор")

жения в составе комплекса средств радиоэлектронной борьбы.

Для защиты от зенитных ракет с ИК-ГСН на штурмовике Су-25Т была установлена мощная станция оптико-электронного противодействия "Сухогруз", которая ослепляет головку ракеты. В дальнейшем на самолете Су-25ТМ предполагается установить более совершенную систему – СНОЭП.

Для вскрытия и дезориентации ПВО противника на самолете Су-25ТМ предполагается установить контейнер авиационных ложных целей АЛЦ на базе контейнера Б-13Л.

Кроме того, на самолете Су-25ТМ предполагается установить теплопеленгатор ТП "МАК-УФ", который работает как в инфракрасной, так и ультрафиолетовой области спектра.

В связи с возросшими требованиями для самолета Су-25ТМ был разработан усовершенствованный комплекс.

Необходимость модернизации комплекса "Иртыш" была вызвана повышенными требованиями к обеспечению максимальной эффективности защиты самолета-штурмовика в полете, а так же с решением задач по разработке новейших средств радиоэлектронной борьбы в радио-, оптическом и ИК-диапазоне волн.

СВЕДЕНИЯ О ДВИГАТЕЛЯХ, ПРИМЕНЯЮЩИХСЯ НА САМОЛЕТАХ Су-25

ДВИГАТЕЛЬ Р9-300

Турбореактивный, бесфорсажный двигатель Р9-300 (изделие "Р-39") – разработан Уфимским машиностроительным конструкторским бюро "Союз". Р9-300 создан на базе форсажного ТРД РД-9Ф.

Работы над двигателем Р9-300 начались в УМКБ "Союз" в 1970 г. до утверждения ТЗ на двигатель.

В отличие от базового двигателя РД-9Ф, его модификация Р9-300 выполнялась в бесфорсажном варианте с укороченным регулируемым двухпозиционным соплом, управляемым с помощью трех гидроцилиндров, имел нижнее расположение агрегатов и коробки приводов. В переднем носовом обтекателе располагался генератор Г04ПЧ4 переменного тока, приводимый от вала двигателя через редуктор.

Макетная комиссия, состоявшаяся в сентябре 1972 г., подтвердила целесообразность создания на первом этапе самолета Су-25 с двигателями Р9-300.

В том же году было утверждено техническое задание на двигатель Р9-300 и установлены сроки поставки двигателей на самолет для проведения летных испытаний – третий квартал 1974 г.

Столь сжатые сроки отводились на выполнение очень большого объема работ – начиная с выпуска конструкторской документации, изготовления и проведения доводки опытных двигателей и завершая проведением на стендах предприятия, ЦИАМ и НИИАС ряда специальных длительных и проверочных испытаний, по результатам которых оформляется допуск двигателей к летным испытаниям.

На Уфимском моторостроительном производственном объединении (УМПО) было организовано изготовление корпусов новых коробок приводов. Доработка узлов базовых двигателей РД-9Ф, поступающих из УМПО, изготовление новых узлов и сборка двигателей Р9-300 производились в УМКБ "Союз".

Всего, для проведения испытаний, включая летные, было собрано 18 двигателей Р9-300.

Работы по двигателю координировал, главный конструктор С.А. Гаврилов. Техническое руководство осу-

шествовали, заместитель главного конструктора Г.Г. Петров и ведущий конструктор А.М. Гладкий.

Большой вклад в успешное и своевременное выполнение работ по двигателю для проведения первого этапа летных испытаний самолета Су-25 внесли бригады термодинамиков и газодинамиков (Х.С.Гумеров, А.Я.Магадеев, Ю.А.Румянцев, М.А.Сидоркин), конструкторские бригады и бригады прочности (Г.К.Суворов, И.П.Карпусь, Ю.С.Алексеев и Е.В.Сидоров), руководитель бригады топливной автоматики Ю.М.Ахметов и ведущие инженеры отдела внешних испытаний Е.М.Садовский и Ф.М.Шарафутдинов. В дальнейшем до 10 ноября 1975 г. проводились летные испытания с двигателями Р9-300.

В ходе летных испытаний все вопросы, связанные с работами по двигателям Р9-300, оперативно решались специалистами УМКБ "Союз" во главе с заместителем начальника отдела внешних испытаний В.А.Хрульковым и ведущими инженерами отдела Е.М.Садовским и Г.М.Сморкаловым.

По результатам летных испытаний самолета, наряду с мероприятиями непосредственно по штурмовику, рекомендовалось увеличить взлетную тягу двигателя до 3500-4000 кгс и улучшить его экономичность.

Первоначально, для реализации части этих рекомендаций, рассматривалась возможность форсирования двигателя Р9-300. В соответствии с согласованными в 1976 г. ТЗ на форсированный вариант двигателя, получившего индекс "изделие 39Ф", требуемая тяга 3800 кгс обеспечивалась на режиме "полный форсаж". В полете на высотах до 5 км предусматривалась, наряду с бесфорсажными режимами, применение режимов "частичный форсаж".

Рассмотрение на МЗ "ОКБ им. П.О.Сухого" характеристик "изделия 39Ф", рассчитанных в УМКБ "Союз", показало, что этот двигатель не сможет в полной мере обеспечить выполнение всех требований подготовленного проекта ТТТ на самолет.

Все работы по двигателю Р9-300 и его модификации по указанию МАП были прекращены.

В основу конструкции двигателя положена схема:

- с 9-ю ступенчатым осевым компрессором;
- с 10-ю камерами сгорания;
- с 2-х ступенчатой турбиной;
- с регулируемым двухпозиционным соплом.

Двигатель имеет верхнюю коробку агрегатов, расположенную на статоре компрессора и предназначенную для привода агрегатов двигателя и самолетных агрегатов.

Двигатель оборудован: топливной системой, системой запуска, системой смазки, системой электрооборудования, гидравлической системой управления регулируемым соплом и системой управления лентой перепуска воздуха из компрессора.

ДВИГАТЕЛЬ Р95Ш

Турбореактивный, бесфорсажный, одноконтурный двигатель Р95Ш – выполнен по двухвальной схеме, разработанный на базе серийного двигателя Р13-300

конструкции УМКБ "Союз". Проектирование двигателя Р95Ш было выполнено во исполнение Постановления ЦК КПСС и Совета Министров СССР №519-177 от 29 июня 1976 г. и ТТТ ВВС под руководством главного конструктора Сергея Алексеевича Гаврилова.

Но еще до выхода Постановления на МЗ им. П.О. Сухого, исходя, из необходимости в кратчайшие сроки существенно улучшить летно-технические характеристики самолета, рассматривались и обсуждались, в основном, только те реальные предложения по двигателям, проекты которых базировались на серийно выпускаемых образцах двигателей.

В ходе таких обсуждений заместителем главного конструктора УМКБ "Союз" А.А. Рыжовым и было предложено создать бесфорсажный двигатель для самолета Су-25 на базе двигателя Р13-300.

Предложение заинтересовало специалистов МЗ им. П.О.Сухого и, после представления расчетных характеристик двигателя, было ими окончательно одобрено и принято.

В чрезвычайно сжатые сроки по двигателю было необходимо провести большое количество работ. Благодаря хорошо налаженным связям с МЗ им. П.О. Сухого все работы проводились оперативно и быстро (были решены все вопросы по параметрам и характеристикам, по габаритно-установочным чертежам двигателя, согласовано взаимодействие систем двигателя и самолета).

Была выпущена рабочая конструкторская документация и начато изготовление опытных образцов двигателя Р95Ш.

Уже в апреле 1976 г. первый двигатель №95Ш-01 был собран и поставлен в УМКБ "Союз" на испытательный стенд для проведения испытаний.

Для допуска двигателей Р95Ш к летным испытаниям требовалось выполнить следующий перечень работ:

- обеспечить изготовление ряда двигателей для проведения проверочных испытаний и постановки на летные испытания;
- провести испытания для подтверждения параметров и характеристик двигателя;
- провести ресурсные испытания двигателей для установления начального ресурса;
- провести испытания по термометрированию узлов и деталей двигателя;
- провести испытания по проверке достаточности статической и динамической прочности узлов;
- провести испытания по проверке запасов устойчивости двигателя со стендовым входом и воздухозаборником самолета;
- проверить устойчивость работы двигателя и отработать мероприятия по ее обеспечению при пуске ракет на специальном стенде с воздухозаборником самолета;
- проверить запуск двигателя от аккумуляторных батарей и аэродромного источника в стендовых условиях и проверить запуск двигателя на климатическом стенде ЦИАМ;

— проверить работу топливной и масляной систем двигателя.

Все эти работы и ряд других специальных испытаний двигателей были в полном объеме и своевременно проведены при активном участии ведущих специалистов УМКБ “Союз” – заместителей главного конструктора А.А. Рыжова и Г.Г. Петрова, руководителей бригад Х.С. Гумерова, И.П. Карпуся, Ю.С. Алексева, М.А. Сидоркина, Ю.М. Ахметова, Е.В. Сидорова, ведущих конструкторов А.Я. Магадеева, Ю.А. Румянцева, инженеров-конструкторов В.П. Петракова, Т.В. Сибиряковой.

Основной вклад в отработку температурного состояния узлов двигателя внес руководитель бригады В.Н. Гусев.

Большой объем работ по стендовым испытаниям двигателей был выполнен руководителем бригады испытаний В.П. Виноградовым и инженером-конструктором К.А. Буслаевым.

Базовые двигатели Р13-300 изготавливались на УМПО, а новые узлы и доработка серийных, в том числе сборка двигателей Р95Ш производились в УМКБ “Союз”. В ходе работ были выявлены ряд дефектов.

Так при работе двигателя с воздухозаборником самолета на частотах вращения каскада низкого давления n_1 ниже 100% в узкой полосе частот возбуждались повышенные вибронпряжения в лопатках первого рабочего колеса компрессора, инициированные высокой радиальной неравномерностью полей полных давлений на входе в двигатель.

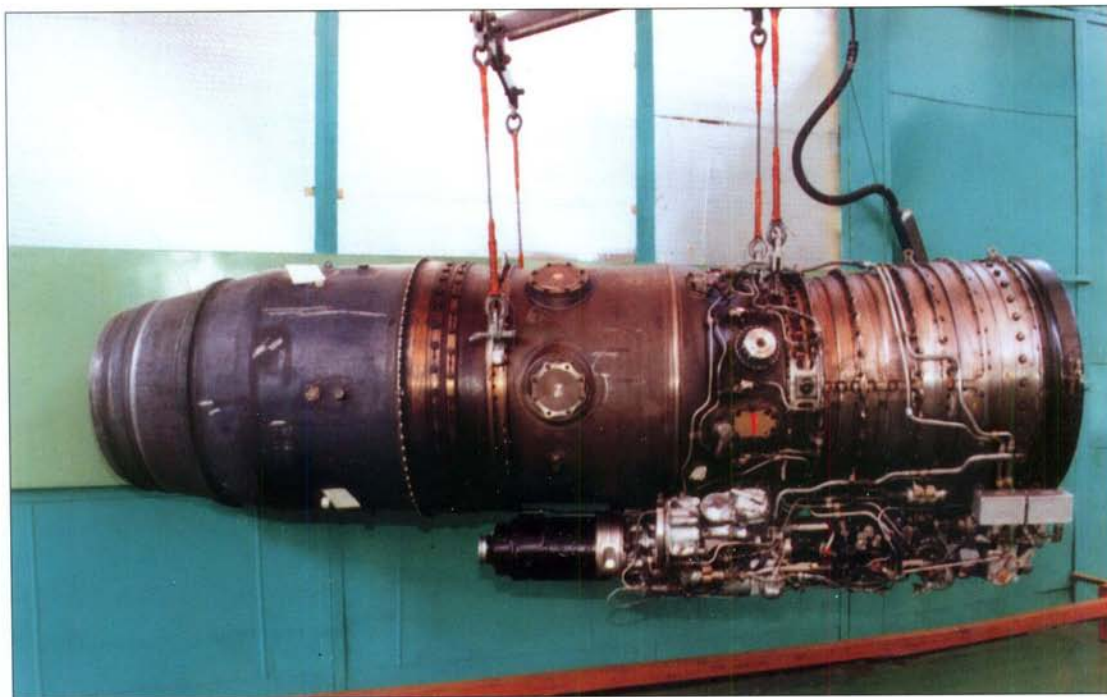
Доработкой входной обечайки воздухозаборника удалось снизить уровень вибронпряжений почти в два раза, но для полного исключения опасных режимов работы частоты вращения в зоне возбуждения напряжений сделали проходными.

При остановках двигателя имело место переполнение маслом задней опоры двигателя и перетекание части масла в реактивное сопло. Дефект был устранен после установки дополнительного электроприводного насоса в линии откачки масла из задней опоры.

Было отмечено, что частоты вращения каскадов высокого давления, при которых отключается стартер, для ряда испытаний двигателей заметно различны. Для исключения этого явления была введена более жесткая предварительная регулировка частот срабатывания центробежного выключателя.

В октябре-ноябре 1976 г. были завершены все работы, связанные с установкой на самолет Т8-2Д двигателей №95Ш-03 и №95Ш-04 (первые два двигателя были переданы для стендовых испытаний), а 7 декабря 1976 г. состоялся первый полет самолета.

В декабре 1977 г. двигателя Р95Ш прошли полный комплекс отработки на стендах УМКБ “Союз”, ЦИАМ и НИИАС, включая все необходимые ресурсные испытания по проверке надежности и ряд других испытаний. Были проверены, в частности, уровни дымности и теплоизлучения, отработывались система кратковременного повышения запасов устойчивости (типа КС-95Ш)



Двигатель Р95Ш. (УМПО)

и система обнаружения и ликвидации помпажа (типа ПС-ЭТ) при пуске ракет.

В период с 17 октября 1977 г. по 10 февраля 1978 г. двигатель Р95Ш прошел Государственные стендовые испытания, акт по которым 27 апреля 1978 г. утвердил Главком ВВС П.С. Кутахов.

В соответствии с Решением МАП от 13 декабря 1979 г. серийное производство двигателей Р95Ш было развернуто на Уфимском моторостроительном производственном объединении "УМПО" с 1 января 1980 г. (до этого на опытную машину Т8-1 и первые серийные самолеты ставились двигатели УМКБ "Союз"). Высокая степень унификации и стандартизации деталей и узлов двигателя Р95Ш с базовым двигателем Р13-300 позволила в кратчайшие сроки подготовить производство и выпускать изделие в количествах, предусмотренных плановыми поставками, чем объясняется и ускоренное освоение капитального ремонта двигателей Р95Ш на авиаремонтных предприятиях. Работы по подготовке и освоению двигателей в серийном производстве возглавлял главный инженер УМПО Александр Николаевич Мочалов.

В процессе серийного производства и широкой эксплуатации двигателей Р95Ш по выявленным недостаткам разработан и внедрен ряд основных мероприятий:

- применена система автоматического прохождения частот вращения ротора низкого давления 96...99 % для снижения вибрационных напряжений в лопатках первой ступени;

- установлена продувка пусковых форсунок воздухом, для устранения коксования топлива и повышения надежности запуска;

- аннулирован центробежный включатель в связи с отсутствием необходимости двойной блокировки отключения стартерного цикла;

- применено реактивное сопло с двухточечным креплением обтекателей, с целью устранения трещин по месту приварки фланцев крепления обтекателей и выработки пальцев.

Все это позволило увеличить ресурс двигателя по техническому состоянию и назначенному ресурсу.

В основу конструкции двигателя положена схема:

- с осевым двухконтурным восьмиступенчатым компрессором (три ступени низкого и пять ступеней высокого давления);

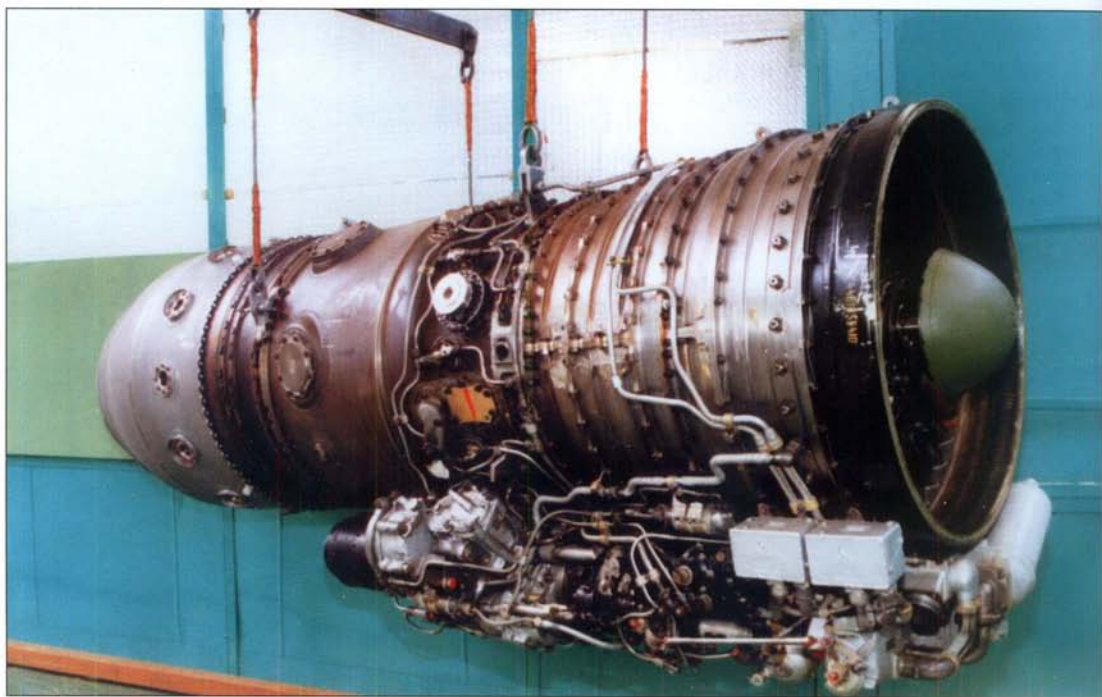
- с прямой трубочато-кольцевой камерой сгорания с 10 жаровыми трубами и с 2 воспламенителями;

- с осевой двухступенчатой реактивной газовой турбиной с охлаждаемыми сопловыми лопатками первой ступени, корпусом и дисками;

- с нерегулируемым сужающимся реактивным соплом.

Двигатель имеет нижнюю коробку приводов и оснащен автономным электрическим запуском (от бортовых аккумуляторных батарей).

Запуск двигателя может производиться и от аэродромных источников электроэнергии.



Двигатель Р195. (УМПО)

На двигателе установлены агрегаты:

- стартер-генератор ГСР-СТ-12/40Д;
- генератор переменного тока Г04ПЧ4;
- гидронасос НП34М-1Т;
- топливный насос;
- регулятор НР-54.

Двигатель оборудован:

- топливной системой;
- масляной системой;
- системой отбора воздуха (для нужд двигателя и самолета);
- системой запуска.

Система управления двигателя тросовая с демультипликаторами обеспечивает изменение режимов работы двигателя.

Управление двигателями из кабины пилота осуществляется перемещением ползункового РУД в кабине самолета.

Для обеспечения устойчивости работы при применении бортового оружия двигателя оборудованы системой кратковременного повышения запасов устойчивости (система сброса оборотов).

Простая и надежная конструкция, компактное размещение жизненно важных агрегатов (в сочетании с частичным бронированием агрегатов и топливных трубопроводов на самолетах Су-25) обеспечивает боевую живучесть двигателей при воздействии механических средств поражения, что подтверждено в ходе боевых действий штурмовиков в Афганистане.

ДВИГАТЕЛЬ Р195

Турбореактивный, бесфорсажный, одноконтурный двигатель Р195 – выполнен по двухвальной схеме. Разработан как модификация двигателя Р95Ш, конструкции ОКБ при Уфимском моторостроительном заводе “УМЗ” (в основной период работы над двигателем – с 1 января 1983 г. по 31 декабря 1989 г. предприятие именовалось Уфимское конструкторское бюро машиностроения – УМКБ). Проектирование двигателя Р95Ш было выполнено во исполнение Приказа МАП №329 от 30 июня 1982 г. и Технического задания ОКБ им. П.О. Сухого под руководством главного конструктора А. А. Рыжова.

При создании новой модификации – самолета Су-25Т, потребовался двигатель с повышенной тягой и обеспечивающий установку принципиально новой системы энергоснабжения систем самолета. Двигатель должен был обладать улучшенной эксплуатационной технологичностью, существенно сниженным уровнем ИК-заметности, иметь повышенный назначенный ресурс работы и быть взаимозаменяемым с двигателем Р95Ш.

Двигатель Р195 должен был, обеспечивал взлетную тягу на режиме “максимал” – 4300 кгс, а на “чрезвычайном” – 4500 кгс.

В процессе проведения расчетов и конструктивной проработки, несмотря на желание сохранить высокий уровень преемственности с базовым двигателем Р95Ш, в конструкцию, практически, всех узлов двигателя Р195 пришлось вводить значительные изменения.

Таблица 1.

СРАВНИТЕЛЬНЫЕ ДАННЫЕ ДВИГАТЕЛЕЙ, УСТАНОВЛЕННЫХ НА РАЗЛИЧНЫХ МОДИФИКАЦИЯХ САМОЛЕТА Т-8

Характеристика двигателя	Тип двигателя		
	Р9-300	Р95Ш	Р195
Диаметр входного сечения, мм	595	678	678
Диаметр соплового среза, мм	430 - 440	535	547
Диаметр регулируемого сопла, мм	470 - 480	-	-
Диаметр максимальный, мм	670	772	805
Длина двигателя, мм	2450	2700	2880
Расход воздуха при (Н=0, М=0, $\Sigma_{вх}=1,0$), кг/с	44	66	66
Степень повышения давления	7,4	8,7	9,0
Температура газов перед турбиной, °С	900	920	900/965
Стандовая тяга при (Н=0, М=0, $\Sigma_{вх}=1,0$) на режиме, кгс:			
- максимальном;	2700	4000	4300
- чрезвычайном.	2750	4100	4500
Стандовая тяга при (Н=0, М=0,65) на крейсерском режиме, кгс	1000	1400	1400
Удельный расход топлива на крейсерском режиме, кг/кгсчас	1,39	1,28	1,30
Масса двигателя, кг:			
- сухая;	620+2%	825+2%	855+2%
- в состоянии поставки.	-	935	980

Одни из них были вызваны необходимыми усилениями в связи с возросшей нагруженностью узлов и повышением ресурсов их работы, другие – для реализации повышения тяговых характеристик.

Исходя из требований ТЗ, конструкция некоторых узлов двигателя претерпела принципиальные изменения.

Двигатель Р195 был оборудован коробкой агрегатов, на которой устанавливаются гидролопаточный привод-генератор переменного тока ПГЛ-40 и насос ДЦН-96, обеспечивающий подачу топлива к привод-генератору. При необходимости установки двигателя Р195 взамен Р95Ш на самолеты с питанием систем от генератора Г04ПЧ4, конструкция коробки агрегатов позволяет вместо ПГЛ-40 установить генератор Г04ПЧ4 через дополнительный редуктор, прикладываемый к двигателям.

На двигатель установлен топливно-маслянный агрегат 6237Т, обеспечивающий открытую и закрытую заправку масла с дистанционным управлением его уровня в маслобаке.

Новый топливный фильтр двигателя снабжен сигнализатором минимально допустимого перепада давлений.

Техническое руководство работами по двигателю Р195 осуществлял заместитель главного конструктора Ю.С. Алексеев, ведущим конструктором по двигателю был назначен А.С. Гаврилов.

Для обеспечения заданного в ТЗ уровня ИК-заметности двигателя прорабатывалось множество вариантов решений. Этими работами занимались специалисты УКБМ (Ю.С. Алексеев, В.Н. Гусев, М.В. Ухова, В.Ю. Кузнецов, Л.М. Муратова) и ЦИАМ (Н.В. Кирсанов). Результаты проработок обсуждались со специалистами ОКБ им. П.О. Сухого О.С. Самойловичем, И.М. Заксом, К.М. Шейманом, Ю.С. Гофманом.

Несмотря на активные поиски, длительное время не удавалось найти решения, отвечающего требованиям по заметности, обеспечению простоты и надежности конструкции и не оказывающего заметного влияния на параметры двигателя.

После рассмотрения всех предложенных вариантов А.А. Рыжовым и Ю.С. Алексеевым было найдено простое конструктивное решение.

Испытания срочно изготовленной модели сопла, проведенные инженерами С.Б. Молочковецким и Ф.А. Рыжовым, подтвердили эффективность предложенного способа транспортировки забортного воздуха, позволили определить оптимальные геометрические соотношения схемы охлаждения центрального тела, выявили качественное и количественное влияние использования скоростного напора на минимизацию размеров всего тракта охлаждения.

Детальная проработка системы снижения ИК-заметности и совершенствование ее тракта охлаждения, проведенные начальником бригады А.Ф. Ивахом и инженерами-конструкторами В.Ю. Кузнецовым и М.В. Уховой, позволили обеспечить дальнейшее снижение ИК-излучения двигателя.

Разработка конструкторской документации на сопло и его изготовление завершили создание первого образца двигателя Р195.

Первый двигатель Р195 был создан и поставлен на испытательный стенд в августе 1983 г.

К концу первого полугодия 1984 г. был завершен комплекс работ на стендовых испытаниях и исследований на двигателях Р195, предшествующих проведению летных испытаний.

В ходе выполнения доводочных работ особое внимание уделялось обеспечению заявленных параметров и характеристик двигателя, устойчивости его работы, отработке тех узлов и систем, которые впервые в отечественном двигателестроении осваивались на этом двигателе.

Для внедрения принципиально нового способа энергоснабжения систем самолета понадобилось доработать конструкцию привод-генератора ПГЛ-40, корректировать циклы его загрузки, совершенствовать электронный блок управления приводом, обеспечивать допустимый уровень температуры топлива на вход в двигатель при подогреве его в системах топливопитания привода

Каких либо значительных конструктивных дефектов в ходе отработки надежности узлов двигателя не проявилось, возникновение при первых испытаниях трещин в местах крепления стоек было устранено путем введения телескопического соединения стоек с наружной стенкой.

Двигатели Р195 №429195003 и №429195004 были установлены на самолет Т8М-1 и в течение июля-сентября 1984 г. прошли первый этап летных испытаний. В дальнейшем испытания проводились на двух самолетах – Т8М1 и Т8М-2. На самолете Т8М-2 были установлены двигатели №429195005 №429195007.

В период с 29 марта по 30 сентября 1986 г. двигатель Р195 прошел, государственные стендовые испытания и был передан для серийного производства на УМПО.

При проведении ГСИ на двигателе прошла проверку система обнаружения и ликвидации помпажа типа ЭСВС, ранее отработанная на высотном стенде ЦИАМ по инициативе и под руководством заместителя начальника ЦИАМ С.А. Сиротина.

В создание двигателя Р195 большой вклад внесли работники УМКБ начальники бригад Х.С. Гумеров, В.П. Петраков, И.П. Карпусь, В.С. Дьяков, Е.В. Сидоров, Х.А. Марзабулатов, инженеры-конструкторы Е.Г. Гилев, Л.М. Пылаев, М.Н. Гудкова, К.А. Буслаев.

В 1987 г. была произведена установочная партия двигателей и проведено 500-часовое длительное испытание по категории квалификационных.

Серийное производство двигателей Р195 в ОАО "УМПО" началось на основании приказа МАП №189 от 21 апреля 1987 г. и согласно Решению МАП-ВВС от 18 сентября 1987 г. в первом квартале 1988 г.

Освоением и запуском в серийное производство двигателей Р195 на УМПО руководил главный инженер предприятия Валерий Павлович Лесунов.

В отличие от двигателя Р95Ш на двигателе Р195 установлены новые конструктивные узлы и агрегаты:

- реактивное сопло, с развитым “центральным телом”, для снижения уровня инфракрасного излучения;
- коробка агрегатов, обеспечивающая постановку привод-генератора ПГЛ-40 и насоса ДЦН-96 или генератора ГО4ПЧ4 со специальным редуктором;
- топливо-масляный агрегат 6237Т с дополнительной заливной горловиной, обеспечивающий закрытую заправку маслом и дистанционный контроль уровня масла;
- корпус компрессора с лючками для осмотра лопаток с правой и левой сторон и кронштейном датчика замера вибрации;
- сопловой аппарат 1 ступени турбины с уменьшенной площадью проходного сечения;
- жаровые трубы с паяными соединениями секций;
- центробежный суфлер без баростатического клапана;
- измененная электросхема и коммуникации, в том числе для обеспечения функционирования системы обнаружения и ликвидации помпажа.

Параллельно с завершением работ по созданию двигателя Р195 были начаты работы по новому двигателю, который должен был, отвечая требованиям взаимозаменяемости с двигателем Р195, повысить тяговооруженность на 10% при одновременном улучшении экономичности на крейсерском режиме на 15% и дальнейшем снижении ИК-заметности.

В двигателе, получившем наименование Р295, эти, достаточно противоречивые требования, предлагалось обеспечить за счет совершенствования коэффициента полезного действия, всех узлов и применения оригинальных конструкций камеры сгорания и сопла двигателя с газодинамическим регулированием площади выходного сечения. Было разработано и выпущено техническое предложение по двигателю Р295, начаты компоновочные работы и некоторые отдельные исследования, в частности, по регулированию сопла газодинамическим способом, но из-за отсутствия финансирования работы по двигателю Р295 были остановлены.

СРЕДСТВА ОБЪЕКТИВНОГО КОНТРОЛЯ ПОЛЕТОВ САМОЛЕТА Су-25

Важную роль в обеспечении безопасности полетов и эффективности боевого применения самолетов Су-25 играют средства объективного контроля (СОК). СОК относятся к наземно-бортовым средствам контроля и включают бортовое устройство регистрации (БУР) полетной информации и наземные устройства обработки (НУО) полетной информации.

На самолетах Су-25 установлено БУР типа “Тестер-УЗ, серия 2”, обеспечивающие регистрацию на защищенном магнитном носителе до 60 параметров и до 50 бинарных сигналов, характеризующих работу силовой установки,

бортового оборудования, а также действий экипажа по управлению самолетом и управлению бортовым комплексом вооружения. В бортовом устройстве регистрации обеспечивается сохранение зарегистрированной за последние 3 часа полета информации, которая может быть обработана после посадки самолета для проведения объективных полетов, а в случае аварийного полета – для расследования причин авиационного происшествия.

Обработка информации ведется с помощью НУО типа “МАЯК-85М”, обеспечивающего: перезапись информации БУР с бортового накопителя на промежуточный магнитный носитель с помощью переносной аппаратуры “Обзор-МП”; воспроизведение и ввод информации в вычислитель НУО; обработку информации по заданным алгоритмам с решением задач оперативного контроля работоспособности силовой установки и бортового оборудования, а также контроля превышения экипажем летно-эксплуатационных ограничений самолета; документирование результатов оперативного контроля на электрохимической бумаге; вывод зарегистрированной информации на электрохимическую бумагу в графическом и табличном виде для проведения анализа результатов оперативного контроля, а также специального контроля технического состояния самолета и действий экипажа.

В качестве вычислителя в НУО “Маяк-85М” используется 4-х процессорный вычислитель, разработанный на базе отечественного микропроцессора серии К580. В вычислителе предусмотрено распараллеливание задач воспроизведения, первичной обработки (дешифрирования) информации, обработки информации по заданным алгоритмам и документирования результатов ее обработки. Применение многопроцессорного вычислителя позволило значительно повысить эффективность проведения объективного контроля полетов по сравнению с ранее применяемыми неавтоматизированными наземными устройствами обработки информации. Однако, использование в НУО “МАЯК-85” для перезаписи и воспроизведения информации бортового накопителя “Тестер-УЗ” морально устаревшей аппаратуры “Обзор”, приводит к значительному искажению исходной информации БУР и, соответственно, к снижению достоверности результатов контроля. Кроме того, разделение во времени задач перезаписи информации с бортового накопителя с помощью аппаратуры “Обзор” и обработки ее на устройстве “Маяк-85М” не обеспечивает нужной оперативности проведения объективного контроля полетов самолетов Су-25, особенно в условиях боевых действий.

НУО “Маяк-85М” было разработано в середине 80-х годов на устаревшей в настоящее время элементной базе, имеет большие габариты, стоимость, сравнительно низкую производительность и уже снято с производства.

В связи с этим в середине 90-х годов концерном КЭМЗ при научно-методическом сопровождении “Научно-исследовательского института эксплуатации и ремонта авиационной техники” была проведена разработка

принципиально-нового средства оперативного контроля – устройства “ДОЗОР”. При разработке устройства “ДОЗОР” был учтен опыт применения НУО “Маяк-85М”, значительно расширены возможности по обеспечению оперативности, достоверности и глубины контроля, а также контроля технического состояния самолета в боевых условиях в отрыве от базового аэродрома.

Устройство “ДОЗОР” предназначено для перезаписи информации бортовых устройств регистрации на внешний накопитель, оперативного контроля технического состояния самолета и превышения летно-эксплуатационных ограничений по зарегистрированной в полете информации и оперативного тест-контроля бортового оборудования по сигналам от контрольных разъемов.

Устройство выполнено на базе современной высокопроизводительной IBM-совместимой ЭВМ с высокой степенью защищенности от воздействия внешних дестабилизирующих факторов окружающей среды. Для ввода-вывода параметрической информации в устройстве предусмотрены различные каналы ввода-вывода информации, в том числе: 16-ти разрядный параллельный интерфейс БУР с тактовой частотой 3906 Гц; 2 последовательных интерфейса типа RS-232 и один RS-485; 48-канальный вход-выход цифровых управляющих сигналов; 16-канальный аналого-цифровой преобразователь с частотой преобразования 100 кГц.

В качестве средства отображения информации в устройстве “Дозор” используется графический электролюминисцентный индикатор.

Для перезаписи и хранения информации применяются съемные твердотельные накопители емкостью от 4 до 32 Мбайт.

Для документирования результатов контроля к устройству может быть подключен (в стационарных условиях) любой стандартный принтер. Питание устройства осуществляется от бортовой сети +27 В. Вес устройства составляет 7 кг, габариты – не более 450x280x170 мм. Элементная база и техническое исполнение устройства “ДОЗОР” обеспечивают его эксплуатацию в диапазоне от -50 до +50°C, в условиях тряски, вибрации, механических ударов, пыли, влаги, инея, росы и пониженного давления.

Технические характеристики вычислителя и программного обеспечения устройства обеспечивают реализацию следующих функций:

- управление режимами работы и контроль бортовых устройств регистрации;
- преобразование, ввод и обработка диагностической информации от бортовых источников с решением задач оперативного контроля технического состояния самолета и соблюдения условий безопасности полета экипажем;
- оперативный анализ результатов оперативного контроля по информации БУР и системы “Экран”;
- расчет параметров учета выработки планера и двигателей самолета с учетом реальной нагруженности и условий полета;

- информирование оператора о результатах оперативного контроля в виде текстовых и речевых сообщений;
- формирование баз данных с результатами оперативного контроля;
- экспертная (информационная) поддержка принятия решений по результатам оперативного контроля;
- документирование результатов оперативного контроля (в стационарных условиях);
- сжатие и запись исходной информации, а также результатов ее оперативной обработки на съемный накопитель;
- передача информации и результатов ее оперативной обработки в другие автоматизированные средства контроля технического состояния самолета и анализа действий экипажа по выполнению полетного задания.

Устройство “ДОЗОР” может эксплуатироваться на открытых стоянках ЛА, на палубе или в отсеке авианосца корабля и в кузове автомобиля.

Устройство “ДОЗОР” успешно прошло государственные испытания, принято на снабжение в авиации МО РФ и с 2000 г. допущено к применению на самолетах фронтовой авиации

“ОКБ СУХОГО” И КОРПОРАЦИЯ “ФАЗОТРОН-НИИР” – ИСТОРИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ СОТРУДНИЧЕСТВА

Отсутствие радиолокатора на серийно выпускаемых самолетах ОКБ им. П.О. Сухого, в частности на штурмовике Су-25, объясняется в первую очередь тем, что стоявшие в период их разработки решения боевых задач обеспечивались бортовыми оптико-электронными средствами, которые имели на тот момент более высокую разрешающую способность по сравнению с радиолокатором (в случае использования радара для работы по поверхности земли необходимо было наличие в нем режима картографирования поверхности, требующего в составе БРЛС высокопроизводительной и быстродействующей БЦВМ не существовавшей в те годы).

Локальные войны и конфликты последних лет показали, что авиация должна применяться для ведения боевых действий не только в простых метеорологических условиях днем, но и в сложных – при наличии облачности, ночью, в условиях задымленности, песчаных бурь и других условиях ограниченной видимости.

Из всех существующих типов бортовых систем управления только радиолокационная способна обеспечить работу в таких условиях при этом она еще и обеспечивает наибольшую дальность действия, а также высокую адаптивность (способность изменения разрешающей способности по дальности и углам, в частности, за счет обужения луча и синтезирования апертуры антенны).

Именно такой радар начало создавать в конце 80-х годов ОАО “Корпорация “Фазотрон-НИИР” (в те годы НПО, а затем Концерн “Фазотрон”) – лидер в создании радиолокаторов для отечественных боевых самолетов.



А. И. Канащенков
Ю. Н. Гуськов
(ОАО "Корпорация "Фазотрон-НИИР")

ИСТОРИЯ "КОРПОРАЦИИ "ФАЗОТРОН-НИИР"

ОАО "Корпорация "Фазотрон-НИИР" было образовано летом 1917 г., как завод "Авиаприбор" и стало первым отечественным предприятием, выпускающим авиационные приборы. Большинство самолетов, произведенных в СССР и России до появления реактивной авиации, использовали приборы, изготовленные этим заводом – тахометры, высотомеры, уклонометры и т.п.

С 1943 г. предприятие начало выпуск радиолокационных приборов СЧ-1, необходимых для опознавания самолетов, и одной из первых, серийно выпускаемых наземных радиолокационных станций "Пегматит", а в 1945 г. была освоена самолетная радиолокационная станция "Гнейс-5".

С 1946 г. при заводе было образовано Опытно-конструкторское бюро №293 (позднее преобразованное в НИИ Радиостроения) с целью создания самолетной радиолокационной аппаратуры обнаружения и перехвата самолетов.

С тех пор разработано большое количество самолетных РЛС и прицельных комплексов. Почти все принятые на вооружение отечественные истребители и штурмовики, оснащенные бортовыми радиолокационными станциями, имеют РЛС и СУВ разработки "Фазотрона". Среди них один из самых массовых истребителей мира МиГ-21 (БРЛС "Сапфир-21"), лучшие современные истребители МиГ-29 (СУВ -29 с БРЛС Н-019, главный конструктор Ю.П. Кирпичев) и Су-27 (СУВ-27 с БРЛС Н-001) и другие.

Корпорацию "Фазотрон-НИИР" с "ОКБ Сухого" связывает многолетнее плодотворное сотрудничество. Первая самостоятельная разработка БРЛС, выполненная НИИ Радиостроения, началась в 1957 г. под названием "Орел" (главный конструктор Г. М. Кунявский), и была принята на вооружение в составе истребителя-перехватчика Су-11. За ней последовала разработка более мощной БРЛС "Орел-Д" для Су-15. Далее были разработаны БРЛС "Тайфун" и "Тайфун-М" (на базе БРЛС "Смерч") главного конструктора Ф.Ф. Волкова для Су-15ТМ. Последней разработкой, "Фазотрона" для самолета конструкторского бюро Сухого стала система управления вооружением СУВ-27 (на основе БРЛС Н-001) главного конструктора В.К. Гришина для истребителя Су -27. В этой работе участвовали оба института объединения "Фазотрон-НИИР": НИИР и НИИП, ныне НИИП им. В.В. Тихомирова.

ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ РАДИОЛОКАТОРА "КОПЬЕ"

Среди предприятий-разработчиков отечественной радиоэлектронной аппаратуры ОАО "Корпорация "Фазотрон-НИИР" всегда было лидером в создании бортовых радиолокационных систем (БРЛС) и систем управления вооружением (СУВ) истребителей. Необходимость достижения высоких тактико-технических характеристик при минимальных габаритах и весе аппаратуры постоянно требовала использования самых перспективных схемотехнических и конструкторских решений и внедрения самых передовых технологий.

