



80
лет

ОКБ имени
А. С. ЯКОВЛЕВА



© «Крылья Родины»
5-2007 (682)

Ежемесячный национальный
авиационный журнал
Выходит с октября 1950 г.
Издатель: ООО «Редакция журнала
«Крылья Родины»

**ГЕНЕРАЛЬНЫЙ ДИРЕКТОР,
ГЛАВНЫЙ РЕДАКТОР**
Л.П. Берне

ЗАМ. ГЛАВНОГО РЕДАКТОРА
С.Д. Комиссаров

**ПОМОЩНИК
ГЕН. ДИРЕКТОРА**
Т.А. Воронина

КОММЕРЧЕСКИЙ ДИРЕКТОР
Д.Ю. Безобразов

ВЕРСТКА И ДИЗАЙН

Л.П. Соколова

РЕДАКЦИОННЫЙ СОВЕТ

В.М. Чуйко

председатель Совета

В.А. Богуслаев, Л.П. Берне, С.В. Гвоздев, В.В. Давыдов, Г.И. Джанджгава, Ю.С. Елисеев, В.И. Зазулов, А.Я. Книпель, П.И. Кононенко, А. М. Матвеев, В. Е. Меницкий, Э.С. Неймарк, А. С. Новиков, Г. В. Новожилов, В.Ф. Павленко, Ю. Л. Пустовгаров, М.А. Саркисов, А.С. Стародубец, И.С. Шевчук, Н.Н. Яковлев.

Журнал издается
при поддержке ОАО «ММП
им. В.В. Чернышева»

Генеральный директор
А.С. Новиков

Адрес редакции:

109336 г. Москва,
Волгоградский проспект,
д. 32/3 кор. 11.
Тел.: 912-37-69
e-mail: kr-magazine@mail.ru

Авторы несут ответственность за точность приведенных фактов, а также за использование сведений, не подлежащих разглашению в открытой печати. Представленные рукописи и материалы не возвращаются и не выносятся в оборот.

Редакция оставляет за собой право не вступать в переписку с читателями. Мнения авторов не всегда выражают позицию редакции.

Учредители журнала:

ООО «Редакция журнала «Крылья Родины» ИА,
Ассоциация авиационного двигателестроения («АСАД»),
РОСТО (ДОСААФ),
Московский Авиационный Институт,
ОАО «ММП» им. В.В. Чернышева,
АК «Аэлант-Совел»,
ОАО «УМПО»,
ФГУП ММПЗ «Салют»,
ОАО «Мотор Сибирь»,
ОАО «Туполев»,
ОАО «РПК»

Журнал зарегистрирован в Министерстве РФ по делам печати,
телекоммуникаций и средств массовой информации.
Подписано в печать 14.05.2007 г.
Номер подготовлен и отпечатан в типографии:
ООО «1-ая Типография»,
Москва, ул. Кирпичная, д. 33
Формат 60x90 1/8 Печать офсетная. Усл. печ. л. 6,5
Тираж 8000 экз. Заказ № 1560

СОДЕРЖАНИЕ

**КОНСТРУКТОРСКОМУ БЮРО ИМ. А.С. ЯКОВЛЕВА -
80 ЛЕТ** 2

Владимир Власов. ЯКИ НАД МОРЕМ 6

НОВОСТИ РОССИЙСКОЙ АВИАЦИИ 9

НОВОСТИ МИРОВОЙ АВИАЦИИ 11

**В.И. Богданов, А.А. Щербаков И К.Я. Якубовский.
ВОЗМОЖНАЯ КОНЦЕПЦИЯ ИСТРЕБИТЕЛЯ В ПОКОЛЕНИЯ
С КОМБИНИРОВАННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ** 9

**Вадим Абидин. КОММЕНТАРИИ К СТАТЬЕ В.И. БОГДАНОВА,
А.А. ЩЕРБАКОВА И К.Я. ЯКУБОВСКОГО «ВОЗМОЖНАЯ
КОНЦЕПЦИЯ ИСТРЕБИТЕЛЯ В ПОКОЛЕНИЯ С
КОМБИНИРОВАННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ»** 16

**Александр Щербаков. ИСТОРИЯ УЧРЕЖДЕНИЯ
ЗВАНИЯ ГЕРОЯ СОВЕТСКОГО СОЮЗА** 20

ЖИЗНЬ, СУДЬБА И САМОЛЕТЫ 22

**Александр Медведь. СТРАНИЦЫ ИСТОРИИ
ЗАВОДА «САЛЮТ»** 27

**Евгений Арсеньев. ИСТРЕБИТЕЛЬ И-250.
НА СТЫКЕ ЭПОХ** 31

**Лев Берне, Виктор Плотников.
ПЕРВОМУ ВСЕГДА ТРУДНО** 39

Владимир Проклов. ИСТРЕБИТЕЛЬ Су-9 42



КОНСТРУКТОРСКОМУ БЮРО имени А.С.Яковлева - 80 лет



*Олег Федорович Демченко,
Генеральный директор
Генеральный конструктор
ОКБ им. А.С.Яковлева,
Президент НИК «Иркут»*

В мае 2007 года конструкторское бюро имени А.С.Яковлева отмечает 80-летие своего существования. Датой рождения этого КБ, одного из старейших в России, принято считать 12 мая 1927 г. - день, когда впервые поднялся в воздух АИР-1 - первый самолёт тогда ещё не оформленного официально конструкторского коллектива.

За прошедшие восемь десятилетий конструкторским коллективом Яковлева спроектировано и построено свыше 200 типов и модификаций летательных аппаратов, из которых более 100 строились серийно. За 80 лет выпущено 70000 машин - больше, чем у любого другого российского ОКБ.

Характерной чертой ОКБ имени Яковлева является чрезвычайная широта его тематики; в этом отношении ему нет равных среди авиационных фирм России. В числе летательных аппаратов, созданных под руководством академика А.С.Яковлева и его преемников, значатся гражданские и военные самолёты самых различных классов и назначений, вертолёты, планеры, беспилотные аппараты. К ним относятся:

- Лёгкие самолёты (многоцелевые, учебно-тренировочные, спортивные),

заслужившие репутацию лучших в своём классе. Это спортивные самолёты от АИР-1 до Як-55М; учебные самолёты от УТ-2 и Як-18 до Як-52; многоцелевые самолёты от АИР-6 и Як-12 до Як-18Т.

- Истребители Як-1, Як-7, Як-9 и Як-3, строившиеся в десятках серийных модификаций. В годы Второй мировой войны «Якки», составившие две трети советской истребительной авиации, стали одним из символов победоносного оружия нашей страны.

- Истребители Як-15, открывшие этап реактивной боевой авиации в СССР; перехватчики Як-25; сверхзвуковые разведчики Як-27, сверхзвуковые фронтовые бомбардировщики Як-28Б и перехватчики Як-28П.

- Самолёты вертикального взлёта и посадки (СВВП) - первый советский СВВП Як-36, первый в мире палубный СВВП Як-38 и первый в мире сверхзвуковой СВВП Як-141, опередивший на 20 лет работы в США.

- Двухмоторные планеры Як-14 - самые крупные в СССР серийные аппараты такого назначения.

- Крупнейшие в мире вертолёты 1950-х гг. Як-24.

- Пассажирские самолёты - первый в мире реактивный региональный самолёт Як-40 и самый экономичный для своего времени ближнемагистральный лайнер Як-42.

- Самолёты воздушной акробатики Як-18П, Як-18ПМ, Як-18ПС, Як-50, Як-55, на которых отечественные авиационные спортсмены завоевали 69 первых мест на чемпионатах мира и Европы по высшему пилотажу.

- Первые в России малоразмерные беспилотные летательные аппараты (БЛА), один из которых («Пчела») стал единственным отечественным аппаратом такого класса, принимавшим участие в боевых действиях.

- Реактивные учебно-тренировочные самолёты, включая учебно-боевой Як-130, принимаемый ныне на вооружение ВВС России.

Самолёты ОКБ имени Яковлева внесли свой вклад в копилку отечественных мировых рекордов. Первые советские мировые рекорды были постав-

лены на самолёте АИР-1 в 1927 г. С тех пор общее число мировых рекордов, установленных на 19 типах лёгких, пассажирских и военных самолётов «Як», достигло 86.

Достижения и заслуги коллектива яковлевцев получили должное признание. Об этом говорят полученные ОКБ награды: ордена Ленина, Красного Знамени, Октябрьской Революции, Почётный диплом Международной авиационной федерации (ФАИ). Создателям самолётов «Як» присуждены Ленинская и восемь государственных премий, Премия Правительства Российской Федерации, Золотая медаль ФАИ.

Генеральный конструктор А.С.Яковлев возглавлял созданный им коллектив до 1984 г. В 1990 г. предприятию было присвоено имя его основателя. В 1984-1990 гг. руководителем ОКБ был А.А.Левинский, в 1991-1994 гг. - А.Н.Дондуков, с 1994 г. - О.Ф.Демченко.

В настоящее время ОКБ работает над следующими приоритетными темами: учебно-боевой самолёт Як-130 и его модификации; ближе-среднемагистральный самолёт МС-21; российский индийский многоцелевой транспортный самолёт МТС; самолёт первоначального обучения нового поколения Як-152; беспилотные ЛА - модификации «Пчелы» и новые типы БЛА.

ОКБ продолжает работу по реализации разработанной его специалистами концепции учебно-тренировочного комплекса УТК-Як, в который входят наземные учебные средства, тренажёры, поршневой самолёт первоначального обучения Як-152, реактивный учебно-боевой самолёт Як-130, система управления и объективного контроля учебного процесса. Все компоненты комплекса объединены единым математическим обеспечением с открытой архитектурой, позволяющей наращивать возможности комплекса.

Самолёт Як-130 - единственный военный самолёт, спроектированный и построенный в России «с чистого листа» после 2001 г. по заказу ВВС России. Самолёт продемонстрировал высокие лётно-технические характерис-



тики, целиком находящиеся на уровне заявленных в проекте. Способность Як-130 к устойчивому и управляемому полёту на больших углах атаки - до 42° - является уникальным достижением для машин такого класса. Як-130 позволяет быстро и успешно вести подготовку пилотов для любых типов истребителей 4-го и 5-го поколений. При этом обеспечивается подготовка пилотов на основном, повышенном и переходном к истребителю этапах.

Этим не исчерпываются возможности данной машины. Существует возможность создания на базе Як-130 целого ряда модификаций, в первую очередь боевых, а также учебных самолётов палубного базирования, самолётов-разведчика, постановщика помех, беспилотных самолётов и др. Работа ОКБ в настоящее время как раз и включает в себя проектирование новых вариантов, реализующих заложенный в базовой конструкции потенциал. Целью является превращение Як-130 в универсальный учебно-боевой самолёт. Як-130 как учебно-боевой самолёт может без ограничений использовать широкую гамму оружия, отечественного и зарубежного, общей массой до 3000 кг, размещаемого на девяти внешних узлах подвески.

О достоинствах самолёта красноречиво высказался генерал армии В.С. Михайлов. Полетав на Як-130 11 февраля 2005 г., он сказал: «У этого самолёта большое будущее, по всем параметрам самолёт на сегодняшний день превосходит все аналоги, даже зарубежные. Такой превосходной машины в Военно-воздушных силах не было».