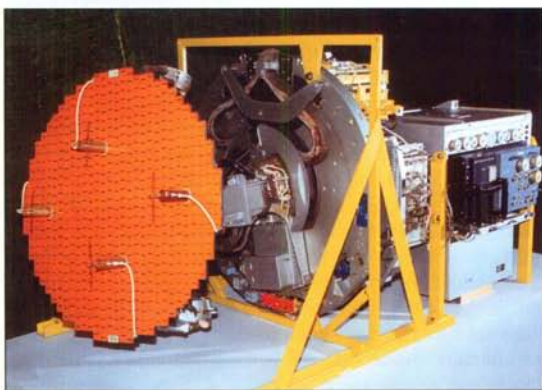
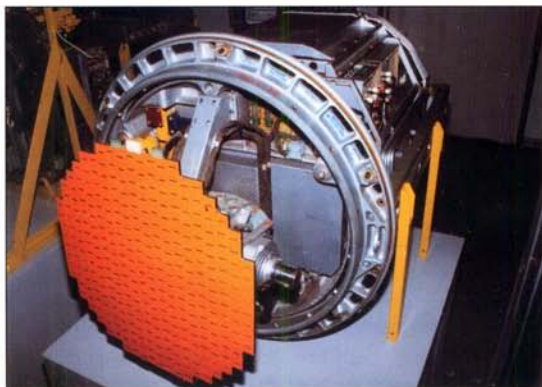
С другой стороны многолетняя работа с лучшими авиационными КБ позволила "Фазотрону" составить достаточное представление о возможностях и перспективах боевого применения современных самолетов, а также о требованиях к радарам, устанавливаемым на них. Стало очевидным, что радар морально устареет значительно быстрее планера самолета в связи с появлением новых видов оружия на борту и возникновением новых задач, решаемых самолетом. Все это, а также совершенствование тактики боевого применения, требует, в конечном счете, значительного расширения интеллектуального содержания существовавшей системы управления самолетом.

Исходя из этого и используя свой богатейший многолетний опыт создания радиолокационных станций и свою научную школу, "Фазотрон" в конце 80-х г. г. задумал осуществить за счет внутренних ресурсов инициативную разработку нового радиолокатора, не привязанного к конкретной машине и имеющего возможность установки на самолетах широкого спектра.

Главным требованием, предъявляемым к создаваемому радару, была возможность его использования при модернизации самых разных истребителей, ударных самолетов и бомбардировщиков благодаря минимальным габаритам и весу, а также более мощному интеллекту вычислительных средств. Такой радар был разработан за счет собственных средств предприятия в начале 90-х г., и получил название "Копье".

БРЛС "Копье" – когерентная многофункциональная многорежимная многоцелевая радиолокационная станция, обеспечивающая управление современным ракетным, бомбовым и пушечным вооружением.

Первые предложения "Фазотрона" об использовании радара "Копье" в качестве основы модернизации одного из самых многочисленных истребителей мира



РЛС "Копье". (Сверху слева)

РЛС "Фараон". (Сверху справа)

РЛС "Жук-МЭ". (Внизу слева)
(ОАО "Корпорация "Фазотрон-НИИР")

– МиГ-21, были встречены "в стыки" тогдашними российскими структурами, ведающими международной торговлей оружием отечественного производства, из-за того, что это якобы повредит продаже за рубеж современных отечественных истребителей и будет способствовать выходу на международный рынок устаревших самолетов, что уменьшит доходы страны от экспорта оружия.

Однако происшедшая в мире разрядка, ликвидировавшая угрозу третьей мировой войны, резко сократила стратегические ракетно-ядерные виды оружия, в связи с чем роль авиации в обороне каждой страны заметно возросла. Авиация, а особенно истребительная, все больше стала использоваться в качестве мобильного средства, как нападения, так и отражения удара, из-за чего ее боевая эффективность стала первостепенной заботой всех государств, укрепляющих свою безопасность.

В то же время, из-за появившихся во многих странах значительных ограничений по ассигнованиям на оборону, разработка или приобретение новых самолетов резко сократилась и основой поддержания обороноспособности стала модернизация уже имеющейся на вооружении техники.

Это немедленно привело к изменению требований рынка: количество покупаемых самолетов новейших

образцов значительно уменьшилось, а количество модернизируемых существенно возросло, так как стоимость модернизации существенно ниже стоимости нового самолета при приблизительно одинаковых характеристиках и эффективности боевого применения (в случае использования в качестве основы модернизации современного радара).

Внимание предприятий и организаций, ведающих экспортом отечественного вооружения, вновь привлек проект модернизации самолета МиГ-21, одного из наиболее массовых истребителей мира, состоящих сегодня на вооружении. МиГ-21 выпускался в нашей стране с конца 50-х до середины 70-х годов, а в некоторых государствах (КНР, Индии и др.) до сих пор производится по лицензии. Этот самолет – мировой рекордсмен как по количеству выпущенных машин (около 12 тыс. единиц), так и по долговечности планера (до 40 лет). В настоящее время более чем в 40 странах мира насчитывается от трех до пяти тысяч этих самолетов.

Не случайно, что к этой модернизации был проявлен особый интерес ведущих фирм мира – разработчиков авиационных радаров и систем управления вооружением, поскольку именно благодаря современному радару эта машина – фронтовой истребитель второго поколения, решавший ряд ограниченных задач в 60-х – 80-х гг., превращается в современный всепогодный

многоцелевой и многофункциональный истребитель – бомбардировщик, обладающий характеристиками самолета четвертого поколения и получает возможность работать по наземным и морским целям, управлять современным высокоточным оружием или давать для него целеуказание.

Проект именно такой модернизации, основой которого является радар “Копье”, носит название МиГ-21-93. Он был создан союзом крупнейших российских организаций и предприятий работающих в ВПК, таких как ГК “Росвооружение” (ныне ГК “Рособоронэкспорт”), Нижегородский авиазавод “Сокол”, ОАО “Корпорация “Фазотрон-НИИР”, АНПК “МиГ”, Гос НИИ АС. В настоящее время, опытный образец самолета МиГ-21-93 завершил всесторонние летные испытания с боевыми работами, в процессе которых БРЛС “Копье” полностью подтвердила свои характеристики, а сама модернизация – право на жизнь.

Этот проект стал победителем в объявленном Индией тендере по переоборудованию самолета МиГ-21 бис, поскольку гарантировал более высокие тактико-технические характеристики и лучшие показатели модернизации.

В результате между Индией и России был заключен контракт на модернизацию первой партии (125 единиц), состоящих на вооружении индийских ВВС самолетов МиГ-21 бис, выпущенных по лицензии индийской фирмой “HAL”.

После того, как было принято решение о прекращении разработки БРЛС “Кинжал”, АНПК “ОКБ Сухого” в лице НПК “Штурмовики Сухого” решило разместить на борту самолета Су-25ТМ/Су-39 уже разработанный радиолокатор “Копье”.

Использование подвесного (контейнерного) варианта БРЛС “Копье” (с ЩАР), получившего название “Копье-25”, позволяет в войсковых условиях весьма быстро с минимальными доработками самолета и с минимальными затратами ввести в его состав радар. При этом обеспечиваются новые качества – всепогодная круглосуточная работа самолета, а также все вышеуказанные новые возможности боевой работы с единственным недостатком – некоторым ограничением по зонам в режиме “воздух-воздух” из-за затемнения носовой частью самолета углов обзора радара.

Дальность обнаружения цели в режиме “воздух-воздух” составляет 57 км. Количество одновременно сопровождаемых целей – 8, одновременно обстреливаемых – 2.

При размещении радара “Копье” в носовой части самолета обеспечиваются все вышеуказанные для модернизации Су-25 боевые возможности без каких либо ограничений обзора радара и уменьшения зон в режиме “воздух-воздух”. Объем доработок и стоимость модернизации самолета несколько выше, но и дальность обнаружения увеличивается в 1,5 раза и составляет 75 км, увеличивается также количество одновременно сопровождаемых целей до 10 и одновременно обстреливаемых до 4. Кроме того, увеличивается разрешение на местности.

“ФАЗОТРОН-НИИР” И ОКБ “ИМ. П.О. СУХОГО” – ПЕРСПЕКТИВЫ СОТРУДНИЧЕСТВА

Су-27 с его многими опережающими время конструкторскими новинками стал одним из лучших истребителей мира и был приобретен многими зарубежными странами. Отличные прочностные характеристики, высокая маневренность, способность нести на борту большое количество разнообразного оружия и многие другие передовые технические решения позволяют Су-27 и его модификациям еще много лет уверенно продолжать полет.

Однако, происшедшие за последние годы политические и экономические преобразования в мире, изменили назначение этой замечательной машины – из истребителя, ведущего перехват бомбардировщиков и бой с истребителями, он превратился в многофункциональный самолет, способный кроме вышеуказанных функций выполнять и новые – наносить удары по наземным и надводным целям, в том числе с использованием современного высокоточного оружия, что стало одной из важнейших задач современных локальных войн, конфликтов, а также при осуществлении крупных антитеррористических операций.

Работа по земле Су-27 может быть реализована лишь созданием и введением в бортовой радар режима радиолокационного обзора (просмотра) земной поверхности с выводом результатов на индикатор в виде карты участка земной поверхности. Такой режим работы бортового радара получил название “режим картографирования”. Работа в этом режиме позволяет пилоту самостоятельно ориентироваться на местности по такой карте без использования внешних средств (спутниковой навигации и т.п.), выделять наземные цели и средства их обороны, определять рациональные трассы выхода на цель с непрерывной выдачей корректирующего сигнала навигационным системам самолета, выдавать целеуказание бортовым системам оружия.

Расширение функций Су-27 и его модификаций также потребовало заметного улучшения других характеристик бортового радара, обеспечивающих увеличение: дальности действия, количества одновременно сопровождаемых и атакуемых целей, номенклатуры и количества управляемого с помощью радара оружия (целеуказание, непрерывное управление или коррекцию траектории полета которое осуществляет бортовой радар).

Современные радары разработки корпорация “Фазотрон-НИИР” обеспечивают выполнение всех вышеуказанных функций, при этом радары с целевой антенной решеткой (ЩАР) обеспечивают одновременное обнаружение до 10 целей и стрельбу по 4 из них, а радары с фазированной антенной решеткой (ФАР) обеспечивают одновременное обнаружение до 30 целей со стрельбой по 6 из них, что позволяет успешно использовать радары с ФАР в новом качестве – для защиты задней полусферы.

В результате складывается следующая картина использования радаров “Фазотрона” в модернизациях и новых разработках самолетов ОКБ им. П.О. Сухого.

Использование радара "Жук-МС" (с ЩАР) вместо Н-001 обеспечивает выполнение всех вышеуказанных функций, в том числе работу по морским целям. "Жук-МС" обеспечивает дальность обнаружения – 180 км. Одновременно сопровождает 10 целей, обстреливает – 4.

Использование радара "Сокол" (с ФАР) обеспечивает выполнение всех вышеуказанных функций. "Сокол" обнаруживает цели на расстоянии 180 км и одновременно сопровождает 20 целей, из которых обстреливает 6.

Для новейших самолетов разработки "ОКБ Сухого" "Корпорация "Фазотрон-НИИР" предлагает свою новинку – систему управления вооружением и обороной (СУВО) самолета, состоящую из многофункциональной прицельной БРЛС передней полусферы "Сокол" с ФАР; прицельной БРЛС защиты задней полусферы "Фараон" с ФАР; РЛС кругового оповещения об угрозе самолету. Совместное использование, указанных БРЛС, создает эффективную систему круговой обороны самолета.

Следует отметить, что созданная корпорацией унифицированная система базовых радаров и рядов унифицированных блоков, используемых в них, позволяющая резко сократить затраты на их эксплуатацию и техническое обслуживание, в том числе за счет резкого сокращения ЗИПов.

С 1985 г. все эти разработки возглавляет генеральный директор, генеральный конструктор ОАО "Корпорация "Фазотрон-НИИР" доктор технических наук, профессор, лауреат Государственной премии России А.И. Канащенков.

Большой вклад в разработку современных радаров и СУВ для самолетов "Сухого" внес первый заместитель генерального конструктора, заместитель генерального директора корпорации, лауреат Государственной премии России Ю.Н. Гуськов.

558 АВИАЦИОННЫЙ РЕМОНТНЫЙ ЗАВОД ВВС БЕЛОРУССИИ

Авиаремонтный завод номер 558 в Барановичах осуществляет работы на планере и всем комплексе бортового оборудования самолетов (исключение составляет лишь силовая установка), для чего на предприятии имеется полный комплект контрольного оборудования и технологических стендов. Осуществляется ремонт бортовых радиолокационных станций, лазерных дальномеров, гироскопических приборов, и электронной автоматики. В перечень выполняемых работ входят также ремонт бортового пушечного вооружения, а также полного комплекта съемного авиационного вооружения.

Завод осуществляет ремонт подвесных топливных баков, мягких баков и интегральных баков-отсеков, а также их послеремонтные испытания.

Часть запасных частей для ремонтируемых машин 558 АРЗ изготавливает самостоятельно, часть – приобретает в России. Значительное место в номенклату-

ре заменяемых в ходе ремонта самолета деталей занимают резинотехнические изделия.

Для ускорения ввода самолетов в строй на заводе созданы мощности по автоматизированному проектированию и изготовлению пресс-форм, в том числе и на станках с числовым программным управлением, а также электроэрозионным способом. Это позволило практически полностью обеспечить потребности предприятия в деталях из резины.

Цикл ремонта авиационной техники на 558 АРЗ завершается сдаточными летными испытаниями. Их проводят летчики-испытатели 1-го класса. Все сдаточные испытания осуществляются строго в соответствии с документацией разработчиков самолетов. Заводская летно-испытательная станция оснащена стендами для наземных испытаний летательных аппаратов, а также современными информационными комплексами для регистрации полетных параметров.

Летательные аппараты, прошедшие ремонт в Барановичах, обеспечиваются гарантией, стоимость которой включена в исходный контракт. В интересах заказчика завод выполняет поставку запасных частей и комплектующих изделий.

558 АРЗ – динамично работающее предприятие, располагающее квалифицированным персоналом, современной базой и передовым технологическим оборудованием. Основу его производственной программы составляют самолеты МиГ-29, Су-17 (Су-20, Су-22), Су-25 и Су-27. Предприятие прошло сертификацию на соответствие международной системе качества ISO 9002. Специалистами АРЗ разработан электронный каталог деталей истребителя МиГ-29, в котором поиск необходимого изделия осуществляется по ряду ключевых признаков. В интерактивном мультимедийном режиме по внешнему виду детали можно получить ее номер, что упрощает процессы дефектации и сборки самолета после ремонта. Компьютерный каталог включает бланк заказа на запасные части и комплектующие.

Введена в действие автоматизированная система управления производством, объединившая более 120 персональных компьютеров, размещенных на технологических участках и складах. Разработаны и внедрены автоматизированные рабочие места, позволяющие находить отказавшие радиоэлектронные элементы в блоках БРЛС Н019 и Н001, которыми оснащены самолеты МиГ-29 и Су-27.

Важное направление работы 558 АРЗ – участие в модернизации авиационной техники четвертого поколения. Эти работы осуществляются в тесном сотрудничестве с российскими коллегами. Совместно с НПК "Штурмовики Сухого" проведена глубокая модернизация информационно-управляющего поля штурмовика Су-25. В результате удалось значительно повысить боевой потенциал этой машины, придать ей новые возможности, отвечающие требованиям времени.

Совершенствуя технологию и повышая качество своей продукции, авиационный ремонтный завод ак-

тивно сотрудничает с разработчиками и производителями авиационной техники, а также с другими российскими предприятиями. в частности – с Всероссийским институтом авиационных материалов (ВИАМ) и НИИ эластомерных материалов.

Предприятие имеет богатый опыт международного военно-технического сотрудничества. Еще в годы существования Советского Союза в Барановичах ремонтировались самолеты ВВС Болгарии, Венгрии, ГДР, Польши, Чехословакии и других стран. Сегодня АРЗ обладает лицензией на самостоятельную внешнеэкономическую деятельность, что обеспечивает ему возможность выхода на международный рынок. Предприятие пользуется этой возможностью, активно рекламируя свои услуги на международных авиавыставках. Стенды белорусского АРЗ можно увидеть и на авиасалонах IFA в Берлине, и в Ле Бурже, и на МАКСе.

Сегодня в числе зарубежных партнеров 558 АРЗ – страны Восточной Европы (Польша, Словакия, Болгария и другие), располагающие обширным парком авиационной техники советского производства, а также Перу, Алжир, Сирия и другие страны Ближнего и Среднего Востока. В качестве весьма перспективного партнера рассматривается Китай. Общее число иностранных государств, с которыми сотрудничают авиаремонтники из Барановичей, приближается к 20.

Завод осуществляет ремонт, модернизацию и техническое сопровождение отремонтированной техники не только в своих цехах, но и в местах базирования самолетов. В любой регион мира по требованию заказчика готова прибыть бригада высококвалифицированных специалистов с полным набором сервисного и ремонтного оборудования, инструментов и принадлежностей.

К особенностям 558 АРЗ, выгодно отличающим его от других предприятий аналогичного профиля, следует отнести наличие современного учебного центра. В нем осуществляется теоретическая, летная и тренажерная подготовка летчиков и технического состава строевых частей, а также переучивания персонала авиаремонтных предприятий при переходе на работу с новой авиационной техникой.

За последние 5 лет, в учебном центре 558 АРЗ прошли переподготовку на самолеты Су-22, Су-25, Су-27 и МиГ-29 более 300 иностранных специалистов. Сегодня, когда численность ВВС и объем оборонных заказов (не только в государствах СНГ, но и в большинстве стран мира) резко снизились, 558 АРЗ активно выходит и на гражданский авиационный рынок.

558-й авиаремонтный завод с оптимизмом смотрит в будущее. Продолжающиеся интеграционные процессы в России и Республике Беларусь, расширение и углубление контактов с российской авиационной промышленностью, участие в высокотехнологичных программах модернизации боевой авиационной техники, имеющих высокий рыночный потенциал, позволяют надеяться, что и в XXI веке завод в Барановичах

будет играть заметную роль в авиационной жизни не только Республики Беларусь, но и всего Восточно-европейского региона.

ОПИСАНИЕ ВООРУЖЕНИЯ, ПРИМЕНЯЕМОГО НА САМОЛЕТЕ Су-25, И ЕГО МОДИФИКАЦИЯХ.

УПРАВЛЯЕМЫЕ РАКЕТЫ КЛАССА “ВОЗДУХ-ВОЗДУХ”

Ракеты Р-60 и Р-60М.

Авиационные управляемые ракеты ближнего боя с ИК ГСН – Р-60 и Р-60М разработки ГМКБ “Вымпел”³ и серийно выпускавшиеся ГММПП “Коммунар”, ныне Завод “Дукс”, и Тбилисским авиазаводом, предназначены для поражения воздушных целей на малых дистанциях стрельбы в любое время суток и сложных метеорологических условиях. Основные разработчики: М.Р. Бисноват, В.И. Елагин, Г.А. Соколовский, Г.И. Хохлов, А.Л. Кегелес.

Ракеты Р-60 и Р-60М выполнены по аэродинамической схеме “утка” с применением дестабилизаторов (ДС) и стабилизирующих роллеронов (на крыльях), с X-образным и симметричным расположением крыльев и рулей. Состоят из пяти отсеков, соединенных между собой с помощью байонетных и фланцевых (соединение головного отсека) стыков.

Крылья и рули (аэродинамические поверхности) при упаковке и в процессе эксплуатации от ракеты не отстыковываются и не складываются в подвешенном состоянии ракеты под самолетом-носителем. Два руля в каждом канале кинематически связаны между собой и работают в паре от одного рулевого привода.

На УР Р-60 и Р-60М установлен однорежимный ракетный твердотопливный двигатель.

Источником автономного электропитания является два электрогенератора, вращаемые газовой турбиной. В качестве рабочего тела турбогенераторов, а так же рулевого привода, используется горячий газ, образующийся при горении шашки порохового аккумулятора давления (газогенератора).

Ракеты оснащены пассивной инфракрасной головкой самонаведения, которая перед пуском захватывает цель по тепловому излучению. Ракета Р-60 имеет головку самонаведения “60Т” с активным радиовзрывателем, а – Р-60М ГСН “75Т” с оптическим и радиовзрывателем.

Наведение на цель производится в упрежденную точку встречи в соответствии с методом пропорциональной навигации.

С момента пуска ракеты автопилот с помощью рулей стабилизирует ее движение относительно поперечных осей. Стабилизация скорости вращения ракеты относительно продольной оси осуществляется с помощью роллеронов.

³ первоначально ракета Р-60 разрабатывалась в НПО “Молния”.

При прямом попадании ракеты в цель или пролете вблизи нее срабатывает одно из взрывательных устройств ракеты – контактное устройство, либо неконтактный, активный радиовзрыватель. По их командам предохранительно-исполнительный механизм (ПИМ) подрывает стержневую боевую часть, которая поражает цель.

Система наведения ракеты обеспечивает попадание с высокой вероятностью в круг радиусом 2,5 м, соответствующей области поражения БЧ.

Ракеты Р-60 и Р-60М подвешиваются на авиационные пусковые устройства П-62-1 (для одной ракеты) и П-62-11 (для двух ракет), размещенные под крылом самолета-носителя.

Пусковое устройство П-62-1 (заводское обозначение АПУ-60-1МД) выполнено в виде силовой балки из алюминиевых сплавов, состоящей из корпуса и пилона с направляющей для пуска ракет. Внутри корпуса расположены механизм среза жгута ракеты, замково-стопорное устройство и электрические блоки, необходимые для пуска ракеты.

Ракета Р-73.

Р-73 – авиационная управляемая ракета ближнего высокоманевренного боя разработки ГМКБ “Вымпел” серийно выпускается заводом “Дукс” и Тбилисским авиазаводом. По маневренным характеристикам она превосходит существующие аналоги и не накладывает ограничения на начальные условия пуска, реализуя принцип “выстрелил-забыл”. Может служить для организации противоракетной обороны, позволяет реализовать режим обратного старта для обороны задней полусферы самолета. Основные разработчики ракеты: М.Р.Бисноват, В.И.Елагин, Г.А.Соколовский, Г.И.Хохлов, А.Л.Кегелес.

Применяется по высокоманевренным целям, самолетам, вертолетам, крылатым ракетам, обеспечивая их поражение на высотах не ниже 20 метров на всех ракурсах днем и ночью, при наличии сильных организованных помех, на фоне земли. Ракета способна выполнять разворот в направлении цели, сразу же после пуска, с углами атаки до 40°.

Ракета Р-73, как и ее предшественница Р-60, выполнена по аэродинамической схеме “утка” с применением стабилизирующих элеронов и несущих ребер перед рулями. Она состоит из шести отсеков, соединенных между собой с помощью стыков байонетного и фланцевого типов. Снаружи в носовой части ракеты установлены измерительные датчики углов атаки.

На Р-73 установлен однорежимный ракетный твердотопливный двигатель.

Источником автономного электропитания является тепловые электрические батареи постоянного тока. В качестве рабочего тела рулевых приводов, привода элеронов и интсепторных устройств используется горячий газ, образующийся при горении шашки порохового аккумулятора давления.

Ракета Р-73 снабжена всеракурсной пассивной ИК ГСН, которая перед пуском захватывает цель по ее

тепловому излучению. Головка самонаведения имеет повышенную чувствительность и помехозащищенность с глубоким охлаждением фотоприемника. Эта головка отрабатывает углы целеуказания до 45°, имеет углы прокачки координатора до 75° и угловую скорость сслежения за целью до 60 град./с.

Наведение на цель производится в упрежденную точку встречи в соответствии с методом пропорциональной навигации. Для повышения вероятности поражения целей на пересекающихся курсах в ТГС предусмотрено смещение точки наведения с сопла на фюзеляж цели.

Головка самонаведения может получать целеуказание от любых источников информации: радиолокационного и оптико-электронного прицельных комплексов, нацеленной системы целеуказания, что позволяет проводить дальнейшую модернизацию по повышению дальности, помехозащищенности и возможностей целеуказания.

Система управления ракеты – комбинированная (аэрогазодинамическая). Аэродинамическое управление ракеты Р-73 подобно Р-60. Наряду с аэродинамическим управлением с помощью примененных на ракете интерцепторных устройств реализовано газодинамическое управление.

С момента пуска ракеты автопилот стабилизирует ее движение относительно поперечных осей с помощью рулей и газовых интерцепторов на активном участке полета и только с помощью рулей – на пассивном. Относительно продольной оси ракета стабилизируется с помощью элеронов.

При прямом попадании управляемой ракеты в цель или пролете вблизи нее, срабатывает одно из двух взрывательных устройств ракеты – контактное устройство, либо неконтактный взрыватель (активный лазерный взрыватель на ракете Р-73Л или активный радиовзрыватель на – Р-73К). И командам, происходит подрыв стержневой боевой части.

Система наведения ракет обеспечивает попадание с высокой вероятностью в круг радиусом 3,5 м, соответствующей области поражения БЧ.

Ракеты Р-73 подвешиваются на авиационные пусковые устройства П-72 (заводское обозначение АПУ-73-1Д), размещаемые под крылом самолета-носителя.

АПУ является автономной системой, содержащей всю необходимую аппаратуру и механизмы для подготовки и пуска ракеты. Оно выполнено из легких алюминиевых сплавов. В нижней части АПУ, размещены: защелка с электроклапаном и баллон со сжатым азотом, для механизма ТГС, а в верхней части – электроблоки, обеспечивающие работу АПУ.

Ракета РВВ-АЕ.

Ракета средней дальности стрельбы РВВ-АЕ разработки ГМКБ “Вымпел” предназначена для поражения воздушных целей, в том числе высокоманевренных истребителей, штурмовиков, вертолетов (включая режим “висения”), ракет класса “воздух-воздух” и “по-

верхность-воздух” в любое время суток, на фоне земли и моря, при активном радиолокационном противодействии противника. Основные разработчики: Г.А. Соколовский, В.А. Пустовойтов, В.Г. Богацкий.

Ракета РВВ-АЕ выполнена по нормальной аэродинамической схеме с Х-образными и симметричным расположением крыльев и рулей. Состоит из пяти отсеков, соединенных между собой с помощью пакетов клиновых прижимов.

На ракете применены несъемные крылья сверхмалого удлинения и складываемые решетчатые рули, которые могут находиться в двух положениях: сложенном или раскрытом. Каждый руль работает автономно (кинематически не связан с другими рулями) от отдельного приводного электродвигателя.

Крылья имеют простую форму в плане и тонкий профиль, что очень важно для минимизации волнового сопротивления ракеты и для реализации размещения ее во внутренних отсеках вооружения самолета.

Носовая часть имеет параболическую форму и вносит вклад в общую подъемную силу ракеты. Наиболее интересным аэродинамическим решением в компоновке является использование решетчатых рулей, которые при незначительном увеличении аэродинамического сопротивления и радиолокационной заметности обладают рядом преимуществ. У рулей очень маленький, во всем диапазоне чисел М, шарнирный момент, что позволило применить электропривод.

За счет решетчатых рулей реализуется непрерывное обтекание и сохранение эффективности до углов атаки 40°. Имеется широкая возможность изменения характеристик хвостового оперения, при помощи варьирования количеством ячеек руля, которые являются аэродинамически независимыми друг от друга и от корпуса ракеты. У них более благоприятные по сравнению с традиционными рулями прочностные и аэроупругие характеристики.

Ракета РВВ-АЕ имеет однорежимный твердотопливный двигатель. Скорость полета ракеты соответствует числу $M = 4$.

Источником автономного электропитания, в том числе рулевого привода, являются тепловые электрические батареи постоянного тока.

Ракета оснащена активной радиолокационной головкой самонаведения (АРГС). Головка захватывает цель на траектории полета, поэтому наведение ракеты на цель осуществляется в два этапа. На начальном участке, протяженность которого может достигать 80% траектории, алгоритмами бортовой вычислительной машины ракеты реализуется инерциальное наведение на “математическую” цель с использованием информации о параметрах ее движения, передаваемой на ракету с самолета-носителя перед пуском и в процессе полета по линии радиокоррекции. После захвата АРГС цели, подсвечиваемой ее собственным излучателем, осуществляется активное самонаведение ракеты.

Наведение ракеты на цель производится в упрежденную точку встречи в соответствии с методом моди-

фицированной пропорциональной навигации. В определенных условиях (пуск по низколетящей цели, атака цели сзади, пуск при действии помех на дальномерный канал радиолокатора самолета-носителя) наведение ракеты осуществляется по специальным траекториям, обеспечивающим повышение точности наведения и благоприятным условия работы АРГС и неконтактного взрывателя при наличии естественных и искусственных помех.

С момента пуска ракеты автопилот с помощью рулей стабилизирует ее движение относительно поперечных и продольной осей. Для обеспечения безопасности самолета-носителя после отделения ракеты производится предварительное отклонение рулей и осуществляется ее увод от самолета-носителя.

При прямом попадании ракеты в цель или пролете вблизи нее срабатывает одно из взрывательных устройств ракеты – контактное устройство, либо неконтактный активный лазерный взрыватель. По их командам ПИМ подрывает стержневую боевую часть. Стержни соединены между собой так, что при подрыве образуют сплошное расширяющееся кольцо, которое фактически разрезает цель. Микрокумулятивные составляющие БЧ поражают высокоточные цели в режиме противоракетной обороны самолета-носителя.

Система наведения ракеты обеспечивает попадание с высокой вероятностью в круг радиусом 7 м, соответствующий области поражения БЧ.

Ракеты РВВ-АЕ подвешиваются на авиационные катапультные устройства АКУ-170Е, размещенные под крылом самолета-носителя.

АКУ – поршневого типа. Состоит из силового корпуса, имеющего узлы подвески к самолету. Внутри корпуса размещены передний и задний гидравлические толкатели для катапультирования ракеты, приводимые в действие пиротехническим приводом при использовании энергии пиропатрона ЭПК-28Т-2.

Ракета Р-27.

Ракета средней дальности стрельбы Р-27 разработки ГМКБ “Вымпел” предназначена для поражения одиночных и групповых маневренных и неманевренных целей (пилотируемых и беспилотных самолетов, крылатых ракет) в дальнем и ближнем воздушном бою при круговой зоне атаки, в простых и сложных метеословиях, при наличии естественных и организованных помех, при оборонительном маневре цели и при атаке на фоне земной и морской поверхности. Основные разработчики: А.Л. Ляпин, П.П. Дементьев, В.Т. Корсаков.

Существуют несколько вариантов ракеты Р-27 (Р-27Т) – с пассивной инфракрасной головкой самонаведения; Р-27Р – с полуактивной радиолокационной ГСН (ПАРГС); Р-27ЭТ – с пассивной ИК ГСН увеличенной дальности и Р-27ЭР – с ПАРГС увеличенной дальности). Ракета Р-27 выполнена по аэродинамической схеме “утка” (рули расположены перед крыльями) с применением дестабилизаторов, с Х-образным и симметричным расположением крыльев, рулей и дестабилизато-

ров. Р-27 состоит из пяти отсеков, соединенных между собой с помощью запирающих элементов эксцентрикового типа. Отсеки (за исключением головного отсека и двигателя), а также крылья и рули на всех вариантах ракеты Р-27 однотипны.

На Р-27 установлен ракетный двигатель твердого топлива, при этом двигатель вариантов Р-27Т и Р-27Р – однорежимный, а – Р-27ЭТ и Р-27ЭР – двухрежимный с большим суммарным импульсом и соответственно увеличенной массой и габаритными размерами.

Ракета имеет модульную конструкцию, по местам стыковки с корпусом Р-27 оба двигателя взаимозаменяемы.

Крылья и рули крепятся к ракете легкоразъемными соединениями и не складываются в подвешенном состоянии под самолетом-носителем. Каждый руль работает автономно (кинематически не связан с другими рулями) от отдельной электрогидравлической машины гидропривода.

Источником автономного электропитания является электрогенератор, вращаемый газовой турбиной, одновременно являющийся силовым приводом гидронасоса. В качестве рабочего тела турбогенератора используется горячий газ, образующийся при горении шашки порохового аккумулятора давления.

Ракеты Р-27, оснащенные ИК-ГСН, перед пуском захватывают цель по ее тепловому излучению. Наведение на цель производится в упрежденную точку встречи в соответствии с методом пропорциональной навигации.

УР Р-27, оснащенные ПАРГС, захватывает цель на траектории полета, поэтому наведение ракеты на цель осуществляется в два этапа. На начальном участке, протяженность которого может достигать 60 % траектории, бортовым вычислителем ракеты реализуется инерциальное наведение на “математическую” цель с использованием информации о параметрах, ее движения, передаваемой на ракету с самолета-носителя перед пуском и в процессе полета по линии радиокоррекции. После захвата ПАРГС цели, подсвечиваемой излучателем радиолокатора самолета-носителя, осуществляется полуактивное самонаведение ракеты. На всех участках полета Р-27Р и Р-27ЭР наведение на цель производится в упрежденную точку встречи в соответствии с методом пропорциональной навигации. В определенных условиях (атака цели в заднюю полусферу, пуск по низколетящей цели) наведение ракеты осуществляется по специальным траекториям, обеспечивающим благоприятные условия для работы ГСН и неоднократного взрывателя при наличии естественных и искусственных помех.

С момента пуска ракеты автопилот с помощью рулей стабилизирует ее движение относительно поперечных и продольной осей. Для обеспечения безопасности самолета-носителя после отделения ракеты производится предварительное отклонение рулей и осуществляется ее увод от самолета-носителя.

При прямом попадании ракеты в цель или пролете вблизи нее срабатывает одно из взрывательных уст-

ройств ракеты – контактное устройство либо неконтактный, активный радиовзрыватель. По их командам происходит подрыв стержневой БЧ.

Система наведения ракеты Р-27 обеспечивает попадание с высокой вероятностью в круг радиусом 11 м, соответствующей области поражения боевой части.

Ракеты Р-27 подвешиваются на авиационные пусковые устройства АПУ-470 (рельсового типа) и авиационные катапультные устройства АКУ-470 (Р-27Т подвешивается только на АПУ-470).

АПУ-470 выполнено в виде сварного силового корпуса, внутри которого размещены: функциональный блок, система охлаждения ТГС и электрообогревание. В верхней части корпуса расположены узлы подвески к самолету, а в нижней части направляющие, обеспечивающие одновременный сход бугелей ракеты при пуске.

АКУ-470 является устройством рычажного типа. Оно состоит из стального корпуса, внутри которого размещен четырехзвенный рычажный механизм катапультирования, приводимый в действие пневматическим приводом.

УПРАВЛЯЕМЫЕ РАКЕТЫ КЛАССА “ВОЗДУХ-ПОВЕРХНОСТЬ”

Ракета Х-25М.

Серия авиационных УР средней дальности Х-25М разработки ГНПЦ “Звезда-Стрела” предназначена для поражения малоразмерных подвижных и неподвижных наземных и морских целей.

На ракете реализован модульный способ построения, что позволило создать целое семейство ракет Х-25М. В зависимости от устанавливаемого на ракете типа головки самонаведения существуют несколько модификаций УР – Х-25М: Х-25МЛ, Х-25МТ, Х-25МТП, Х-25МА и Х-25МР.

Ракета выполнена по аэродинамической схеме “утка”, с Х-образным расположением рулей и оперения. Управляемая ракета Х-25М снабжена твердотопливным двигателем и имеет максимальную скорость 900 м/с. Автопилот обеспечивает полет ракеты на малой высоте и “горку” на конечном участке траектории с последующим пикированием на цель под углом 20°-30° (для повышения эффективности действия осколочно-фугасного заряда).

Первоначально был разработан вариант Х-25МЛ с лазерной ГСН. Путем ее модернизации были созданы варианты с телевизионной и тепловой системами наведения, а так же с активной радиолокационной ГСН (получен путем модернизации варианта Х-25МР). В результате удалось упростить процесс разработки ракет, они приобрели такие боевые качества, как расширение диапазона боевого использования по времени суток, возможность использования по принципу “пустил-забыл”, высокую помехоустойчивость, повышенную точность попадания.

Применение модернизированных ракет обеспечивается при минимальных требованиях к бортовому оборудованию носителя и уровню обучаемости экипажа. Компактность и простое информационное обеспе-

чение УР позволяют использовать их для легких боевых и учебно-боевых самолетов, а также боевых вертолетов с экипажем, состоящим из одного человека, и в одиночном, и в залповом пуске.

Ракета Х-25МЛ имеет полуактивную лазерную систему наведения и предназначена для поражения малоразмерных подвижных и неподвижных целей.

Наведение на цель проводится по методу пропорционального сближения. Параметром управления является угловая скорость линии визирования цели. Ее сигнал формируется на выходе следящего лазерного координатора цели, имеющего угол поля зрения 2° , максимальный угол пеленга – 30° .

Подсветка атакуемой цели может осуществляться бортовой или наземной станцией целеуказания. Точное удержание луча подсвета на цели обеспечивается автоматической следящей системой.

Дальность пуска ракеты Х-25МЛ в зависимости от высоты полета самолета-носителя составляет от 10 до 20 км, максимальная скорость полета 850 м/с.

УР Х-25МА с активной радиолокационной головкой самонаведения развивает максимальную скорость полета 860 м/с и имеет максимальную дальность пуска 10 км. Ракета Х-25МА предназначена для поражения малоразмерных подвижных и неподвижных целей.

Управляемая ракета Х-25МТ с телевизионной ГСН поражает малоразмерные подвижные и неподвижные наземные цели противника на расстоянии до 20 км. Максимальная скорость полета ракеты составляет 800 м/с.

УР Х-25МТП с инфракрасной ГСН предназначена для поражения тепловых контрастных малоразмерных подвижных и неподвижных наземных целей.

УР Х-25МР с радиолокационным наведением предназначена для поражения малоразмерных подвижных и неподвижных целей. Ракета Х-25МР имеет высокую помехозащищенность в условиях интенсивного радиоэлектронного противодействия. Скорость полета Х-25МР составляет 860-900 км/ч при дальности до 10 км. Ракета имеет усиленную боевую часть, размещенную в двух отсеках – носовом и хвостовом.

Система наведения ракеты Х-25М всех вариантов обеспечивает попадание с высокой вероятностью в круг радиусом 4-5 м.

На конечном участке траектории управляемая ракета Х-25М делает "горку".

УР Х-25М по массе и основным характеристикам близки к американским ракетам семейства Hughes AGM-65 "Maverick", но превосходят их по скоростным характеристикам.

Все ракеты подвешиваются на авиационное пусковое устройство АПУ-68УМ2.

Ракета Х-29.

УР Х-29 разработки ГМКБ "Вымпел"⁴ предназначена для поражения трудноуязвимых наземных и морских целей (усиленные железобетонные укрытия, бе-

тонные ВПП, крупные ЖД и шоссейные мосты, корабли водоизмещением до 10000 т и подводные лодки в надводном положении) с горизонтально летящего или пикирующего самолета-носителя. Боевое применение ракеты осуществляется по принципу "пустил-забыл". Основные разработчики: М.Р. Бисноват, В.И. Елагин, Г.А. Соколовский, Г.И. Хохлов, А.Л. Кегелес.

Существует три модификации ракеты: Х-29Т – с телевизионным наведением, Х-29ТД – с повышенной дальностью и Х-29Л – с лазерной головкой самонаведения.

Управляемая ракета Х-29Т и ее вариант с увеличенной дальностью Х-29ТД выполнены по аэродинамической схеме "утка" с применением стабилизирующих элеронов (на крыльях) и дестабилизаторов перед рулями, с Х-образным и симметричным расположением крыльев и рулей. Состоят из пяти отсеков, соединенных между собой с помощью фланцевых стыков.

Крылья крепятся к ракете легкоразъемными соединениями, рули на ракете неразъемны. В подвешенном состоянии ракеты под самолетом-носителем крылья и рули не складываются. Два руля в каждом канале кинематически связаны между собой и работают в паре от одного рулевого привода. В качестве рабочего тела рулевых приводов, а также привода элеронов, используется горячий газ, образующийся при горении шашки порохового аккумулятора давления.

На ракетах Х-29Т и Х-29ТД установлен однорежимный ракетный двигатель твердого топлива.

Источником автономного электропитания является ампульная батарея постоянного тока с форсированным обогревом, запуск и поддержание режима работы которой осуществляется давлением горячего газа от отдельного пироблока.

Ракеты оснащены пассивной телевизионной головкой самонаведения (ТВГС), изображение с которой перед пуском передает на индикатор в кабине самолета-носителя. Выбранный летчиком для поражения участок цели захватывается ТВГС.

Наведение на цель производится в соответствии с методом пропорциональной навигации с перекompенсацией силы тяжести. В зависимости от условий пуска по команде с самолета-носителя может быть введен начальный этап полета ракеты по логарифмической спирали с набором высоты, который продолжается до достижения углом наклона линии визирования цели, заданного перед пуском значения.

С момента пуска ракеты автопилот стабилизирует ее движение относительно поперечных осей с помощью элеронов. Для обеспечения безопасности носителя при пуске ракеты производится предварительное отклонение рулей.

При прямом попадании ракеты в цель срабатывают реакционные контактные датчики взрывательного устройства. По их командам два предохранительно-детонирующих устройства подрывают, мгновенно или с задержкой, проникающую осколочно-фугасную боевую часть. Задержка устанавливается по команде с самолета-носителя в зависимости от типа цели.

⁴ Первоначально ракета разрабатывалась в НПО "Молния".

Система наведения ракеты обеспечивает попадание с высокой вероятностью в круг радиусом 3-5 м.

УР Х-29Л имеет лазерную полуактивную головку самонаведения типа "24Н1", которая захватывает выбранный летчиком для поражения участок цели, облучаемый станцией лазерного подсветки (подсветка цели осуществляется с самолетов, оснащенных оптико-электронными системами: "Кайра", "Клен-ПС", "Смерч", "Причал" или наземных лазерных целеуказателей).

В остальном УР Х-29Л идентична ракетам Х-29Т/ТД.

Захват подсвеченной цели головкой самонаведения осуществляется до пуска УР. Возможно использование наשלемой системы целеуказания.

Система наведения ракеты обеспечивает попадание с высокой вероятностью в круг радиусом 5-7 м.

В ходе Ирано-Иракской войны УР Х-29Л были поставлены Ираку и успешно применялись с самолетов МиГ-23БН и "Mirage" F-1Е с французской системой целеуказания ATLIS, размещенной в подвесном контейнере (в этом случае максимальная дальность пуска возрастала до 15 км).

Ракеты подвешиваются на унифицированное авиационное катапультное устройство АКУ-58А, размещенное под фюзеляжем (одна ракета) или под крылом (две ракеты) самолета-носителя.

Устройство состоит из силового корпуса с узлами подвески к самолету-носителю, внутри которого размещены функциональные механизмы АКУ, в том числе механизм катапультирования ракеты, приводимый в действие пневматическим двухцилиндровым приводом (сжатым воздухом), а при аварийном катапультировании пиропатроном ЭПК-23Т1.

Комплекс управляемого вооружения (КУВ) "Вихрь-М".

КУВ "Вихрь-М" разработки тульского ГУП "КБ Приборостроения", представляет собой новейший многоцелевой ракетный комплекс, обеспечивающий возможность выполнения атак за пределами действия средств ПВО.

В настоящее время в условиях насыщенности средств батальонного ПВО приоритетным авиационным вооружением может служить высокоточный многоцелевой ракетно-пушечный управляемый комплекс, включающий совокупность средств разведки и прицеливания, систему управления огнем, управляемые ракеты, пушечное вооружение и средства связи, объединенные информационно и технически в единую систему.

Разработанный под руководством Генерального конструктора и начальника ГУП "КБ Приборостроения" (г. Тула) А.Г.Шипунова и главного конструктора направления В.И.Бабичева, высокоточный многоцелевой комплекс управляемого вооружения "Вихрь-М" предназначен для поражения наземных бронированных целей, в том числе современных и перспективных танков, оснащенных встроенной и динамической защитами, а также воздушных и надводных тактических целей в ус-

ловиях действия средств ПВО с обеспечением максимальной автоматизации процессов применения вооружения.

В состав комплекса входят: многоцелевая сверхзвуковая управляемая ракета "Вихрь-1", круглосуточный автоматический прицельный комплекс "Шквал" и авиационная пусковая установка.

Управляемая ракета "Вихрь-1" размещается в герметичном транспортно-пусковом контейнере и состоит из корпуса, в котором размещены неконтактный и контактный взрыватель, воздушно-динамический рулевой привод, тандемная боевая часть, аппаратный отсек, двигатель и блок связи.

Герметичный транспортно-пусковой контейнер обеспечивает срок хранения ракеты не менее 10 лет и обеспечивает быстрой подвески на пусковую установку.

Неконтактный взрыватель предназначен для индикации воздушной цели и выдачи команды на подрыв.

Тандемная боевая часть включает в себя лидирующий кумулятивный и основной кумулятивно-осколочно-фугасный заряды и позволяет поражать снабженные динамической защитой (ДЗ) бронированные и воздушные цели и живую силу противника.

Воздушно-динамический рулевой привод использует энергию набегающего потока воздуха, имеет малые габариты, вес, энергопотребление и обеспечивает надежное управление во всех диапазонах скоростей полета сверхзвуковой ракеты.

Двухрежимный двигатель, состоящий из стартовой и маршевой камер, обеспечивает быстрый разгон ракеты и поддерживает сверхзвуковую скорость ее полета.

Конструкторско-технические решения, заложенные в ракету, обеспечивают безопасность носителя во всех условиях эксплуатации и боевого применения.

Сверхзвуковая управляемая ракета "Вихрь-1", наводящаяся по лазерному лучу, имеет массу около 60 кг, максимальную дальность 8 - 10 км и способна пробивать активную броню толщиной 1000 мм (управляемая сверхзвуковая ракета комплекса "Вихрь-1" может поражать наиболее мощный американский танк М-1А2 "Abrams" в лобовой проекции). Благодаря высокой скорости ракеты за один заход может быть поражено несколько целей. Высокие характеристики УР позволяют применять комплекс не только по наземным, но и по воздушным целям. Вероятность попадания в цель типа "танк" составляет 0,8-0,9.

Сравнительный анализ современных авиационных комплексов показывает ряд достоинств КУВ "Вихрь-М", обеспечивающих ему превосходство над аналогами:

- высокую вероятность попадания в малоразмерную цель, достигаемую применением автоматической системы слежения за целью и высокоточной системы управления ракетой, учитывающей изменение параметров носителя и цели в процессе стрельбы;
- большую дальность эффективной стрельбы до 10 км в сочетании с малым временем полета сверхзвуковой ракеты, обеспечивающих выживаемость носителя в условиях действия средств ПВО;

- высокую помехоустойчивость системы управления ракетой в условиях оптических и радиопомех;
- поражение широкой номенклатуры наземных и воздушных целей без ограничения летно-технических характеристик носителя;
- возможность залповой стрельбы двумя ракетами по одной цели.

ГУП “КБ Приборостроения” осуществляет модернизацию комплекса “Вихрь-М”. Модернизированный комплекс, сможет обеспечить ночью и в затрудненных метеоусловиях залповую стрельбу ракетами по двум целям на дальностях 10 км за время 30 с, что повысит его боевую производительность в 2 раза и обеспечивает превосходство над аналогами.

Важной особенностью комплекса “Вихрь-М” является автономность и модульность исполнения всех систем управления, прицеливания и наведения, что позволяет осуществить модернизацию различных носителей без значительной доработки. Все блоки комплекса изготавливаются серийно с использованием новейшей элементной базы и имеют высокий уровень надежности.

По восемь УР “Вихрь-1” в транспортно-пусковых контейнерах размещается на авиационном пусковом устройстве АПУ-8 ГМКБ “Вымпел”, подвешиваемом под крылом самолета. Типовой комплект вооружения самолетов Су-25Т, Су-25ТМ и вертолетов Ка-50⁵ – 16 УР “Вихрь-1”.

Применяемое для размещения и транспортировки восьми транспортно-пусковых контейнеров (ТПК) и пуска из них управляемых ракет авиационное пусковое устройство – АПУ-8 является промежуточным силовым элементом между держателем и ТПК и представляет собой конструкцию, собранную из отдельных, скрепленных болтами деталей, образующих силовой каркас. Элементы каркаса закрыты обшивкой и обтекателями, придающими силовому пусковому устройству обтекаемую форму.

Устройство АПУ-8, подвешивается на держатель, и фиксируется на нем с помощью упоров. На профилях авиационного пускового устройства, установлены восемь станций подвески ТБК, по четыре пусковых контейнера на верхней и нижней полках профилей. При аварийном сбрасывании с держателя устройство принудительно отделяется с помощью двух толкателей – пиромеханизмов.

Управление работой АПУ осуществляется от системы управления оружием самолета.

Ракета С-25Л.

Управляемая ракета с лазерным полуактивным наведением С-25Л разработки ГУП “КБ Точного машиностроения им. А.Э. Нудельмана”, предназначена для поражения наземных и морских целей в простых метеоусловиях и выполнена по аэродинамической схеме “утка”.

С-25Л имеет модульную конструкцию и выполнена на основе НАР С-25ОФМ, в носовой части которой ус-

тановлен съемный блок управления. В блок управления входят: полуактивная лазерная ГСН – 24Н1, силовой привод и рули, датчик угла крена и система электропитания. Наведение ракеты осуществляется по методу пропорционального сближения. Параметром управления является угловая скорость линии визирования цели, которая измеряется головкой самонаведения. Блок управления стабилизирует ракету по тангажу и курсу.

Система наведения ракеты обеспечивает попадание с высокой вероятностью в круг радиусом 4-8 м.

НАР С-25Л, может оснащаться разработанными для нее головками самонаведения с ТВ-наведением – С-25ТВ или ИК-наведением – С-25ИРС.

Ракета подвешивается к самолету-носителю в пусковом контейнере ПУ-О-25-Л.

УПРАВЛЯЕМЫ РАКЕТЫ КЛАССА “ВОЗДУХ-РЛС”

Ракеты Х-25МП/МПУ.

Противорадиолокационная ракета с пассивной радиолокационной ГСН Х-25МП разработки ГНПЦ “Звезда-Стрела”.

УР Х-25МП предназначена для поражения основных ЗРК противника второго поколения, таких как МИМ-23А “Hawk”, МИМ-23В “Improved Hawk” и “Nike-Hercules”.

Ракета Х-25МП выполнена по схеме “утка” с Х-образным расположением рулей и оперения. Управляемая ракета Х-25МП снабжена твердотопливным двигателем и предназначена для поражения РЛС противника на удалении до 40-60 км. Максимальная скорость управляемой ракеты составляет 900 м/с. Автопилот обеспечивает полет ракеты на малой высоте и “горку” на конечном участке траектории с последующим пикированием на цель под углом 20°-30° (для повышения эффективности действия осколочно-фугасного заряда). Бортовая аппаратура ракеты воспринимает радиолокационное излучение и принимает данные о цели от других противорадиолокационных ракет, а вся информация об атакуемых объектах и нацеленных на них ракетах высвечивается на табло в кабине летчика.

На базе ракеты Х-25МП была создана более мощная управляемая ракета Х-25МПУ. При сохранении базовых модулей планера, двигательной установки и основных информационных связей с носителем модернизированная ракета приобрела новые боевые качества за счет оснащения ее усовершенствованной пассивной головкой самонаведения, работающей в диапазоне РЛС управления стрельбой основных зарубежных ЗРК, и использования высокоточного автопилота, обеспечивающего возможность пролонгации наведения и повторного захвата цели при временном отключении РЛС противника.

Обе ракеты подвешиваются на авиационное пусковое устройство АПУ-68УМ2.

Ракеты Х-31П/ПД.

УР Х-31П разработки ГНПЦ “Звезда-Стрела” является противорадиолокационной ракетой, способной противостоять всем современным ЗРК средней и боль-

⁵ Противотанковый комплекс “Вихрь” может подвешиваться и на вертолетах Ми-28, после соответствующей доработки.

шой дальности, включая комплексы MIM-104A "Patriot", "Nike-Hercules" и MIM-23A "Hawk", а также способна уничтожать цели типа самолетов ДРЛО Boeing E-3.

Ракета X-31П отвечает следующим требованиям: большая дальность пуска, высокая среднетраекторная скорость, устойчивое наведение на цель в условиях интенсивных помех и временного выключения радиоизлучающих целей, возможность применения с серийных и вновь разрабатываемых самолетов.

Управляемая ракета X-31П выполнена по нормальной аэродинамической схеме с крылом малого удлинения, с X-образным расположением крыла и рулей и унифицирована по конструкции с противокорабельной ракетой X-31А. Система наведения ракеты комбинированная и включает инерциальную систему управления и широкополосную пассивную радиолокационную головку самонаведения.

Высокие энергетические характеристики ракеты обеспечиваются интегральной силовой установкой с маршевым воздушно-прямоточным реактивным двигателем (ПВРД). Подобная установка используется на ракете класса "воздух-поверхность" впервые в мире. Она разработана в ТМБК "Союз". Пуск ракеты осуществляется с помощью твердотопливного двигателя, а затем включается маршевый ВРД.

По бокам корпуса ракеты расположены четыре воздухозаборника круглого сечения, закрываемые сбрасываемыми в полете заглушками конической формы.

Максимальная скорость ракет X-31П и X-31ПД составляет 1000 м/с (M=2,8).

На базе ракеты X-31П была разработана более совершенная модификация X-31ПД с увеличенной дальностью пуска и большей мощностью боевой части.

УР X-31П является аналогом западных противорадиолокационных ракет: AGM-88 "HARM" – США и "ARMAT" – Франция, при этом превосходит их по многим характеристикам.

Система наведения ракеты обеспечивает попадание с высокой вероятностью в круг радиусом 5-7 м.

Ракеты X-31П и X-31ПД подвешиваются на авиационный катапультный держатель типа АКУ-58М разработки ГМКБ "Вымпел", который унифицирован с держателем АКУ-58А.

Ракеты X-58У и X-58УЭ.

УР X-58У разработки Гос МКБ "Радуга" является противорадиолокационной авиационной высокоточной ракетой с большой дальностью пуска, с пассивной радиолокационной головкой самонаведения. Ракета X-58У способна поражать современные комплексы ЗРК типа: MIM-104A "Patriot", "Nike-Hercules" и MIM-23A "Hawk".

Управляемая ракета X-58У была принята на вооружение в составе комплекса вооружения самолета Су-24М в 1977 г. В разработке и испытаниях авиационной ракеты принимали непосредственное участие известные ученые и конструкторы предприятия, такие как: А.Я.Березняк, Р.Ш.Хайкин, Л.Н. Боголюбский, Г.К.Самохвалов, И.С.Селезнев, М.Ф.Шоев, А.А.Ледин, Н.Г.Екимов,

М.А.Ружинский, Ю.А. Лобода, Л.П. Кривчик, А.В. Марченко и другие.

Ракета X-58У имеет большую скорость полета (число M до 3,1), большую массу боевой части (около 150 кг), оснащена РДТТ, технологична на всех стадиях эксплуатации. Операции при ее подготовке максимально упрощены, и УР применяется по принципу "выстрелил-забыл" как при одиночном так и при парном пуске ракет по одной или разным целям.

Ракета выполнена по нормальной аэродинамической схеме с X-образным расположением крыла и управляемым оперением. Фюзеляж ракеты – цельнометаллический (титан) сварной конструкции. Крыло и оперение X-58У цельносварной конструкции. Передний обтекатель с приклепанной радиопрозрачной частью закрывает посадочное место под аппаратурную балку.

Управляемая ракета X-58У применяется как по целям с известными координатами, так и по оперативному обнаруженному в полете, при этом система управления ракеты обеспечивает устойчивое наведение на цели, применяющие в качестве мер защиты перестройку параметров или кратковременное выключение.

В состав системы управления ракетным оружием (СУРО) самолета-носителя для применения управляемых ракет X-58У входят подвесной аппаратурный контейнер управления, блок специального электропитания БА-58, катапультное устройство и пульт оператора с индикатором цели.

Аппаратурный контейнер и блок БА-58 обеспечивает системы ракеты целеуказанием и требуемыми номиналами электропитания, проводит контроль, предстартовую и предпусковую подготовки.

Испытательные и учебные пуски ракет X-58У подтверждают ее высокую надежность и точность, при этом вероятность выполнения боевой задачи составляет более 0,9.

На основе ракеты X-58У была разработана новая модификация с увеличенной дальностью X-58УЭ. Новая ракета получила увеличенную в 1,5-1,7 раза дальность за счет оптимизации траектории полета.

По своим конструктивным и массовым характеристикам модернизированная ракета не отличается от ракеты X-58У и не требует дополнительной подготовки летного и технического состава ВВС.

Увеличенная дальность автономного полета позволяет осуществлять пуски с малых высот без определения дальности до цели и выполнения самолетом демаскирующего маневра.

Применение модернизированных ракет X-58УЭ увеличенной дальности практически исключает потери самолетов от средств ЗРК противника, так как пуски проводятся за пределами зон поражения.

Модernизированные ракеты X-58УЭ превосходят существующие в России и в мире противорадиолокационные ракет фронтовой авиации по дальности пуска и массе боевой части.

Ракеты X-58 и X-58Э подвешиваются на авиационный катапультный держатель типа АКУ-58А разработки

Гос МКБ “Вымпел”, который унифицирован с держателем АКУ-58Е.

УПРАВЛЯЕМЫЕ РАКЕТЫ КЛАССА “ВОЗДУХ-КОРАБЛЬ”

Ракеты Х-31А/АД.

Ракета Х-31А разработки ГНПЦ “Звезда-Стрела” предназначена для поражения боевых надводных кораблей водоизмещением до 8000 т: быстроходных ракетных катеров, сторожевых кораблей, эсминцев и транспортных судов.

Управляемая ракета Х-31А выполнена по нормальной аэродинамической схеме с крылом малого удлинения, с Х-образным расположением крыла и рулей и унифицирована по конструкции с противорадиолокационной ракетой Х-31П. Система наведения ракеты комбинированная и включает инерциальную систему управления и активную радиолокационную головку самонаведения.

После старта ракета, в соответствии с выбранными законами управления, совершает автономный полет в район поиска цели радиолокационной ГСН. Расчетная точка выхода Х-31А в зону захвата цели головкой самонаведения находится на расстоянии 7.5 км от цели на высоте 100 м. После захвата цели на автосопровождение ракета совершает “подскок”, исключающий возможность ее приводнения при подлете к цели с предельно малыми углами. Поражение выбранной цели происходит за счет подрыва боевой части ракеты после проникновения ее внутрь корабля при прямом попадании или за счет осколочно-фугасного действия при ее пролете над надводной целью.

На базе ракеты Х-31А была разработана более совершенная модификация Х-31АД с увеличенной дальностью пуска и большей мощностью боевой части.

Система наведения ракеты обеспечивает попадание с высокой вероятностью в круг радиусом 5-8 м.

Ракеты Х-31А и Х-31АД подвешиваются на авиационный катапультный держатель типа АКУ-58М разработки ГМКБ “Вымпел”, который унифицирован с держателем АКУ-58А.

Ракета Х-35

Ракета Х-35 разработки ГНПЦ “Звезда-Стрела” предназначена для поражения боевых надводных кораблей водоизмещением до 5000 т и морских портов.

Управляемая ракета Х-35 выполнена по нормальной аэродинамической схеме и имеет складные крыло и оперение. В нижней части корпуса находится воздухозаборник трапецевидного сечения. Система наведения ракеты комбинированная и включает инерциальную систему наведения и активную радиолокационную ГСН.

Система наведения на конечном участке траектории – активная радиолокационная, способная работать в условиях радиопротиводействия. Боевая эффективность ракеты повышается за счет полета на предельно малых высотах (3-5 м в зависимости от вы-

соты волн), что значительно усложняет ее перехват корабельными противоракетными средствами.

УР Х-35 снабжена осколочно-фугасно-зажигательной боевой частью массой 145 кг, укомплектованной взрывчатым веществом повышенной мощности.

Ракета Х-35 в различных модификациях входит в состав систем вооружения корабельного и берегового базирования с высокой степенью унификации.

Система наведения ракеты обеспечивает попадание с высокой вероятностью в круг радиусом 4-7 м.

Ракета Х-35 входит в комплекс вооружения самолета Су-25ТМ.

По своим конструктивным решениям и характеристикам ракета Х-35 близка к американской противокорабельной ракете Mc Donnell Douglas AGM-84 “Garpun”, однако по боевой эффективности несколько превосходит последнюю: по большей дальности и меньшей на 80 кг стартовой массе.

Ракета Х-35 подвешивается на авиационный катапультный держатель типа АКУ-58М разработки ГМКБ “Вымпел”, который унифицирован с держателем АКУ-58А.

НЕУПРАВЛЯЕМОЕ РАКЕТНОЕ ОРУЖИЕ

Ракеты С-5.

НАР С-5 калибра 57 мм была спроектирована в ОКБ-16, ныне “КБ Точного машиностроения им. Э.А. Нудельмана”.

НАР С-5 состоит из РДТТ с топливной шашкой, размещенной в стальном корпусе, к передней части которого крепится боевая часть с взрывателем, а к задней – сопло с узлами навески оперения (стабилизатора), лепестки которого шарнирно складываются вперед по полету. Необходимая площадь оперения набрана за счет количества лепестков.

Заточенные передние кромки стабилизаторов имеют аэродинамический профиль, обеспечивающий раскрутку ракеты в полете до 1500 об/мин и дополнительно стабилизируются вращением.

Для быстрого разгона ракеты и достижения достаточных оборотов сразу после выхода из трубы РДТТ имеет звездообразный канал, дающий небольшую площадь горения и тягу. Время работы реактивного двигателя составляет 1,1 с и после выгорания топлива НАР продолжает баллистический полет.

Подрыв боевой части производится контактным взрывателем, срабатывающим при попадании в цель. Существует механизм самоликвидации С-5, который включается при пролете цели. Некоторые варианты НАР имеют дистанционный взрыватель и подрываются на определенном расстоянии после пуска.

На базе НАР С-5 разработано целое семейство неуправляемых ракет разного назначения: С-5М и С-5М1 – фугасного действия, предназначены для борьбы с живой силой и слабозащищенными целями, артиллерийскими и ракетными позициями, самолетами на стоянке; С-5МО – усиленного осколочно-фугасного действия, имея 20 стальных колец с надрезами, которые при взрыве дают до 360 осколков массой по 2 г, служит для поражения жи-

Таблица 2.

УПРАВЛЯЕМЫ АВИАЦИОННЫЕ РАКЕТЫ												
Марка	Класс	Наведение	Длина мм	Калибр мм	Размах крыла, мм	Масса кг	Масса БЧ кг	Тип БЧ	Дальность км	Макс. перегрузка цели, ед	Макс. высота полета, км	Скорост полета, км/ч
P-60	В-В	ИКГСН	2095	120	390	43,5	3,0	С	0,3-7,2	8	0,03-20	-
P-73Л	В-В	ИКГСН	2900	170	510	105	7,4	С	0,3-30	12	0,03-12	-
P-73К	В-В	ИКГСН	2900	170	510	105	7,4	С	0,3-10	12	0,02-20	-
PВВ-АЕ (P-77)	В-В	АРГСН	3600	200	740	180	21	СК	0,3-100	12	0,02-20	M=4
P-27Т	В-В	ИКГСН	3975	230	773	245,5	39	С	0,5-73	8	0,02-27	-
P-27ЭТ	В-В	ИКГСН	4490	260	804	343	39	С	0,5-118	8	0,02-27	-
P-27Р	В-В	ПАРГС	4080	230	773	252,9	39	С	0,5-95	8	0,02-27	-
P-27ЭР	В-В	ПАРГС	4775	260	804	350,4	39	С	0,5-139	8	0,02-27	-
X-25МЛ	В-П	ПАЛГСН	3570	275	533,9	295	86	ОФ	0,2-20	10	0,05-5	3060
X-25МТ	В-П	ТВГСН	4040	275	533,9	300	90	ОФ	2-20	10	0,05-10	2880
X-25МТП	В-П	ИКГСН	4225	275	533,9	300	90	ОФ	2-20	10	0,05-10	2880
X-25МА	В-П	АРГСН	4353	275	533,9	300	90	ОФ	10	10	0,05-10	3060
X-25МП	В-П	ПРГСН	4190	275	533,9	310	90	ОФ	2,5-20	10	0,05-10	3240
X-25МПУ	В-П	ПРГСН	4300	275	755	330	86	ОФ	3-40	10	0,05-10	3240
X-25МР	В-П	ПРГСН	3830	275	533,9	300	140	ОФ	10	10	0,05-10	3096
X-29Т	В-П	ТВГСН	3875	380	1100	670	317	ПОФ	2-13	-	0,2-5	1620
X-29ТД	В-П	ТВГСН	3877	380	1100	686	317	ПОФ	3-30	-	0,2-10	2160
X-29Л	В-П	ПАЛГСН	3875	380	1100	657	317	ПОФ	2-8	-	0,2-5	2160
"Вихрь"	В-П	ПАЛГСН	2870	152	1100	59	12	КОФ	0,5-10	-	-	2160
С-25Л	В-П	ПАЛГСН	4110	340	1170	400	155	ОФ	10	-	-	1840
X-31П	В-П	ПРГСН	4700	360	914	599	87	ОФЗ	15-110	10	0,1-15	3600
X-31ПД	В-П	ПРГСН	4700	360	914	700	110	ОФЗ	15-150	10	0,1-15	3600
X-58У	В-П	ПРГСН	4800	380	1170	650	152	Ф	10-120	-	0,1-10	M=3,6
X-58УЭ	В-П	ПРГСН	4800	380	1170	650	152	Ф	10-250	-	0,1-10.	M=3,6
X-31А	В-П	АРГСН	4700	360	914	610	95	ОФ	10-70	10	0,1-10	3600
X-31АД	В-П	АРГСН	4700	360	914	700	110	ОФ	10-100	10	0,1-10	3600
X-35	В-П	АРГСН	3850	420	1330	520	145	ОФЗ	5-130	10	0,2-15	1080

Принятые сокращения:

В-В - ракеты класса "воздух-воздух";
В-П - ракеты класса "воздух-поверхность";
ИКГСН - инфракрасная головка самонаведения;
ПАЛГСН - полуактивная лазерная головка самонаведения;
АРГСН - активная радиолокационная головка самонаведения;
ПАРГС - полуактивная радиолокационная головка самонаведения;
ПРГСН - пассивная радиолокационная головка самонаведения;
ТВГСН - телевизионная головка самонаведения;
ОФ - осколочно-фугасная БЧ;

Ф - фугасная БЧ;
ОФЗ - осколочно-фугасная зажигательная БЧ;
С - стержневая БЧ;
СК - стержневая-кумулятивная БЧ;
ПОФ - фугасно-проникающая БЧ;
КОФ - кумулятивная осколочно-фугасная БЧ.

вой силы; С-5К и С-5К1 – кумулятивного действия, служат для борьбы с танками, БТР и БМП и могут пробивать броню до 130 мм; С-5КО – комбинированного кумулятивно-осколочного действия, может поражать легкую бронированную кумулятивно-осколочного типа с высокочувствительным пьезовзрывателем; С-5С и С-5СБ – со стреловидными поражающими элементами (СПЭЛ) для уничтожения живой силы противника (начинены 1100 элементами); С-5П и С-5П1 – противорадиолокационного действия, применяемые для постановки помех для РЛС противника; С-5О и С-5О1 – с осветительной боевой частью, применяются для ночной подсветки атакуемого объекта.

Транспортировка и пуск НАР С-5 различных модификаций производится в контейнерах разработки ГосМКБ “Вымпел” – УБ-32А.

Блок выполнен в виде силового корпуса цилиндрической формы с двумя обтекателями, внутри которого расположены 32 направляющие трубы для размещения НАР и затвор для фиксации в блоке, а также система управления пуском ракет.

Блок УБ-32А обеспечивает пуск неуправляемых ракет одиночно или серией в зависимости от системы управления огнем самолета-носителя.

Ракеты С-8.

Неуправляемые авиационные ракеты С-8 разработаны в “КБ Точного машиностроения им. А.Э. Нудельмана” и на данный момент являются основным применяемым НАР на самолете Су-25. В конце 70-х гг. в связи с реорганизацией ряда отраслей промышленности работы по модернизации и разработке новых боевых частей и двигателей для НАР С-8 были переданы в Новосибирский “Институт прикладной физики”.

НАР С-8 имеет большую массу БЧ и мощный РДТТ, что увеличило калибр ракеты до 80 мм. Для улучшения точностных характеристик 6 перьев стабилизатора при выходе ракеты из трубы принудительно раскрываются газовым поршнем под действием отбираемых из камеры сгорания пороховых газов. В раскрытом положении оперение фиксируется в отличие от ракет С-5. Для быстрого разгона и раскрутки более тяжелой ракеты С-8 тяга реактивного двигателя увеличена, а время его работы было сокращено до 0,69 с. Рассеяние НАР С-8 в полете и круговое вероятное отклонение доведены до 0,3 % дальности, а дистанция эффективного пуска – до 2000 м.

НАР С-8, так же имеют большое количество модификаций в зависимости от назначения: С-8А, С-8М, С-8КО, С-8КОМ и С-8Т – кумулятивно-осколочного действия, предназначенные для поражения бронетанковой техники; С-8Б, С-8БМ и С-8ОФ – осколочно-фугасного действия, служат для поражения живой силы противника; С-8Д и С-8ДМ – объемно-детонирующего действия (содержат по 2,15 кг жидких компонентов взрывчатого вещества), способные поражать противника в труднодоступных местах, для разминирования и т.д.; С-8С, С-8АС и С-8АСМ – со стреловидными поражающими элементами (около 2000 стреловидных элементов); С-8О и С-8ОМ – освети-

тельная с силой света 2 млн. свечей; С-8П – противорадиолокационная.

Сегодня на вооружении ВВС России находятся ракеты С-8А С-8М С-8КО С-8АС разработки “КБ точного машиностроения им. А.Э. Нудельмана” и – С-8П, С-8Б, С-8КОМ, С-8БМ, С-8ДМ, С-8Т, С-8ДФ, С-8ЦМ, С-8ОМ, С-8ПМ – Новосибирского института прикладной физики.

Все ракеты имеют однотипный твердотопливный ракетный двигатель, который был разработан в Институте прикладной физики и принят на вооружение в 1987 г. Необходимость создания нового двигателя связана с резким увеличением выпуска НАР С-8 в связи со снятием с производства ракет типа С-5. Большой вклад в отработку и внедрение нового базового двигателя внесли НИИ полимерных материалов и Невьянский механический завод.

Транспортировка и пуск НАР С-8 различных модификаций производится в контейнерах разработки ГосМКБ “Вымпел” – Б-8М1.

Блок выполнен в виде силового корпуса цилиндрической формы с двумя обтекателями, внутри которого расположены 20 направляющих труб для размещения НАР и затвор для фиксации в блоке, а также система управления пуском ракет.

Блок Б-8М1 обеспечивает пуск ракет, как залпом, так и одиночно.

НЕУПРАВЛЯЕМЫЕ АВИАЦИОННЫЕ РАКЕТЫ

Ракеты С-13.

Неуправляемые авиационные ракеты С-13 разработаны Новосибирским “Институтом прикладной физики” и предназначены для борьбы с укрепленными объектами и прочными сооружениями (дотами, укрытиями, ВПП и аэродромными капонирами).

НАР С-13, состоит из высокоэнергетичного твердотопливного ракетного двигателя (РДТТ) большого удлинения и двухмодульной боевой части проникающего типа.

На основе НАР С-13 разработана широкая номенклатура средств поражения: С-13 и С-13Т – фугасно-проникающего действия, предназначенные для поражения мощных укрепленных объектов; С-13Д – объемно-детонирующие; С-13ОФ – осколочного действия.

При разработке данных боеприпасов, благодаря оригинальным техническим решениям: повышенная конструкция заряда твердого реактивного топлива, не имеющего бронирующих покрытий, тандемное исполнение автономных модулей боевых частей НАР С-13Т, литевая технология получения корпуса боевой части НАР С-13ОФ с заданным дроблением на осколки ромбовидной формы, удалось добиться рационального сочетания между относительно невысокой стоимостью боеприпасов, что традиционно являлось одним из основных требований, предъявляемых к неуправляемым авиационным ракетам и их высокой боевой эффективностью.

Пуск неуправляемых ракет С-13 производится из контейнера Б-13Л, разработки Гос МКБ "Вымпел".

Блок выполнен в виде силового корпуса цилиндрической формы с двумя обтекателями, внутри которого расположены пять направляющих труб для размещения НУР и затвор для их фиксации в блоке, а также система управления пуском ракет.

Блок Б-13Л обеспечивает пуск неуправляемых ракет одиночно или серий в зависимости от системы управления огнем самолета-носителя.

Ракеты С-24.

Неуправляемые авиационные ракеты С-24 калибра 240 мм, разработаны в 1960 г. Московским институтом теплотехники. НАР С-24 предназначена для поражения боевой техники противника, аэродромно-технических средств, скоплений транспорта, переправ, кораблей, барж и других транспортных средств с броневым покрытием.

В НАР С-24 использовались более сложные и эффективные решения, позволившие усовершенствовать аэродинамику и баллистику полета ракеты, повысить дальность, точность попадания и поражающее действие БЧ. Ракета поступила на вооружение Советских ВВС в середине 60 годов. Имеет значительную дальность пуска, что позволяет производить пуск ракеты с безопасного расстояния.

НАР С-24 снабжена РДТТ, состоящим из семи твердотопливных шашек со звездобразными каналами и столько же сопел, расположены по окружности. Наклон сопел относительно продольной оси НАР обеспечивает "раскрутку" ракеты до 450 оборотов в минуту. После прекращения работы двигателя стабилизация ракеты производится оперением, плоскости которого имеют наклон для придания им аэродинамического профиля поддерживающего вращения. Круговое вероятное отклонение НАР С-24 не превышает 0,3-0,4 % от дальности полета.

Осколко-фугасная боевая часть ракеты весит 123 кг и содержит 23,5 кг взрывчатого вещества. Кор-

пус БЧ при подрыве образует 4000 осколков с радиусом поражения 300-400 м. НАР С-24 снабжена неконтактным взрывателем РВ-24 для увеличения площади поражения и срабатывает на высоте 30 м над целью. Для уничтожения сильнозащищенных объектов используется контактный взрыватель. Атакующее сооружение пробивается прочным корпусом и подрывается после заглупления внутрь.

На базе неуправляемой авиационной ракеты С-24 была разработана НАР С-24Б, в которой изменен состав топлива РДТТ. НАР С-24 применяется с пусковых устройств АПУ-68У.

Ракеты С-25.

Неуправляемые авиационные ракеты С-25 разработаны в КБ Точного машиностроения им. Э.А. Нудельмана. Ракеты в зависимости от назначения предназначены для поражения прочных и малопрочных наземных целей (С-25ОФ) и легкоуязвимых наземных целей (С-25О).

НАР С-25 имеет мощную боевую часть и прицельную дальность пуска 4 км. Ракета снабжена четырьмя стабилизаторами, которые укладываются в сложенном состоянии между четырех сопел, имеющих скос для придания ракете вращения. Между соплами установлен трассер, служащий для наблюдения за полетом ракеты.

На основе НАР С-25 были разработаны различные варианты ракет: С-25О – осколочного действия; С-25ОФ и С-25ОФМ – осколочно-фугасного действия.

Ракета С-25О имеет радиовзрыватель РВ-25, который обеспечивает подрыв БЧ весом 150 кг в 5-20 м над целью с образованием до 10000 осколков.

НАР С-25ОФ снабжена более мощной боевой частью массой 194 кг и контактным взрывателем и своим осколочно-фугасным действием поражает около 1840 м² площади. Ее дальнейшее развитие С-25ОФМ имеет модернизированную упрочненную БЧ проникающего действия и способна поражать хорошо защищенные сооружения и объекты противника.

Таблица 3.

НЕУПРАВЛЯЕМЫЕ АВИАЦИОННЫЕ РАКЕТЫ						
ПАРАМЕТРЫ	ТИП РАКЕТЫ					
	С-5КОБ	С-5КПБ	С-8 КОМ	С-8 БМ	С-8 ДМ	С-8 ОМ
Тип БЧ	Кумулятивно-осколочная	Кумулятивно-осколочная	Кумулятивно-осколочная	Бетонобойная с проникающей БЧ	С объемно-детонирующей смесью	Осветительная
Длина НУР, мм	1081	1081	1570	1540	1700	1632
Масса НУР, кг	4,47	5,1	11,3	15,2	11,6	12,1
Масса БЧ, кг		1,8	3,6	7,41	3,63	4,3
Масса ВВ, кг			0,9	0,6	2,15	1,0
Дальность пуска, км	1-2	1-2	1,4-4,0	1,2-2,2	1,3-3,0	4,0-4,5
Дальность пуска, км	1-2	1-2	1,4-4,0	1,2-2,2	1,3-3,0	4,0-4,5
Эффективность	н/д	н/д	Пробивает броню толщиной 0,4 м	Толщина пробиваемого железобетона 0,8 м	Тротильный эквивалент 5,5-6 кг	Сила света 62-106 кДж

Ракеты С-25 поставляются в одноразовых контейнерах ПУ-0-25, которые подвешиваются под пилоны-держатели БДЗ-25.

КОРРЕКТИРУЕМЫЕ АВИАЦИОННЫЕ БОМБЫ

Авиабомбы КАБ-500Кр и КАБ-500-ОД.

Авиабомба КАБ-500Кр с телевизионно-корреляционной системой наведения разработки ГНПП "Регион" предназначена для поражения хорошо укрепленных неподвижных наземных (надводных) целей в дневное время в простых метеоусловиях.

КАБ-500Кр применяются одиночно или залпом с горизонтального полета, пикирования по принципу "сбросил-забыл". Телевизионная система наведения корреляционного типа обеспечивает возможность поражения замаскированных целей (в отличие от других типов КАБ, в частности американских бомб "Walleeye", захватывающих оптически контрастную цель). Головка КАБ-500Кр фиксирует взаиморасположение оптических контрастных объектов, при этом цель может и не вы-

деляться на фоне местности, а боеприпас будет наводиться на условную точку, заданную маркером.

Конструктивно авиабомба состоит из головного отсека, переходника, боевого и хвостового приборных отсеков.

Головной отсек представляет из себя телевизионную гиросtabilизированную головку самонаведения (ТГСН) с корреляционным алгоритмом обработки информации о цели, которая включает в себя: оптико-электронную часть, установленную на трехступенную гиросtabilизированную платформу и электронный блок обработки информации. ТГСН закрыта сферическим прозрачным обтекателем.

На соединяющем головной и боевой отсеки переходнике имеется бортовой соединитель, технологические люки. В корпусе переходника размещен блок бортовой автоматики.

В боевом отсеке размещается бетонобойная фугасная боевая часть. На корпусе отсека расположены два рым-болта и два упора для подвески КАБ на носитель и обеспечения их соосности.

Таблица 4.

ХАРАКТЕРИСТИКИ КРУПНОКАЛИБЕРНЫХ НУР						
ПАРАМЕТРЫ		ТИП РАКЕТЫ				
Тип БЧ	С-13	С-13 ОФ	С-13 Т	С-24 Б	С-250	С-25 ОФМ
	Проникающий	Осколочно-фугасный	Проникающий	Осколочно-фугасный	Осколочный	Осколочно-фугасный
Калибр, мм	122	122	122	240	266	266
Длина, мм	2900	2898	3100	2130	3760	3310
Масса НАР, кг	60	69	67	232	385	480
Масса БЧ, кг	23	33	31,8	123	151	190
Дальность пуска, км	1,1-4	1,6-3	1,1-3	2,0	3,0	3,0
Эффективность	Пробивает 3 м грунта и 1 м бетона	450 осколков	Пробивает 6 м грунта и 1 м бетона	4000 осколков	6500 осколков	Поражает 1820 м2

Таблица 5.

ДАНЫЕ ПУСКОВЫХ БЛОКОВ				
ПАРАМЕТРЫ	БЛОКИ НЕУПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТ			
	УБ-32М	Б-8М1	Б-13Л	ПУ-0-25
Калибр ракет, мм	57	80	122	266
Масса снаряженного блока, кг	255	450	535	474
Масса пустого блока, кг	103	150	160	65
Длина, мм	2080	2760	3558	2866
Диаметр, мм	481	510	410	370
Тип применяемых ракет	С-5	С-8	С-13	С-25
Количество ракет в блоке, шт	32	20	5	1
Напряжение питания, В	27	27	27	27
Назначенный ресурс пусков из каждой трубы	-	100	70	-
Срок службы, лет	-	10	15	-

В хвостовом приборном отсеке расположен блок управления, четыре газовых привода и источник энергоснабжения.

Телевизионная головка самонаведения обеспечивает наведение бомбы на цель при освещенности на местности 50-100000 люкс и контрасте ориентиров 0,2.

Дальность захвата цели при метеорологической видимости 10 км составляет 15-17 км. Система наведения корректируемой авиабомбы обеспечивает попадание с высокой вероятностью в круг радиусом 4-7 м.

По своим тактико-техническим характеристикам это наиболее совершенный образец калибра 500 кг, не имеющий прямых зарубежных аналогов в отношении телевизионной головки самонаведения с корреляционным алгоритмом обработки информации о цели.