В настоящее время успешно реализуется программа внедрения самолёта в серийное производство и принятия его на снабжение ВВС. Як-130 получил одобрение ведущего испытательного института российских ВВС. Завершены испытания самолётов 01 и 02 в серийной конфигурации, и эти самолёты переданы на государственные испытания. По результатам полётов двух самолётов в октябре 2007 года будет получено предварительное заключение (предварительный сертификат) на Як-130 в учебно-тренировочном варианте. Потеря третьего самолёта, конечно, отражается на ходе испытаний, однако в сентябре этого года ему на замену придёт четвёртый экземпляр, который стро-



Як-130 - «летающая парта» для наших лётчиков

ится на Нижегородском заводе «Сокол». Это позволит в кратчайшие сроки закончить государственные испытания в полном объёме.

В апреле 2005 г. Министерство обороны России выдало заказ на изготовление установочной партии в 12 машин; первые самолёты будут построены на заводе «Сокол» в начале 2008 года. Всего же ВВС России планируют закупить более 200 самолётов Як-130. Об этом сказал на недавней пресс-конференции главком ВВС А.Н. Зелин.

Самолёт имеет хорошие экспортные перспективы. В феврале 2006 г. был подписан контракт с Алжиром на поставку 16 самолётов. К их производству уже приступил Иркутский авиационный завод. Як-130 может быть легко адаптирован к требованиям ВВС различных стран как по техническим показателям, так и по эксплуатационным характеристикам. Поскольку некоторые заказчики выдвигают требование о наличии на борту отдельных систем западного производства, в 2006 году было подписано соглашение с французской фирмой «Талес» о её участии в одном из вариантов экспортной поставки самолётов Як-130.

Самолёт МС-21. ОКБ им. А.С.Яковлева совместно с фирмами «Ильюшин» и «Туполев» и ведущими авиационными НИИ осуществляет разработку проекта ближне-среднемагистрального самолёта МС-21 на 132-168 пассажир. Проект победил на конкурсе Росавиакосмоса и включён в государственную программу развития гражданской авиации до 2015 г. Сертификация самолёта запланирована на 2015 год. Предусмотрено максималь-

ное использование новейших отечественных достижений в области аэродинамики, конструкции, материалов, авионики. Вместе с тем заложенный в проект принцип модульности позволяет использовать как российские, так и зарубежные двигатели и оборудование. Конструкторы ставят себе целью обеспечить на этом самолёте уровень эксплуатационных расходов существенно более низкий, чем у нынешних зарубежных аналогов, при наивысшем уровне комфорта пассажиров и экипажа среди самолётов аналогичного класса.

Самолёт МТС (многоцелевой транспортный самолёт) грузоподъёмностью 20 т при дальности 2500 км разрабатывается для ВВС России и Индии и для гражданских грузоперевозок. Разработчиками с начала 2006 г. совместно выступают АК им. С.В.Ильюшина и ОКБ им. А.С.Яковлева и Индия. В 2008 г. должна завершиться подготовка эскизного проекта, а постройка опытного образца планируется на 2012 г. Предусматривается постройка МТС на территории России и Индии. Самолёт заменит как в России, так и за рубежом самолёты класса Ан-12.

Беспилотные летательные аппараты. В настоящее время ведутся совместные государственные испытания комплекса «Строй-ПД» с БЛА «Пчелка-1К» с телевизионной и ИК аппаратурой круглосуточного применения. На основании полученного в декабре 2004г. предварительного заключения по госиспытаниям этого комплекса на Смоленском заводе были построены 10 БЛА, которые в составе серийного комплекса в 2007 г. оживаются в учебном центре беспилотной авиации Министер-



MC-21 - магистральный лайнер XXI века

ства обороны России. Завершаются испытания БЛА «Пчела-1К» с другими вариантами целевых нагрузок - химической и радиотехнической аппаратурой, с аппаратурой постановки помех.

Прорабатывается ряд перспективных многофункциональных БЛА. Среди них нужно выделить аппарат «Клещ» класса «Пчелы» и скоростной высотный разведчик «Ворон». Планируется также создание семейства БЛА «Прорыв», где «экономикой» заключается в использовании конструкторских решений, агрегатов и систем, разработанных при создании Як-130. Это позволит сократить затраты, сроки и теоретический риск. В числе проектируемых вариантов - «Прорыв-Р» для воздушной разведки поверхности и «Прорыв-РПД» для воздушного наблюдения.

Самолёты Як-52М и Як-152. Широко распространённый УТС Як-52 в настоящее время модифицируется в Як-52М по госзаказу для ВВС России и будет служить для первоначального обучения и профессионального отбора военных лётчиков до появления Як-152. Изменения включают замену двигателя, доработку крыла для повышения безопасности полёта, установку современного оборудования, катапультных кресел, увеличение запаса топлива, продление срока службы.

ОКБ совместно с арсеневским авиационным заводом «Прогресс» завершает разработку конструкторской документации самолёта первоначального обучения нового поколения Як-152; вскоре в Арсеньеве начнётся изготовление опытных образцов. Интерес к участию в работах по созданию Як-152 проявили зарубежные

партнёры из Китая и Украины, с которыми сейчас ведутся переговоры.

В 2007 г. ОКБ занимается и другими темами. В их числе - возобновление серийной постройки учебного и спортивного самолёта Як-54. Серийные самолёты этого типа, ранее выпущенные в Саратове, поступили в сборную команду России по высшему пилотажу, а также поставлялись в США, Австралию и Италию. Сейчас к серийному выпуску этих самолётов приступает завод «Прогресс» в Арсеньеве.

Предпринимаются усилия к тому, чтобы наладить совместно с партнёрами из Казахстана серийный выпуск 6-местного многоцелевого самолёта Як-58. Финансирование программы Як-58 и сертификацию самолёта обеспечивает совместное предприятие «Як-Алакою». Разрабатываются новые варианты этого самолёта, в том числе с ТВД.

На подходе - 6-местный самолёт Як-118.

Одно из направлений работы - это модернизация ранее выпущенных самолётов. Находящиеся в эксплуатации региональные самолёты Як-40 и ближнемагистральные Як-42 модернизируются по мере получения заказов. Обновляется и Як-18Т, используемый в училищах гражданской авиации России. На 2007-2008 гг. Смоленскому заводу заказано для этих училищ 60 самолётов Як-18Т с новыми приборным оборудованием, новым винтом с алюминиевыми лопастями и увеличенной дальностью полёта.

Самолёты марки «Як» получили широкое применение и известность не только в нашей стране, но и за рубежом. Во многих странах мира летают сейчас

пассажирские Як-40 и Як-42. Самолёт Як-40 экспортировался в 18 стран. Он первым из российских самолётов был сертифицирован по западным нормам лётной годности и получил доступ на западный рынок - в Италию и ФРГ. Были подготовлены контракты на поставку Як-40 в Великобританию и США. К сожалению, реализовать их не позволила напряжённая политическая обстановка тех лет. Тем не менее, в 1970-1980-е годы было экспортировано 130 самолётов Як-40, 12 самолётов Як-42Д. Позднее круг стран-эксплуатантов этих самолётов значительно увеличился за счёт рендита и аренды.

Экспортировались и лёгкие самолёты - Як-18, Як-18Т, Як-50, Як-52, Як-55, Як-54 и другие. Самолёты яковлевской фирмы входят в коллекции многих музеев мира. Особенно популярен стал самолёт Як-52. В Англии, Италии, Германии созданы пилотажные группы на Як-52, а ФАИ планирует проведение чемпионатов мира на самолётах этого типа. Во Франции создана единственная в мире женская пилотажная группа на самолётах Як-54.

В течение всего послевоенного периода ОКБ поддерживает плодотворное сотрудничество с авиационными предприятиями многих стран. В последние годы такие отношения установились с фирмами Италии, Израиля, США, Словакии, Чехии, Китая.

В своё время ОКБ помогло Чехословакии, Китаю, Польше, Румынии развивать национальную авиационную промышленность. Пряго содействию в этих странах было налажено серийное производство самолётов Як-11, Як-18, Як-12, Як-52 и за 1952-1998 гг. построено по лицензии более 4000 экземпляров этих самолётов. Лицензионная постройка Як-18 (СЗ-5) положила начало собственному авиационному в ЮНР.

С 1992 г. ОКБ самостоятельно ведёт поиск потенциальных иностранных партнёров для совместных разработок. Предприятием были реализованы два крупных проекта.

Первым из них - это сотрудничество с фирмой IAI (Израиль) в деле совместного проектирования реактивного самолёта бизнес-класса «Элексис». В ОКБ был выполнен комплекс работ по проектированию фюзеляжа, оперения и систем самолёта по западным стандартам. Сейчас этот самолёт выпускается американской фирмой Гольфстрим

под названием «Гольфстрим-200». Уже построено 150 самолётов.

Второй проект был реализован в рамках военно-технического сотрудничества с итальянской фирмой Аэрмаки по разработке облика реактивного учебно-тренировочного самолёта нового поколения Як-130 для основной и повышенной подготовки военных лётчиков. Работы с фирмой Аэрмаки проводились в соответствии с соглашением между правительствами России и Италии. В результате совместной деятельности было сформулировано техническое задание с учётом требований международного рынка на период до 2035 года, определены аэродинамической облик самолёта, принципы управления, конструкция и компоновка основных систем. Был построен самолёт-демонстратор Як-130Д, который в ходе лётных испытаний подтвердил правильность выбранной концепции самолёта и его высокую конкурентоспособность по сравнению с аналогами. На базе Як-130 Аэрмаки создала свой УТС М-346.

ОКБ осуществило ряд других совместных проектов, получив при этом огромный опыт в проектировании самолётов по западным стандартам с использованием современных информационных технологий. К числу таких проектов относятся: разработка и внедрение VIP-салона самолёта Як-42Д (с фирмой Трейс, США); установка западной авионики на самолёты Як-42Д и Як-40 (с фирмами Коллинз и Элпайд Сигнал, США); установка двигателей DV-2 и вспомогательной установки «Saifir 5» на самолёт Як-130 (с фирмами Повакс Строяри, Словакия, и Велка Битеш, Чехия); проектирование компоновки пассажирской кабины самолёта АTR-42 по техническому заданию фирмы Алениа (Италия); участие в разработке эскизно-технического проекта сверхзвукового учебно-тренировочного самолёта L-15 корпорации Хунду (Китай).

Сегодня ОКБ им. А.С.Яковлева является единственным российским авиационным ОКБ, имеющим опыт совместного проектирования, испытаний и сертификации самолётов.

В настоящее время успешно развивается сотрудничество ОКБ с фирмами Алениа Аэронаутика и Аэрмаки, которые входят в корпорацию Финмекканика (Италия). В 2005 году на авиасалоне МАКС-2005 между ФГУП «Рособоронэкспорт», ОКБ им. А.С.Яковлева, корпора-

цией «Иркут» и компаниями Алениа Аэронаутика и Аэрмаки было подписано генеральное соглашение о промышленной и коммерческой кооперации, направленное на расширение взаимовыгодного сотрудничества в области военной и гражданской авиации, которое включает создание совместного предприятия по разработке новых типов гражданских реактивных самолётов; продвижение на внешне-

рынке и совместную модернизацию международной версии самолёта Як-130; создание новых технологий для беспилотных летательных аппаратов.