Для поражения живой силы и наземных целей типа огневых точек, укрытых в складках горной местности, была разработана корректируемая авиабомба КАБ-500-ОД с объемно-детонирующей боевой частью. Данная модификация бомбы полностью унифицирована с КАБ-500КР.

КАБ-500-ОД обеспечивает поражение замаскированных целей, положение которых известно по ориентирам в поле зрения головки наведения.

Диапазон применения КАБ-500Кр и КАБ-500-ОД составляет 550 – 1100 км/ч.

Авиабомба КАБ-500Л.

Авиабомба КАБ-500Л с полуактивной лазерной системой наведения разработки ГНПП "Регион" предназначена для поражения малоразмерных неподвижных целей днем и ночью при подсветке цели с самолета-носителя или наземным указателем.

Полуактивная лазерная головка самонаведения (ГСН-Ф), представляющая собой приемную оптико-электронную систему релейного типа, оптическая ось которой ориентируется по вектору скорости с помощью кольцевого аэродинамического стабилизатора (флюгера), обеспечивает обнаружение цели, подсвеченной лучом оптического квантового генератора и

выдачу в систему управления информации о цели относительно вектора скорости КАБ для корректировки траектории и обеспечения точности попадания.

Конструктивно КАБ-500Л состоит из носового отсека, переходника, боевой части и приборного отсека.

Носовой отсек представляет собой головку самонаведения ГСН-Ф, состоящую из флюгерного координатора, штанги с коническим корпусом и корпуса с дестабилизаторами, в котором размещено, электронно-вычислительное устройство.

Носовой отсек, и боевая часть соединяются переходником, на котором крепится бортовой соединитель со жгутом.

Боевая часть фугасного типа снабжена взрывателем, который срабатывает при встрече с преградой и подрывает боевую часть по истечении устанавливаемого времени замедления.

В приборном отсеке размещены: блок управления, четыре газовых привода и источник энергоснабжения.

Дальность захвата цели КАБ-500Л составляет 5-7 км при метеорологической видимости 10 км.

Система наведения КАБ обеспечивает попадание с высокой вероятностью в круг радиусом 4-7 м.

Все три типа бомб подвешиваются к балочному держателю БДЗ-25 самолета Су-25.

БОМБАРДИРОВОЧНОЕ ВООРУЖЕНИЕ

Фугасные авиабомбы.

На штурмовиках Су-25 и его модификациях применяются фугасные авиабомбы калибром от 250 до 500 кг разработки ГНПП "Базальт". Это бомбы: ФАБ-250ТС, ФАБ-250М54⁶, ФАБ-250М62⁷, ФАБ-500ШН, ФАБ-500ШЛ, ФАБ-500ШЛ, ФАБ-500М54, ФАБ-500М62 и ФАБ-500Т. Они предназначены для поражения наземных целей продуктами взрыва, осколками и ударной волной. В создании бомб приняли участие Ю.А. Сторожев, А.А. Терешин, В.В. Моторин.

Фугасная бомба ФАБ-250ТС способна поражать сооружения полевого и городского типа с железобетон-

Таблица 6.

ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОРРЕКТИРУЕМЫХ АВИАБОМБ			
Параметры боеприпаса	КАБ-500Кр	КАБ-500Кр-ОД	КАБ-500Л
Тип системы наведения	Телевизионно-корреляционная	Телевизионно-корреляционная	Лазерная полуактивная
Длина, мм	3050	3050	3050
Диаметр, мм	350	350	400
Размах крыла, мм	750	750	750
Масса бомбы, кг	525	370	534
Масса БЧ, кг	380	250	360
Тип БЧ	Бетонобойно-фугасная	Объемно-детонирующая	Фугасная
Высота бомбометания, км	0,5-5	0,5-5	0,5-5
Скорость носителя, км/ч	550-1100	550-1100	550-1100

ными перекрытиями толщиной до 1 м. Остальные бомбы рассчитаны на поражение военно-промышленных объектов, военно-полевых сооружений и живой силы.

Для поражения целей с малых высот применяются авиабомбы с тормозными парашютами: ФАБ-500ШЛ, ФАБ-500ШЛ.

Авиабомбы ФАБ-250М-62, ФАБ-500Т выполнены термостойкими и могут применяться с самолета-носителя до скорости 2500 км/ч.

Авиабомбы подвешиваются одиночно на балочных держателях БДЗ-25.

Осколочно-фугасные авиабомбы.

Осколочно-фугасные бомбы для комплекса вооружения самолета включают в себя 100, 250 и 500 килограммовые бомбы разработки ГНПП "Базальт": ОФАБ-100-120, ОФАБ-250Т, ОФАБ-250-270 ОФАБ-250ШН ОФАБ-250ШЛ ОФАБ-500ШР и ОФАБ-500У, которые предназначены для поражения боевой техники, живой силы, оборудования промышленных предприятий и других объектов осколками корпуса и фугасным действием. В создании бомб приняли участие: В.В. Моторин, Ю.Э. Корневский.

Авиабомбы типов ОФАБ-100-120, ОФАБ-250ШН, ОФАБ-250ШЛ, ОФАБ-500ШР и ОФАБ-500У предназначены для применения с малых высот и поэтому оснащены тормозными парашютами.

Осколочно-фугасная бомба ОФАБ-250Т имеет термостойкий корпус и может применяться на скоростях полета самолета-носителя до 2500 км/ч.

Осколочно-фугасная бомба ОФАБ-250-270 поражает легкобронированные цели в радиусе 40 м и незащищенные цели в радиусе 155 м. Бомба ОФАБ-100-120 пробивает легкую броневую преграду осколками на удалении до 32 м.

Авиабомбы ОФАБ-100-120 подвешиваются на двухпостовые держатели МБД2-67У по 4 штук на каждый или на БДЗ-25 по одной штуке.

Многозамковый балочный держатель наружной подвески МБД2-67У, разработки Гос МКБ "Вымпел", предназначен для подвески, транспортировки и принудительного сбрасывания четырех грузов массой 50 или 100 кг. Держатель обеспечивает сбрасывание грузов серией.

Остальные осколочно-фугасные бомбы размещаются одиночно на балочных держателях БДЗ-25.

Бетонобойные бомбы.

На штурмовике и его модификациях применяются два типа бетонобойных бомб: БЕТАБ-500 и БЕТАБ-500ШП калибром 500 кг, которые разработаны ГНПП "Базальт".

В создании авиационных бомб приняли участие Ю.А. Сторожев, В.С. Душкин.

Бетонобойная бомба БЕТАБ-500 служит для разрушения фортификационных сооружений, капониров, взлетно-посадочных полос. Она способна пробивать бетонную преграду толщиной до 1 м. Может сбрасываться с высоты до 25000 м.

Бетонобойная бомба БЕТАБ-500ШП предназначена для поражения взлетно-посадочных полос аэродромов, рулежных дорожек, автострад и железобетонных укрытий самолетов.

БЕТАБ-500ШП способна разрушать взлетно-посадочных полос на площади до 150 м².

Для применения с малых высот боеприпас снабжен стабилизирующим парашютом.

Бетонобойные бомбы подвешиваются одиночно на балочные держатели БДЗ-25.

Объемно-детонирующие бомбы.

На самолете применяется авиабомба с воздушно-детонирующей смесью ОДАБ-500ПМ (парашютирующая) калибром 500 кг разработки ГНПП "Базальт". В создании бомбы принял участие А.Э.Ришин.

Она предназначена для поражения живой силы противника, подрыва минных полей с противопехотными и противотанковыми минами, а также уничтожения небронированной техники (самолетов на стоянках, тактических ракет на пусковых установках, РЛС, автомобилей и т.п.). Боеприпас снаряжен тетранитом, его взрыв способен уничтожить открытую или укрытую в полевых фортификационных сооружениях живую силу на площади 1779 м², а самолеты на открытых стоянках – на площади 2640 м².

Объемно-детонирующие бомбы подвешиваются одиночно на балочные держатели БДЗ-25.

Светящиеся авиационные бомбы.

На самолетах Су-25 и его модификациях применяются светящиеся авиационные бомбы калибра 250 кг разработки ГНПП "Базальт": САБ-250-200 и САБ-250Т. В создании бомбы принял участие В.В. Ленев.

Светящиеся авиабомбы предназначены для освещения местности с целью обеспечения прицельного бомбометания и визуальной разведки в ночных условиях.

САБ-250Т выполнена в термостойком варианте и может применяться до скоростей полета 2500 км/ч.

Обе бомбы снабжены семью светящимися факелами. Сила света САБ-250-200 составляет 10,2 млн. свечей, а САБ-250Т – 7 млн. свечей.

Обе бомбы для увеличения времени подсветки снабжены тормозными парашютами.

Светящиеся авиабомбы подвешиваются одиночно на балочные держатели БДЗ-25.

Фотографические авиационные бомбы.

Для освещения местности при ночном воздушном фотографировании применяются фотографические

⁶ Прим. ГНПП "Базальт" – индекс "М54" получили авиационные бомбы, прошедшие модернизацию в 1954 г. для возможности использования с самолетов до скоростей 2500 км/ч.

⁷ Прим. ГНПП "Базальт" – индекс "М62" получили авиационные бомбы, прошедшие модернизацию в 1962 г. для возможности использования с самолетов с малых высот.

Таблица 7.

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ АВИАЦИОННЫХ БОМБ														
ПАРАМЕТРЫ	ФАБ-500М54	ФАБ-500М62	ФАБ-500ШН	ФАБ-250М54	ФАБ-250М62	ОФАБ-250-270	ОФАБ-100-120	БЕТАБ-500	БЕТАБ-500ШП	ЗБ-500ШМ	ОФЗАБ-500	САБ-250-200	АГИТАБ-250-85	ОДАБ-500ПМ
Калибр, кг	500	500	500	250	250	250	100	500	500	500	500	250	250	500
Масса, кг	474	499	518	236	227	266	120	-	-	318	500	200	93	-
Масса боевой части, кг	201	213	218	97	100	94	42	75,8	77	260	250	-	45,5 (литература)	193
Длина, мм	1480	2430	2183	1480	1924	1456	1065	2000	2509	2503	2500	1500	1500	2280
Диаметр, мм	450	400	450	325	300	325	273	350	325	500	450	325	325	500
Размах оперения, мм	570	515	570	410	370	410	345	-	-	-	-	-	-	-
Высота сброса, км	0,5-12	0,5-12	0,03-05	0,5-12	0,5-12	0,5-16	0,5-15	0,5-25	170-1	0,03-1	0,3-20	2,5-20	0,5-9	0,02-1
Скорость сброса, км/ч	500-1200	500-1200	525-1000	500-1200	500-1200	500-1500	500-1150	700-2500	700-1100	500-1000	500-1200	500-1000	500-800	500-1100

Таблица 8.

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПОДВЕСНЫХ БОМБОВЫХ КОНТЕЙНЕРОВ								
ПАРАМЕТРЫ	РБК-500СПБЕ-Д	РБК-500БЕТАБ	РБК-500АО-2,5РТМ	РБК-500ПТАБ-1М	РБК-500У ОФАБ-50УД	РБК-500 ЗАБ-2,5СМ	КМГУ-2	
Калибр, кг	500	500	500	500	500	500	500	500
Масса, кг	500	525	504	427	520	480	540	
Количество боевых элементов, шт	15	12	108	268	10	297	80-248	
Длина, мм	2485	2500	2500	1954	2500	1954	3700	
Диаметр, мм	450	450	450	450	450	450	460x485	
Высота сброса, км	0,4-5	0,3-10	0,3-25	0,3-20	0,2-20	0,07-22	0,03-1	
Скорость сброса, км/ч	500-1200	500-1000	500-1200	500-1200	500-1200	500-1200	700-1100	

воздушные бомбы: ФОТАБ-100-80 и ФОТАБ-100-140, разработанные в ГНПП "Базальт".

Минимальная высота применения фотографических бомб определяется типом используемой фоторегистрирующей аппаратуры.

Бомба ФОТАБ-100-140 рассчитана на применение до скоростей полета самолета-носителя 2500 км/ч.

Сила света, создаваемая, бомбой ФОТАБ-100-140 составляет 2,2 млрд. свечей, а для ФОТАБ-100-140 – 8,6 млрд. свечей.

Фотографические бомбы авиабомбы ФОТАБ-100-80 и ФОТАБ-100-140 подвешиваются на многозамковые держатели МБД2-67У по 4 штуки на каждый или по одной на балочные держатели БДЗ-25.

Агитационные авиабомбы.

Для сбрасывания с самолетов агитационной литературы в войсках и тылу противника применяется агитационная авиационная бомба АГИТАБ-250-85 разработки ГНПП "Базальт".

Агитационные авиабомбы подвешиваются одиночно на балочные держатели БДЗ-25.

Зажигательные бомбы.

К числу применяемых на штурмовике зажигательных авиационных бомб относятся: ЗАБ-100-105, ЗАБ-250-200, ФЗАБ-500М и ОФЗАБ-500, разработанные на ГНПП "Базальт". В создании бомб приняли участие: В.В. Прокофьев.

Зажигательные бомбы ЗАБ-100-105, ЗАБ-250-200 предназначены для поражения огнем промышленных, городских, складских зданий, деревянных строений и других подобных объектов.

Фугасно-зажигательная бомба ФЗАБ-500М способна поражать нефтеперерабатывающие заводы, склады и хранилища горюче-смазочных материалов, а также военно-промышленные объекты.

Осколочно-фугасная зажигательная авиационная бомба ОФЗАБ-500 предназначена для поражения легкобронированной, легкоуязвимой техники, складов ГСН и других целей за счет поражения комбинированным воздействием: воздушной ударной волной, высокоскоростными осколками и высокотемпературным термическим полем.

Зажигательные бомбы авиабомбы ЗАБ-100-105 подвешиваются на многозамковые держатели МБД2-67У по 4 штуки на каждый.

Бомбы ЗАБ-250-200, ФЗАБ-500М и ОФЗАБ-500 располагаются одиночно на балочных держателях БДЗ-25 по одной на каждом.

Зажигательные баки.

На штурмовике устанавливаются зажигательные баки разработки ГНПП "Базальт": ЗБ-500ШМ, ЗБ-500АСМ и ЗБ-500ГД калибра 500 кг, которые предназначены для поражения промышленных предприятий, складов, железнодорожных станций с подвижным составом, городских и сельских строений, а также живой силы огнем

специального воспламеняющего состава. В создании зажигательных баков принимали участие следующие специалисты: Н.В. Степин, В.П. Лаврентьев.

Зажигательные баки подвешиваются одиночно на балочные держатели БДЗ-25.

Разовые бомбовые кассеты.

На Су-25 применяются следующие разовые бомбовые кассеты калибра 500 кг: РБК-500У ОФАБ-50УД, РБК-500СПБЕ-Д, РБК-500БЕТАБ, РБК-500У БЕТАБ-М, РБК-500АО-2,5РТ/РТМ и РБК-500ПТАБ-1М, РБК-500У-ПТАБ, РБК-500 ЗАБ-2,5СМ и РБК-250 ЗАБ-2,5М. В создании РБК приняли участие: А.А. Терешин, В.В. Прокофьев, Ю.Э. Кореневский, Н.Н. Сергеев, А.В. Конышев.

РБК-500У ОФАБ-50УД предназначена для поражения легкобронированной и легкоуязвимой техники, живой силы, полевых складов боеприпасов, войсковых фортификационных сооружений, военно-промышленных объектов и коммуникаций. В разовой бомбовой кассете размещается 10 таких снарядов.

Разовая бомбовая кассета РБК-500СПБЕ-Д относится к принципиально новому типу авиационного вооружения. Она снабжена 15 наводящимися суббоеприпасами СПБЕ-Д, имеющими инфракрасный двухспектральный координатор цели с углом обзора 30°. После раскрытия кассеты, которое происходит после ее сброса по команде временного механизма, суббоеприпас снижается на парашюте со средней скоростью 15-17 м/с, вращаясь с частотой 6-8 об./с, при этом ИК-датчик просматривает местность по сходящейся спирали. Как только в поле его зрения попадает теплоконтрастная цель, например, танк, происходит подрыв боевой части, поражающей цель сверху кумулятивным ударным ядром. Масса одного суббоеприпаса СПБЕ-Д 14,9 кг, его габариты 284x255x186 мм.

Бомбовая кассета РБК-500БЕТАБ, снаряжена 12 бетонобойными суббоеприпасами, предназначенными для разрушения бетонных покрытий, например, ВПП аэродромов). Масса стреловидного проникающего суббоеприпаса 25 кг, длина 660 мм, диаметр корпуса 76 мм и размах оперения 140 мм. Бомба РБК-500БЕТАБ находится в серийном производстве.

Разовая кассета РБК-500У БЕТАБ-М снабжена 10 бетонобойными боеприпасами рассчитанными на поражение ВПП противника и магистрально рулежных дорожек всех типов современных аэродромов.

Разовая бомбовая кассета РБК-500АО-2,5РТМ снаряжена 108 суббоеприпасами РТМ⁸, предназначенными для поражения живой силы и небронированной техники. Масса суббоеприпаса, снабженного механическим взрывателем, 2,5 кг, диаметр – 90 мм и длина – 150 мм. Раскрытие кассеты производится по команде электромеханического взрывателя.

Кассета РБК-500ПТАБ-1М предназначена для поражения бронетанковой техники и снаряжена 268 противотанковыми кумулятивными суббоеприпасами

⁸ Боеприпасов РТМ в контейнере находится 126 шт.

ПТАБ-1М (масса 944 г, длина 260 мм, диаметр 42 мм, бронепробиваемость 210 мм), имеющими время самоликвидации 20-40 с.

Бомбовая кассета РБК-500У-ПТАБ предназначена для поражения танков, БМП, БТР, САУ и другой бронированной техники, находящейся в боевых порядках, местах сосредоточения и на марше. Способен применяться с высот 80-20000 м и при скоростях 500-1200 км/ч. Количество боевых элементов в кассете составляет 352 шт. Бронепробиваемость одного снаряда составляет не менее 200 мм.

Разовый бомбовый контейнер с зажигательными элементами калибра 2,5 кг РБК-500 ЗАБ-2,5СМ предназначен для поражения огнем железнодорожных составов, открытых складов имущества и ГСМ, строений и автомобильной техники.

Для этих же целей применяется РБК меньшего калибра РБК-250 ЗАБ-2,5М. Количество боевых элементов в кассете составляет 48 шт.

Разовые бомбовые контейнеры подвешиваются по одному на балочные держатели БДЗ-25.

Контейнеры малогабаритных грузов КМГУ-2.

Контейнер малогабаритных грузов КМГУ-2 разработки Гос МКБ "Вымпел" предназначен для транспортировки и сбрасывания блоков-кассет с суббоеприпасами осколочного, зажигательного и кумулятивного действия. Бомбы и мины укладываются в контейнер в специальных блоках – БКФ (блок контейнер для фронтальной авиации). После подачи команды сброса блоки-кассеты раскрываются для обеспечения движения суббоеприпасов по траектории и последующего поражения наземных целей.

Контейнер представляет собой силовой алюминиевый корпус обтекаемой формы с двумя отсеками для подвески блоков-кассет (максимальное количество БКФ – 8). Нижняя часть корпуса закрыта управляемыми от пневмопривода створками. Пневмопривод работает от баллона сжатого воздуха при рабочем давлении до 150 кг/см². Внутри силового корпуса размещаются пиропневмоэлектроагрегаты.

Электросистема КМГУ-2 обеспечивает сброс боеприпасов по блоку или серией с интервалом между блоками 0,05, 0,2, 1,0 и 1,5 с.

Контейнер подвешивается на держатели самолетов и вертолетов за два винтовых рым-болта и удерживается от продольных и поперечных перемещений при помощи упоров.

При аварийной ситуации он сбрасывается с держателя при помощи пиропривода, размещенного внутри корпуса.

На контейнере КМГУ-2 могут размещаться следующие блоки одноразового действия: БКФ ОДС-ОД, БКФ АО-2,5 РТ, БКФ ПТАБ-1М, БКФ ПТАБ-2,5. В создании БКФ приняли участие: В.В. Демин, В.М. Болдырев, В.М. Савин, С.А. Древалев, Г.Б. Езерский.

Блок контейнер БКФ ОДС-ОД снаряжен объемно-детонирующими зарядами, которые предназначены для

поражения легкоуязвимой техники, живой силы, разминирования противопехотных и противотанковых полей.

Блок одноразового действия с осколочными авиационными бомбами калибра 2,5 кг БКФ АО-2,5 кг предназначен для поражения легкоуязвимой техники и живой силы на открытой местности, в окопах и траншеях. Подрыв боевых элементов осуществляется над поверхностью земли.

В случае оснащения КМГУ-2 блоками с противотанковыми кумулятивными авиационными бомбами калибра 1 кг БКФ ПТАБ-1М становилось возможным поражение танков, БМП, бронетранспортеров, самоходных артиллерийских установок и другой бронированной техники.

Для поражения бронетанковой техники и живой силы был разработан блок одноразового действия с противотанковыми кумулятивно-осколочными авиационными бомбами калибра 2,5 кг БКФ ПТАБ-2,5.

ПУШЕЧНОЕ ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА

ВСТРОЕННЫЕ ПУШЕЧНЫЕ УСТАНОВКИ

Пушечная установка ВПУ-22.

Пушечная установка ВПУ-22, разработанная на МЗ "Кулон", на базе подвесной установки СППУ-22 имеет встроенную 23 мм двуствольную пушку ГШ-23 разработки ГУП "КБ Приборостроения". Боезапас установки составляет 260 снарядов. Пушка имеет темп стрельбы 3400 выстрелов в минуту. Пушечная установка ВПУ-22 имеет систему отклонения стволов орудия на 30° вниз, что обеспечивает возможность ведения огня по наземным целям в горизонтальном полете.

Пушечная установка ВПУ-17А.

Пушечная установка ВПУ-17А, разработанная в МЗ им. П.О. Сухого, имеет в своем составе встроенную неподвижную 30 мм двуствольную пушку ГШ-30, разработки ГУП "КБ Приборостроения". Боезапас пушки составляет 250 снарядов. Установка ВПУ-17 имеет темп стрельбы 3000 выстрелов в минуту.

Пушечная установка НППУ-8М.

Пушечная установка НППУ-8М, разработанная в МЗ им. П.О. Сухого, имеет в своем составе встроенную неподвижную 30 мм двуствольную пушку ГШ-30, разработки ГУП "КБ Приборостроения". Боезапас пушки составляет 200 снарядов. Пушка имеет темп стрельбы 3000 выстрелов в минуту.

Пушечная установка СНПУ-25.

Пушечная установка СНПУ-25, разработанная в МЗ им. П.О. Сухого имеет в своем составе ограниченно подвижную 30 мм двуствольную пушку ГШ-30, разработки ГУП "КБ Приборостроения".

В создании пушечных установок принимали участие специалисты МЗ им. П.О. Сухого А.Э. Штайншайдер, В.В. Доронкин, Н.А. Ремезов, М.А. Леонов, Б.А. Алексеев.



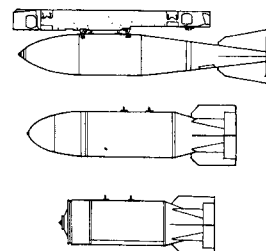
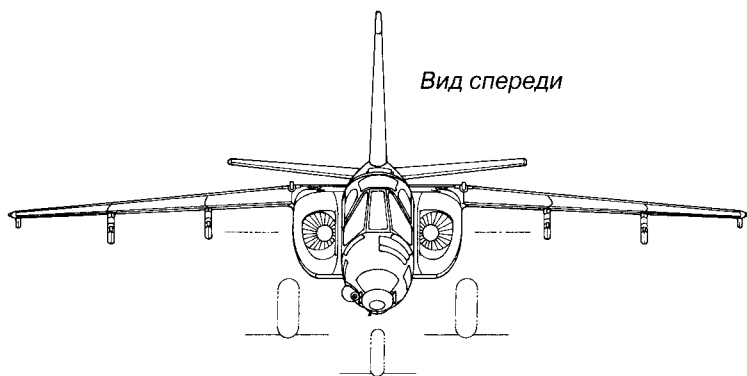
В полете пара самолетов Су-25. (Сергей Балаклеев)

Таблица 9.

ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПУШЕК ГШ-23 И ГШ-30						
НАИМЕНОВАНИЕ ОРУЖИЯ	ГОД ПРИНЯТИЯ НА ВООРУЖЕНИЕ	КАЛИБР ММ	МАССА КГ	НАЧАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ, М/С ВЫСТ./МИН.	ТЕМП СТРЕЛБЫ	ЧИСЛО СТВОЛОВ
ГШ-23	1965	23	50	700	3400	2
ГШ-30	1976	30	90	870	3000	2

Таблица 10.

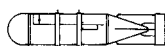
ОСНОВНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПАТРОНОВ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В ПУШКАХ ГШ-23 И ГШ-30		
НАИМЕНОВАНИЕ ОРУЖИЯ	ГШ-23	ГШ-30
Калибр патрона, мм	23	30
Тип снаряда	ОФЗ	ОФЗ
Гильза	латунная	стальная
Капсюль	ударный	электрический
Масса патрона, г	338	832
Масса снаряда, г	184	390
Длина патрона, мм	199	284



ФАБ-500М62

ЗАБ-500Ш

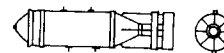
ЗАБ-500-400



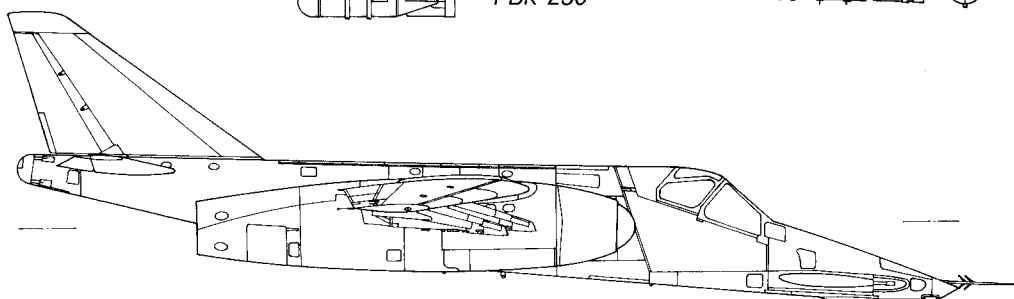
РБК-250



ОФАБ-100М



ОФАБ-250-270

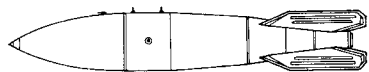
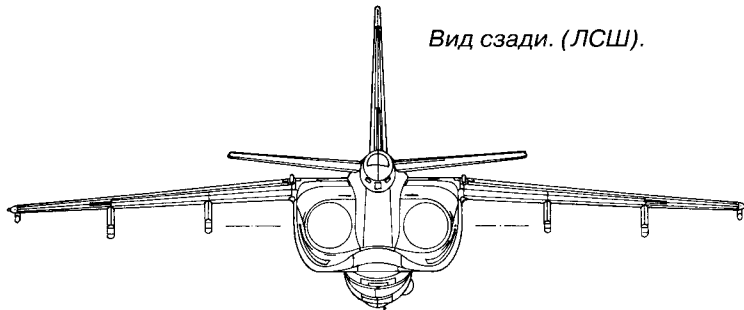


Прототип самолета ЛСШ сборка которого готовилась на филиале МЗ "Кулон" г. Новосибирск.

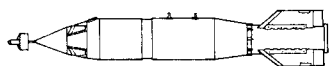


Схема разбивки шпангоутов по частям фюзеляжа самолета ЛСШ (1970 г.)

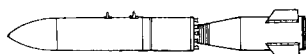
Вид сзади. (ЛСШ).



ЗАБ-500



КАБ-500Л

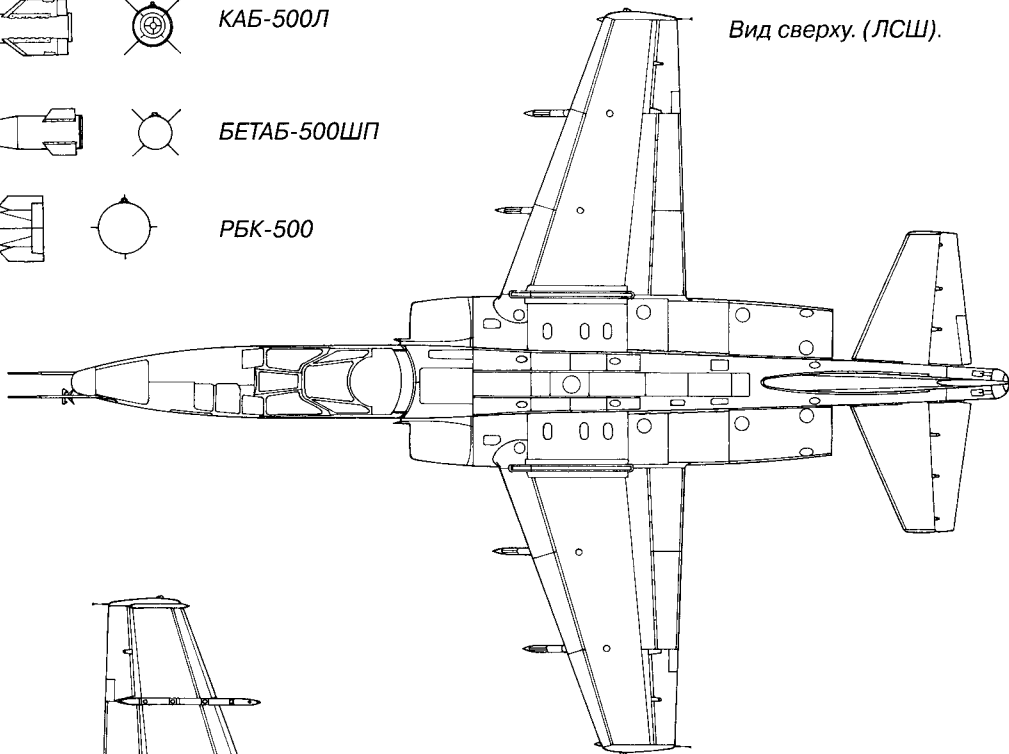


БЕТАБ-500ШП

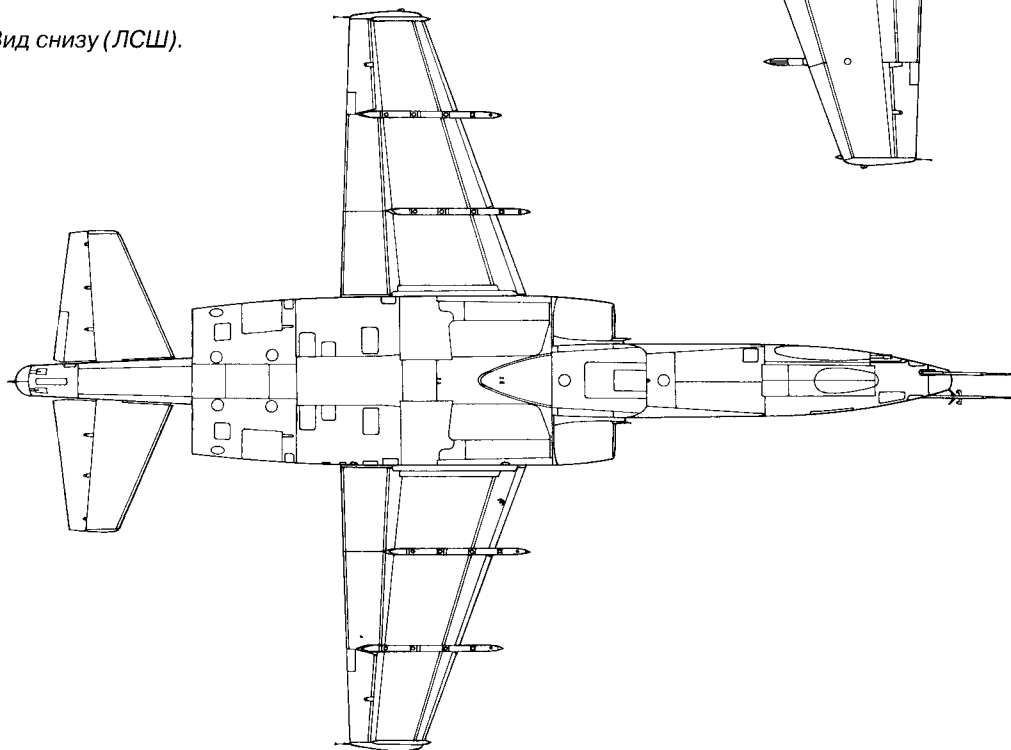


РБК-500

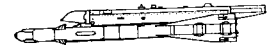
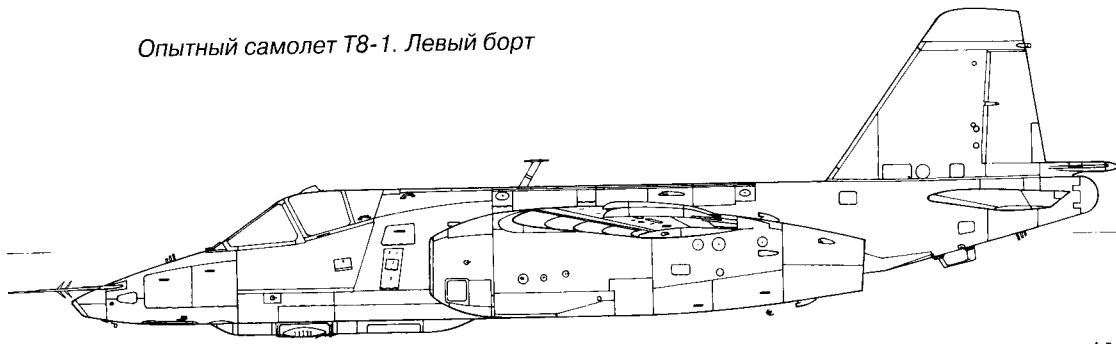
Вид сверху. (ЛСШ).



Вид снизу (ЛСШ).

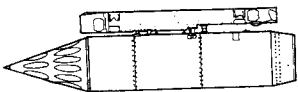
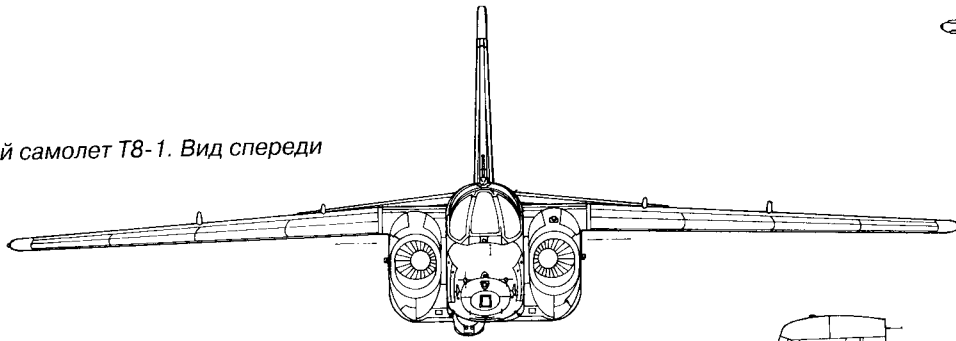


Опытный самолет Т8-1. Левый борт

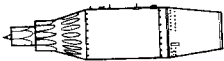


УР Р-60

Опытный самолет Т8-1. Вид спереди



Б-8М1

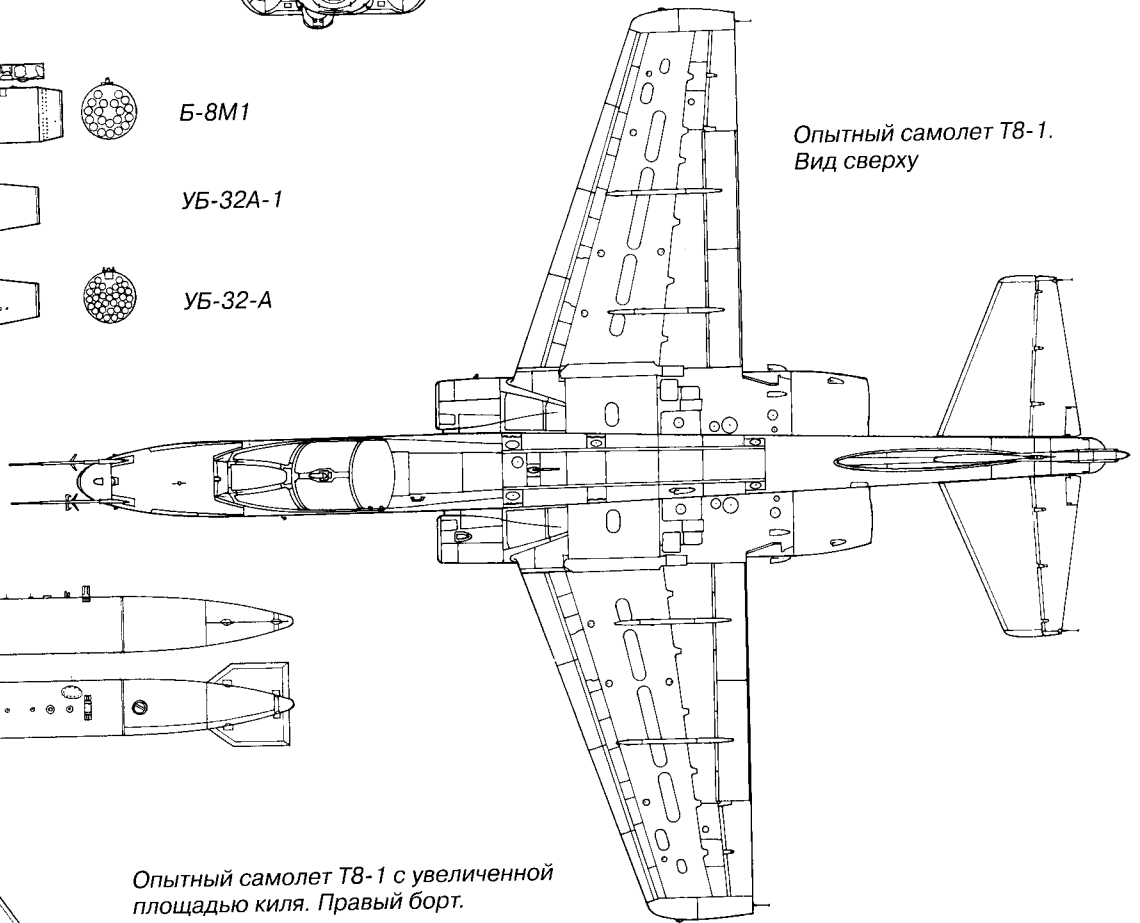


УБ-32А-1

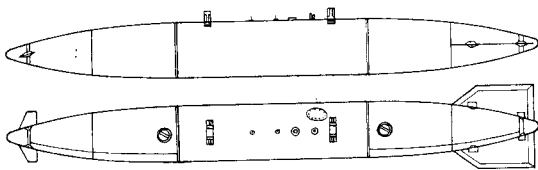


УБ-32-А

Опытный самолет Т8-1.
Вид сверху



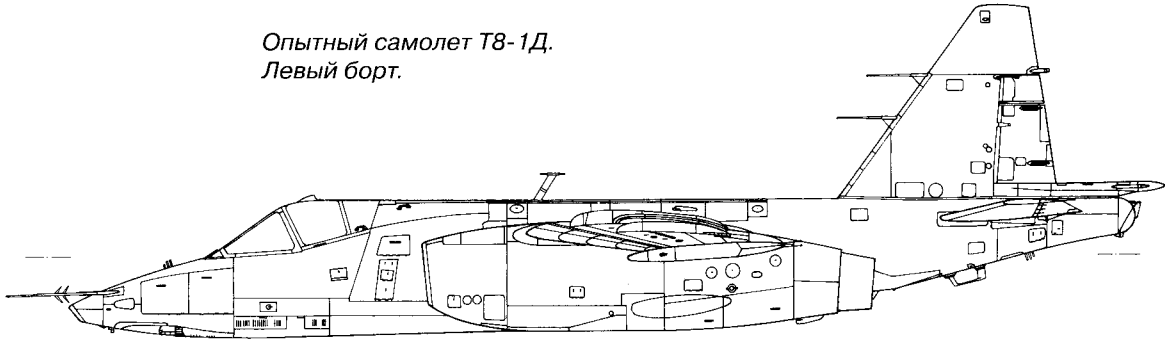
ПТБ-800



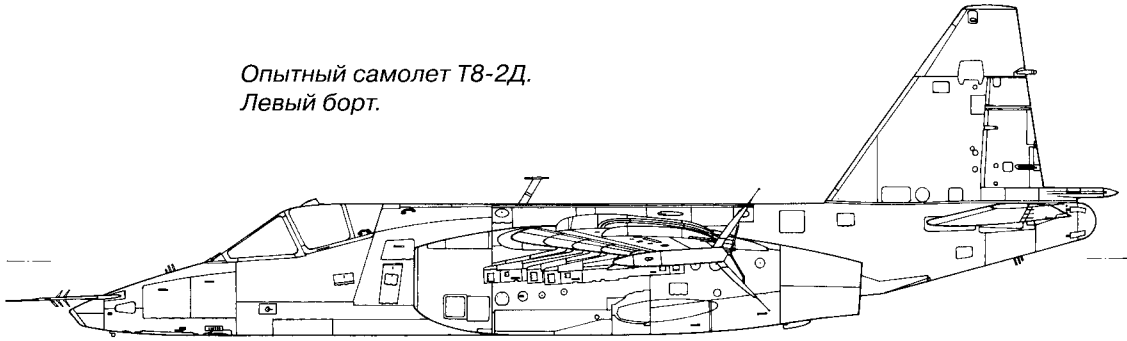
Опытный самолет Т8-1 с увеличенной
площадью кия. Правый борт.



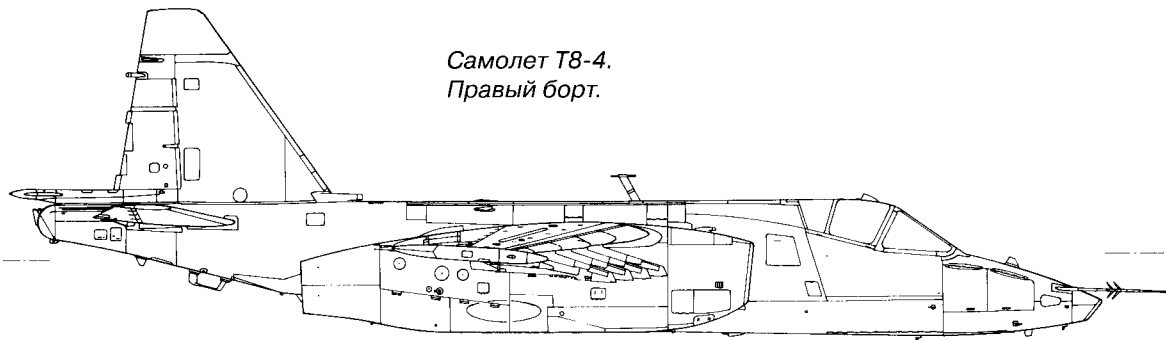
Опытный самолет Т8-1Д.
Левый борт.



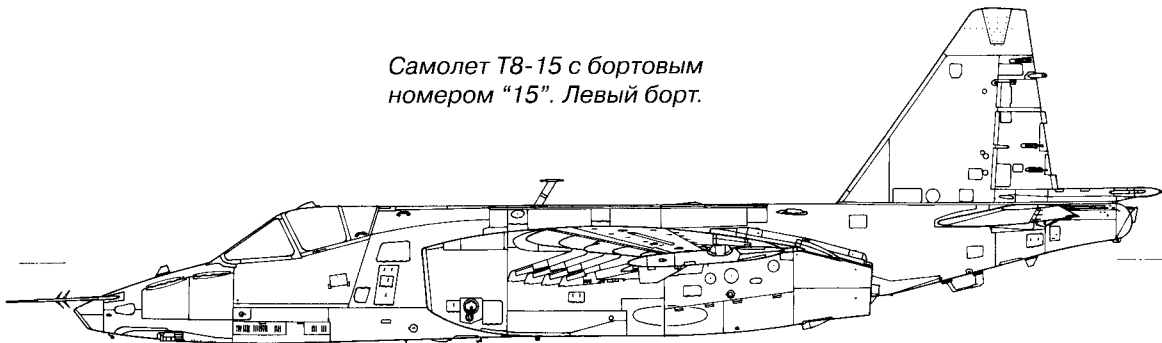
Опытный самолет Т8-2Д.
Левый борт.



Самолет Т8-4.
Правый борт.

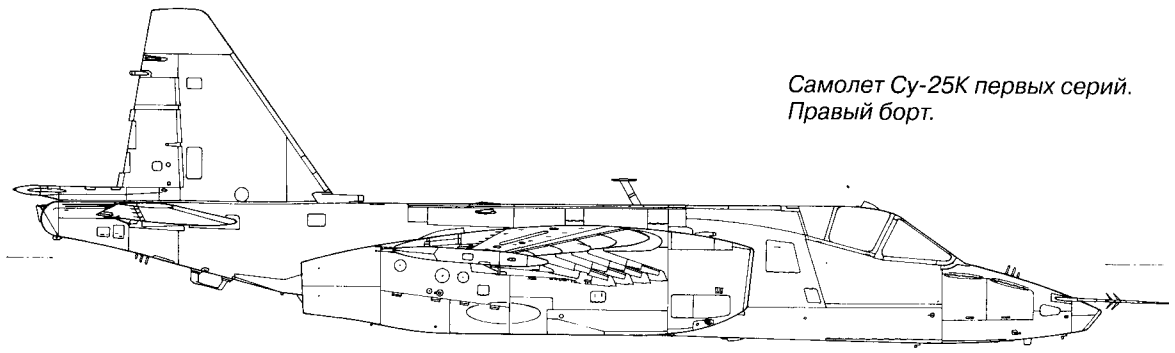


Самолет Т8-15 с бортовым номером "15".
Левый борт.

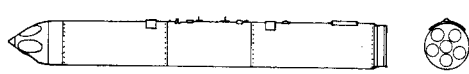


Самолет Т8-15 с бортовым номером "301".
Левый борт.

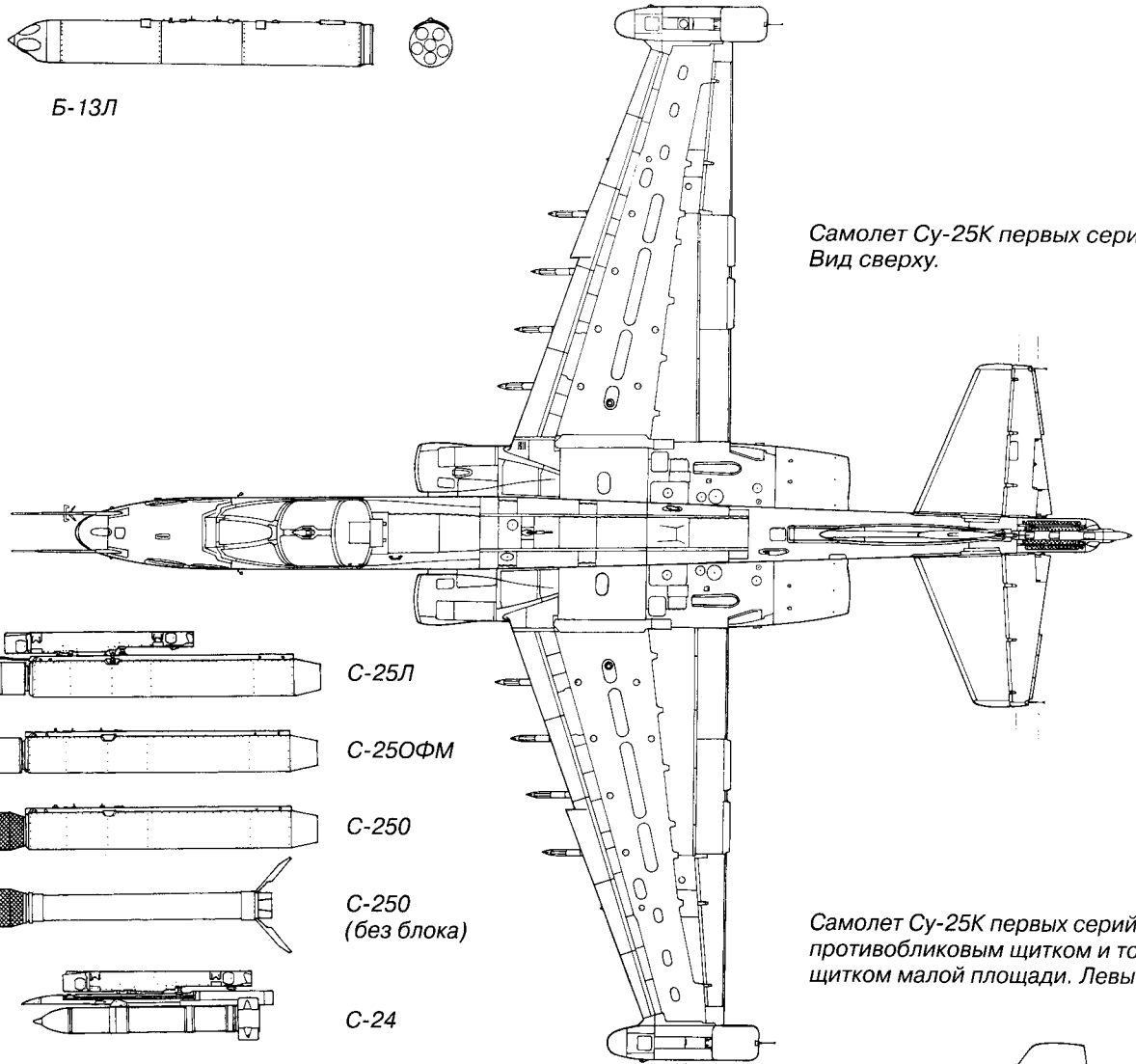




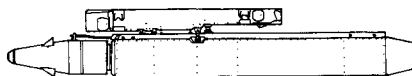
Самолет Су-25К первых серий.
Правый борт.



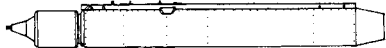
Б-13Л



Самолет Су-25К первых серий.
Вид сверху.



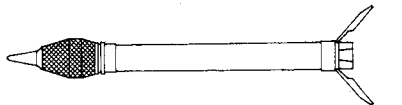
С-25Л



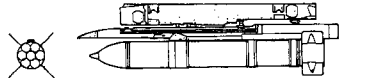
С-25ОФМ



С-250

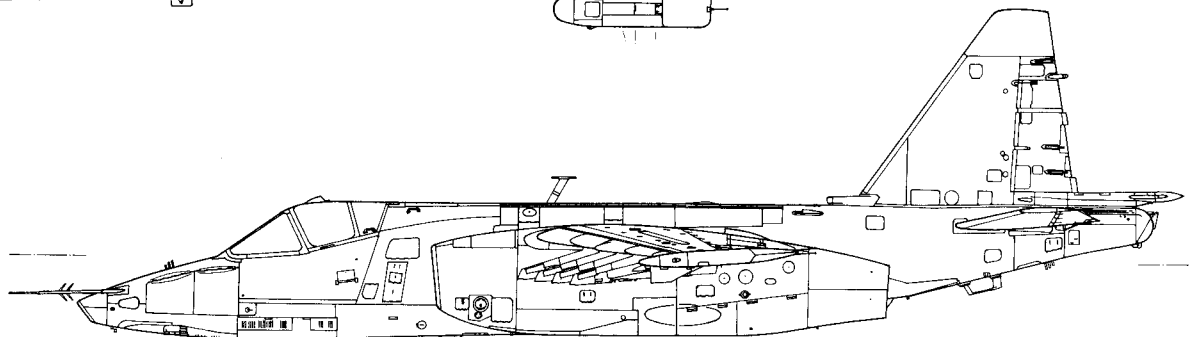


С-250
(без блока)

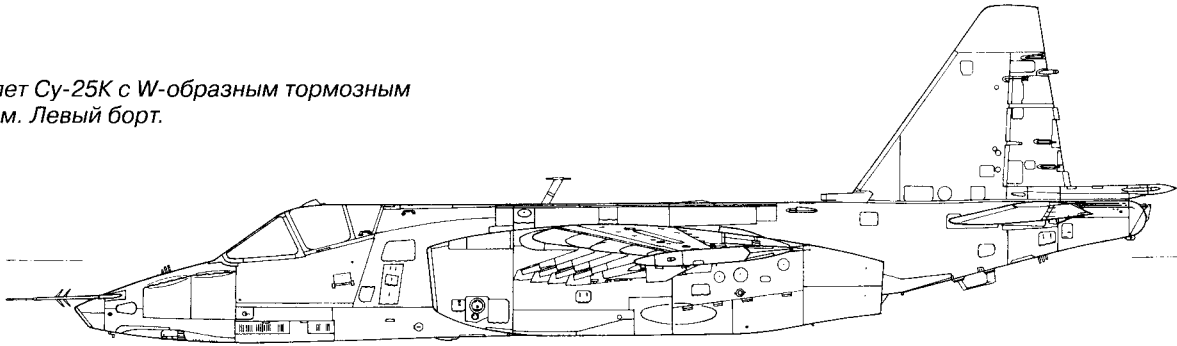


С-24

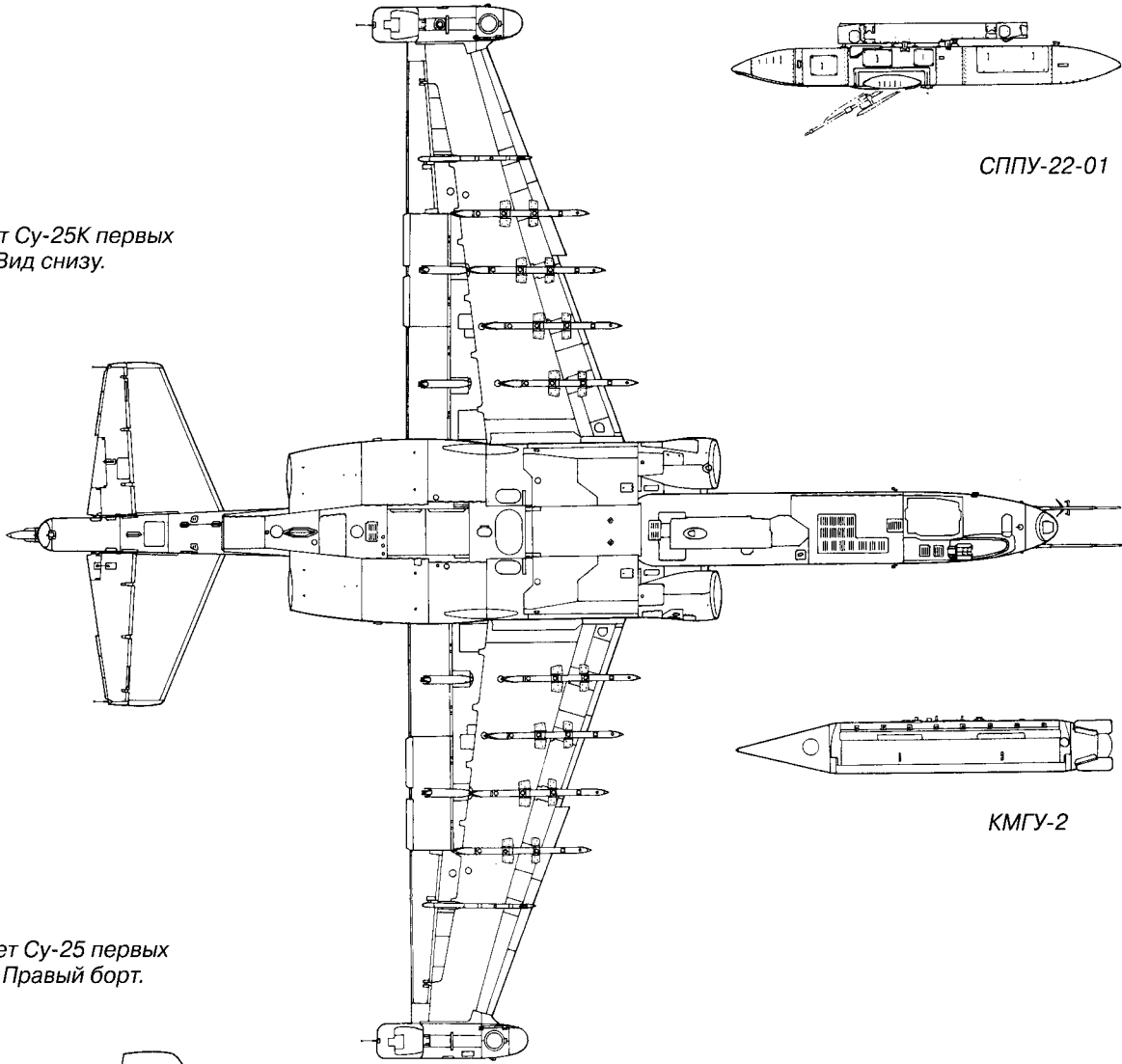
Самолет Су-25К первых серий с
противобликовым щитком и тормозным
щитком малой площади. Левый борт.



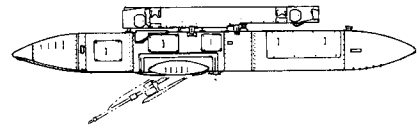
Самолет Су-25К с W-образным тормозным щитком. Левый борт.



Самолет Су-25К первых серий. Вид снизу.



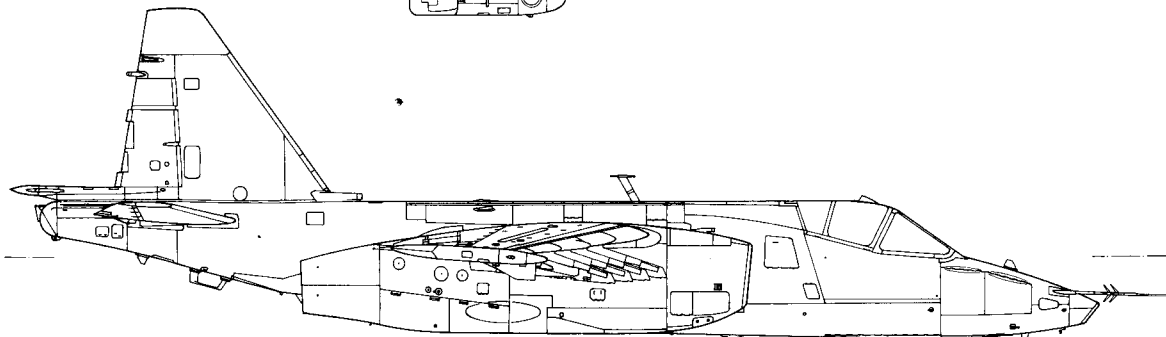
СППУ-22-01



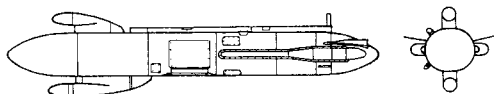
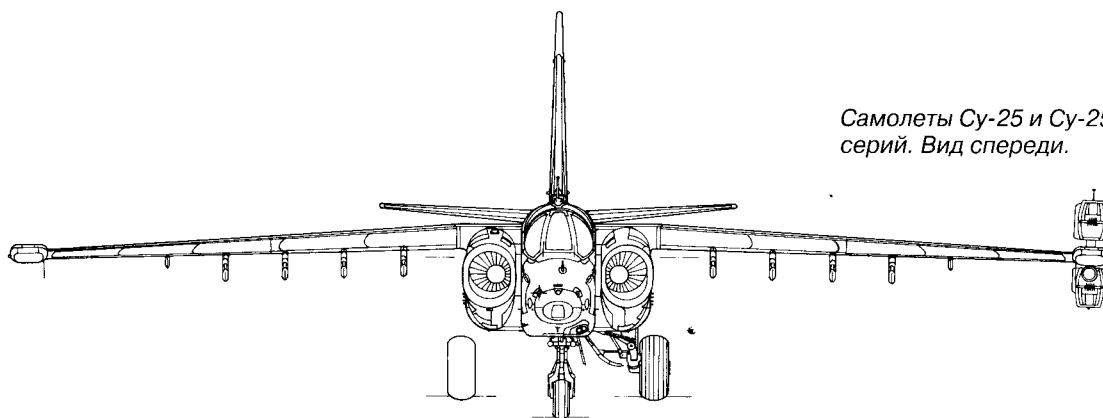
КМГУ-2



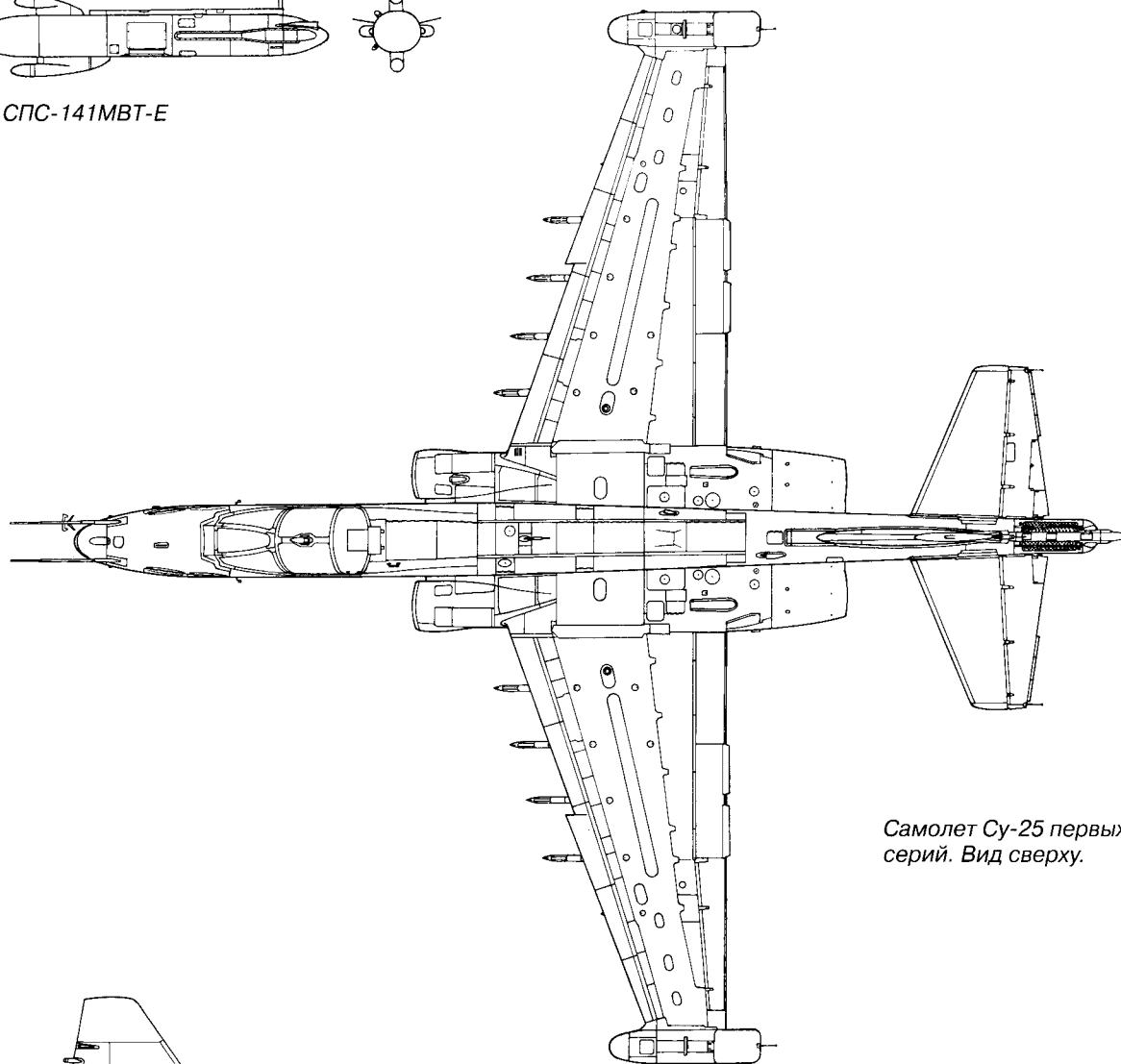
Самолет Су-25 первых серий. Правый борт.



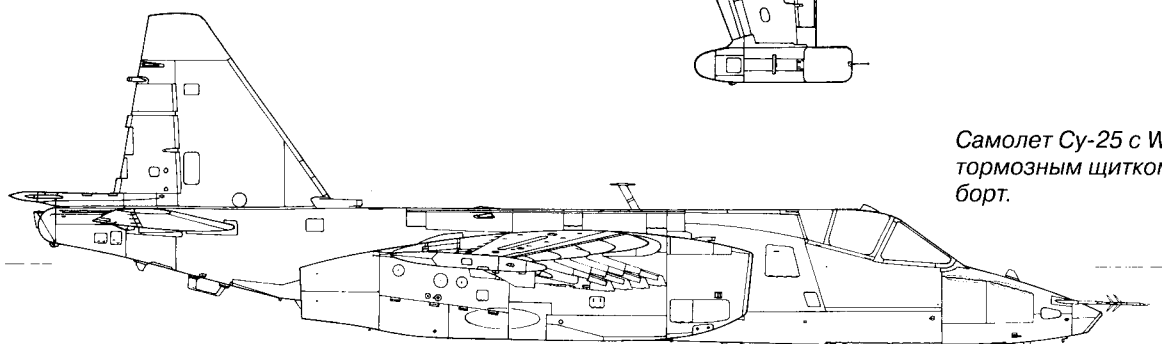
Самолеты Су-25 и Су-25К первых серий. Вид спереди.



СПС-141МВТ-Е



Самолет Су-25 первых серий. Вид сверху.



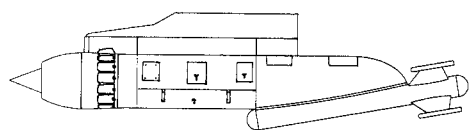
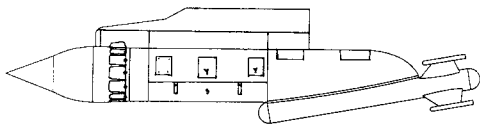
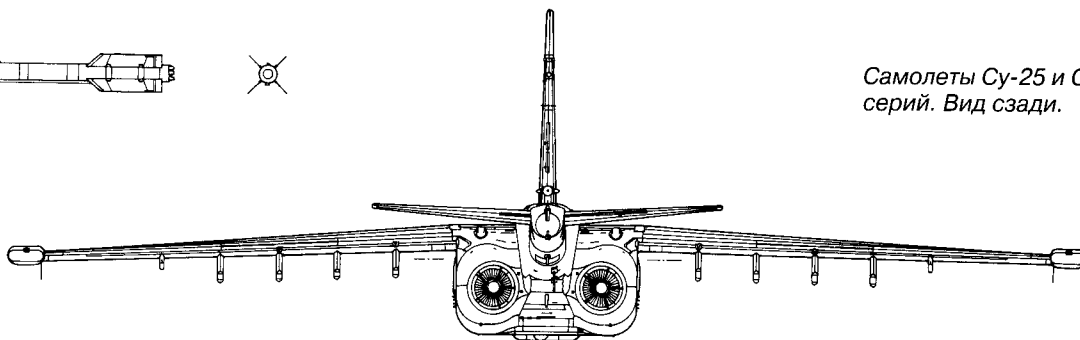
Самолет Су-25 с W-образным тормозным щитком. Правый борт.



УР Р-73

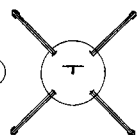
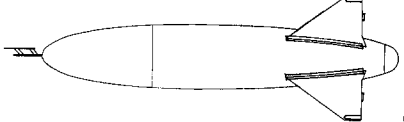
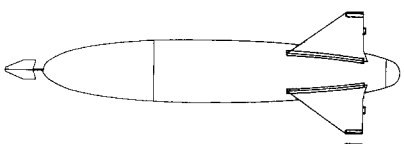
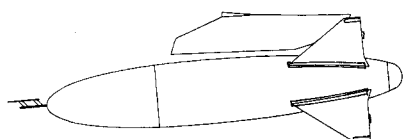
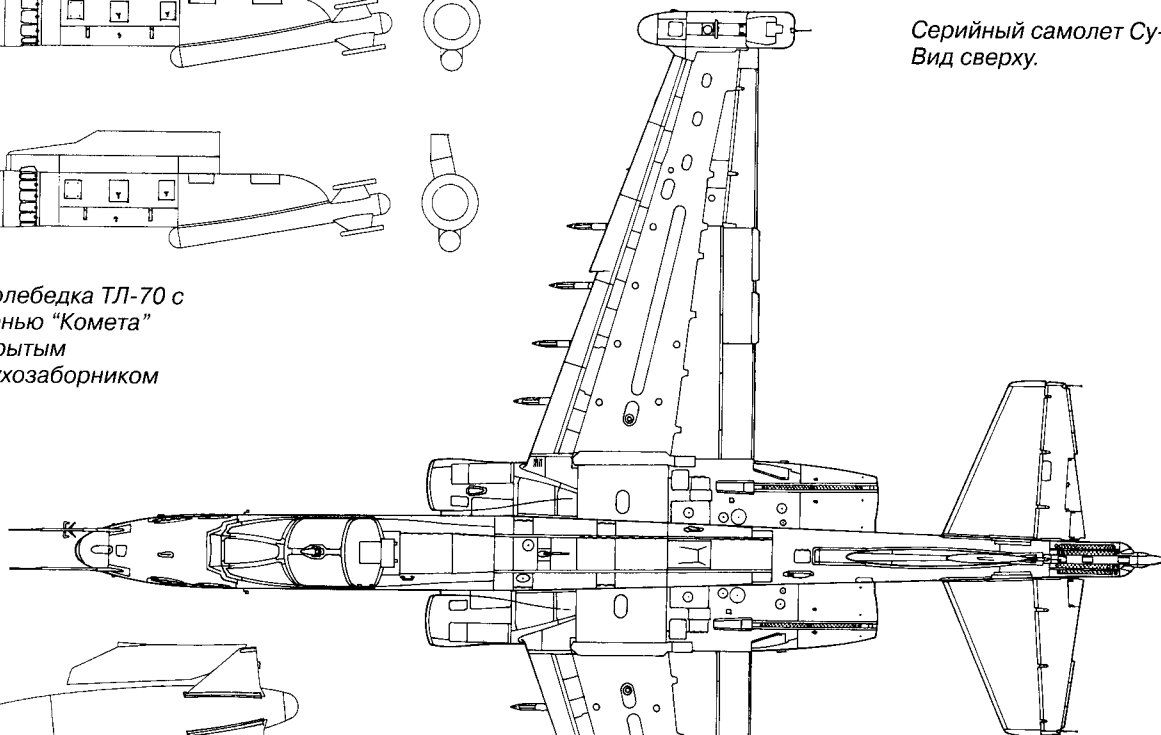


Самолеты Су-25 и Су-25К первых серий. Вид сзади.



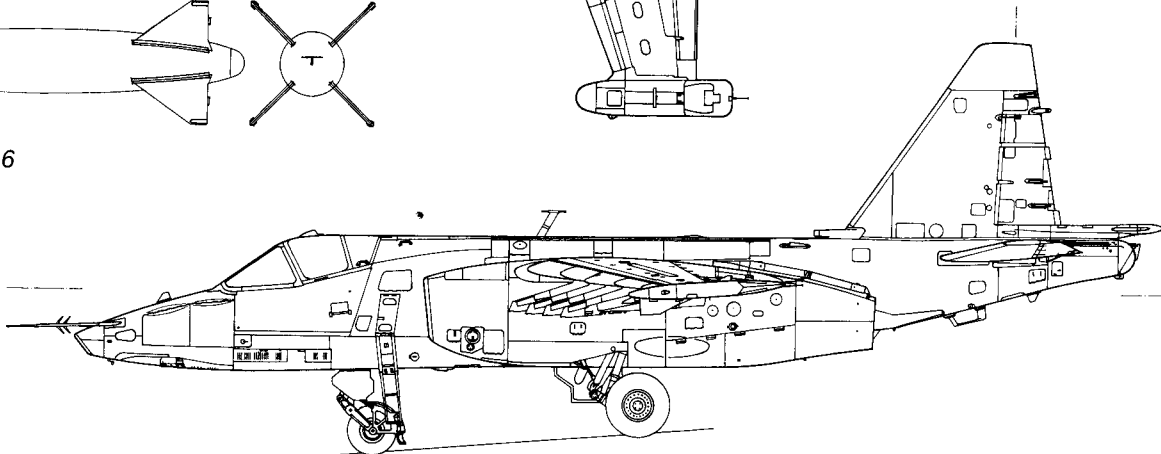
Турборебедка ТЛ-70 с мишенью "Комета" с закрытым воздухозаборником

Серийный самолет Су-25. Вид сверху.

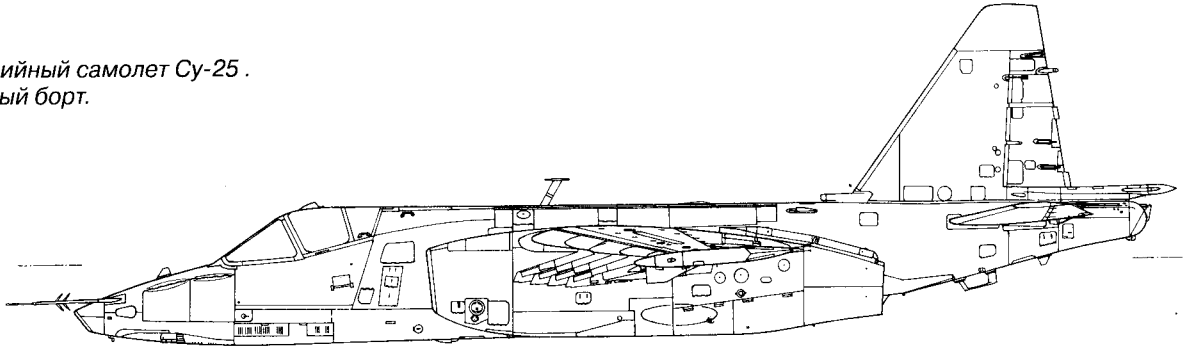


Серийный самолет Су-25 в стояночном положении. Левый борт.

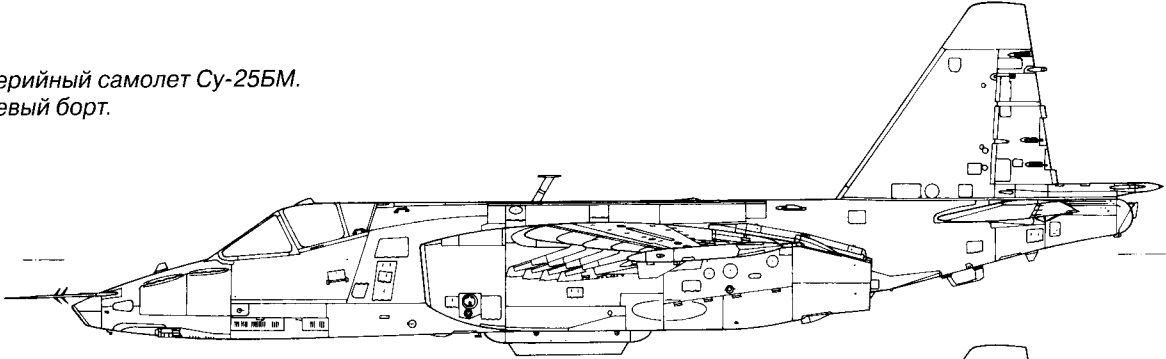
Мишень ПМ-6



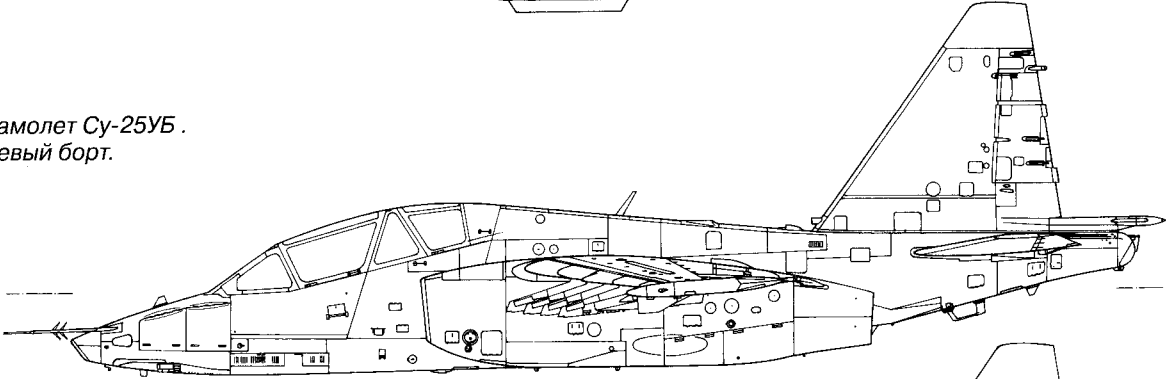
Серийный самолет Су-25.
Левый борт.



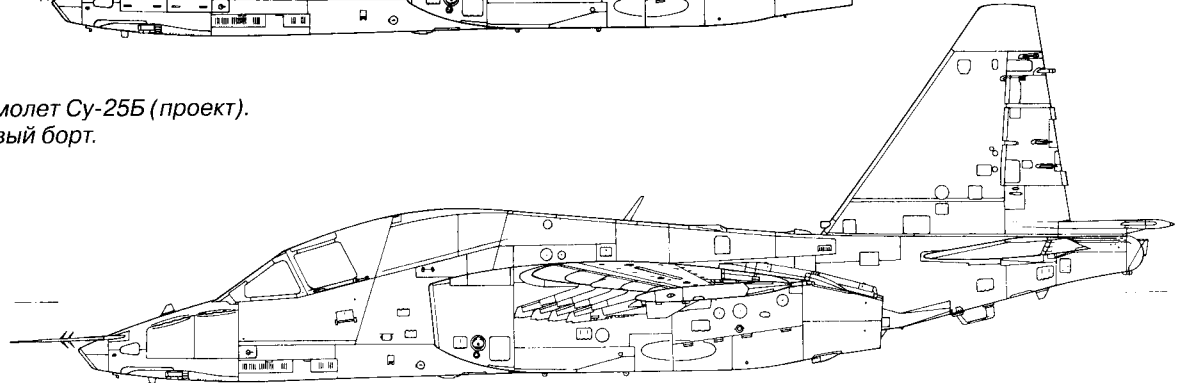
Серийный самолет Су-25БМ.
Левый борт.



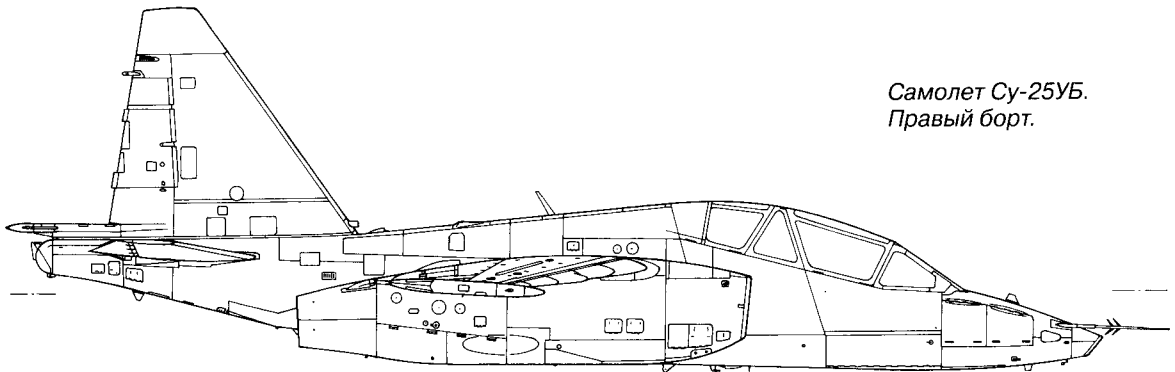
Самолет Су-25УБ.
Левый борт.