Таким образом, ОКБ им. А.С.Яковлева обладает уникальным 80-летним опытом проектирования, производства, сертификации и эксплуатации самолётов и эффективно использует эти наработки при создании новых высококачественных машин.

Серийный выпуск основных типов самолётов ЯК

№№ п/п	Годы выпуска	Типы самолётов	Количество
1	1927-1931	АИР-1 и АИР-2	7
2	1929-1930	АИР-3 и АИР-4	3
3	1932-1936	АИР-6	128
4	1937-1940	УТ-1	1256
5	1938-1948	УТ-2	7323
6	1940	УТ-3	14
7	1940-1941	Як-2 и Як-4	201
8	1940-1944	Як-1	8721
9	1941-1944	Як-7	6399
10	1942-1948	Як-9	16769
11	1944-1946	Як-3	4848
12	1993-2002	Ретроколим Як-3, Як-7, Як-9	22
13	1942-1943	Як-6	381
14	1946	Як-8	4
15	1945/1947-48	Як-10	41
16	1946-1956	Як-11	4166
17	1948-1970	Як-12	4458
18	1950-1952	Як-14	413
19	1946-1947	Як-15	280
20	1948-1949	Як-17	430
21	1947-2001	Як-18 и СЗ-6	8434
22	1949-1951	Як-23	313
23	1956-1958	Як-24	40
24	1954-1957	Як-25	483
25	1961-1965	Як-25РВ	155
26	1957	Як-26	10
27	1957-1962	Як-27	180
28	1959-1972	Як-28	1157
29	1960-1961	Як-30 и Як-32	7
30	1973-1988	Як-38	231
31	1967-1981	Як-40	1010
32	1976-2002	Як-42	179
33	1973-2002	Як-18Т	613
34	1973-1986	Як-50	312
35	1977-2002	Як-52	свыше 1850
36	1994-2002	Як-54	14
37	1986-1993	Як-55	231
38	1992-1994	Як-58	5
39	1992-1994	Як-112	7
40	1982-2005	БЛА	153

ЯКИ НАД МОРЕМ

Из воспоминаний Владимира Власова



Власов Владимир Павлович

Время постепенно стирает из памяти подробности создания у нас в стране первого самолета вертикального взлета. Мне посчастливилось быть в группе конструкторов, стоявших у истоков его создания. Некоторыми фактами, эпизодами из истории создания самолета я и хотел бы поделиться.

5 сентября 1960 г. в Фарнборо открылась очередная авиационная выставка. Руководителем советской делегации был А.С.Яковлев.

После окончания Московского Военно-Механического техникума (1947-1951 гг.) был направлен в ОКБ-15 Б.Г.Шпитального.

В 1952 г. поступил на учебу в Московский Авиационный институт, который закончил в 1957 г. и был направлен в ОКБ А.С.Яковлева, где проработал до выхода на пенсию в 2006 г..

Работал в бригаде вооружения, в отделе предварительного проектирования. Был ведущим конструктором самолетов Як-30 и Як-32, стоял у истоков создания СВВП Як-36 и Як-38. Непосредственно участвовал в создании и отработке самолетов ВВП, будучи ведущим инженером этих самолетов, а в 1972 г. был назначен сначала и.о., а затем, заместителем главного конструктора по базированию Як-38 и Як-38М на кораблях ВМФ, участвовал в швартовых испытаниях ТАКР «Киев». Непосредственно руководил бригадой специалистов ОКБ в осуществлении посадки Як-38 (летчик-испытатель М.С.Дексбах) на крейсер «Москва», а также самолетов Як-38 на контейнеровозы «Агостиньо Нетто» и «Н.Черкасов».

Участвовал в переходе ТАКР «Киев» из Севастополя в Североморск и осуществлении полетов самолетов в этом походе.

«Звезд» выставки стала демонстрация экспериментального СВВП Шорт SC.1 с составной силовой установкой.

Вероятно, эта машина произвела сильное впечатление на А.С.Яковлева: «Если проблема вертикального взлета и посадки будет решена успешно, то это может повлиять на дальнейшее развитие военной авиации. Отпадает необходимость в специальных аэродромах. Самолетам ВВП станут доступны самые глухие уголки земли».

После поездки в Фарнборо генеральный конструктор обратился к Д.Ф. Устинову (в то время председателем ВПК) с предложением создать боевой СВВП, и по всей вероятности добро было получено.

30 октября 1961 г. вышло постановление ЦК КПСС и СМ СССР № 947-418 о создании истребителя-бомбардировщика вертикального взлета и посадки. Эту дату можно считать официальным началом работ по созданию

СВВП в СССР.

В КБ была создана группа конструкторов во главе с С.Г. Мордовиним. Старейший работник ОКБ, начальник бюро предварительного проектирования Л.М. Шехтер с головой окунулся в работу.

Компоновки создавались одна за другой. Генеральный конструктор был придирчив. Были подключены несколько моторостроительных ОКБ. Двигатель - сердце самолета. Создать двигатель типа «Пегаз» как на СВВП «Хариер», в короткое время было невозможно, и выбрали другой путь - двигатель на базе имеющихся схем.

Наше ОКБ тесно сотрудничало с ОКБ «Союз» С.К. Туманского, и создание двигателя для первого самолета вертикального взлета и посадки было поручено правительством этому ОКБ. Возглавил работу Ю.И. Гусев, увлеченный идеей создания самолета нового направления.

От «Союза» участвовали Л.П. Берне, К.К. Лаврентьева, В.В. Колесниченко, И.П. Солохин, А.С. Серпков и другие.

Коллектив ОКБ А.С.Яковлева с большим воодушевлением занялся проектированием и изготовлением самолета, который стал именоваться Як-36 или «В».

В группу стали привлекаться талантливые энтузиасты-инженеры.

Создавались и новые, до сего дня неизвестные бригады, например бригада струйных рулей во главе с В.В. Емельяновым, потом его сменила Г.А. Быковская.

Основные требования к самолету: разбег - пробег = 0 м, взлет с площадки, покрытой стальными листами размером 25х25 м.

Успешно был защищен технический проект перед заказчиком и начался этап проектирования.

Во время проектирования самолета Як-36 главными руководителями являлись:

- по аэродинамике - Г.Н.Пульхров,
 - по прочности - С.Я.Макаров,
 - по силовой установке - В.И.Поликовский,
 - по оборудованию - Б.Л.Кербер,
 - по научно-исследовательским работам - К.С.Кильдишева,
- производством Як-36 руководил зам. начальника производства

А.А.Жирков.

Общее руководство осуществлялось так называемой «евеликопелной шестеркой», в которую входили А.С.Яковлев, К.Б.Бекирбаев, С.Г.Кулагин, К.С.Кильдишева, Л.М.Шехтер, Г.Н.Пульхров. С.Г. Мордовин был при этой «шестерке» ученым секретарем, работая в отделе общих видов. Практически проектированием руководил С.Г.Мордовин, а остальные только мешали (впоследствии А.С.Яковлев назначил С.Г.Мордовина зам. Главного конструктора и поручил ему общее руководство созданием самолета). Приказом А.С.Яковлева от 7 декабря 1962 г. были назначены ведущим конструктором О.А.Сидоров, помощником ведущего конструктора В.Н.Павлов и В.П.Власов.

В КБ каждая группа конструкторов (бригада) разрабатывает какую-нибудь крупную часть машины: фюзеляж, крыло, оперение, управление, установку двигателей, шасси, оборудование и пр.

Специальная группа вела расчет прочности самолета. Это очень ответственная работа. Инженеры-расчетчики проводили аэродинамический расчет, определяющий летные качества самолета: скорость, устойчивость, высоту, дальность и пр.

Одновременно изготавливается в



Заместитель главного конструктора по самолету Як-36 Мордовин С.Г.



Старший ведущий конструктор самолета Як-36 (1965-1969 гг.) Павлов В.Н.

основном из дерева, фанеры и дюрала макет самолета - в натуральную величину. Макет дает полное представление о будущем самолете и изготавливается в основном из дерева, фанеры и дюрала.

Постройка самолета - это собранный воедино труд: слесарей, токарей, фрезеровщиков, сварщиков, столяров, клепальщиков и многих других профессий. Самый интересный и самый ответственный момент наступает, когда все детали начинают стекаться в сборочный цех, и затем уже собирается весь самолет.

Я подробно остановился на этом, чтобы еще раз показать сложность создания опытного самолета.

В сборочном цехе было построено 4 экземпляра Як-36: 1-ый для статиспытаний, 2-й - под № 36, 3-й - под №37, 4-й - под №38 для летных испытаний.

Первый летный экземпляр (бортовой номер «36») в дальнейшем был использован для отработки силовой установки, работы на кабель - кране, в трубе - 101 ЦАГИ.

С самого начала проектирования летными испытаниями будущего самолета занимался К.Б. Бекирбаев. Летчиком-испытателем был назначен молодой лётчик В.Г.Мухомин.

В ноябре 1962 года была законче-



После похода на борту авианосца «Киев» - Североморск. Пушкин К.А., Берне Л.П., Колесниченко В.В., Сиротин С.А., Фаворский О.Н., Разумовский В.Н., Гусев Ю.И., Шумов Е.И., Жукот А.Т., Назаров В.Д. (слева направо)

на сборка самолета и он поступил в лётно-испытательный комплекс для отработки систем и начала заводских испытаний. Первый отрыв на высоту до 1 метра был произведен в январе 1963 г. 16 сентября 1964 г. был осуществлен первый полет по полному профилю (вертикальный взлет - горизонтальный полет - вертикальная посадка).

Старшим механиком был назначен Д.А. Колотурский, мотористами - Е. Ермолаев и А. Иванов, электриками А. Хромов и А. Капитонов. Эта бригада прошла длинный путь испытаний Як-36 и Як-36М (Як-38).

Создание Як-36 выдвинуло ряд принципиально новых задач в области авиации, связанных с особенностями висения и полета на околозвуковых скоростях вблизи земли, при отсутствии поступательного движения.

Решение их потребовало проведения огромного объема сложных научно-исследовательских работ на моделях, электронно-вычислительных машинах, специальных и натуральных стендах, летающих лабораториях, в результате которых:

- Была обеспечена устойчивость работы реактивных двигателей путем эффективной защиты воздухозаборников от попадания горячих выхлопных газов, отраженных от поверхности земли при вертикальном взлете;

- Разработаны и реализованы критерии управления тягой реактивного двигателя на режиме вертикального взлета и посадки;

- Решена проблема устойчивости самолета при наличии интерференции газовых потоков реактивных двигателей с потоком воздуха под крылом аблизин земли;

- Разработана система реактивного управления, обеспечивающая управляемость и устойчивость самолета при отсутствии поступательного движения;

- Определены оптимальные характеристики системы автоматического управления самолетом на околозвуковых скоростях и переходящих режимах.

Все эти задачи были решены, и я попытаюсь описать, как они выполнялись, и с каким трудом и риском для техники и исследователей.

В октябре 1963 г. мне с группой специалистов поручили провести аэродинамические исследования Як-36 в трубе - 101 ЦАГИ.

Самолет с дистанционным управлением устанавливался на опоры аэродинамических весов. Перед самолетом находилась вентиляционная установка, позволяющая создать набегающий поток, равный потоку при скорости 350 км/час. Запускали двигатели, запускали вентилятор и далее поворотом сопла изменяли направление век-

тора тяги. Весы четко регистрировали на изменения тяги, были замерены силы подсоса, влияние аэродинамики самолета на его скоростные качества.

Для проведения натурных исследований влияния земли при вертикальном взлете и методов защиты воздухозаборников от попадания горячего воздуха на вход был использован кабель-кран в ЛИИ. Самолет подвешивали на кабель-кран на высотах от 0 до 5 м. Производили запуск двигателей с выходом на максимальную тягу. При помощи контрольно-записывающей аппаратуры производилась запись температур на входе левого и правого воздухозаборника. При

этом проверялись различные конструктивные проработки защиты воздухозаборников, в т.ч. отклоняющийся щиток около воздухозаборника; щиток, разрушающий поток горячих газов, отраженных от земли и распространяющихся по фюзеляжу к воздухозаборникам; установка реборд вдоль фюзеляжа.

Исследования прошли успешно, был найден оптимальный вариант защиты воздухозаборников от попадания горячего воздуха. Была полностью исследован эффект подсоса земли. При выходе силовой установки на максимум при вертикальном положении сопел, под крылом образуется зона пониженного давления, за счет чего самолет притягивается к земле. Этот эффект действует примерно до 1,5 - 2 м и равен примерно 600-700 кг. На высоте более 2 м подсос пропадает.

Была отработана летчиком и технология вертикального взлета. Уже не надо было после каждого полета менять или «дорабатывать» лопатки передних ступеней двигателей и колеса шасси. Были отработаны передаточные числа автопилота, и это вошло в норму. Сотни полетов, висений остались позади. Заключались заводские испытания. Около пяти лет потребовалось ОКБ, чтобы доказать жизнеспособность вертикально взлетающего самолета.

Продолжение следует

НОВОСТИ РОССИЙСКОЙ АВИАЦИИ

ВСТРЕЧА МУЗЕЙНЫХ РАБОТНИКОВ АВИАПРОМА



Выступает В.Г.Дмитриев

10-11 апреля в Москве в помещении музея Н.Е.Жуковского состоялась очередная ежегодная встреча представителей организаций, входящих в Ассоциацию музеев авиационной промышленности. Эта межрегиональная общественная организация (МОО) была создана в 2001 году, а в 2002 г. была официально зарегистрирована государственными органами. В неё входят музеи, созданные при научных центрах авиапрома, конструкторских бюро, опытных и серийных авиационных заводах различного профиля. В 2002 г. в Ассоциацию входило 9 музеев. К настоящему времени это число выросло до 30 и включает 4 федеральных научных центра (ЦАГИ в г. Жуковском, Московский филиал ЦАГИ, ГосНИИ АС, СибНИА); 10 самолётостроительных предприятий, в том числе всемирно известные «фирмы», носящие имена Ильюшина, Миклояна, Мищенко, Туполева, Яковлева, и др., а также некоторые серийные заводы (например, КнААПО); 4 вертолётостроительных предприятия («фирмы» Миля и Камова, Казанский вертолётостроительный завод и ростовский завод «Роствертоль»); три моторостроительных предприятия (московский завод «Салют», Уфимское моторостроительное производственное объединение, санкт-петербургское ДАО им. В.Я.Климова), 8 агрегатных предприятий, выпускающих аппаратуру и приборы. Кстати, ДАО им. Климова было принято в со-

став Ассоциации именно на данной встрече в Москве. Упомянутые 30 музеев размещаются на 28 предприятий, два из которых имеют по два музея.

Президентом Ассоциации является В.Г.Дмитриев, член-корр. РАН, зам. председателя ВПК при правительстве РФ. Первым вице-президентом является А.П.Красильщиков, директор музея Н.Е.Жуковского, гостеприимством которого пользовались участники встречи. Ассоциация рассчитывает на дальнейший рост числа своих членов и надеется со временем из межрегиональной превратиться в общероссийскую организацию.

Участники встречи обменялись опытом работы, обсудили некоторые общие проблемы и задачи, которые стоят перед музеями авиапрома. В выступлении президента Ассоциации В.Г.Дмитриева особый упор был сделан на роль музеев в воспитании

молодого поколения. С огорчением отмечалось, что молодые люди сейчас зачастую не знают многих славных имён, связанных с историей отечественной авиации. Воспитывать молодёжь в духе гордости за наши авиационные достижения - одна из задач, стоящих перед музеями. Важным делом является и пробуждение интереса к авиации и желания посвятить себя работе в этой отрасли. Сейчас, отметил В.Г.Дмитриев, остро стоит проблема старения квалифицированных кадров в оборонных отраслях, включая авиапром. На многих предприятиях ощущается нехватка кадров. Нужно сохранить преемственность поколений на производстве, обеспечить приток молодых специалистов и рабочих, отвечающих по своей подготовке требованиям инновационной экономики. Выступая в этом же ключе, некоторые из участников встречи поделились своим опытом взаимодействия со школами в деле вос-

питания будущей смены.

Обращалось внимание и на важность хорошего сотрудничества между музеями и руководителями соответствующих предприятий отрасли, от которых музеи вправе ожидать материальной поддержки, организационной и иной необходимой помощи.

ИТАЛЬЯНСКИЕ ВЕРТОЛЁТЫ БУДУТ СОБИРАТЬ В УЛАН-УДЭ?

По сообщению газеты «Коммерсантъ», ОПК «Оборонпром» начал переговоры с итальянской компанией Agusta Westland о лицензионной сбор-



Вертолёт AW-139 на авиасалоне «Фарнборо-2006»

ке на Улан-Удэнском авиационном заводе вертолёт AW-139. Подписание рамочного соглашения о намерениях запланировано на май 2007 г. По сведениям, полученным от главы Рострома Бориса Алёшина, подписание соглашения о намерениях намечалось ранее на середину марта, на время визита президента РФ Владимира Путина в Италию, но из-за «технических нюансов» перенесено на май. Подготовка производства на Улан-Удэнском авиазаводе, по словам Алёшина, может начаться уже в 2007 году.

Факт проведения переговоров подтверждают и источники на самом авиазаводе, где отмечают, что на первых порах речь идёт о частичной сборке с возможностью налаживания более полного производства в дальнейшем.

Согласно более ранним высказываниям гендиректора авиазавода Леонида Бельх, поиск иностранного партнёра был вызван возникшими проблемами с подготовкой к производству вер-

толёта Ка-62, относящегося к тону же классу, что и AW-139 (взлётная масса порядка 6 тонн). В октябре 2006 г. на совещании в «Оборонпроме» отмечалось, что двигатель для Ка-62, разработанный НПО «Сатурн», не соответствует техзаданию по удельному расходу топлива, весу и другим параметрам. Сейчас ОАО «Климов» занимается доработкой двигателя своей разработки для установки на Ка-60/62.

Вертолёт AW-139, выпускаемый с 2003 года, при взлётной массе около 6,4 тонны способен перевозить до 15 пассажиров или 2,8 тонны груза. (По материалам сайта «Авиалпорт.Ру»)

ЯК-130: ГОСИСПЫТАНИЯ ИДУТ ВПЕРЕД

В ближайших месяцах будет получено предварительное заключение о соответствии УТС Як-130 требованиям заказчика. Полностью же завершить государственные совместные испытания (ГСИ) планируется в середине следующего года.

Испытания Як-130 проходят интенсивно, в некоторые дни по программе испытаний выполняется по два испытательных полёта. По состоянию на середину апреля велись лётно-прочностные испытания Як-130, а также испытания самолёта на устойчивость и управляемость.

Как известно, в июле 2006 года при проведении госиспытаний один экземпляр Як-130 был потерян из-за потери управляемости самолёта одновременно по тангажу, крену и рысканью вследствие мешающей работы системы КСУ-130 (комплексная система управления). По оценке специалистов, произошедший отказ относится к числу статистически крайне маловероятных.

По-видимому, именно в связи с отмеченными выше отказом срок окончания ГСИ сдвинут с 2007-го на 2008-й год. Это понятно - машина должна быть безусловно надёжной. Однако сроки поставки Як-130 заказчиком сдвигаться не будут. Первые четыре из 12 заказанных машин получит Минобороны России в этом году, а поставки самолётов в Алжир начнутся с 2008 года. (По материалам газеты «Красная Звезда»).

РОССИЯ РАССЧИТЫВАЕТ ПРИНЯТЬ У СЕБЯ ВВИ-2009

Центральный совет РОСТО (ДОСААФ) и Федерация авиационного спорта (ФАС)

России подали заявку в Международную авиационную федерацию (ФАИ) на проведение в России в августе 2009 г. третьих Всемирных воздушных игр (ВВИ-2009). Для авиационной общественности эти соревнования являются аналогом Олимпийских игр. Идея проведения ВВИ-2009 в России была поддержана на заседании Президиума Совета при Президенте РФ по физической культуре и спорту 16 февраля 2007 г.

РОСТО (ДОСААФ) и ФАС России успешно преодолели первый этап конкурсного отбора и отправили в ФАИ заявочную книгу, отражающую этапы подготовки и проведения ВВИ-2009. На втором этапе отбора Россия является одним из трёх претендентов, наряду с Италией и Данией.

В рамках этого второго этапа с 17 по 19 апреля 2007 г. на аэродроме «Дракино» Серпуховского района Московской области работала Оценочная комиссия ФАИ, изучавшая соответствие российской заявки конкурсным требованиям.

18 апреля на аэродроме «Дракино» состоялась пресс-конференция с участием руководителей Центрального совета РОСТО (ДОСААФ), правительства Московской области, Серпуховского района и членов Оценочной комиссии ФАИ. Председатель ЦС РОСТО (ДОСААФ), Президент ФАС России А. Стародубец рассказал о предлагаемых планах подготовки и проведения Всемирных воздушных игр в России в 2009 г. Первые такие игры состоялись в 1997 г. в Туркии, вторые - в 2001 г. в Испании (на ныне Россия заняла первое место в командном зачёте). Желание России стать страной-хозяйкой очередных третьих игр в 2009 году он назвал вполне оправданным и естественным с учётом того, что Россия занимает лидирующие позиции в ряде видов авиационного спорта, а её опыт проведения международных авиационных соревнований получил высокую оценку со стороны ФАИ.

В 1997 и 2001 годах формат ВВИ оказался не вполне удачным - игры не стали достаточно интересными для широкой публики. Поэтому была разработана новая концепция

проведения игр с целью придать этому мероприятию яркую зрелищность, превратить его в авиационный праздник. Все соревнования будут сосредоточены на одном лётном поле, тогда как прежде они были разбросаны по различным аэродромам. В программу будут включены 10 видов авиационного спорта. В их числе высший пилаж на самолётах и планерах; авиамодельные состязания; воздушные шара тепловые и газовые; экспериментальные летательные аппараты; дельтапланеризм; вертолётные состязания; сверхлёгкие летательные аппараты; мотопараланы; парашютные прыжки, и другое.