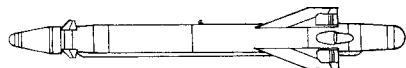
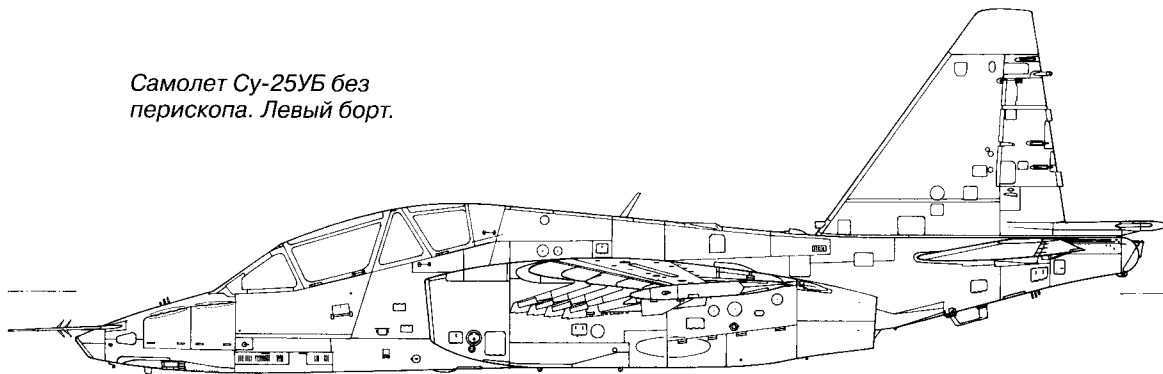
Самолет Су-25Б (проект).
Левый борт.



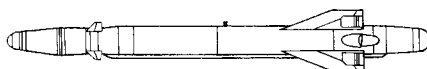
Самолет Су-25УБ.
Правый борт.



Самолет Су-25УБ без перископа. Левый борт.

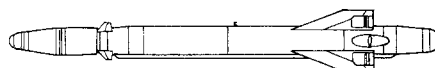
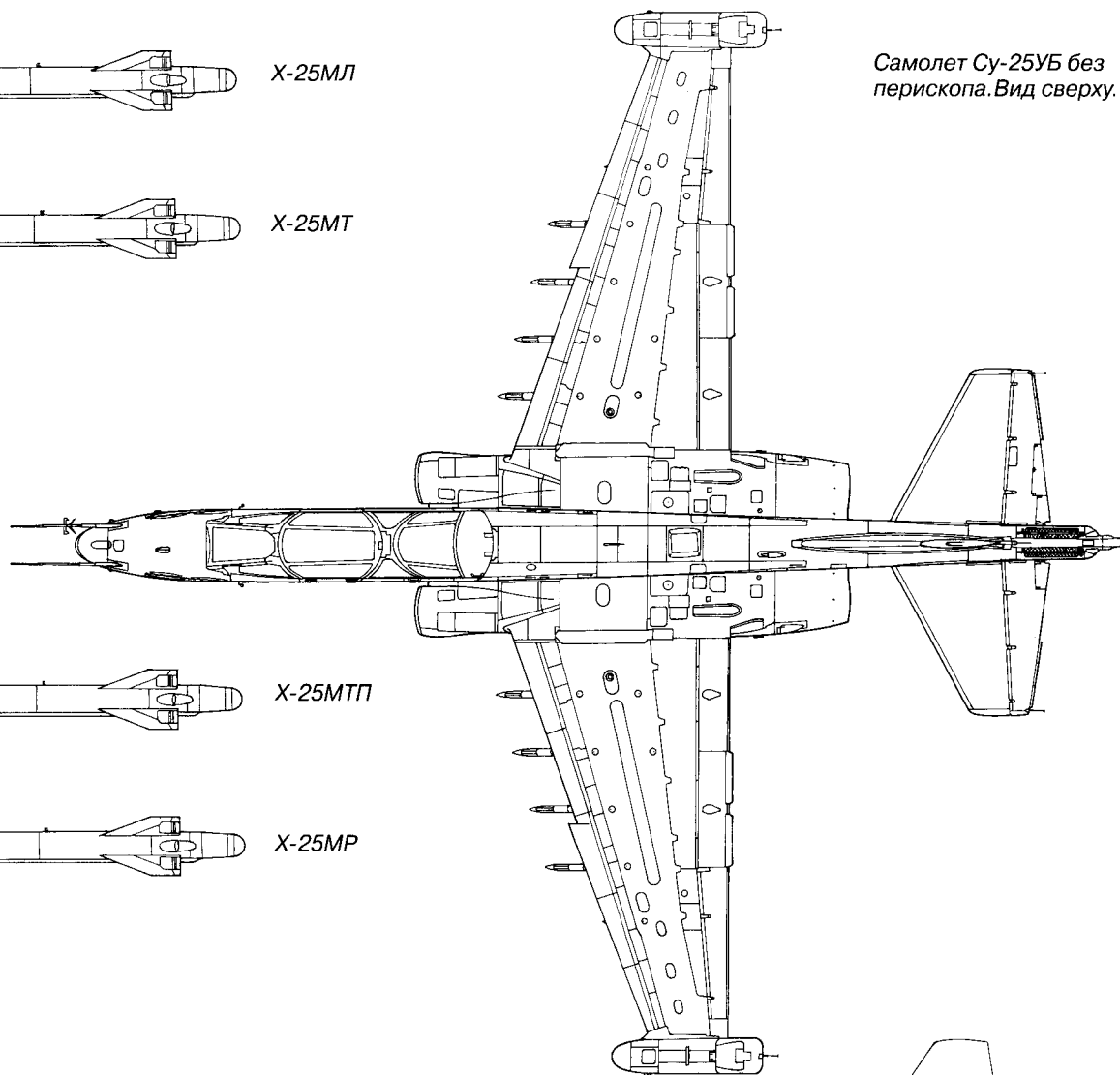


X-25ML



X-25MT

Самолет Су-25УБ без перископа. Вид сверху.

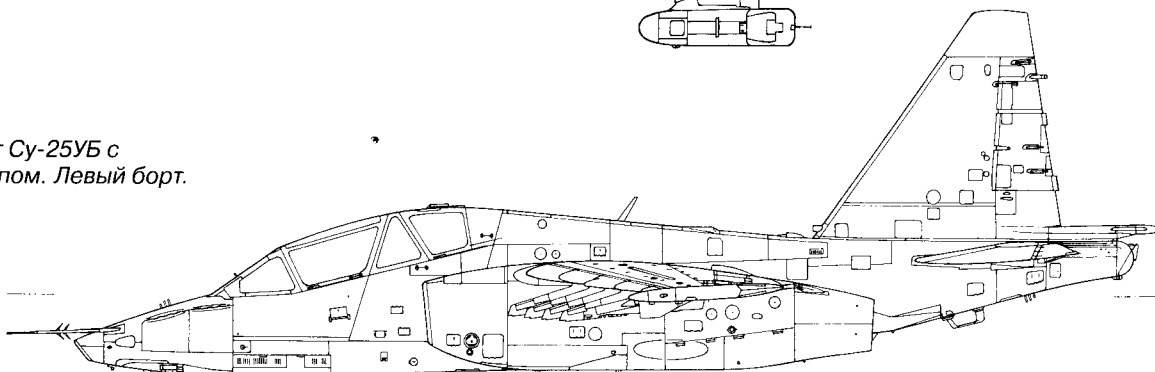


X-25MTP

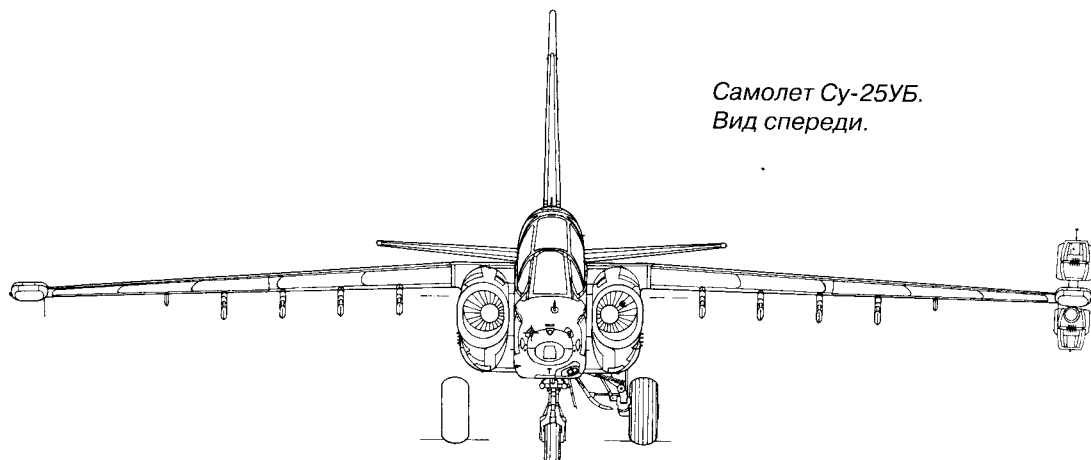


X-25MP

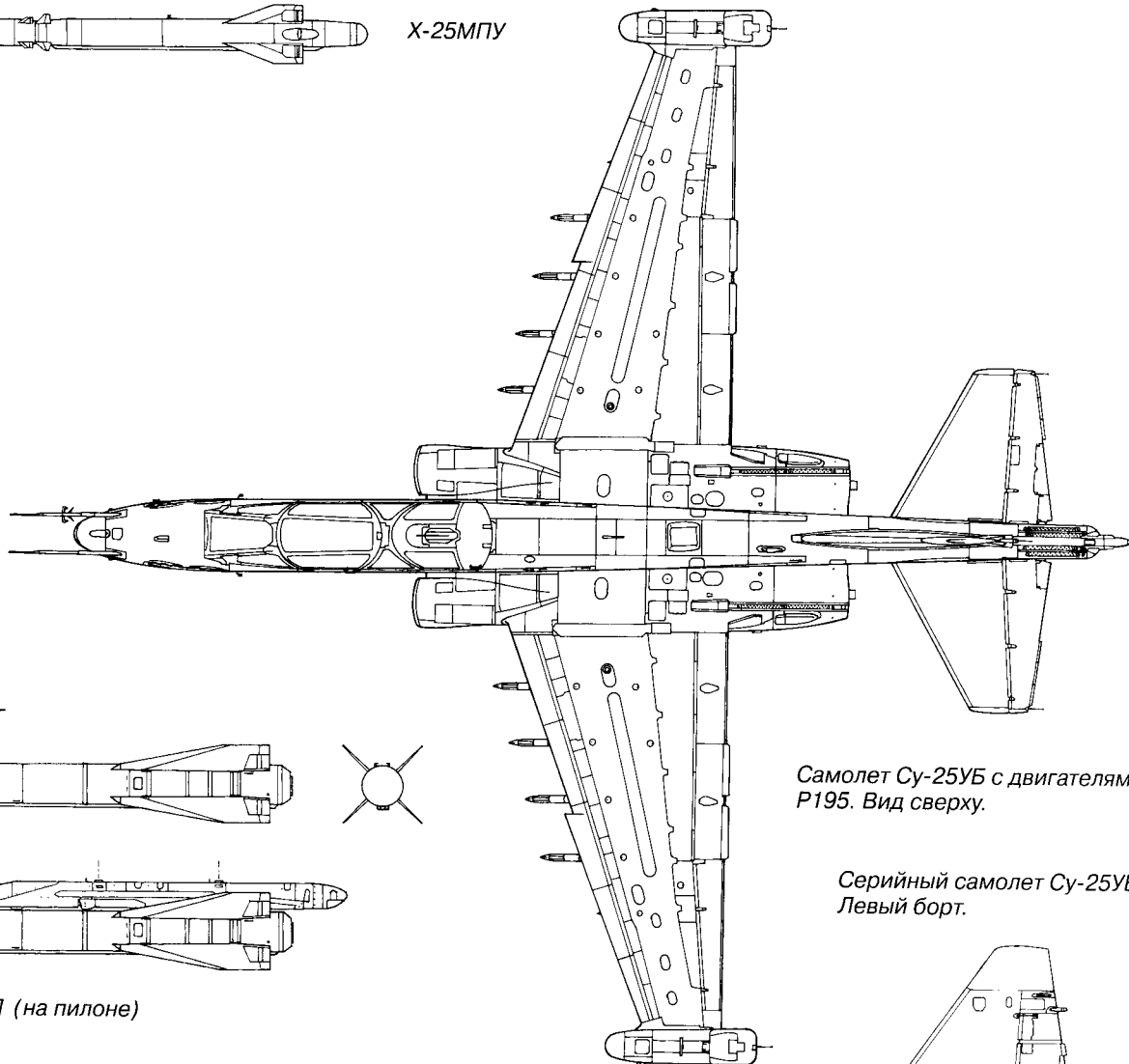
Самолет Су-25УБ с перископом. Левый борт.



Самолет Су-25УБ.
Вид спереди.

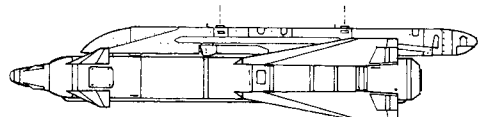
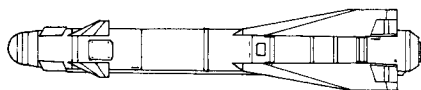


X-25МПУ



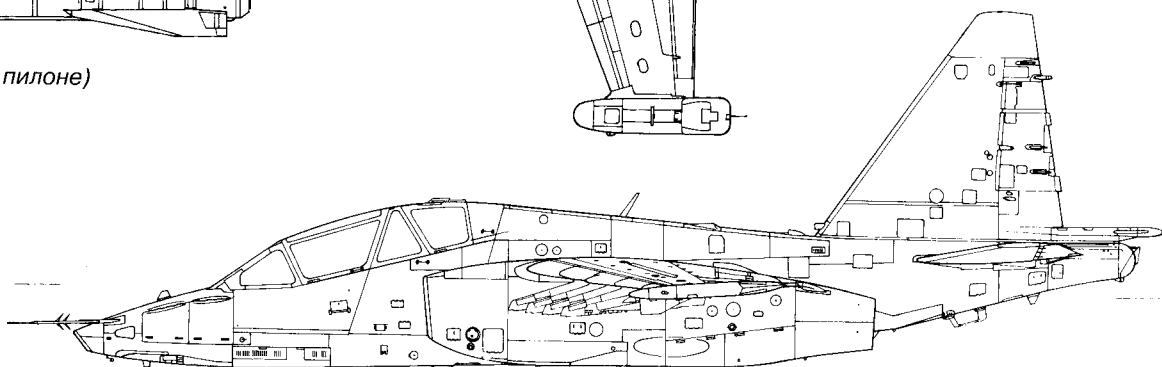
Самолет Су-25УБ с двигателями
Р195. Вид сверху.

X-29Т

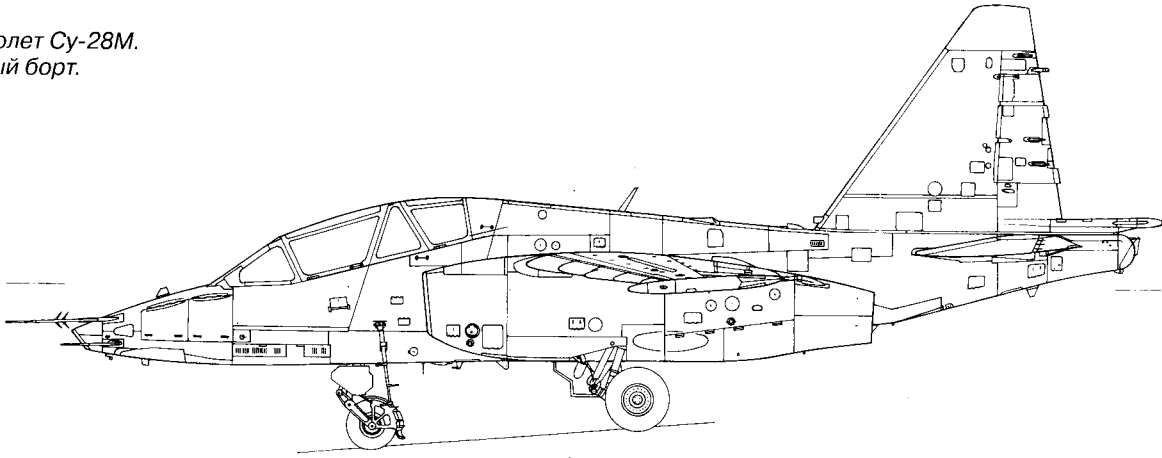


X-29Л (на пилоне)

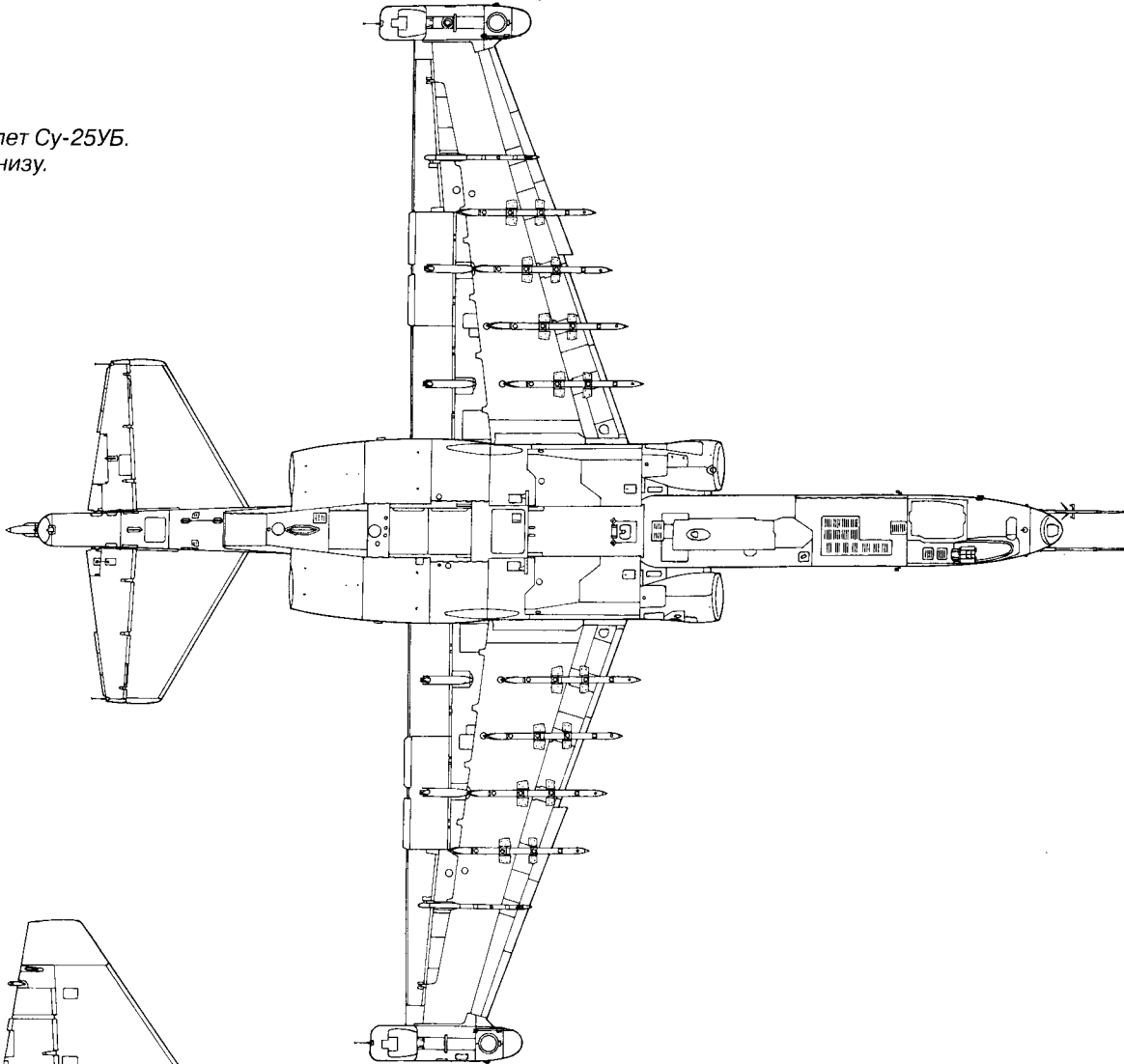
Серийный самолет Су-25УБ.
Левый борт.



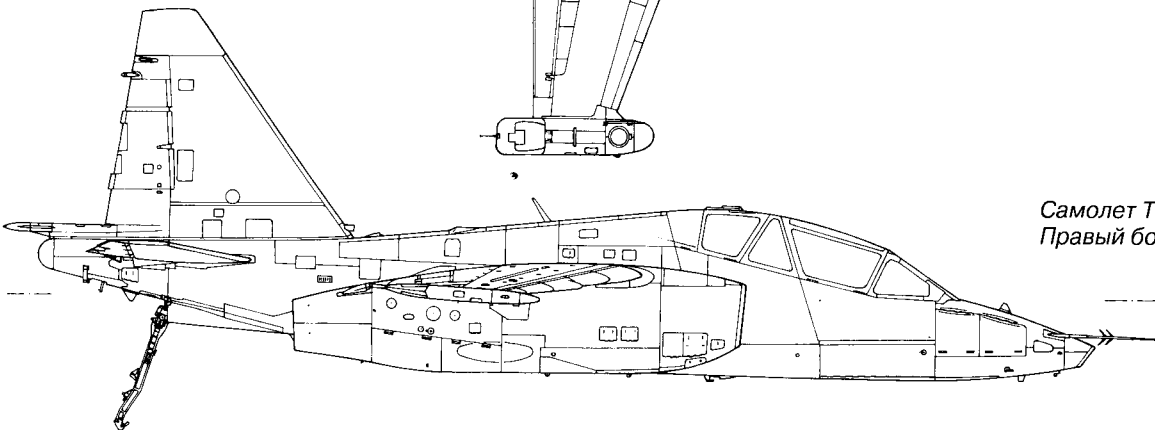
Самолет Су-28М.
Левый борт.

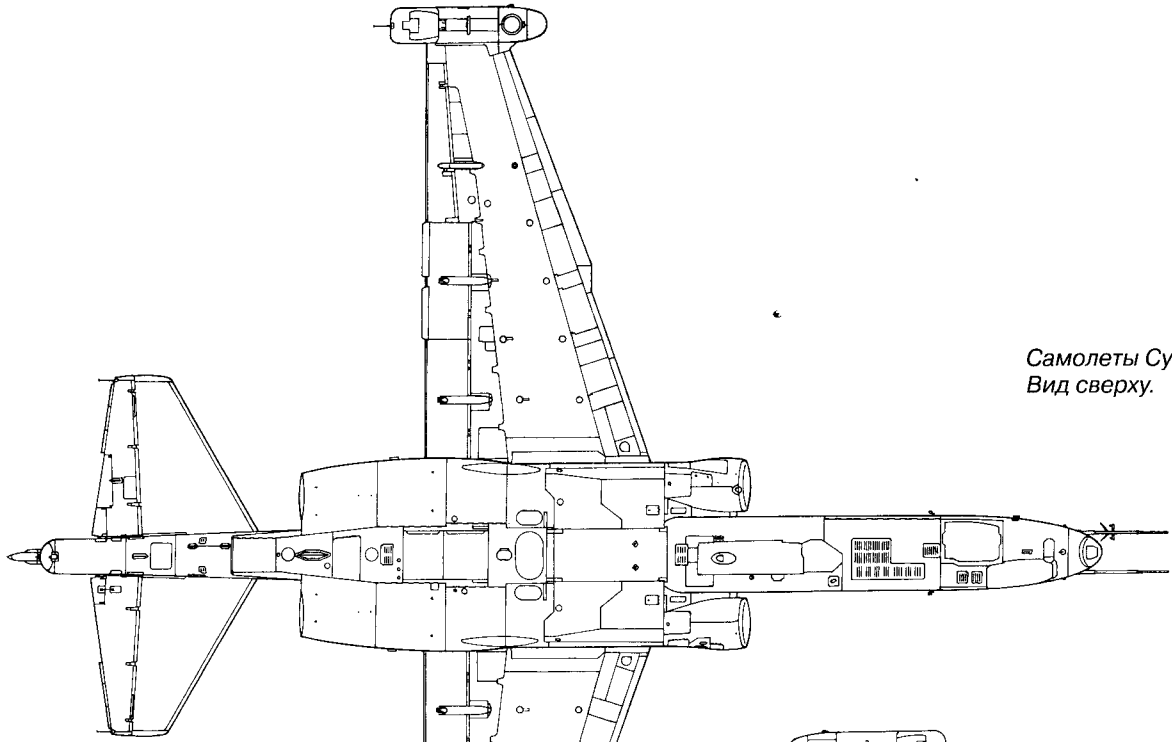


Самолет Су-25УБ.
Вид снизу.

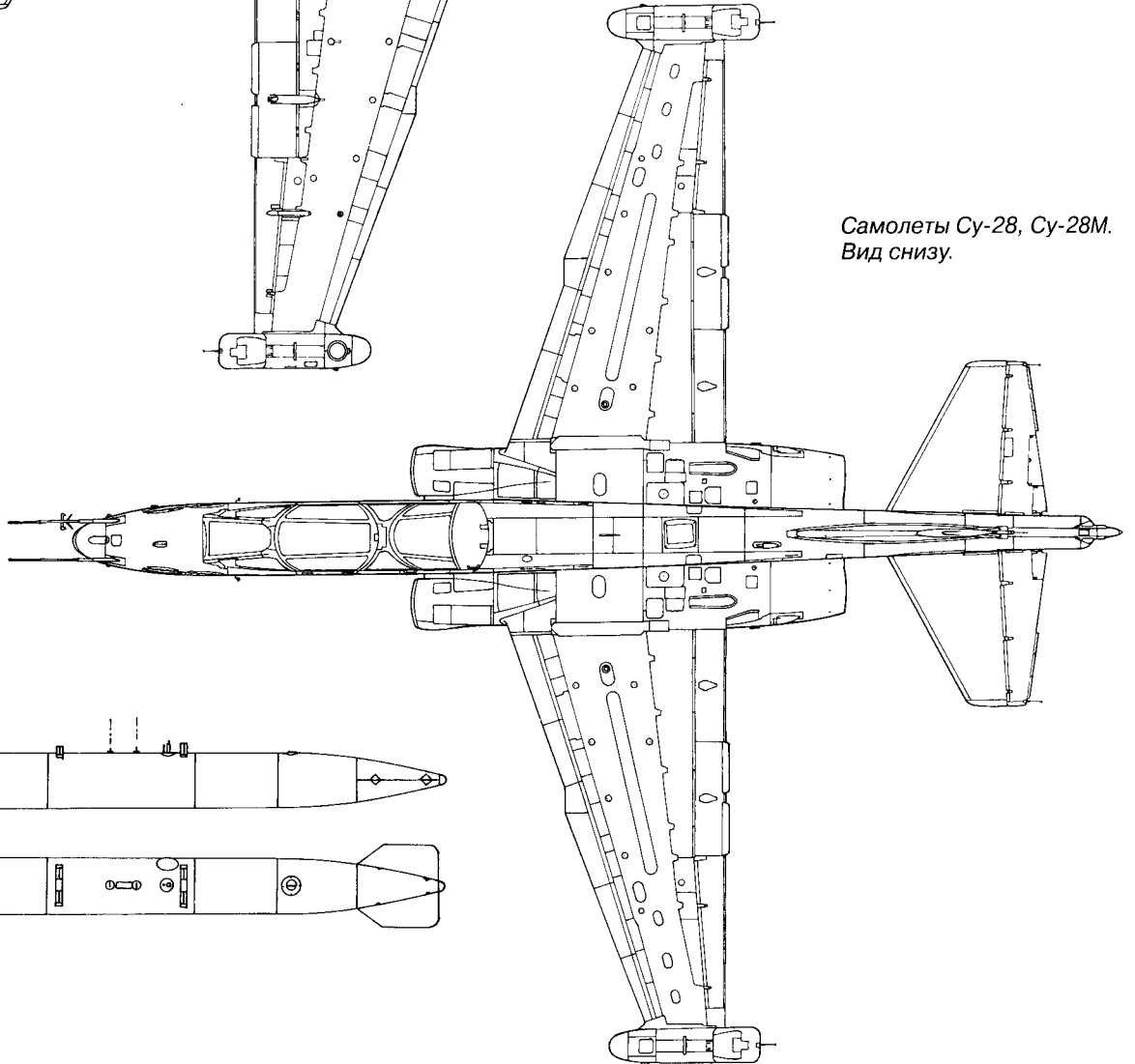


Самолет Т8УТГ-1.
Правый борт.

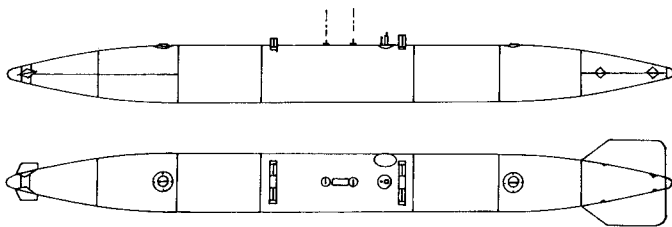




Самолеты Су-28, Су-28М.
Вид сверху.

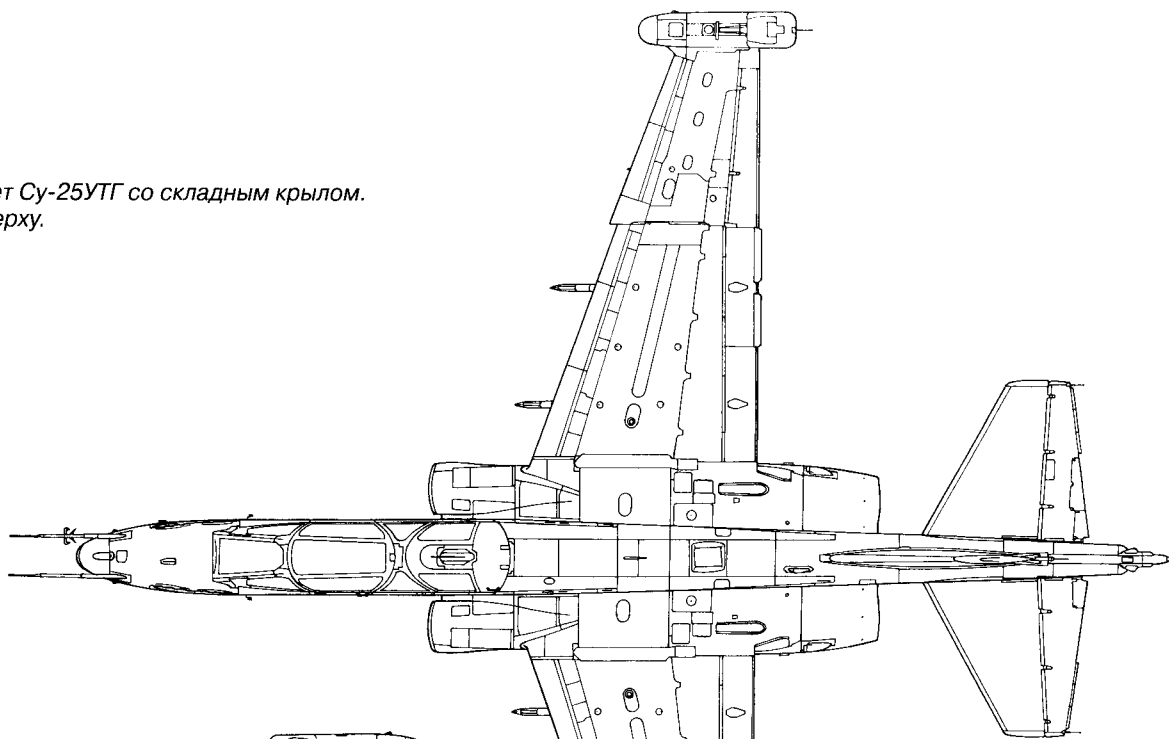


Самолеты Су-28, Су-28М.
Вид снизу.

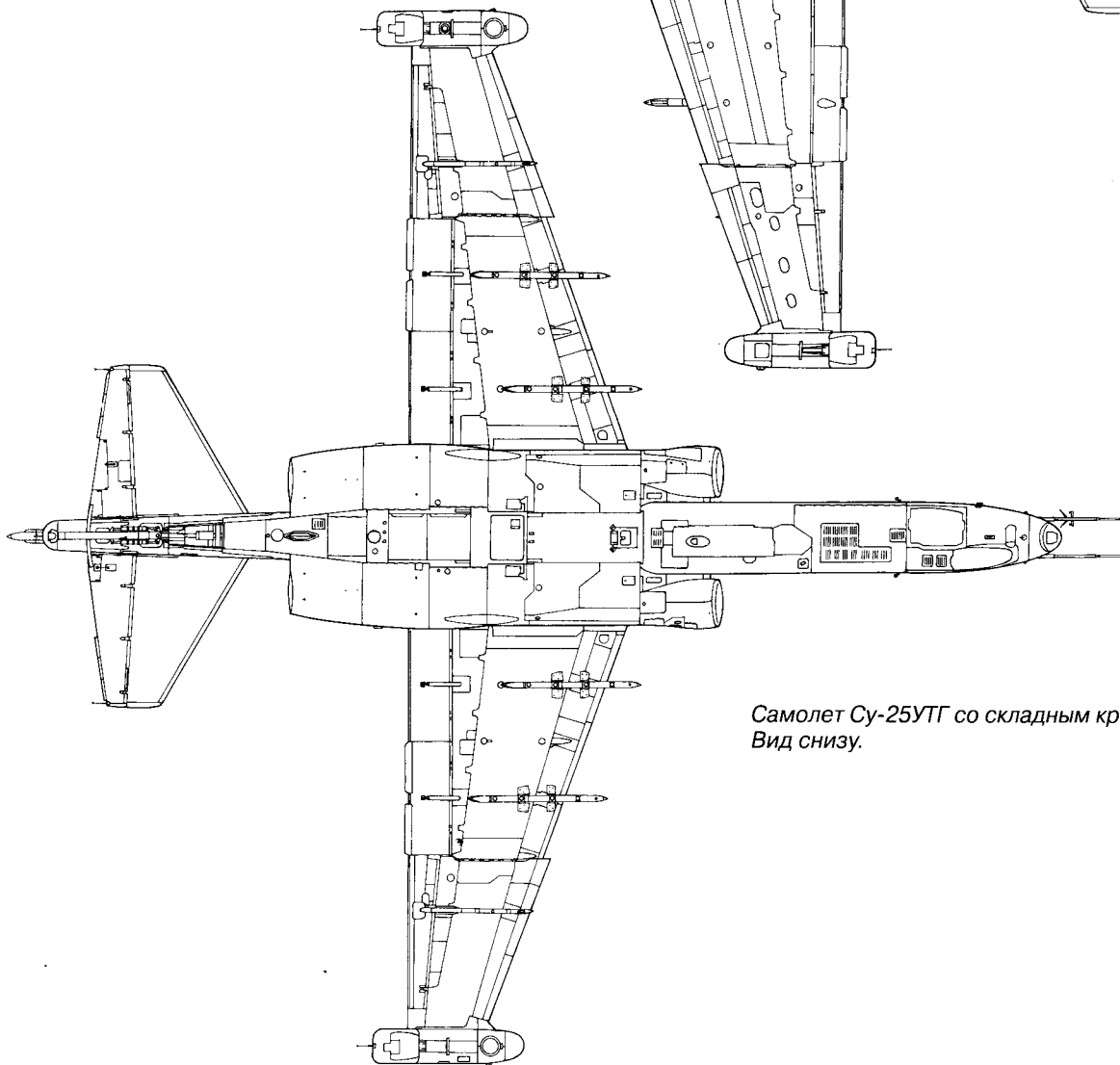


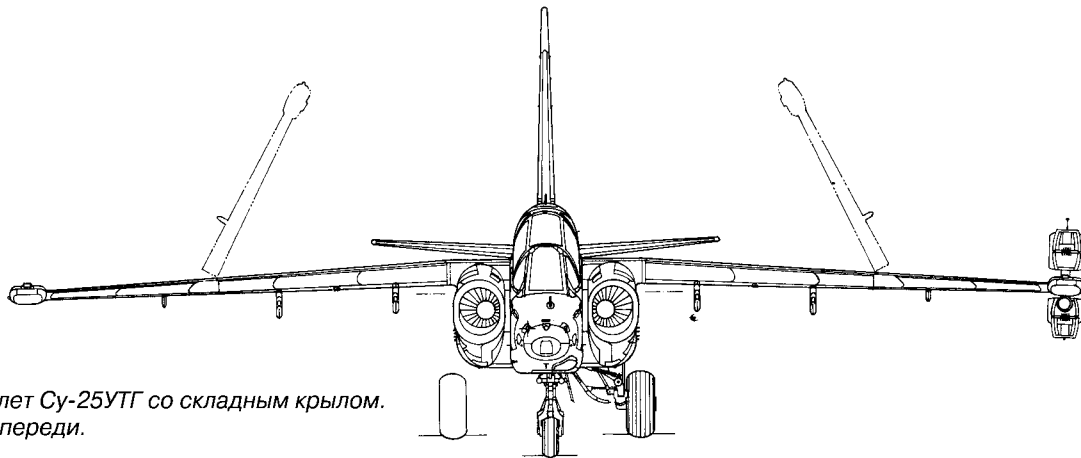
ПТБ-1150

Самолет Су-25УТГ со складным крылом.
Вид сверху.

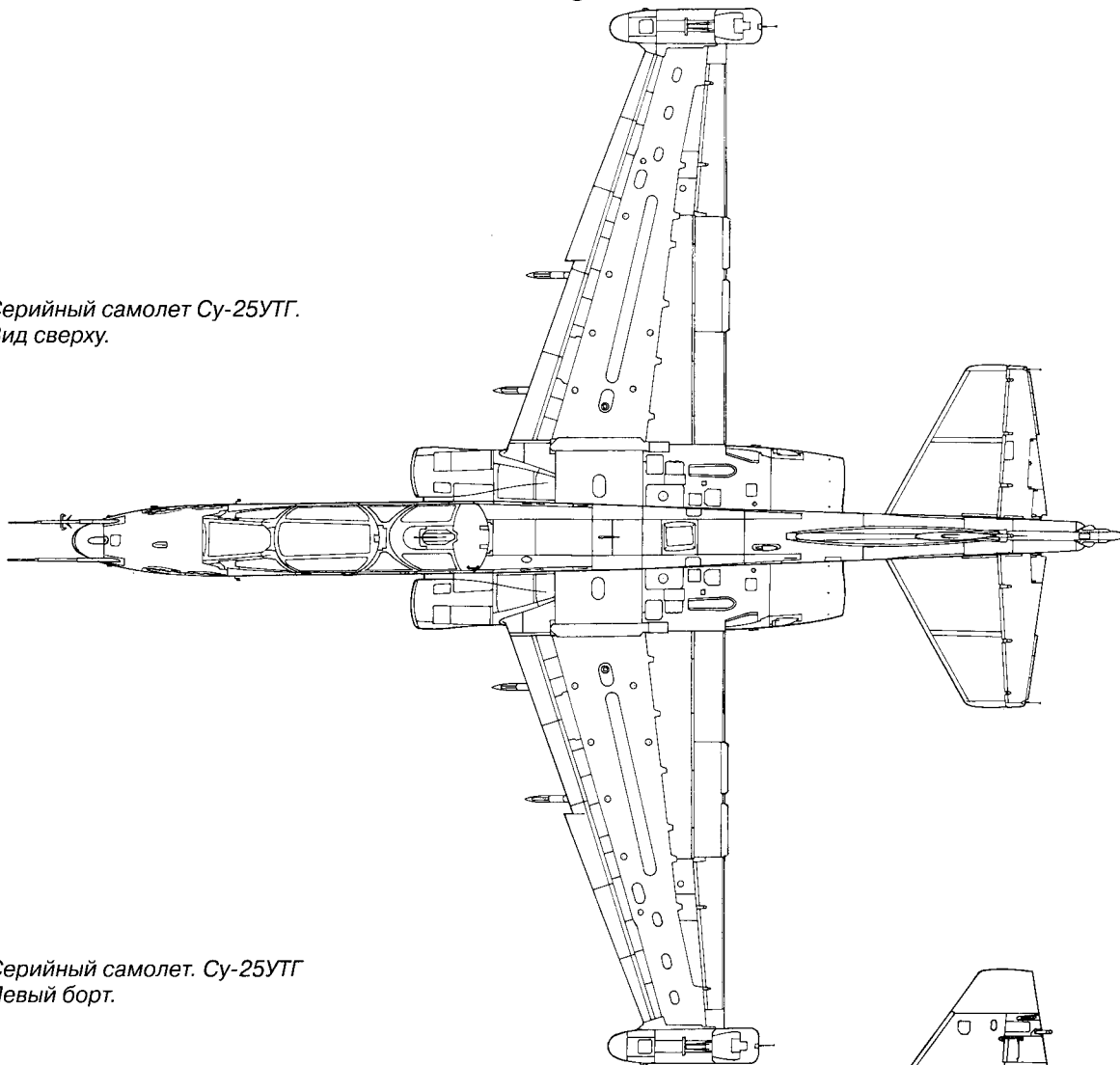


Самолет Су-25УТГ со складным крылом.
Вид снизу.



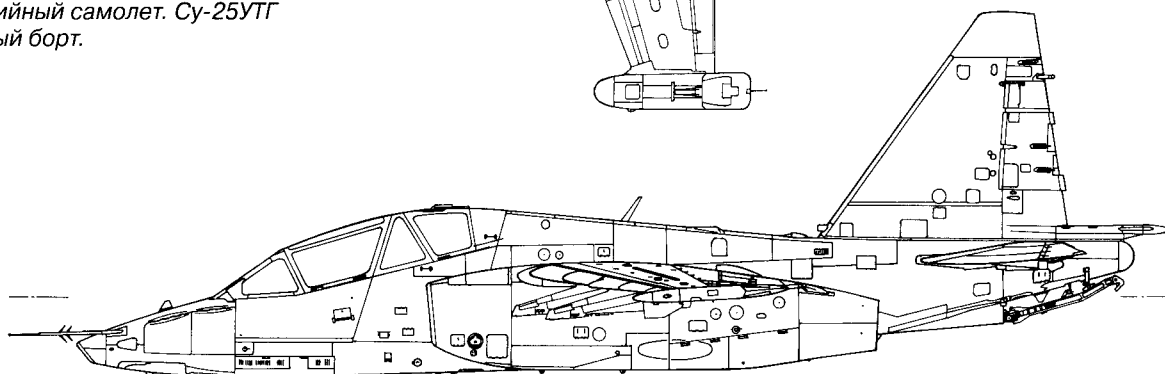


Самолет Су-25УТГ со складным крылом.
Вид спереди.

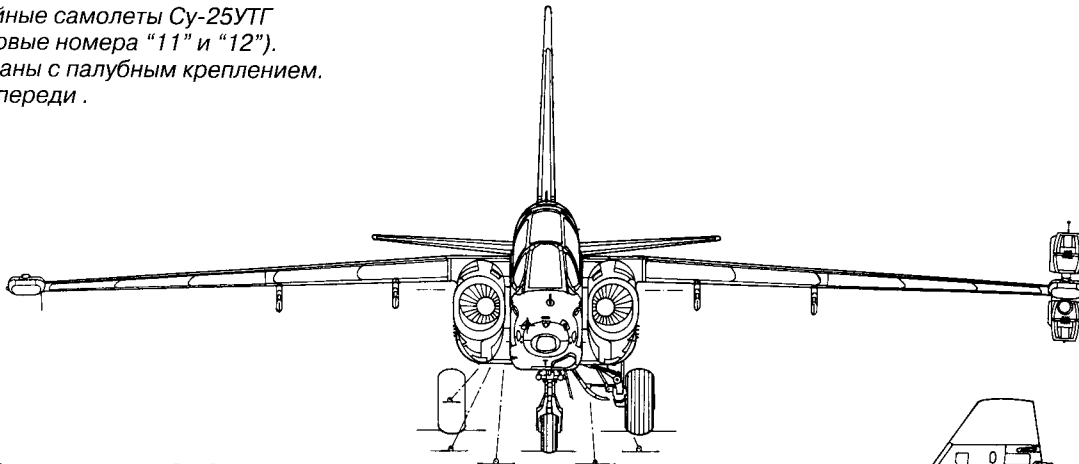


Серийный самолет Су-25УТГ.
Вид сверху.

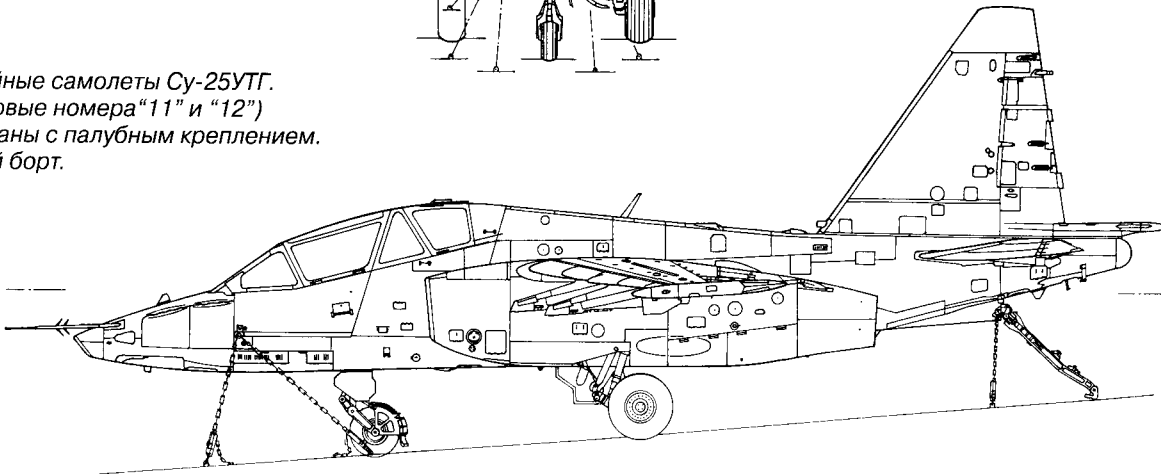
Серийный самолет. Су-25УТГ
Левый борт.



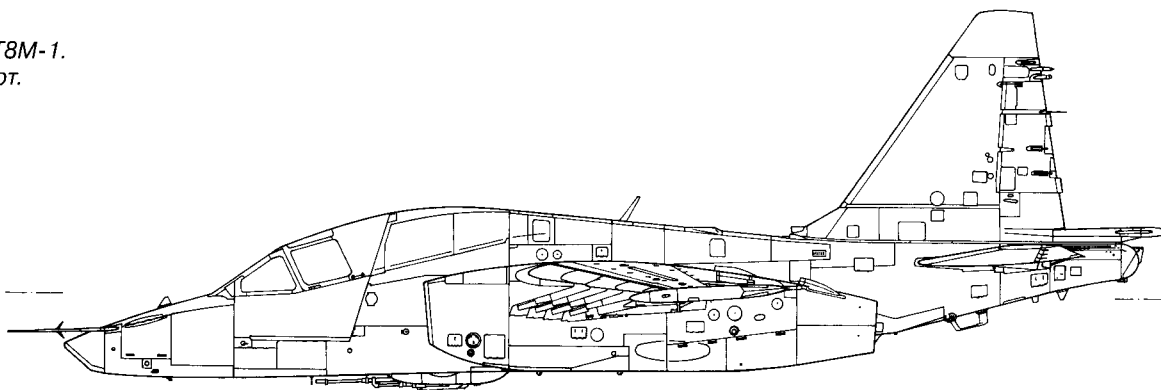
Серийные самолеты Су-25УТГ
(бортовые номера "11" и "12").
Показаны с палубным креплением.
Вид спереди .



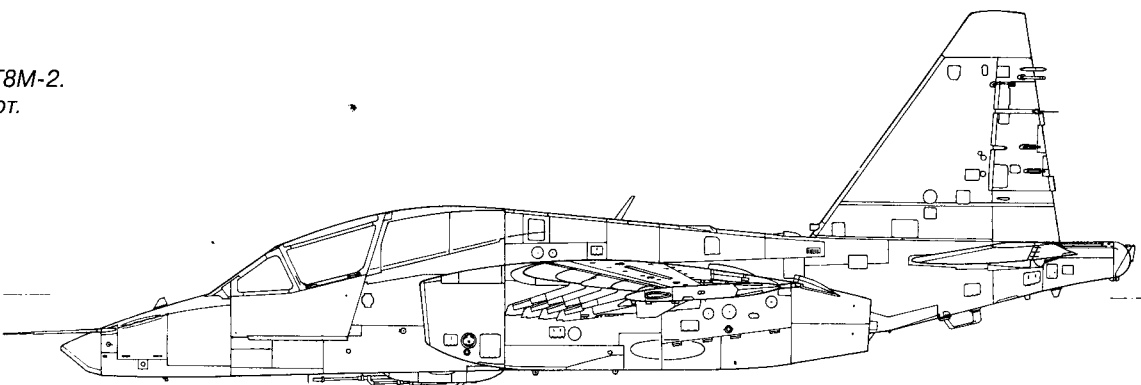
Серийные самолеты Су-25УТГ.
(бортовые номера "11" и "12")
Показаны с палубным креплением.
Левый борт.



Самолет Т8М-1.
Левый борт.

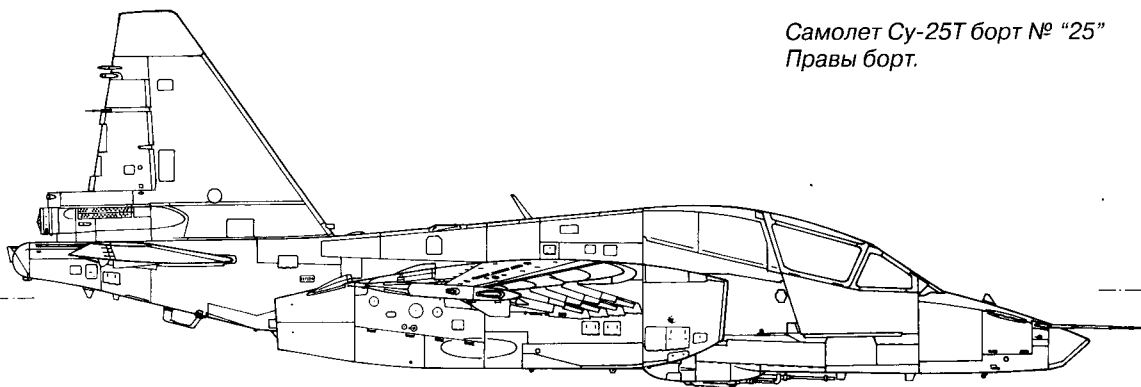


Самолет Т8М-2.
Левый борт.

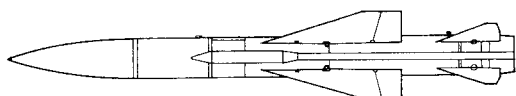


ТЕХНИЧЕСКАЯ ДОКУМЕНТАЦИЯ

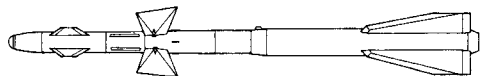
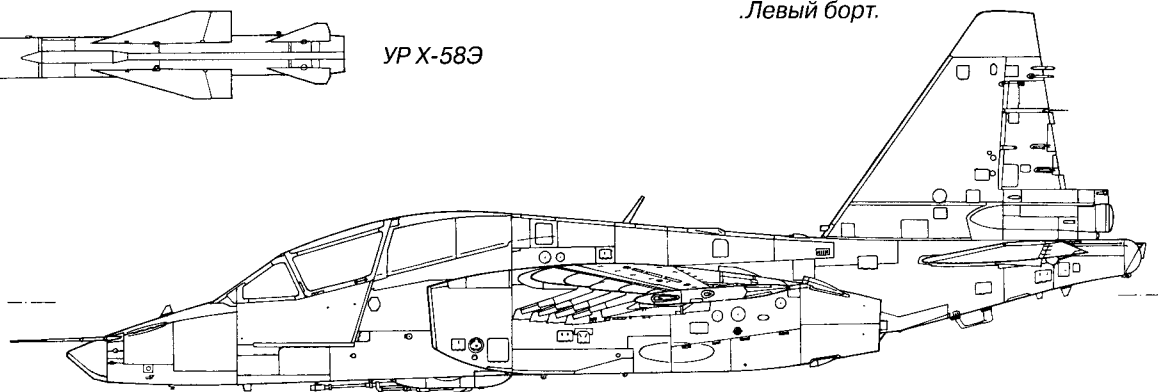
Самолет Су-25Т борт № "25"
Правы борт.



Самолет Су-25ТМ борт № "09"
Левый борт.

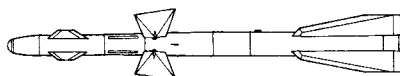


УР Х-58Э

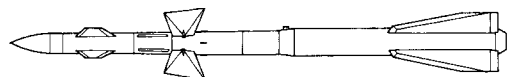
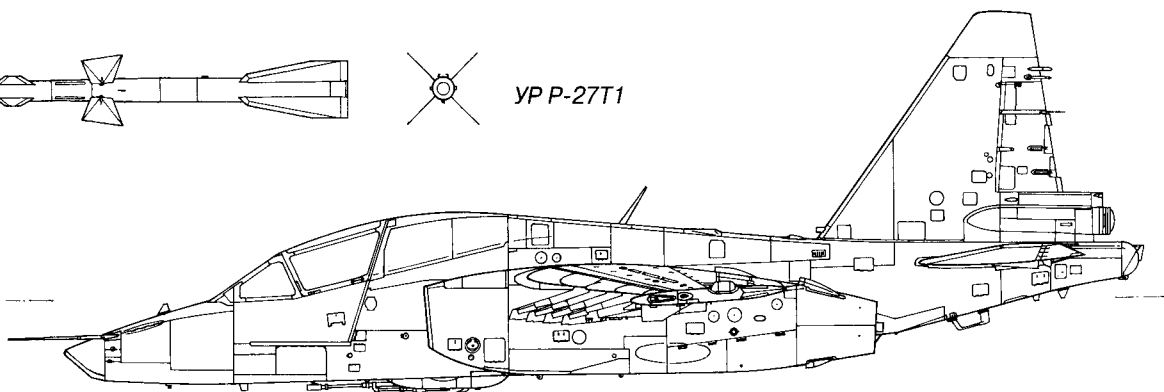


УР Р-27ЕТ-1

Самолет Су-25Т борт № "10"
Левый борт.



УР Р-27Т1

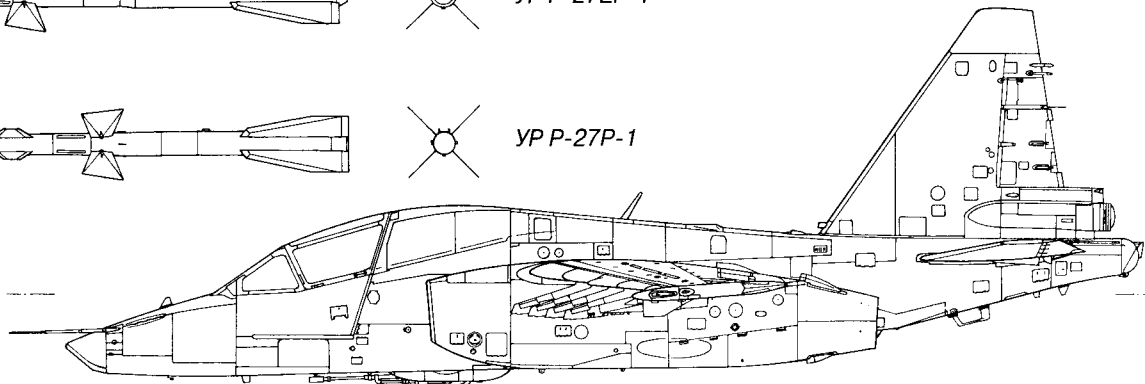


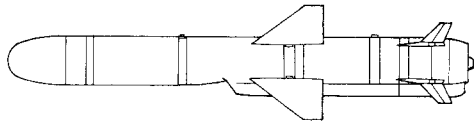
УР Р-27ЕР-1

Самолет Су-25ТМ борт № "21"
Левый борт.

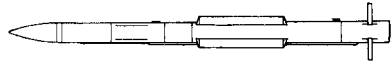
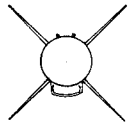


УР Р-27Р-1





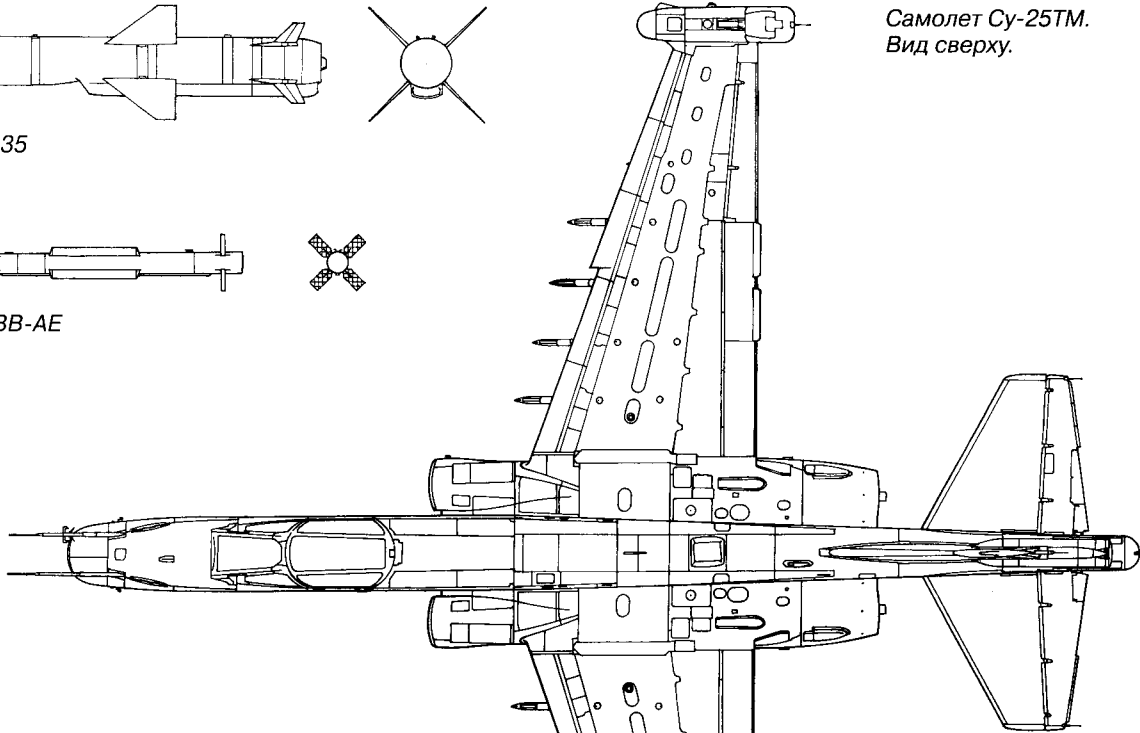
УР X-35



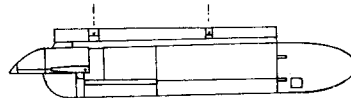
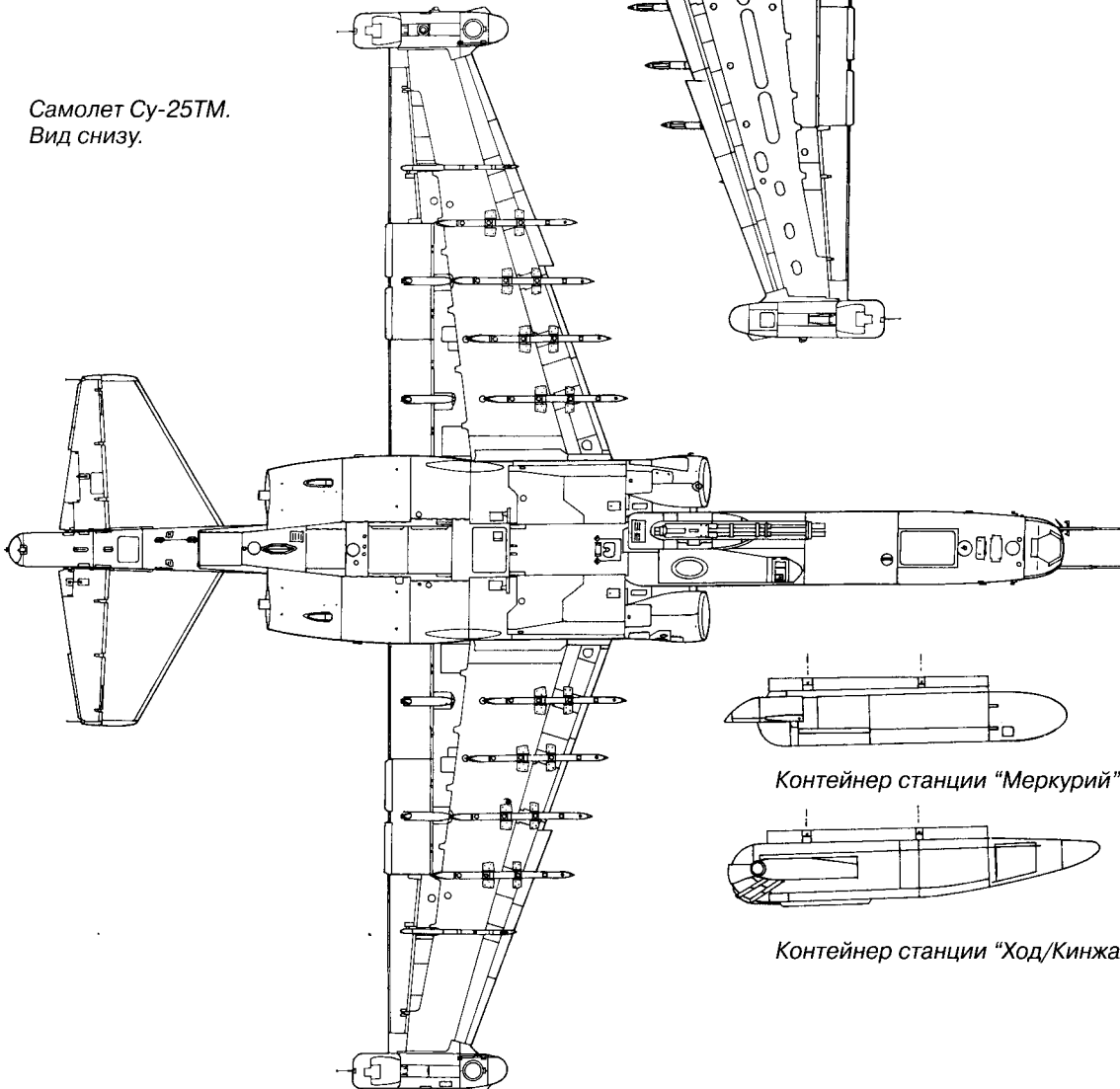
УР PVB-AE



Самолет Су-25ТМ.
Вид сверху.



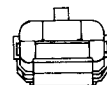
Самолет Су-25ТМ.
Вид снизу.

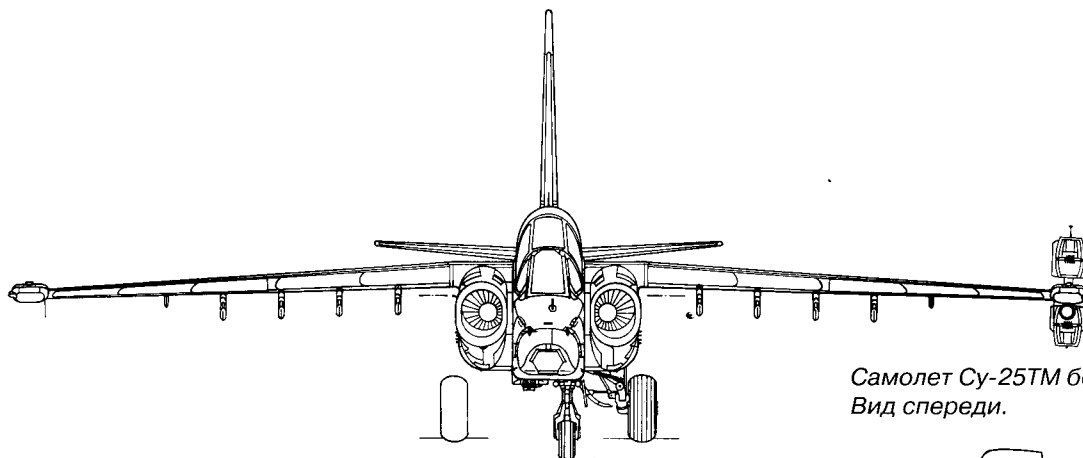


Контейнер станции "Меркурий"

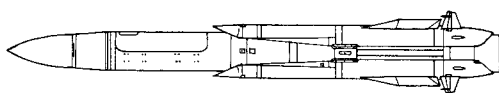


Контейнер станции "Ход/Кинжал"

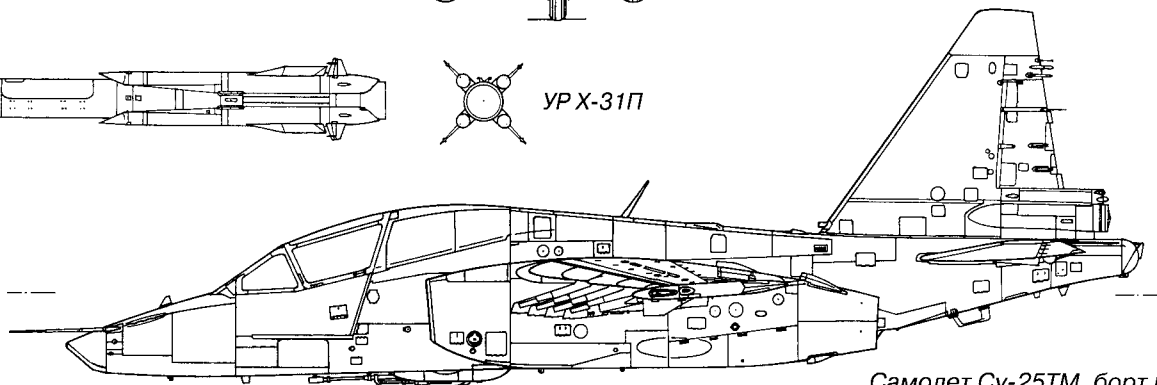




Самолет Су-25ТМ борт № "20"
Вид спереди.



УР Х-31П



Самолет Су-25ТМ. борт № "20"
Левый борт.



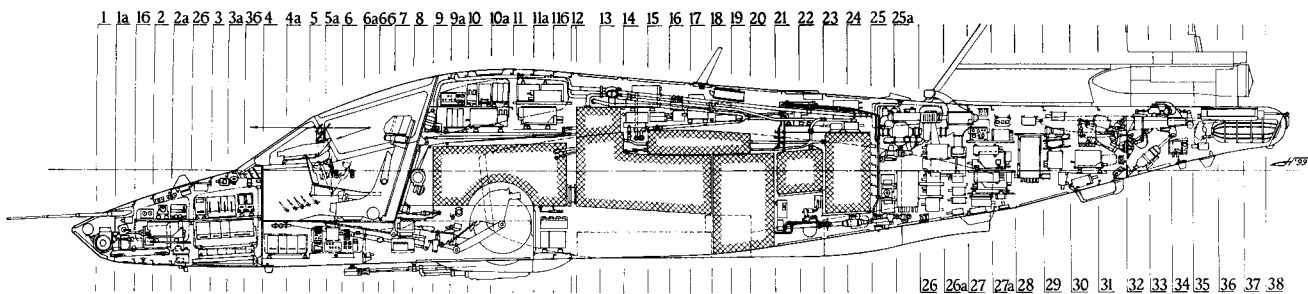
Контейнер РЭП МПС-410



Самолет Су-25У разработки
ООО "Тбиливиамшени".
Левый борт.



Контейнер РЛС "Копье"

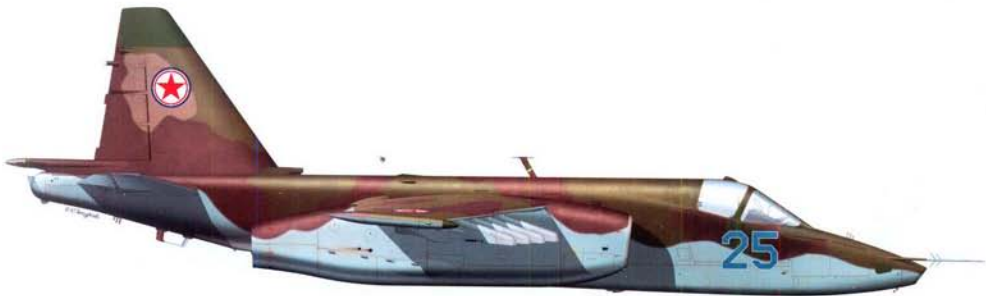
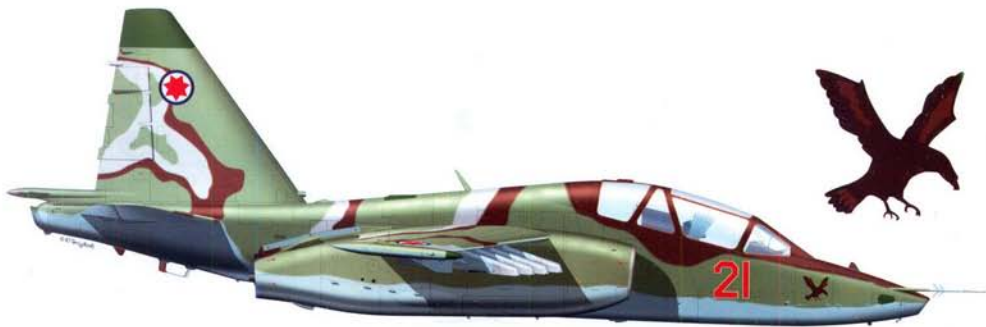


1 1а 1б 2 2а 2б 3 3а 3б 4 4а 5 5а 6 6а 6б 7 8 9 9а 10 10а 11 11а 11б 12 13 14 15 16 17 18 19 20 21 22 23 24 25 25а

26 26а 27 27а 28 29 30 31 32 33 34 35 36 37 38

Продольный разрез самолета Су-25ТМ.

БОКОВЫЕ ПРОЕКЦИИ



На стр. 365 расположены:

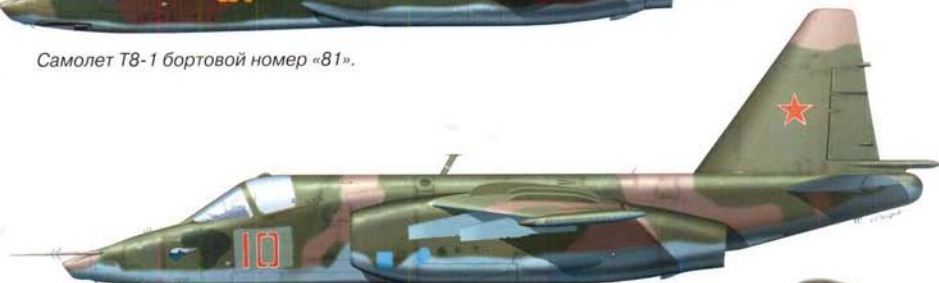
Самолет Су-25 ВВС Туркмении с бортовым номером "02".

Самолет Су-25У ВВС Грузии с бортовым номером "21". Самолет оснащен двигателями Р195.

Самолет Су-25К корейских ВВС с бортовым номером "25".



Самолет Т8-1 бортовой номер «81».



Самолет Т8-2Д. (1999 г.).

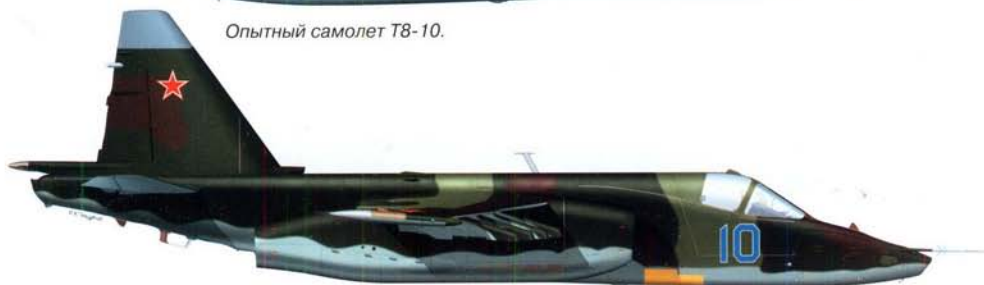
Эмблема "Витязь в тигровой шкуре"



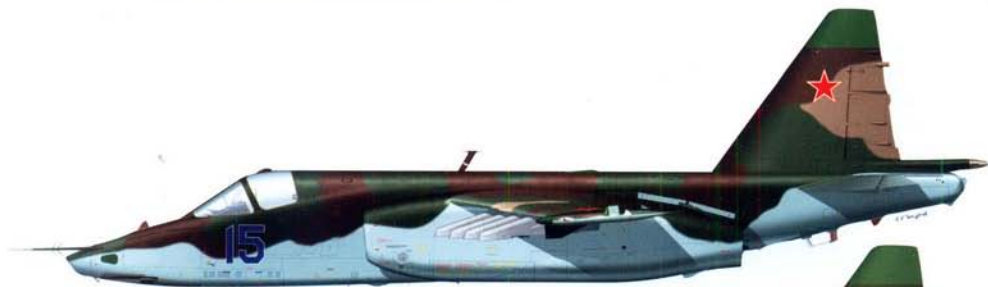
Самолет Т8-4 заводской сборки.



Опытный самолет Т8-10.



Опытный самолет Т8-12.



Опытный самолет Т8-15 в заводской окраске с бортовым номером "15".



Опытный самолет Т8-15 в новой окраске с бортовым номером "301" с дополнительными ПВД подготовленными для перелета на авиашоу в Ле Бурже. На самолете установлены двигатели Р195.



Эмблема "ОКБ Сухого".



Знак отличия.



Самолет Су-26 бортовой номер "30" с оригинальным пятнистым камуфляжем 368-го ОШАП на аэродроме в Демине входивший в группировку ГСВГ.



Эмблема Черниговского авиаполка.



Самолет Су-26 с бортовым номером "25". Красные цифры в синем круге.



Самолет Су-26 бортовой номер "32". Аэродром Галенки. Видна характерная голубая стрела на борту фюзеляжа.



Эмблема "грача"



Самолет Су-25 бортовой номер "52", аэродром Галенки. На самолете сохранилась эмблема "грача" со времен ведения боевых действий в Афганистане.



Афганский "грач". Расположен на мотогондоле.



Самолет Су-25 бортовой номер "23" на аэродроме г. Моздок.



Эмблема грача с бомбами (расположена на киле).



Самолет Су-25 бортовой номер "22", аэродром Галенки (полк "Нормандия-Неман").



Самолет Су-25 бортовой номер "32". Демин (ГСВГ).

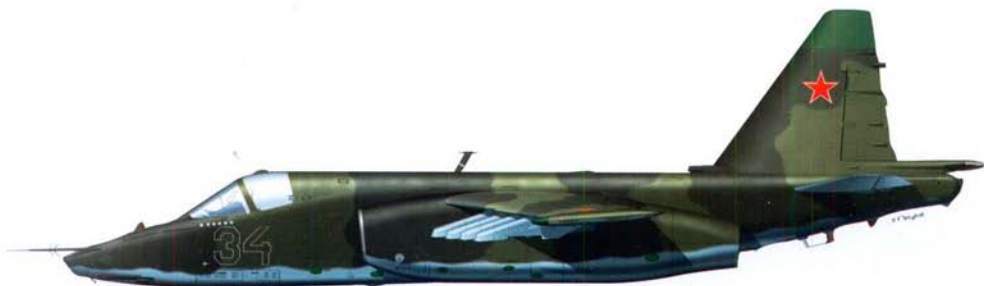


Глаз нанесенный в передней части фюзеляжа для отпугивания птиц.

Эмблема грача метяющего огненные перья.



Самолет Су-25 бортовой номер "01", принимавший участие в боевых действиях в Афганистане. После возвращения из ДРА самолет попал в 206-й ОШАП в Кобрине (Белоруссия).



Самолет Су-25 бортовой номер "34" 378-го ОШАП в Баграме. Сентябрь 1986. г.



Эмблема "грача" на красном фоне.



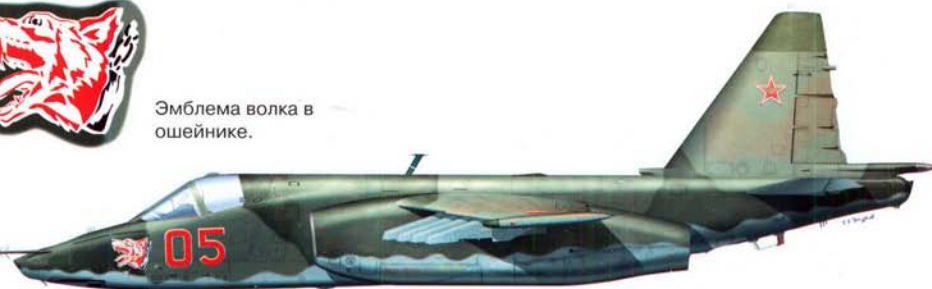
Самолет бортовой номер "59" эскадрильи в Баграме. 1997 г.



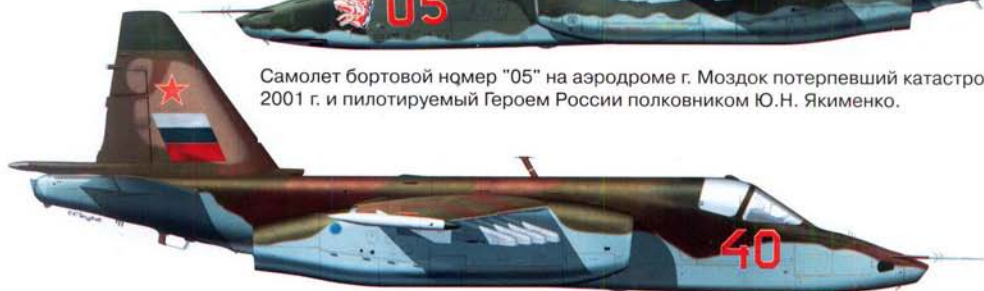
Самолет бортовой номер "32" находящийся на аэродроме г. Душанбе. Таджикистан.



Эмблема волка в ошейнике.



Самолет бортовой номер "05" на аэродроме г. Моздок потерпевший катастрофу 14 июня 2001 г. и пилотируемый Героем России полковником Ю.Н. Якименко.



Самолет бортовой номер "40" в Моздоке.



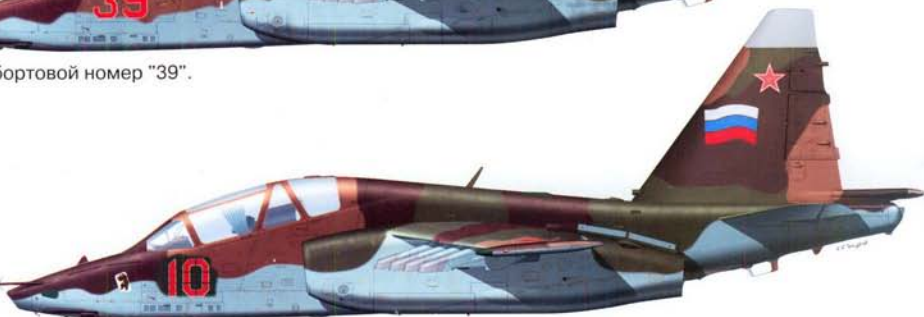
Самолет Су-25УБ бортовой номер "42" в Моздоке.



Глаз нанесенный в передней части фюзеляжа для отпугивания птиц.



Самолет Су-25УБ бортовой номер "39".



Самолет Су-25УБ бортовой номер "10", Бутурлиновка. На киле самолета флаг России.



Самолет Су-25УБ бортовой номер "14" в зеленой окраске. Машина была представлена в 1999 г. на авиашоу в Малайзии.



Эмблема Улан-Удэнского авиазавода



Опытный самолет Су-25УБ с бортовым номером "33" с двигателями Р195. Аэродром г. Ахтубинск при ГК НИИ ВВС (ныне ГЛИЦ).



Самолет Су-25УТ (Су-28) бортовой номер "302" в окраске для авиашоу в Ле бурже.



Знак "За дальний поход".

Знак количества посадок на палубу (каждый "якорек" означает 10 посадок).



Заводской самолет Су-25УТГ бортовой номер "08" красный.



На киле "белая чайка" - эмблема Морской авиации СССР.

Заводской самолет Су-25УТГ бортовой номер "64" ВВС Украины.



Заводской самолет Су-25УТГ бортовой номер "60" ВВС Украины. На мотогондole двигателя нанесен флаг Морской авиации СССР. На киле остались звезды.



Самолет Су-25БМ бортовой номер "18".



Опытный самолет Т8М-1.



Опытный самолет Т8М-2



Опытный самолет Т8М-3. Бортовой номер "25". Самолет специально покрашен для участия в международной авиационной выставке в Дубае.



Серийный самолет Т8М-10 бортовой номер "10".



Международный знак качества



Современная эмблема Улан-Удэнского авиазавода



Серийный самолет Су-25ТМ (Су-39) бортовой номер "20". Первый заводской самолет Улан-Удэнского завода (Т8ТМ-3).