Все соревнования будут проводиться в течение 7-8 дней. Со стороны ФАИ предусматривается участие в ВВИ более 350 ведущих авиационных спортсменов мира.

Важный элемент новой концепции - обеспечение всемирного информационного освещения этого события по ТВ-каналам в режиме реального времени. А. Стародубец отметил, что аэродром «Дракино» - один из лучших спортивных аэродромов в Европе - располагает отличными возможностями для того, чтобы стать местом проведения ВВИ-2009 (Дракино рассматривается как базовый аэродром для ВВИ, но есть и запасные - Волово-во, Коломна). Если решение будет вынесено в пользу России, потребуются осуществить ряд дополнительных мер по улучшению ВПП, аэродромной инфраструктуры, транспортного обслуживания, условий для приёма гостей, обеспечения безопасности.

Координатор ФАИ по проведению ВВИ-2009 Брайан Спрекли отметил большую поддержку идеи проведения ВВИ-2009 в России со стороны как авиационных организаций, так и ор-



Самолёт Як-130 на аэродроме «Дракино»

ганов власти (делегация ФАИ встретилась с губернатором Московской области Б.Грозовым, который заверил, что власти области сделают всё необходимое для успешного проведения игр и должного приёма участников и гостей). Аэродром «Дражино» с его впечатляющими размерами! Спрекли назвал «идеальным местом для спортивной авиации». Он отметил, что итоги работы оценочной комиссии будут рассмотрены руководством ФАИ,

которое 1 июня 2007 г. вынесет своё решение о том, какой из стран, подавших заявки, будет предоставлено право принять у себя ВВИ-2009.

Глава Серпуховского района А.В.Шестун выразил большое удовлетворение по поводу того, что Дражино рассматривается как возможное место проведения ВВИ-2009. В 2005 году здесь уже проводился XI чемпионат мира по высшему пилотажу на планерах, а в 2006 г. - квалификационный этап Мирового «Гран-при»

по планерному спорту. Власти района делают всё необходимое, чтобы создать наилучшие условия для участников и гостей; предстоит, в частности, поработать над увеличением пропускной способности подъездных путей к Дражино. Серпуховской район отметил он, будучи одним из красивейших районов Подмосквы, обладает большими достоинствами и преимуществами, позволяющими надеяться на вынесение решения со стороны ФАИ в пользу России.

НОВОСТИ МИРОВОЙ АВИАЦИИ

КИТАЙ ПРОЯВЛЯЕТ ИНТЕРЕС К АН-140



Самолёт Ан-140 самарской постройки на «Фарнборо-2006»

Китайские компании проводят специальное маркетинговое исследование с целью определить потенциал самолётов Ан-140 на азиатском рынке. Как известно, ближнемагистральный самолёт Ан-140 на 52 пассажира разработан АНТК им. Антонова и выпускается одновременно в Украине на Харьковском авиазаводе и в России на самарском ООО «Авиакор - Авиационный завод». Судя по имеющимся сообщениям, китайскую сторону интересуют возможности сотрудничества именно с российским предприятием. Генеральный директор «Авиакор» Сергей Лихарев в своих комментариях для газеты «Гудок» отметил, что китайская сторона давно интересуется самолётами, производимыми на этом предприятии. Правда, сказал он, китайцы настаивают на совместном производстве Ан-140. Насколько такой вариант возможного сотрудничества будет приемлем для российской стороны, пока ещё говорить рано. Некоторые

аналитики опасаются, что китайцы могут поступить с Ан-140 так же, как в свое время они поступили с Ан-24 и Ан-12, внося некоторые изменения в конструкцию и продолжая выпускать уже «свой» самолёт. Тем не менее, считается очевидным, что получение заказа на Ан-140 от китайской стороны было бы выгодно для России. Связанное с этим увеличение масштабов производства, указывают аналитики, позволило бы сократить его себестоимость, понизить цену самолёта и сделать его более привлекательным для российских авиакомпаний. (По материалам сайта www.avias.com).

УСПЕХИ КОМПАНИИ DIAMOND AIRCRAFT

Австрийско-канадская самолётостроительная компания Diamond Aircraft в последние годы выдвинулась в число ведущих среди разработчиков и производителей деловых и лёгких

многоцелевых самолётов. Конструкторы фирмы разработали целый спектр одномоторных и двухмоторных самолётов с поршневыми двигателями. За двухмоторным самолётом первоначального обучения DA20 последовал четырёхместный учебно-тренировочный DA40, его развитием стал двухмоторный DA42. Самолёты этой фирмы знакомы российской публике - они везены в небольшом количестве в Россию, экзотировались на авиасалонах МАКС в Жуковском, причём на одном самолёте DA42 МРР была установлена российская оптико-электронная аппаратура СОН 112 производства УОМЗ. Самолёты этой фирмы отличаются довольно неординарными обводами при использовании, казалось бы, традиционных схем; они оснащаются как бензиновыми, так и дизельными двигателями.

О коммерческом успехе фирмы говорит тот факт, что в декабре 2006 года она открыла в Китае совместное предприятие по производству своего учебного самолёта DA40.

Недавно фирма Diamond Aircraft сделала крупный шаг в развитии сво-



Опытный экземпляр самолёта D-Jet



DHC-6 Twin Otter на амфибийном шасси

ТВД мощностью около 580 л.с. каждый появился в 1965 г. и уже в 1966 г. пошёл в серию, а к середине 1985 года общее число этих машин, представленных в 70 стран мира, достигло 825 и продолжало расти. Прочный и надёжный, обладающий отличными данными укороченного взлёта и посадки, этот самолёт брал на борт 19 пассажиров. Он применялся также для перевозки грузов, как военно-транспортный, в т.ч. в ВВС США под обозначением UV-18, а также в различных вариантах спецназначения. Twin Otter эксплуатировался не только на колёсном, но и на поплавковом и амфибийном шасси.

Её производственной программы, предприняв разработку и постройку лёгкого делового самолёта D-Jet с реактивным двигателем. Самолёт внешне необычен. В отличие от большинства деловых реактивных самолётов, оснащённых двумя двигателями на хвостовой части фюзеляжа, эта машина имеет лишь один двигатель и построена по сравнительно редкой теперь реданной схеме с выходом сопла двигателя под фюзеляж. Воздух в двигатель поступает через боковые воздухозаборники, размещённые над корневыми частями крыла. Прямое низкорасположенное крыло снабжено концевыми «крылышками». Хвостовое оперение близко к Т-образной схеме. Необычность облика самолёта довершает «глобальность» фюзеляж, переходящий в хвостовую балку значительно меньшего сечения (что характерно и для поршевых предшественников самолёта D-Jet). Кабина скопирована по схеме «два плюс три» - пилот и пассажир рядом с ним впереди, за ними трёхместный диван. Силовую установку составляет один ТРД типа Williams FJ33. С апреля этого года самолёт проходит испытания и в начале 2008 года будет запущен в производство на канадском заводе фирмы в провинции Онтарио. Фирма рассчитывает к тому времени набрать 500 заказов, а также получить финансовую поддержку от государственных или муниципальных органов на подготовку самолёта к серии. (По материалам Flight International).

ВETERАНУ «ТУИН ОТТЕР» ХОТЯТ ДАТЬ ВТОРУЮ ЖИЗНЬ

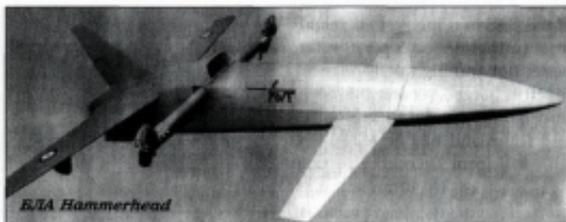
Многоцелевой DHC-6 Twin Otter канадской фирмы De Havilland Canada принадлежит к числу самолётов, получивших популярность во всём мире. Этот подосный высокоплан с двумя

Его производство закончилось несколько лет тому назад, однако канадская промышленная компания Viking Air, базирующаяся в провинции Британская Колумбия, строит планы возобновления выпуска этого самолёта. Маркетинговые исследования показали, что операторы проявляют к нему большой интерес, и в октябре 2005 г. компания Viking Air собрала конференцию потенциальных заказчиков и проинформировала их о финансовых условиях возобновления выпуска самолёта, который в обновлённом виде будет называться Twin Otter Series 400. По словам главы компании, уже набрано необходимое количество стартовых заказов - их число вместе с опционами составляет 27, причём в половине случаев заказчики хотят иметь поплавковый вариант. Инвесторам дано согласие на запуск программы в ход и дело остаётся за получением дотации от государственных властей на покрытие некоторой части начальных расходов. Поставки намечаются на начало 2009 года. (Flight International 3-9 April 2007)

HAMMERHEAD - АВСТРАЛИЙСКИЙ БЕСПИЛОТНИК-КОНВЕРТОПЛАН

Беспилотный летательный аппарат довольно необычной конфигурации разработан австралийской компанией Advanced VTOL Aerospace (AVT). Построенный по схеме «утка», он, в дополнение к несущим поверхностям, оснащён двумя роторами, вынесенными на штангах по обе стороны фюзеляжа и способными поворачиваться на 90 градусов. Это обеспечивает аппарату «вертолётный» вертикальный взлёт с последующим переходом в «самолётный» режим крейсерского полёта. Винты приводятся во вращение электромоторами с питанием от литиевых аккумуляторов, которые обеспечивают 20-минутный полёт в режиме висения и, по расчётам, двухчасовой полёт в крейсерском режиме. Третий электромотор, расположенный в фюзеляже, приводит в движение вентилятор в кольцевом обтекателе, воздушный поток от которого направляется в четыре разнонаправленных сопла в хвостовой части и служит для управления по рысканью и тангажу на режиме висения. Управление по крену достигается изменением скорости вращения винтов. В крейсерском полёте управление осуществляется рулём направления и элеронами заднего крыла.

Аппарат, получивший название «Хаммерхед» (Hammerhead - акула-молот), построен из стеклопластика, имеет в длину 2 м и весит 9 кг без аккумулятора; для серийного варианта предусмотрена коммерческая нагрузка 4 кг. Демонстрационный экземпляр, о существовании которого было объявлено недавно, с 2004 года совершил 40 полётов в режиме висения; в ближайшее полугода он должен совершить первый полёт по полному циклу с переходом в крейсерский полёт. Тем временем компания-разработчик ищет партнёров с целью довести этот образец до серийного производства. (Flight International 27 March - 2 April 2007)



Б/ЛА Hammerhead

Возможная концепция истребителя V поколения с комбинированной силовой установкой

В.И. Богданов, д.т.н.,

А.А. Щербаков, Герой Советского Союза, заслуженный летчик-испытатель, к.т.н.,

К.Я. Якубовский

При формировании предлагаемой к рассмотрению концепции истребителя V поколения были учтены не только такие известные основные требования, как сверхзвуковая крейсерская скорость полета ($M_{кр} \approx 2,0$), сверхманевренность, малая заметность, но и следующие обстоятельства. В настоящее время возникает много локальных конфликтов и войн, политологи даже считают, что мир вступает в эпоху войн, а для них нужен массовый, недорогой истребитель с высокой боевой живучестью, и хорошо, если его взлетно-посадочные характеристики будут близки к уровню, соответствующему истребителю второй мировой войны. Это может резко сократить время подготовки летчиков. Так, современные самолеты типа Су-27 с высокой посадочной скоростью требуют многолетней подготовки летчиков даже при эксплуатации их с многокилометровых аэродромов, которые к тому же являются узкими для противника. А для эксплуатации Су-27 на авианосцах в России имеется всего несколько десятков специально отобранных и подготовленных летчиков. Попытки создания самолетов с вертикальным взлетом и посадкой (СВВП) можно считать неудачными из-за их высокой вневесовой отдачи.