Второй заводской самолет с бортовым номером "21".



Эмблема
Остравского полка



Самолет Су-25К бортовой номер "1002" чешских ВВС с перекрашенным в рекламных целях килем для фирмы "Labrifilm Metal".



Самолет Су-25К бортовой номер "1002" в акулий окраске.

Первоначальный вариант рисунка.



Второй вариант рисунка.



Самолет Су-25К чешских ВВС бортовой номер "6019".

Рисунок девушки Анки.





Самолет Словацких ВВС Су-25УБК бортовой номер "3237".



Самолет Су-25К словацких ВВС бортовой номер "8074". В носовой части фюзеляжа и на воздухозаборниках нарисованы языки пламени.



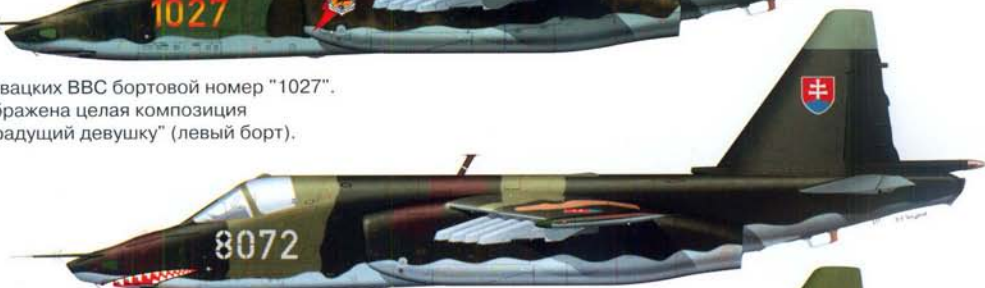
Эмблема авиаполка в Тренчине.



Отдельный вид киля правого борта "Бегущий единорог".



Самолет словацких ВВС бортовой номер "1027". На киле изображена целая композиция "Единорог крадущий девушку" (левый борт).



Самолет словацких ВВС бортовой номер "8072". Самолет имеет характерную акулю пасть.



Су-25УБК болгарских ВВС с бортовым номером "002" в старом камуфляже и звездами, которые наносились во времена социалистической Болгарии в качестве знаков государственной принадлежности.



Эмблема штурмового авиаполка расположенного в г. Безмир.



Су-25К болгарских ВВС с бортовым номером "196" в новом камуфляже и с новыми знаками госпринадлежности в виде круга.



Самолет Су-25К ангольских ВВС бортовой номер "B-18".



Самолет Су-25 ВВС Белоруссии с бортовым номером "08". Внешне белорусские самолеты ничем не отличаются от российских. Знак государственной принадлежности – российская красная звезда. Дополнительно на киле самолета нанесен бортовой номер белой краской.



Самолет Су-25 украинских ВВС бортовой номер "10" в необычном белом камуфляже.



Эмблема "грача-громовержца".



Самолет Су-25 украинских ВВС бортовой номер "25".



Готическая эмблема льва.

Самолет Су-25 украинских ВВС бортовой номер "25". Аэродром г. Саки.



Флаг ВМФ Украины



Самолет су-25УБ украинских ВВС бортовой номер "03". Аэродром г. Саки.



Эмблема полка.



Самолет су-25К ВВС Перу бортовой номер "074".



Эмблема ТАПО.



Самолет Су-25УБ принадлежащий Тбилисскому авиазаводу. Не имеет бортового номера.

Современная эмблема ООО "Тблავиамшени"



Самолет Су-25 ВВС Грузии с бортовым номером "18". На самолете установлены двигатели Р195.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. А. Будберг. Апокалипсис сегодня. // Московский комсомолец. 2000. 21 марта.
2. А. Велович. Су-39. // Вестник воздушного флота. 1996. №1-2. С. 44-55.
3. Авиастроение. М.: ВИНТИ. 1973. (Том 1). С. 152-163.
4. Авиация. Энциклопедия. М.: Научное издательство "Большая Российская энциклопедия", Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского. 1994.
5. А. Горнов. "Небесные гусары". // Авиация и космонавтика. 1993. №3. С. 22-25.
6. А. Канащенков, Ю. Гуськов. // "Фазотрон-НИИР" и "ОКБ Сухого": перспективы сотрудничества. // Авиапанорама. 2000. №5-6. С. 28-29.
7. А. Карпенко, С. Ганин. Отечественные авиационные тактические ракеты. Военно-технический сборник "Бастион". Санкт-Петербург.: "Бастион". 2000.
8. А. Коневский, В. Хвошин. Анатомия броневой защиты. // Крылья Родины. 1999. №5. С. 12-13.
9. А. Корнуков. Российские ВВС: итоги и перспективы. // Вестник авиации и космонавтики. 2000. №1. С. 42-46.
10. А. Морин. Корабельная авиация и авианесущие корабли. // Мир авиации. 1994. №6. С. 45-51.
11. А. Никифоров. В центре внимания. // Аэроплан. 1993. №1. С. 2-4.
12. А. Никифоров. Под крылом самолета. // Аэроплан. 1993. №2. С. 2-6.
13. А. Обухов. Огневой щит Родины. // Военный парад. 2000. №5. С. 8-11.
14. А. Олийник. Час до бессмертия. // Красная звезда. 1987. 22 сентября.
15. А. Рево. Воспоминания о бычке. // Авиация и космонавтика. 1996. №2(13). С. 18-26.
16. Армия и перестройка. // Гражданская авиация. 1991. №2. С. 11-13.
17. А. Руцкой. Если наши летчики откажутся летать. Значит это кому-то нужно?.. // Вестник воздушного флота. 1999. №9-10. С. 44-47.
18. А. Сапронов, В. Тарасов. Современные концепции разработки систем управления оружием самолетов. // Aerospace Journal. 2000. №9-10/ С. 12-13.
19. А. Смоляров, Е. Ружицкий. Зарубежная печать о российской авиационной и ракетной технике (обзор за второе полугодие 1997 г.). // Техническая информация. 1998. №5. С. 5.
20. А. Смоляров. Зарубежная печать о российской авиации. // Авиация и космонавтика. 1999. №2. С. 26.
21. А. Смоляров. Планирование лицензионного производства самолетов Су-39 и МиГ-29М в Польше. // Авиационная и ракетная техника. 1998. №13. С. 4-5.
22. А. Смоляров. Самолеты ОКБ Сухого. Часть II. // Авиация и космонавтика. 1999. №1. С. 35-38.
23. А. Харчевский. 45-летие липецкого Авиацентра. // Вестник авиации и космонавтики. 1998. №7-8. С. 10.
24. А. Яворский. "Грачи" над полем боя. // Крылья Родины. 2001. №4. С. 10-12.
25. А. Яворский. Российская авиация во второй чеченской войне. // Авиапанорама. 1999. №11-12.
26. А. Яворский. Сухие в огне. // Авиапанорама. 1999. №7-8. С. 30-32.
27. Боевая живучесть летательных аппаратов. М.: Военное издательство. 1983. С. 14.
28. В. Артемьев. 121 АРЗ станет крупнейшим центром авиаремонта. // Вестник воздушного флота. 2000. №9-10. С. 34-37.
29. В. Артемьев. 121-й авиационный ремонтный завод - ведущее предприятие отрасли. // Aerospace Journal. 2000. №9-10/ С. 28-30.
30. В. Бабак, Л. Чернов. Особенности аэродинамической компоновки самолета-штурмовика Су-25. // Полет. 2001. №1. С. 55-59.
31. В. Бабак, М. Гущин. Основные направления разработки самолетов-штурмовиков ОКБ Сухого. // Полет. 1999. №6. С. 58-60.
32. В. Бабак. Штурмовик становится многофункциональным самолетом. // Авиапанорама. 1999. №1-2. С. 24-26.
33. В. Бабак. Штурмовик Су-25. // Вестник авиации и космонавтики. 2000. №4. С.44-46.
34. В. Бабак. Штурмовик Су-39. // Вестник авиации и космонавтики. 2000. №4. С.50-51.
35. В. Бабак. Су-39 и локальные конфликты. // Военный парад. 1996. №11-12. С. 62-65.
36. В. Бабич. Авиация в локальных войнах. М.: Военное издательство. 1988. С. 38-83.
37. В. Баранов, В. Дубровин. Неуправляемые авиационные ракеты калибра 80 мм (система С-8). // Военный парад. 2000. №5. С. 110-112.
38. В. Безбородов. Грач - машина надежная. // Авиация и космонавтика. 1991. №7. С. 21-23.
39. В. Бельцов. Авиация в Чеченских событиях. // Вестник воздушного флота. 1995. №1. С. 10-12.
40. В. Бельцов. Война на "крыше мира". // Вестник воздушного флота. 1997. №1. С. 8-11.
41. В. Бельцов. От Ходынки до Ахтубы. // Вестник воздушного флота. 1995. №3. С. 6-14.
42. В. Беляев, В. Ильин, Е. Ружицкий. Авиационная техника на выставке МАКС-99. // Техническая информация. 2000. №1. С. 37, 52-56.
43. В. Беляев, В. Ильин. Российская военная техника и вооружение на международной выставке-ярмарке "Вооружение. Военная техника. Конверсия-93". // Техническая информация. 1994. №2-3. С. 15-18.
44. В. Беляев, М. Голованов, Н. Зайцева, О. Комарова, И. Косарева, В. Кочетов, Е. Ружицкий, А. Смоляров, Н. Чижова. Парижская международная авиационно-космическая выставка 1989 г. // Техническая информация. 1990. №1-2. С. 5-7.
45. В. Голобков. "Грачи" на Берегу скелетов. // Авиация и время. 1997. №2. С. 25-27.
46. В. Золотов. Су-25. Особенности окраски и маркировки. // Мир авиации. 2001. №2. С. 26-27.
47. В. Ильин. Боевые самолеты ВВС России. // Авиация и космонавтика. 1999. №8. С. 23-27.
48. В. Ильин. Воздушная война на Балканах. // Авиамастер. 2001. №1. С. 2-27.
49. В. Ильин. Закупки российского авиационного вооружения. // Авиационная и ракетная техника. 1997. №9. С. 4-5.
50. В. Ильин. Корабельный учебно-тренировочный самолет Су-25УТГ. // Вестник авиации и космонавтики. 2000. №4. С. 42-23.
51. В. Ильин, М. Левин. Применение авиации в ходе боевых действий в районе Персидского залива. // Техническая информация. 1991. №9. С. 5-32.
52. В. Ильин, М. Левин. Штурмовик Су-25. // Техническая информация. 1992. №19-21. С. 15-17.
53. В. Ильин, М. Левин. Штурмовик Ил-102. // Техническая информация. 1992. №19-21. С. 18-20.
54. В. Ильин, М. Никольский. "Аллигатор" из Ухтомки. // Авиация и космонавтика. 1997. №1(23). С. 1-4.
55. В. Ильин, М. Никольский. Воздушная война на Балканах. // Техническая информация. 1999. №5. С. 14-15.
56. В. Ильин. Модернизация самолета А-10А "Тандерболт" 2. // 1997. №24. С. 6.
57. В. Ильин. Модернизация самолета Су-25. // Авиационная и ракетная техника. 1997. №20. С. 5.
58. В. Ильин. Новые модификации боевых самолетов АВПК "Сухой". // Авиационная и ракетная техника. 1998. №38. С. 4-6.
59. В. Ильин. "Охотник на комаров". // Авиация и космонавтика. 1992. №3-4. С. 28-29.
60. В. Ильин. Планы закупок боевых вертолетов и самолетов. // Авиационная и ракетная техника. 1997. №27. С. 6.
61. В. Ильин. ПТУР "Вихрь". // Вестник авиации и космонавтики. 1997. №8-9. С. 37.
62. В. Ильин. Развитие самолетов непосредственной поддержки наземных войск. // Техническая информация. 1991. №1. С. 1-32.
63. В. Ильин. Справочник "Боевые самолеты ВВС России". // Авиация и космонавтика. 1997. №8(29). С. 27-31.
64. В. Ильин. Справочник "Боевые самолеты ВВС России". Штурмовик Су-25. Штурмовик Су-39. // Авиация и космонавтика. 1999. №8. С. 23-28.
65. В. Ильин. Тяжелый стресс kota Мартына. МиГ-27: страницы биографии. // Авиация и космонавтика. 1996. №9(20). С. 23.
66. В. Ильин. Фронтная авиация расширяет возможности. // Вестник авиации и космонавтики. 1998. №7-8. С. 16-17.
67. В. Ильин. Штурмовики Ил-102 и Су-25ТК. // Авиационная и ракетная техника. 1992. №1727. С. 5-8.
68. В. Ильин. Штурмовик PZL "Скорпион" и М-97. // Авиационная и ракетная техника. 25.10.1993. №1787. С. 7.
69. В. Ильин. Штурмовик PZL-230F "Скорпион". // Авиационная и ракетная техника. 22.02.1993. №1752. С. 5.
70. В. Кондратьев, А. Сурков. Дагестан-1999. // Авиамастер. 2000. №1. С. 2-7.
71. В. Кондратьев. Грозное небо над Чечней. // Крылья родины. 1996. №1. С. 1-5. №2. С. 1-4.
72. В. Кондратьев. Ил-102: Кто против? // Крылья Родины. 1993. №6. С. 1-2. №7. С. 2-3.
73. В. Корнозов. Су-39: не числом, а умением. // Авиапанорама. 1997. №5-6. С. 48-51.
74. В. Крючков. Личное дело: в 2-х частях. // М.: Олимп, ТКО "АСТ", 1996.
75. В. Кузнецов. "Вьетнамские впечатления". // Авиация и время. 1996. №4. С. 40-43.
76. В. Лесунов. Уфимские моторы. // Крылья Родины. 1999. №8. С. 21-22.
77. В. Лысов. Авиационное вооружение. Система С-13: Состояние и перспективы. // Военный парад. 1997. №6. С. 66-67.
78. В. Марковский. Возвращение к "Грачу". // Авиация и космонавтика. 1996. №10. С. 2-15.
79. В. Марковский. "Грачи" Ким Ир Сена. // История Авиации. 2000. №6. С. 46-49.
80. В. Марковский. Жаркое небо Афганистана. М.: Техника молодежи. 2000. С. 38-55.
81. В. Марковский. Жаркое небо Афганистана. Часть IV. Штурмовики Су-25. // Авиация и время. 1995. №4. С. 29-35.
82. В. Марковский. Жаркое небо Афганистана. Часть V. Штурмовики Су-25. // Авиация и время. 1995. №5. С. 48-52.
83. В. Марковский. Жаркое небо Афганистана. Часть IX. Война в воздухе. // Авиация и время. 1997. №3. С. 27-30.
84. В. Марковский. Жаркое небо Афганистана. Часть XII. Дальняя авиация. // Авиация и время. 1998. №5. С. 23-33.
85. В. Марковский, К. Перов. Наследники "Эрсов". // Крылья Родины. 1994. №10. С. 21-23. №11. С. 9-11.
86. В. Марковский, К. Перов. Ракета находит цель. // Крылья Родины. 1995. №8. С. 23-26. №9. С. 23-25. №10. С. 10-11.
87. В. Марюха. Хроника плавучего аэродрома: боевой поход. // Вестник воздушного флота. 1996. №3-4. С. 24-29.
88. В. Масликов, В. Ильин. Липецк авиационный. // Вестник авиации и космонавтики. 1998. №7-8. С. 11-15.
89. В. Перов, А. Медведь. Ил-40: несостоявшаяся судьба. // Вестник воздушного флота. 1995. №5-6. С. 74-76.
90. В. Перов, О. Растренин. Штурмовик с хорошим зрением. // Самолеты мира. 1998. №3. С. 29-33.
91. В. Пейтив. ВПК Беларуси на пороге нового этапа развития. // Вестник воздушного флота. 1999. №9-10. С. 28-31.
92. В. Ригмант. По заказу 194. // Авиация и космонавтика. 1996. №2(13). С. 8-18.
93. В. Яковлев. Су-37 - сочетание маневренности перехватчика и ударной мощи штурмовика. // Аэрохобби. 1992. №1. С. 32-34.

94. Г. Брылевский. Деньги решают все?!.. // Авиамастер. 1999. №1. С. 50-57.
95. Г. Кузнецов. Во всем диапазоне. // Крылья Родины. 1993. №3. С. 10-13.
96. Г. Кузнецов. "Черная акула". // Крылья Родины. 2000. №9. С. 1-5.
97. Г. Савельев. От гидросамолетов до суперсовременных ракет. Дубна: Издательский центр "Феликс". 1999. С. 95.
98. Г. Соколовский, В. Богацкий, В. Кожин. Авиационная ракета РВВ-АЕ класса "воздух-воздух" средней дальности. // Крылья Родины. 1993. №8. С. 26.
99. Г. Соколовский. Ракеты класса "воздух-воздух". // Военный парад. 1998. №9-10. С. 90-92.
100. Г. Украинцев. Методология оценки боевой живучести конструкции летательных аппаратов. // Техника воздушного флота. 1996. №1-2. С. 25-31.
101. Д. Гринюк. Грачи снова над Пянджем. // Крылья Родины. 1994. №1. С. 46.
102. Д. Морозов. "Ремонтная сеть адекватно реагирует на вызовы времени". // Вестник воздушного флота. 2000. №9-10. С. 24.
103. Е. Внучков. Россия предлагает Чехии несколько Су. // Комерсантъ. 1997. 29 марта.
104. Е. Ильин. Новая модификация боевых самолетов АВПК "Сухой". // АРТ. 21.09.1998. №38. С. 5.
105. Е. Лаврентьев. Истребители-бомбардировщики. // Авиация и космонавтика. 1992. №1. С. 13-15. №2. С. 13-15.
106. Е. Подольский. Вершина штурмовой идеи. // Крылья Родины. 1998. №10. С. 11-13.
107. Е. Подольский, В. Ильин. Револьвер Хейнемана. Палубный штурмовик "Скайхок". // Крылья Родины. 1995. №3. С. 12-19.
108. Е. Шахиджанов. Где делают уникальное оружие? Есть такой "Регион". // Самолет. 1992. №2 (6-7). С. 38-39.
109. Е. Шахиджанов. ГНПП "Регион": высокоточное управляемое оружие. // Военный парад. 1999. №5. С. 34-35.
110. И. Бедретдинов. Атакуют "Грачи" (штурмовик Су-25). // Моделист-конструктор. 1999. №11. С. 35-40.
111. И. Бедретдинов. Штурмовик ОКБ П.О. Сухого Су-25. 1 издание. М.: Фирма "Р-Мажор", В & Co Publishing Group, Издательство "Кучково поле". 1994.
112. И. Боечин. С индексом "Р". // Техника молодежи. 2000. №9. С. 30-35.
113. И. Кудишин. Готовить летчиков несмотря на кризис! 60 лет Краснодарскому высшему военному авиационному училищу имени Серова. // Авиация и Космонавтика. 1998. №11-12. С. 20-23.
114. И. Михелевич. Охотники за танками. // Крылья Родины. 1996. №12. С. 11-17.
115. Информационное агентство "МК-Новости". При катастрофе штурмовика погиб пилот. // Московский комсомолец. 2000. 10 июня.
116. И. Тюрин. Иначе поступить он не мог. // Красная звезда. 1987. 28 ноября.
117. Книга памяти о Советских воинах, погибших в Афганистане. 1 и 2 тома. М.: Военное издательство. 1999.
118. К. Трубецкой. Штурмует Су-25. // Военный парад. 1994. №1-2. С. 114-115.
119. Л. Кузмина. Конструктор Сухой. Люди и самолеты. М.: Военное издательство. 1993. С. 273.
120. М. Голованова, В. Ильин, М. Левин, Н. Чижова. Международная авиационно-космическая выставка "Фарнборо-92". Авиационное ракетное вооружение. // Техническая информация. 1993. №5-7. С. 37-43.
121. М. Жирохов. Дельталеты против танков. // Авиамастер. 2001. №3. С. 2-10.
122. М. Жирохов. Карабах. Хроника воздушной войны. // Авиамастер. 2000. №6. С. 2-8.
123. М. Левин. Для черновой работы. // Крылья Родины. 1993. №7. С. 1-2. №8. С. 9-12. №9. С. 17-19.
124. М. Левин. Новые "Горбатые". // Крылья Родины. 1992. №12. С. 32-33.
125. М. Левин. Планы модернизации штурмовиков. // Авиационная и ракетная техника. 19.04.1993. №1760. С. 7.
126. М. Левин. Пустил и забыл. // Крылья Родины. 1993. №1. С. 32-33. №2. С. 10-11.
127. М. Никольский. Противопартизанский "Бронко". // Крылья Родины. 1999. №8. С. 27-30.
128. М. Севастьянов. 121-й авиаремонтный на оборону работает в кредит. // Вестник воздушного флота. 1999. №7-8. С. 32-35.
129. М. Симонов. Су-28. // Крылья Родины. 1989. №5. С. 32.
130. Н. Баранов. Генерал-лейтенант Валерий Горбенко: "Горжусь своими летчиками!". // Вестник авиации и космонавтики. 2000 №1. С. 67-69.
131. Н. Валуев. Первая посадка. // Мир авиации. 1994. №6. С. 53-64.
132. Н. Валуев, С. Скрынников. Его величество авианосец. // Вестник воздушного флота. 1995. №1. С. 22-29.
133. Н. Гордоков. Неудача "летающего броненосца". // Крылья Родины. 1996. №5. С. 14-17.
134. Н. Новичков, В. Шварев. Российская авиация в Чеченской войне. // Авиация и время. 1995. №5. С. 36-40.
135. Н. Сойко. Многоликий Су-25ТМ. // Крылья Родины. 1999. №1. С. 1-4.
136. Н. Сойко, Н. Якубович. Тактические ракеты "Х" класса "воздух-поверхность". // Авиационные и космические новости. 1993. №1. С. 35-40.
137. Н. Якубович. Возвращение "Силача". О реактивном штурмовике Ил-40. // Крылья Родины. 1999. №2. С. 2-5.
138. Н. Якубович. Штурмовик-истребитель. О самолете Ил-40. // Крылья Родины. 1997. №5. С. 1-8.
139. О. Пресняков, М. Семиврагов, С. Резниченко. Стрелы громовержцев. // Армейский сборник. 1997. №7. С. 40-45.
140. Оружие России. Том II. Авиационная техника и вооружение ВВС. М.: Военный парад. 1996.
141. О. Самойлович. Рядом с Сухим. М.: От винта. 1999. С. 69 - 99.
142. П. Бутовски, А. Ларионов. Гроза над полем боя. // Аэрохобби. 1999. №4. С. 2-14.
143. П. Бутовски, А. Ларионов. Противотанковый самолет Су-39. // Авиация и время. 1995. №3. С. 34-37.
144. Почему наш Президент любит авиацию. // Вестник воздушного флота. 2000. №7-8. С. 4-6.
145. Проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 1983.
146. П. Шершев. "предэкспортная подготовка на АРЗ ВВС повышает эффективность военных поставок" // Вестник воздушного флота. 2000. №9-10. С. 28.
147. Самолеты ОКБ имени С.В. Ильюшина. М.: Машиностроение, 1990. С. 112-147.
148. Самолеты Су. М.: ОНТИ ЦАГИ. 1993. С. 75-82.
149. С. Василенко, О. Пешков, М. Смирнова. Управляемые ракеты зарубежных стран. // Техническая информация. 1986. №7-8. С. 1-60.
150. С. Кедров. "Корсар" из семейства "Воутос". // Крылья Родины. 2000. №4. С. 28-29. №5. С. 27-28.
151. С. Кедров. Маленький, но вооружен и опасен. // Крылья Родины. 1999. №3. С. 28-30.
152. С. Мороз. Ка-50: "Бервольф" выходит на охоту. // Авио. 1993. №3. С. 2-8.
153. С. Позынич. Афганистан (рассказ второй). // Мир авиации. 1997. №1. С. 48-49. *
154. С помощью Израиля. Новости ОПК и ВТС. // Независимое военное обозрение. 27.04-10.05.2001. №15.
155. С. Проклопченко, С. Бабичев. Война в Чечне. // Авиация и космонавтика. 1995. №11. С. 15-18.
156. С. Семенов, В. Харчев. По точечным и защищенным. // Техника молодежи. 2000. №12. С. 14-20.
157. Су-25. // Техника воздушного флота. 1990. №2. С. 23-37.
158. Ю. Егоров. Бронированный штурмовик Ил-40. // Самолеты мира. 1998. №3. С. 4-11.
159. Ю. Лунев. Як-38 - тернистый путь первопроходца. // Авиация и время. 1995. №6. С. 2-3.
160. Ю. Сергеев. Един в трех лицах. // Крылья Родины. 2000. №1. С. 8-9.
161. Штурмовик Ил-102 и Су-25ТК. // Авиационная и ракетная техника. 1992. №1727. С. 5.
162. 50 лет ФГУП ГосМКБ "Вымпел" им. И.И. Торопова. М.: 1999. ЗАО "Международная программа образования". С. 22-29.
163. Экспортная ориентация. // Экспорт вооружения. 2001. №1. С. 27.
164. A. Ader. A major new European missile producer is born. // Avianews International. 1986. №11. P. 36-40.
165. Air Forces of the World. // Flight International. 10-16.09.1997. vol.152. №4591. P. 36.
166. BAe shows Saba alternative. // Flight international. 12.12.1987. P. 8-10.
167. B. Wanstall. Spreading missile technology. // Interavia International. 1990. №3. P. 221-224.
168. B. Wanstall. Squabbles over warthog successor. // Interavia International. 1990. №2. P. 151-155.
169. C. Zbuzek. Let zacina na zemi. // L+K. 1987. №20. P. 22.
170. D. Bond. Defense dept. Plans CAS review; congress seeks upgrades agreement. // Aviation week & space technology. 11.09.1989. P. 31-33.
171. D. Brown. LTV begins flight tests of reengined A-7F for air guard mission. // Aviation week & space technology. 4.12.1989. P. 19-21.
172. Design of Su-25 Combines Simplicity, Survivability. // Aviation week & space technology. 3.07.1989.
173. D. Fink. Contractors prepare for 60-Day AX flyoff // Aviation week & space technology. 2.10.72. №14(97). P. 44-48.
174. D. Fulghum. U.S. lays groundwork for possible offensive. // Aviation week & space technology. 27.08.1990. P. 16-19.
175. Fairchild A-10 Thunderbolt II. // Airplane. №3(32). P. 875-887.
176. Frogfoot in action against Afghan rerels. // Flight International. 4.12.1982. P. 1602.
177. F. Rozendaal, R. Woezik, T. Festner. Bear tracks in Germany: The Soviet Air Force in the former German Democratic Republic. Part 1. // Air International. 1992. №10. P. 207-211.
178. First flight of LTV A-7F delayed until late October for engine testing. // Aviation week & space technology. 25.09.1990. P. 28.
179. G. Sokolovsky. The Su-27SK missile weapons. // Air fleet. 1999. №6. P. 38-39.
180. H. Redemann. Ein Kampfer der Alten Schule. // Flug Revue International. 1989. №9. P. 94.
181. H. Stapfer. Su-25 Frogfoot. 1993. Aircraft number 129. Sqvapron/Signal Publication.
182. Ilyushin reveals unproduced ground attack prototype. // Aviation week & space technology. 7.09.1992. №10(137). P. 156.
183. J. Basny, J. Brazda, M. Ovcacik, K. Susa. Su-25 vsechny verze. // 4+ Publishing. Prague. 1996.
184. J. Debroux, H. Mambour. Etoiles filantes. // Air Zone. 1994. №1. P. 32-40.
185. J. Fricker. Cessna's cut-price combatler. // Air International. 1975. №5. P. 215-221.
186. J. Lake. Southern Asia (Air Power Analysis). // World Air Power. 1993. №13. P. 134-136.
187. J. Lake. Sukhoi Su-25, Su-28 and Su-39 "frogfoot". // World Air Power journal. 1997. №30. P. 50-97.
188. J. Lenokovitz. USAF A-10s in Saugi Arabia armed with two Mavericks. // Aviation week & space technology. 3.09.1990. P. 33-34.
189. J. Morrocco. Allies shift air attacks to break ground units. // Aviation week & space technology. 28.01.91. №4(134). P. 20-21.
190. J. Skrivan. Ve stopach slavných sturmoviku. // L+K. 1987. №19. P. 12.
191. K. Schwarz. Suchois neue fighter-plane. // Flug Revue. 1992. №1. P. 62.
192. L. Christofferson. The making of a Soviet fighter pilot. // Aircraft & Aerospace. 1989. №8. P. 14-19.
193. LOT'S lot. // Air international. 1993. №1. P. 63.
194. M. Gaines. Corsair with more: A-7 Plus. // Flight International. 22.08.1987.
195. M. Gaines. "Forget the F-111s, go for the Jaguars". // Flight International. 18.10.1986. №130(4033). P. 34-38.
196. Military Technology, January 1992, World Defence Almanac 1991-92, vol. XXI, №1.

197. Military Technology, January 2000, World Defence Almanac 1999-2000, vol. XXVI, №1.
198. М. Малчев. BBC - "Супер секретните". // Криле. 1991. №8. P. 2-7.
199. M. Mamula. Suchoi Su-25 ocima americana. // L+K. 1990. №19. P. 17.
200. M. Velek. Su-28 pancerovery akrobat? // L+K. 1989. №18. P. 18.
201. New "frogfoot" in the wings. // Jane's defence weekly. 1991. 16.11.1991. №20. P. 930.
202. New Su-25 displayed at Dubai. // Aviation week & space technology. 11.11.1991. №19. P. 23.
203. Paris air show 1989. // Aviation week & space technology. 12.07.1989 №24(130). P. 66.
204. P. Butowski. Su-25/Su-34. // Agencja A.J. - PRESS. Gdansk. 1993.
205. P. Geddes. The A-9A - Northrop's AX entry. // Interavia. 1972. №8. P. 866-868.
206. R. Braybrook. Rapidly going nowhere. // Air international. 1992. №8. P. 67-69.
207. S. Brogden. The West retains edge in military aircraft. // Aircraft & Aerospace. 1989. №12. P. 8-12.
208. Soviet-built TV, laser-guided air-to-surface missiles displayed. // Aviation week & space technology. 6.01.1992. №1. P. 64.
209. Sukhoi selects delta wing for next multirole fighter. // Aviation week & space technology. 11.11.1991. №19. P. 22.
210. Sukhoi's Frogfoot. // Air internationale. 1992. №5. P. 272 - 273.
211. Sukhoi incorporates changes to Su-25 based on Afghan combat experience. // Aviation week & space technology. 19.07.1989. P. 31.
212. World Military Aircraft Inventory. // Aviation week & space technology. 12.01.1998. vol. 148. №2. P. 222.
213. W. Scott. Aircraft composite structures may gain acceptance after 25-mm gun firings. // Aviation week & space technology. 6.01.1992. №1. P. 54.

Материал предоставленный предприятиями:

1. Авиационное пусковое устройство АПУ-8. Техническая справка. Предоставлено ГосМКБ "Вымпел".
2. Блок орудий Б-8М1. Техническая справка. Предоставлено ГосМКБ "Вымпел".
3. Блок орудий Б-13Л. Техническая справка. Предоставлено ГосМКБ "Вымпел".
4. Высокооточный многоцелевой комплекс управляемого вооружения "Вихрь". Предоставлено ГУП "КБ Приборостроения" им. А.Г. Шипунова.
5. ГНПП "Базальт" - 60 лет. Историко-техническая справка. Предоставлено ГНПП "Базальт".
6. Двигатели Р95Ш и Р-195. Историческая справка. Предоставлено ФГУП "НПП Мотор".
7. Информационная справка ГосМКБ "Вымпел" по ракетам Р-60, Р-73, Р-77, Р-27, Х-29.
8. Информационная справка МНПК "Авионика".
9. Информационная справка по НАР С-24. Предоставлено Московским институтом теплотехники.
10. Информационная справка по ракете Х-58УЭ. Предоставлено МКБ "Радуга".
11. Информационная справка по системам управления вооружением разработки АООТ "Прибор".
12. Информация по лазерным станциям "Клен-ПС" и "Причал". Предоставлено ПО "Уральским оптико-механическим заводом".
13. Испытания силовой установки самолета Су-25. Историческая справка ЛИИ им. М.М. Гомова.
14. Историческая справка о ТАПО и его связь с ОКБ им. П.О. Сухого от 22 ноября 1993 г. Архив Тбилисского авиационного государственного объединения.
15. Историческая справка по разработкам ФГУП "ЦИНТИ". Предоставлено ФГУП "ЦИНТИ".
16. Историческая справка разработки научно-исследовательского института радиоэлектронных комплексов (НИИРЭК) холдинговой компании "Ленинец" для самолета Су-25 (1980-93 гг.).
17. Историческая справка "Тбиливиамшени". 1. Освоение и серийное производство самолета Су-25 и его модификаций на ООО "Тбиливиамшени". 2. Руководство ООО "Тбиливиамшени", непосредственно участвовавшее в освоении и постановке на производство самолетов типа Су-25. 3. Основные представители инженерно-технических работников ООО "Тбиливиамшени", связанные с освоением и запуском в производство самолета типа Су-25. 4. Летчики-испытатели, выполнявшие заводские летные испытания самолетов Су-25.
18. Контейнер малогабаритных грузов универсальный КМГУ-2. Техническая справка. Предоставлено ГосМКБ "Вымпел".
19. Корректируемые авиационные бомбы КАБ-500. Предоставлено НПП "Регион".
20. Материал по истории 519-го и 322-го авиаремонтных заводов. Предоставлено 322-м АРЗ.
21. Материалы для издания книги "Штурмовик ОКБ им. П.О. Сухого". Предоставлено Улан-Удэнским авиационным заводом.
22. Материалы по МСП для книги "Штурмовик Су-25". Предоставлено ФГУП "ЦИНТИ".
23. Материалы по разработанному КБ Точного машиностроения им. А.Э. Нудельмана по авиационному управляемому и управляемому вооружению. Предоставлено КБТМ им. А.Э. Нудельмана.
24. Материалы по самолетам Су-25, Су-25УБ, Су-28, Су-25УТГ, Су-25ТМ (Су-39), проекта Су-25УЗ. Предоставлено АООТ "ОКБ Сухого".
25. Материалы по САП "Гардения - 1ФУ" для книги "Штурмовик Су-25". Предоставлено ФГУП "ЦИНТИ".

26. Многозамковый балочный держатель наружной подвески МБД2-67У. Техническая справка. Предоставлено ГосМКБ "Вымпел".
27. Обзорно-прицельная ТВ-система круглосуточного действия "Меркурий". Предоставлено Московским научно-исследовательским телевизионным институтом.
28. ОКБ Сухого и Корпорация "Фазотрон-НИИР" - история и перспективы сотрудничества. Предоставлено ОАО "Корпорация "Фазотрон-НИИР".
29. Освоение ремонта, ремонт и модернизация самолетов Су-25 на 121-м Ордене Трудового Красного знамени авиационном ремонтном заводе. Историческая справка 121 АРЗ.
30. Основная аппаратура разработки ОАО "Ульяновского конструкторского бюро приборостроения" в составе бортового оборудования самолета Су-25.
31. Организация военно-научного сопровождения технической эксплуатации самолетов типа Су-25. Предоставлено ГосНИИ ЭРАТ ВВС.
32. Пособие по самолету Су-28. АООТ "ОКБ Сухого".
33. Прицельное оборудование самолета Су-39. Предоставлено Красногорским ОМЗ.
34. Работы ФГУП "НПП "Мотор" по созданию двигателей для самолетов Су-25 различных модификаций.
35. Система кондиционирования самолета Су-25. Предоставлено НПО "Наука".
36. Спутниковая навигационная аппаратура для Су-25. Предоставлено МКБ "Компас".
37. Средства объективного контроля полетов самолетов типа Су-25. Предоставлено ГосНИИ ЭРАТ ВВС.
38. Станция предупреждения о радиолокационном облучении (изделие Л-150). Предоставлено ЦКБ автоматики в Омске.
39. Станция предупреждения о радиолокационном облучении (изделие СПО-15). Предоставлено ЦКБ автоматики в Омске.
40. Техническая справка по радиокомпасу АРК-15М. Предоставлено МКБ "Компас".
41. Техническое описание спасательной парашютной системы ПСУ-36 и парашютной тормозной посадочной системы ПТК-25. Предоставлено НИИ Парашютостроения.
42. Эксплуатация самолетов Су-25 в ЦБП и ПЛС (ФА).

Рекламные материалы:

1. Авиационный турбореактивный двухвальный одноконтурный двигатель Р-195. Справка "УМПО".
2. Корректируемая авиационная бомба КАБ-500Л. Справка ГНПП "Регион".
3. Корректируемая авиационная бомба КАБ-500Кр. Справка ГНПП "Регион".
4. Комплекс ракетного оружия с ракетой Х-58Э. Справка МКБ "Радуга".
5. Корректируемые ракеты. АООТ "Аметекс".
6. Рекламный буклет по продукции "Завода им. Г.И. Петровского".
7. Система неуправляемого авиационного ракетного вооружения калибра 80 мм С-8. Материалы выставки IDEX-93.
8. Система неуправляемого авиационного ракетного вооружения калибра 122 мм С-13. Материалы выставки МОСАЭРОШОУ-93.
9. Справка по лазерной станции "Причал" и "Клен-ПС" ПО "Уральский оптико-механический завод".
10. РЛС "Копье". Справка ОАО "Корпорация "Фазотрон-НИИР".
11. РЛС "Копье-25". Справка ОАО "Корпорация "Фазотрон-НИИР".
12. УР "воздух-воздух" Р-27. Справка Гос МКБ "Вымпел".
13. УР "воздух-воздух" Р-73Э. Справка Гос МКБ "Вымпел".
14. УР "воздух-воздух" Р-77 (РВВ-АЕ). Справка Гос МКБ "Вымпел".
15. УР "воздух-земля" Х-25М. Справка ГНПЦ "Звезда-Стрела".
16. УР "воздух-земля" Х-29Л. Справка Гос МКБ "Вымпел".
17. УР "воздух-земля" Х-29Т. Справка Гос МКБ "Вымпел".
18. УР "воздух-земля" Х-29ТЕ. Справка Гос МКБ "Вымпел".
19. УР "воздух-корабль" Х-31А. Справка ГНПЦ "Звезда-Стрела".
20. УР "воздух-корабль" Х-31АД. Справка ГНПЦ "Звезда-Стрела".
21. УР "воздух-РЛС" Х-31ПД. Справка ГНПЦ "Звезда-Стрела".

Материалы по самолету Су-25 взятые из Интернета:

1. База сепаратистов уничтожена по наводке полевого командира. lenta.ru 12.06.2000 г.
2. В Дагестане сбит российский штурмовик Су-25. gazeta.ru 09.09.1999 г.
3. В Самашкинском лесу уничтожена крупнейшая база боевиков. lenta.ru 01.06.2000 г.
4. М. Айдинов. Туркменистан получит 18 отремонтированных Су-25. Новости СНГ. 01.08. 2000 г. www.adi.ru/texts/ALL/07801741.htm
5. Минобороны признало факт потери штурмовика Су-25 в Чечне; в районе грозного ситуация не изменилась. zhurnal.ru 13.12.1999 г.
6. Минобороны РФ приняло решение модернизировать штурмовики Су-25. Агентство Интерфакс. 25.04.1999 г. aviaport.ru
7. На Аргунское ущелье сбрасывают объемно-детонирующие бомбы. lenta.ru 09.02.2000 г.
8. Самый "воюющий" российский самолет - штурмовик Су-25 отметил четвертьвековой юбилей. Агентство военных новостей. 23.02.2000 г. aviaport.ru
9. У села Шатой уничтожена крупная база боевиков. lenta.ru 28.06.2000 г.
10. Чечня. За минувшие сутки боевики потеряли 14 баз. lenta.ru 11.07.2000 г.
11. Штурмовик Су-25 будет испытываться в 2001 г. port.ru
12. Штурмовик Су-25 разбился из-за отказа двигателей. allnews.ru 09.06.2000 г.
13. Peru Adds 18 Russian Su-25. AP/ July 25, 2000.

СОДЕРЖАНИЕ

Глава 1. История создания	7
Глава 2. Серийное производство	63
Глава 3. Техническое описание	73
Глава 4. Су-25 на службе ВВС России	121
Глава 5. Су-25 в боевых действиях	169
Глава 6. Су-25 и его модификации	203
Глава 7. Су-25 и его аналоги	283
Глава 8. В ВВС иностранных государств	293
Приложение	305
Чертежи самолета	345
Боковые проекции	365
Список литературы	377