Во время второй мировой войны количество произведенных самолетов и подготовленных летчиков соответствовало друг другу. В настоящее время в подобной ситуации можно достаточно быстро многократно увеличить производство самолетов, но так же быстро подготовить для них летчиков невозможно. Таким образом, требование к качественному повышению взлетно-посадочных характеристик самолета необходимо поставить рядом с основными требованиями.

Предлагаемая к рассмотрению концепция истребителя V поколения предполагает два типа самолета, выполняемых на базе комбинированной си-

ловой установки (КСУ) с унифицированными основными узлами [1]:

1. Самолет с обычным взлетом и посадкой (ОВП), в котором высокие взлетно-посадочные характеристики и маневренность обеспечиваются повышением несущей способности крыла при включении его специального обтекания (см. ниже) за счет отбора воздуха от двигателя, достаточного которого может обеспечить КСУ.

2. Самолет укороченного взлета и вертикальной посадки (КВВП). Здесь высокая маневренность обеспечивается за счет специальной компоновки КСУ, которая позволяет иметь впереди центра массы самолета – 70% суммарной тяги, вектор которой в полете может быть направлен в сторону маневра. А повышение вневесовой отдачи обеспечивается исключением из конструкции самолета оперения, при этом функции управления передаются КСУ.

Эффективность самолета в первую очередь определяет силовая установка. Создание ТРДДФ V поколения классической схемы требует огромных финансовых затрат и времени и пока не под силу нашему государству. Предлагается выйти на уровень характеристик двигателя V поколения за счет использования изменяемого рабочего процесса в комбинированной силовой установке, в которой рационально сочетаются отработанные узлы ТРДДФ IV поколения.

Предлагаемая концепция создания и дальнейшего совершенствования КСУ на базе исходных унифицированных

узлов IV поколения как для самолетов ОВП, так и для самолетов КВВП основывается на следующих принципах:

1. Двухдвигательная силовая установка делает истребитель дорогим, однодвигательная – даже обладая высокой надежностью, уступает по живучести двухдвигательной. Т.е. два двигателя – дорого и много, а один – мало. Поэтому как альтернатива двухдвигательной силовой установке предлагается КСУ с изменяемым рабочим процессом на базе ТРДД с выносным модулем – ТРД, расположенным во втором контуре и который может работать в автономном режиме, как второй двигатель (рис. 1). Такую концепцию, компромиссной силовой установки, можно назвать «полтора двигателя». Работа КСУ в режиме ТРД обеспечивает более экономичный сверхзвуковой ($M_{кр} \approx 2,0$) крейсерский полет, чем ТРДДФ. Демонстратор подобной КСУ был успешно испытан в Рыбинском КБ моторостроения в 80-х годах.

2. Выносной модуль – ТРД является форсированным вариантом газогенератора основного ТРДД, т.е. степень двухконтурности $n \approx 1,0$.

3. Для самолета с ОВП на выходе ТРД применено двухлопастное сопло с частично «ожидини» стенками, в котором механически регулируется только площадь среза. Это сопло имеет простую конфигурацию и позволяет исключить сложное устройство для переключения подачи воздуха и герметизации обводного канала ТРД. Сопло может работать на дозвуковом (режим

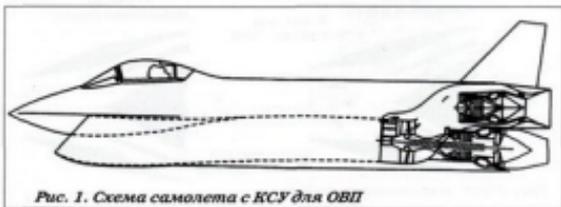


Рис. 1. Схема самолета с КСУ для ОВП

ТРДД) и сверхзвуковом (режим ТРДД режима полета (рис. 2). При включением ТРДД тяга создается в основном им (~70%). Наличие «жидких» стенок упрощит конструкцию поворотной части сопла для изменения вектора тяги, обводной канал позволит решить проблему охлаждения сопла подчей воздуха в его наиболее теплонатраженый сектор отклоненной части.

4. Для решения основной проблемы самолета КВВП (рис. 3) - повышению его весовой отдачи предлагается передать функции управления самолетом в маршевом полете силовой установке путем манипулирования вектором тяги, что позволит исключить из конструкции самолета оперение. Данная концепция в настоящее время считается перспективной даже для самолетов с ОВП [2]. Возможность создания основной части тяги (до 70%) впереди центра массы самолета позволяет обеспечить его более рациональную компоновку и иметь направление основного управляющего вектора тяги от передних сопел в сторону маневра, что повышает маневренность самолета.

В данной КСУ выносной модуль при наличии обводного канала должен иметь конструктивно сложный узел его герметичного перекрытия, чтобы исключить попадание газа из-за турбины на вход. Поэтому может оказаться целесообразным такой вариант исполнения выходящего устройства, когда при отклоненном ТРДД основная часть расхода воздуха второго контура ТРДД направляется прямо в свое сопло, образуемое смещением обечайки и представляющее собой кольцевую щель (концентричную поворотному соплу первого контура). При этом сопла модуля прикрываются, пропуская оставшуюся часть расхода воздуха с приемлемым уровнем потерь в автотурбину-

ючен турбокомпрессоре.

5. Повышение температуры газа T_r перед турбиной, конструктивно соответствующей IV поколению, до значения близкого к уровню V поколения обеспечивается путем уменьшения суммарной степени повышения давления в компрессоре (за счет вентилятора) π_k и соответственно снижения температуры охлаждающего воздуха, а также снижения физической частоты вращения ротора газогенератора (при этом его приведенная частота вращения остается постоянной) и меньшего ресурса выносного модуля. Влияние на экономичность двигателя снижения π_k и на дозвуковых скоростях компенсируется значительным ($v=2$ раза) увеличением степени двухконтурности основного ТРДД, а на сверхзвуковых скоростях ($M=2$) π_k не оказывает заметного влияния на экономичность. Уменьшение π_k также заметно снижает удельную массу двигателя γ за счет сокращения количества ступеней компрессора, снижения частоты его вращения, замены материалов. Следует иметь в виду, что ТРД с T_r соответствующей V поколению мало уступает по удельной тяге ТРДДФ.

6. Применение в выносном модуле ТРД однотипного с газогенератором основного ТРДД позволяет проводить непрерывную модернизацию КСУ. В начале новые решения обрабатываются на выносном модуле, а затем переносятся на основной газогенератор. В случае возникновения проблем с надежностью нового модуля в начальный период эксплуатации могут быть разрешены учебные полеты с его отклонением.

Предлагается следующий поэтапный порядок создания и дальнейшего совершенствования КСУ:

Первый этап: КСУ создается на базе существующего газогенератора, на-

пример, известного двигателя типа АЛ-31, как для основного ТРДД так и для выносного модуля. Здесь новым элементом является одноступенчатый вентилятор. На этом этапе проверяется выбранная концепция, оцениваются ее потенциальные возможности, перспективность.

Второй этап: в качестве выносного модуля создается новый газогенератор, который может включать перспективные узлы и элементы, соответствующие V поколению:

- компрессор с сокращенным числом ступеней блинговой конструкции;
- высокотемпературную турбину ($T_r = 1900K$);
- опоры ротора нового типа (магнитные, керамические);
- встроенный стартер-генератор;
- новые материалы.

Третий этап: отработанный на выносном модуле газогенератор заменяет газогенератор основного ТРДД.

Была выполнена предварительная расчетно-конструкторская проработка КСУ первого этапа с использованием газогенератора и турбины низкого давления двигателя АЛ-31. В качестве одноступенчатого вентилятора была выбрана разработанная перспективная ступень с $\pi_k = 2.4$.

Основные результаты проработки представлены в таблице 1.

Здесь повышение температуры газов перед турбиной до 1750K для основного ТРДД и до 1800K для выносного модуля обеспечивается за счет:

- снижения температуры охлаждающего воздуха на ~100K;
- снижения физической частоты вращения ротора газогенератора на ~6% (т.е. снижения нагрузки на рабочие лопатки на 12%), при этом приведенная частота вращения ротора газогенератора сохраняется;
- допущения меньшего, в 2 раза, ресурса выносного модуля;

Данные значения T_r следует считать предварительными, и они должны уточняться при более глубокой конструкторской проработке.

У КСУ для самолета КВВП очевидна проблема обеспечения приемлемых потерь тяги при развороте высокотемпературного газового потока в ограниченном затурбинном объеме и в поворотных соплах. Однако, благодаря высокому уровню давления в тракте ТРД за



Рис. 2. Сопло выносного модуля

Параметр	$G_{\text{в}}, \text{кг/с}$	π_c	m	T_r, K	$R_{\text{ф}}, \text{кгс}$	$\frac{C_{\text{в}}}{\text{кг} \cdot \text{ч.вс}}$	$R, \text{кгс}$	$\frac{C_{\text{д}}}{\text{кг} \cdot \text{ч.вс}}$	$M, \text{кг}$	$\frac{\gamma}{\text{кг} \cdot \text{ч.вс}}$
АЛ-31	111	23	0,57	1665	12500	1,91	7688	0,77	1547	0,12
КСУ (ОВП)	104	15,5	1,05	1800	10430	1,10	6732	0,81	1100	0,1
КСУ (КВВП)	104	15,5	1,05	1800	9910	1,13	6651	0,82	1400	0,1*

В таблице 1:

$G_{\text{в}}$ - суммарный расход воздуха через КСУ; π_c - суммарная степень повышения давления в компрессоре; m - степень двухконтурности; T_r - температура газов перед рабочим колесом турбины; $R_{\text{ф}}$ - тяга с включенными форсажом или выносным модулем; $\frac{C_{\text{в}}}{\text{кг} \cdot \text{ч.вс}}$ - удельный расход топлива с включенными форсажом или выносным модулем; R - тяга с отключенными форсажом или выносным модулем; $\frac{C_{\text{д}}}{\text{кг} \cdot \text{ч.вс}}$ - удельный расход топлива с отключенными форсажом или выносным модулем; M - масса двигателя; γ - удельная масса двигателя; $0,1^*$ - эквивалентная удельная масса, с учетом исключения из конструкции самолета оперения.

турбиной (на взлете - 7 кг/см^2) относительно влияния потерь давления Δp на тягу R невелико из-за «выползания» характеристики $R - f(\pi_c)$.

По сравнению с двухдвигательной силовой установкой рассматриваемая КСУ для самолета с ОВП за счет применения упрощенных сопел, одноступенчатого вентилятора, сокращения количества турбокомпрессоров с четырех до трех будет иметь меньшую на 30% стоимость.

Увеличение дальности полета на $M=2$ за счет режима ТРД может составить не менее 35% по сравнению с ТРДДФ.

Возможности улучшения характеристик управляемости самолета и повышения несущих свойств крыла традиционными методами аэродинамики на сегодня весьма ограничены. Поэтому использование для этих целей энергии реактивного двигателя представляется весьма перспективным. Еще в шестидесятые годы применение сдува пограничного слоя с задней кромки крыла отбором воздуха от компрессора двигателя на самолете МиГ-21 снизило посадочную скорость на 40 км/ч. Позже такая система сдува также успешно была применена на самолетах Су-15. В семидесятые годы в ЛИИ на базе самолета МиГ-23 была создана летящая лаборатория с системой «ВДУВ». По всему размаху дренированного крыла были расположены сопла с подачей воздуха. Это позволяло заметно затягивать срыв потока на крыле и повысить его несущую способность. Воздух отбирался не от компрессора двигателя, а от специальной батареи баллонов со сжатым воздухом, что не позволяло использовать систему продолжительное время. Однако сама идея такого дренированного

крыла достаточно перспективна. Расположение сопел на передней кромке крыла может существенно повысить эффективность предкрылка или даже заменить его. Выносной модуль (как вспомогательный) в КСУ имеет гораздо больше возможностей для отбора воздуха, чем основной двигатель.

Самолет вертикального взлета и посадки Як-38 на таких взлетах и посадках тратил слишком много топлива. Тогда было предложено на нем использовать укороченные взлеты. Самолет на взлете разогнался с горизонтальным положением сопла, а на определенной скорости сопло отклонилось на некоторый угол, создавая дополнительную подъемную силу. Также производилась и укороченная посадка. При таких взлетах снижение расхода топлива позволяло существенно увеличить боевую нагрузку самолета. В настоящее время концепция укороченного, а не вертикального взлета принята основополагающей. Такую систему управления для уменьшения взлетной и посадочной скорости можно использовать и на обычных самолетах. Это вполне возможно осуществить на самолетах с передним горизонтальным оперением, которое будет компенсировать момент от поворота реактивного сопла.

Один из авторов считает целесообразным рассмотреть и пульсирующее обтекание крыла, которое может при определенных условиях качественно повысить его несущую способность [3,4]. На базе современных знаний нестационарных газодинамических процессов могут быть разработаны его теория и практические рекомендации.

Таким образом, имеющийся научнотехнический задел при рациональном его использовании позволяет создавать истребитель с качественно лучшими характеристиками.

Литература

1. Богданов В.И., Павлов В.Ф., Якубовский К.Я. Концепция комбинированной силовой установки V поколения для самолетов с обычным и вертикальным взлетом и посадкой. Вестник Академии наук авиации и воздухоплавания №2. 2003. стр.15-20.
2. Приращение управления вектором тяги на будущий истребитель без хвостового оперения. Экспресс информация. Серия: авиационное двигателестроение № 36 ЦИАМ. 2000.
3. Кювлев Е, Блинов - Кулибин XX века. Самолетный факультет МАИ. // Крылья Родины №8. 2005.
4. Богданов В.И. Взаимодействие масс в рабочем процессе пульсирующего реактивных двигателей как средство повышения их тяговой эффективности. // ИФЖ №3. т.79. 2006.

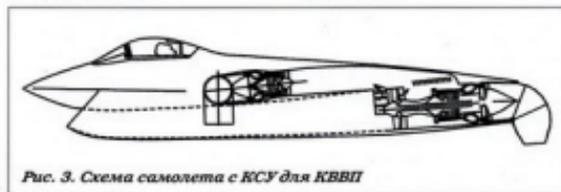


Рис. 3. Схема самолета с КСУ для КВВП



КОММЕНТАРИИ

к статье В.М. Богданова, А.А. Шербакова и К.Я. Якубовского «Возможная концепция истребителя V поколения с комбинированной силовой установкой»

Вадим Абидин

авиационный инженер

На фоне продолжающейся разработки отечественного истребителя 5-го поколения можно только приветствовать желание авторов статьи предложить очередную альтернативную концепцию легкого истребителя.

Но не будем спешить и восклицать «Зврика!». Оказывается, предлагается не концепция истребителя, а концепция «двух модификаций комбинированной СУ с унифицированными основными узлами» для двух классов истребителей - ОВП и КВВП. Причем, объявляется, что обе модификации такой СУ обеспечивают высокие ВПХ. Именно на это качество истребителя авторы делают акцент и совершенно справедливо!

1. О КОНЦЕПЦИИ ИСТРЕБИТЕЛЯ И ЕГО ВПХ

Для начала обратимся все-таки к концепции истребителя. Поскольку одним из его обязательных свойств авторы считают высокие ВПХ, хотя и не указывают, какие, очевидно, в первую очередь нужно определить их требуемый уровень.

«Хорошо» - говорят авторы - «если его ВПХ будут близки к уровню, соответствующему истребителю Второй мировой войны». Можно было бы возразить, что даже для современного боевого самолета 4-го поколения (а обсуждается истребитель 5-го поколения!) это совершенно недостаточный уровень.

Но и такого уровня ВПХ никогда не достигнут самолеты ОВП, даже будучи оснащенными всевозможными системами вдува, выдува, сдува и обдува для повышения несущей способности крыла и ПГО, а также маршевым двигателям с оплонением вектора тяги. Ведь «короткие» взлет и посадка СОВП - это обычные взлет и посадка по сравнению с короткими взлетом и посадкой СКВВП.

Что значит, например, снижение посадочной скорости 250-300 км/ч на 20-25%, если СКВВП садится вертикально с околонулевой скоростью!

Если подробнее, то условно ВПХ современных истребителей можно разделить на четыре уровня (исходя из потребностей боевого применения, рассматриваются только сбалансированные ВПХ).

Первый - обычные взлет и посадка (ОВП). Взлеты и посадки производятся на эволютивных скоростях. Длина разбега и пробега (с тормозным парашютом) при нормальной взлетной массе по сухой ВПП - 600-700 м. Применение систем повышения несущей способности крыла не приводит к радикальному улучшению ВПХ.

Второй - короткий взлет и посадка (КВП). Сокращение длины разбега и пробега при нормальной взлетной массе по сухой ВПП до 200-400 м достигается, во-первых, за счет увеличения ускорения и торможения (повышение взлетной тяговооруженности, применение реверса тяги, специальных тормозных парашютов и автоматов тормозных колес шасси) и, во-вторых, за счет снижения взлетно-посадочных скоростей (применение дополнительных агрегатов вертикальной тяги и предпосадочное торможение на повышенных углах атаки).

Дальнейшее сбалансированное сокращение длины разбега и пробега истребителей до 90-100 м по первому способу на сегодня получено только комплексным применением базовых средств (трамплинов, стартовых ускорителей или катапулт и аэрофинишеров). Сокращение длин разбега и пробега за счет дальнейшего снижения взлетно-посадочных скоростей невозможно из-за отсутствия дополнительной системы управления самолетом на малых скоростях полета.

Третий - короткий взлет и верти-

кальная посадка (КВВП). Взлеты и посадки производятся на глубоких дозвуковых и околонулевых скоростях. Обязательно применяется дополнительная система управления самолетом во всем диапазоне дозвуковых скоростей полета. Длина разбега и пробега при нормальной взлетной массе - 0-50 м.

Определяющим режимом является вертикальная посадка, как правило, с заданной возвращаемой полезной нагрузкой. Это требует существенно большей вертикальной тяговооруженности, что принципиально отделяет СКВВП от СКВП. Поэтому короткий взлет СКВВП значительно «хороше», чем у СКВП, иногда называется «сверхкоротким» и может выполняться как взлет вообще без разбега, по наклонной траектории, что по требуемой длине ВПП соответствует вертикальному взлету.

По существу, КВВП можно считать оптимизированным вариантом ВВП. При используемой СКВВП также посадке с небольшими скоростями (50-80 км/ч) обеспечивается пробег около 20-50 м.

Четвертый - вертикальные взлет и посадка (ВВП). Взлеты и посадки производятся на дозвуковых околонулевых скоростях. Обязательно применяется дополнительная система управления самолетом во всем диапазоне дозвуковых скоростей полета. Длина разбега и пробега при нормальной взлетной массе - 0 м. Самолеты, имеющие такие ВПХ, как правило, обеспечивают взлет и посадку на всех предельных режимах. Эти возможности служат для расширения эксплуатационного диапазона.

Здесь уместно отметить, что для боевых самолетов ВПХ являются ключевыми характеристиками.

Причем, реализация всех характеристик боевого самолета между



взлетами и посадками гарантируется в той степени, в которой гарантируются эти взлеты и посадки, что для современного истребителя определяется, в первую очередь, уровнем его ВПХ.

Поэтому ВПХ должны быть по возможности максимально высокими, и, естественно, не снижающими, а повышающими эффективность самолетов (причем, не только боевую). Для истребителей (обладающих из всех боевых самолетов наибольшей тяговооруженностью) в настоящее время и в ближайшей перспективе это ВПХ не ниже КВВП.

Очевидно, после введения этих аксиом (хотя для кого-то они до сих пор остаются лишь теоремами) вопрос о целесообразности применения и, значит, дальнейшего обсуждения, модификации СУ для истребителей ОВП может быть закрыт, и можно перейти к модификации СУ для истребителей КВВП, с легкой грустью расставаясь с красивой на первый взгляд СУ в «плотторд двигателя».

К сожалению, мы даже не касаемся таких важнейших для боевого самолета показателей (такие тесно связаны с ВПХ), как «боевая эффективность» или «эффективность-стоимость».

А ведь современные истребители КВВП (т.е. выполненные на современном уровне технологии КВВП), по оценкам **полностью превосходят аналогичные истребители ОВП по всем основным характеристикам** (техническим, боевой эффективности и выживаемости, безопасности полета, эксплуатационным, военно-экономическим и др.).

Но, поскольку обсуждение данных вопросов выходит далеко за рамки данной статьи, приходится об этом только упоминать. Хотя именно эти характеристики являются решающими при формировании концепции и технического облика боевого самолета. Подробнее об этом можно прочитать, например, в «КР» за 2004 г., №№11,12 и 2005 г., №№1-4, 10-11.

Более того, все принципиальные решения по этому вопросу нужно принимать именно сейчас, не рассчитывая, что под бомбами удастся быстро выпустить достаточное количество «массовых недорочков истребителей».

Все прекрасно помнит, что выпускались тысячи Як-9, Ла-5, Ил-2 и других

советских самолетов в течение четырех лет Великой Отечественной войны. В глубокую тылу Советского Союза, куда не долетали вражеские бомбардировщики.

А в современной войне не будет ни глубокого тыла, ни времени для разветвления военного производства. Тем более, не будет времени для новых разработок. Если война ожидается завтра, их нужно делать вчера, а если послезавтра, то сегодня. И делать в первую очередь то, чем мы сможем победить, а уже во вторую - чем будем торговать.

2. О ВЕСОВОЙ ОТДАЧЕ

И авторы, чувствуется, в какой-то мере это сами понимают, но над ними как дамоклов меч висит пресловутая проблема низкой **весовой отдачи** СКВВП по сравнению с СОВП, которую якобы нужно срочно повышать именно с помощью описываемой авторами силовой установки.

Поэтому, прежде всего, нужно развеять миф о низкой **весовой отдаче** СКВВП, который постоянно мешает (не только авторам) жить и корректно сравнивать СОВП и СКВВП.

Сразу необходимо отметить, что используемый в весовом анализе СОВП термин «**весовая отдача**» в классической трактовке его составляющих (например, по В.М. Шейнину и В.И. Колосовскому) отношение массы полезной нагрузки к максимальной взлетной массе самолета, где полезная нагрузка включает боевую нагрузку и топливо) принципиально неприменим для сравнения обычных пилотируемых СОВП и СКВВП.

По большому счету, в таком виде он пригоден разве только для сравнения однопозовых пилотируемых (летчиками-смертниками) и беспилотных ЛА этих классов, т.к. только этим самолетам не нужен резерв топлива на возвращение в неопределенных условиях базирования.

Это объясняется существенным различием требуемого количества нерасходуемого резервного (навигационного) запаса топлива для указанных принципиально различных по гибкости базирования классов самолетов (ОВП и КВВП).

Ведь известно, что большая часть навигационного запаса топлива СОВП предназначена для обеспечения полета на запасной аэродром при невоз-

можности посадки на основном.

Для СКВВП такой проблемы не существует, т.к. при необходимости они осуществляют безопасную вынужденную посадку практически в любой пригодной для вертикальной посадки точке маршрута.

Как ни странно, для СОВП это резервное топливо также формально входит в состав полезной нагрузки, хотя является таким же «мертвым грузом», какин несправедливо считаются «железные» системы КВВП для СКВВП.

Однако, для истребителей ОВП, жестко привязанных к сети функционирующих аэродромов, навигационный запас в зависимости от размерности этих истребителей, даже для аэродромной сети Евразийской части РФ, может составлять 20-40% запаса топлива на полет, что по объему и весу может оказаться больше, чем объем и вес систем, обеспечивающих КВВП. Согласитесь, это очень важно, поскольку по весовой отдаче сразу некает местами СОВП и СКВВП.

Теперь несколько слов по поводу часто употребляемого (не авторами, и это делает им честь, они в этом контексте используют только вышеупомянутый термин «**весовая отдача**») выражения «**мертвый груз**», применительно к системам, обеспечивающим КВВП.

Необходимо отметить, что компоненты СУ, обеспечивающие возможность КВВП, при необходимости безопасной вынужденной посадки одновременно обеспечивают частичное или полное функциональное резервирование при отказах и повреждениях таких основных систем самолета, как шасси («мягкая» посадка на фюзеляж), крыло, оперение и органы аэродинамического управления (с помощью двигателей и системы управления на вертикальных и переходных режимах полета).

Более того, эти дополнительные системы, как правильно указывают авторы, могут применяться и на других важных участках боевого профиля для повышения маневренности и управляемости самолета.

Так что по сравнению с топливом это далеко не «мертвый груз».

Поэтому сравнивать СОВП и СКВВП нужно по такой **весовой отдаче**, где в полезную нагрузку засчитывается только **расходуемое** топливо. В этом случае **весовая отдача** СКВВП не усту-



пает СОВП даже при базировании на одном аэродроме. Понятно, что, если СКВВП, как им и положено, действуют с передовых площадок, заменяя часть топлива на боевую нагрузку, их весовая отдача становится значительно выше, чем у СОВП.

Более того, если учесть, что СКВВП может выполнять взлеты и посадки, используя площадки и рулежные дорожки, расположенные рядом с укрытиями в зонах рассредоточения, а не рунтяк, как СОВП, из зоны рассредоточения на стартовый участок ВПП перед взлетом и обратно после посадки (а это в сумме несколько километров), а также учесть, что взлеты и посадки СКВВП может выполнять по индивидуальным траекториям, не ожидая очереди на взлет и, особенно, на посадку, то суммарные расходы топлива СКВВП на взлетно-посадочные операции в зоне аэродрома окажутся значительно меньше, чем у СОВП.

Это еще одна составляющая боевой высокой весовой отдачи СКВВП по сравнению с СОВП.

3. О СИЛОВЫХ УСТАНОВКАХ ИСТРЕБИТЕЛЕЙ КВВП

Конечно, весовая отдача далеко не самый важный показатель для боевых самолетов, но, поскольку авторы считают ее основной проблемой самолета КВВП, посмотрим, как же помогает разрешению этой проблемы СУ, описываемая авторами.

Сразу удивляет то, что авторы не пытаются сравнить хотя бы по весовой отдаче эту СУ с ВГТ и уже известные СУ СКВВП - комбинированную с подъемными и подъемно-маршевыми двигателями, единые - с ВФК, подъемным вентилятором и др. Если бы они сделали это, то все само встало бы на свои места.

Между прочим, к вопросу о терминях. Комбинированным СУ в самолетостроении уже давно называют СУ СВВП и СКВВП с автономными подъемными и подъемно-маршевыми двигателями. А то, что предлагают авторы, обычно называется единой СУ с выносным тяговым агрегатом (вентилятором, форсажной камерой, газогенератором), какин-то образом соединенным с основным ПМД.

Кстати, на приведенной в статье

схеме СУ для самолета КВВП хорошо было бы показать и другие проекции, кроме боковой, т.к. без дополнительных объяснений (а их в тексте тоже нет) непонятна конструкция и работа выносного устройства выносного ТРД. Остается лишь догадываться, и это снова наводит на грустные мысли. Поскольку, судя по изображенному виду, напрашивается конструктивное решение, подобное боковым соплам вентиляторного контура, как у «Харриера», а это неприемлемо для сверхзвукового истребителя.

Принципиальное отличие комбинированной СУ от единых с разными выносными тяговыми агрегатами то, что в комбинированной СУ автономные ПД дают **дополнительную тягу**, а выносные подъемные агрегаты единых СУ преобразуют в тягу часть энергии, выработанной основным ПМД или часть рабочего тела (воздуха), отбрасываемого от него.

Кроме того, в комбинированной СУ подъемные двигатели автономны, а в единой выносные тяговые агрегаты требуют связи с ПМД - механической, как в СУ истребителя F-35B или газодинамической, как в СУ с ВФК или ВГТ. Это в свою очередь требует дополнительной веса, объемов и серьезной доработки базового ПМД.

Поэтому непонятно утверждение авторов, что «возможность создания основной части тяги (до 70%) впереди центра массы самолета позволяет обеспечить его более рациональную компоновку». Более рациональную по сравнению с какой СУ? Да, с помощью протаскивания воздуховода большого диаметра через половину фюзеляжа можно обеспечить компоновку более рациональную, но по сравнению с совсем уж нерациональной.

Не хочется додумывать за авторов, но, видимо, они имели в виду комбинированную СУ истребителя 4-го поколения Як-41, у которого, действительно, сопло ПМД в вертикальном положении находилось на довольно близком расстоянии от центра массы, и поэтому хвостовая часть фюзеляжа превратилась в две длинные балки.

Рудименты этого решения видны и в конструкции истребителя 5-го поколения F-35B.

Такое бывает, но это не характерная черта комбинированной СУ, а ско-

рее исключение, продиктованное дилемми от техники причинами. Тем более, что это не было определяющим фактором для Як-41, который, благодаря возможностям ВВП-КВВП, даже со всеми своими недостатками, останется лучшим легким истребителем до окончания еще не начинающихся заводских летных испытаний F-35B.

С другой стороны, вполне осуществимы и такие реализации самолетов КВВП с комбинированными СУ, которые не уступают по аэродинамической и компоновочному совершенству своим возможным аналогам ОВП.

А при единых СУ с выносными тяговыми агрегатами ПМД несколько проще обеспечить рациональную компоновку только **хвостовой части фюзеляжа**, что происходит в т.ч. за счет снижения располагаемой тяги ПМД из-за переборки воздуха (и тягового потенциала) его вентиляторного контура вперед.

Однако, рациональная компоновка хвостовой части может быть получена и по-другому, более традиционными и, главное, менее затратными по объемам фюзеляжа способами, в т.ч. с помощью давно известных систем раздельного выхлопа, которые компактны и широко применяются также и в реверсивных устройствах.

Более того, опубликованные результаты многочисленных исследований говорят о том, что по весовым, объемным и габаритным характеристикам наилучшие показатели - у обычной комбинированной СУ. У других перечисленных СУ эти показатели намного хуже.

Наиболее важными здесь являются объемные характеристики, т.к. они определяют объемы внутренних топливных баков или размеры и массу пустого самолета. Габаритные характеристики СУ влияют на распределение площадей поперечных сечений фюзеляжа и миделевую тягу СУ, а массовые - определяют посадочный вес при вертикальной посадке.

Эту разницу характеристик СУ можно увидеть и оценить, если в приведенную в статье таблицу мысленно добавить строку с комбинированной СУ, состоящей из знакомого авторам ПД РД-4ВМ и того же ПМД АЛ-31Ф.

Тогда станет ясно, что при лучших габаритно-весовых, объемных и ком-



поновочных характеристиках обычная комбинированная СУ обеспечивает к тому же и существенно большую тягу на взлете и посадке. Все это с запасом перекошет гипотетическую экономию веса от снятия оперения.

Тем более, что вопрос о существенной экономии веса при передаче функций хвостового оперения солду с отклоняемым вектором тяги, особенно в компоновке предлагаемой СУ, далеко не так однозначен и пока остается открытым.

Более того, обычные комбинированные СУ, благодаря высокой степени унификации с обычными СУ существующих самолетов, позволяют модифицировать эти самолеты в варианте КВВП, что практически невозможно для других типов СУ СКВВП. Лучшие габаритно-весовые, объемные и компоновочные характеристики обычных комбинированных СУ позволяют без особых проблем вписывать их в планер большинства СОВП (даже существующих).

С едиными СУ все намного сложнее. Для них нужно создавать новые, если можно так выразиться «карриероподобные» или более агузательск, фюзеляжи, как, например, у истребителей семейства F-35. Эти истребители, как известно, имеют оптимизированный планер, но соответствующий по габаритам варианту КВВП с единой СУ, оснащенный подъемным вентилятором настолько большого диаметра (тоже результат «оптимального» распределения вертикальных векторов тяги СУ!), что он не вписывается в плавные обводы задкабиного отсека носовой части фюзеляжа.

Поэтому все самолеты семейства F-35 имеют худшие по сравнению с их «старшим братом» - истребителем F-22 - аэродинамические характеристики и подчеркнуто называются «ударными истребителями».

Итак, получается, что относительно новая СУ с ВГТ 1980-х гг., применительно к СКВВП, пока существенно уступает концептуально более традиционной комбинированной СУ 1960-х гг. по всем рассмотренным характеристикам.

Возможно, это произошло из-за недостатка информации. Очень жаль, что авторы, не проявив концептуальных вопросов по истребителю и не определив место своей СУ среди множества СУ аналогичного назначения, сразу углубились в технические тонкости.

4. О НЕКОТОРЫХ «ПРОБЛЕМАХ» ЯК-38

В заключение хотелось бы указать на некоторые высказанные авторами «под занавес» ошибочные представления о самолете Як-38. Например, замечая, что Як-38 тратил на режимах ВВП «слишком много топлива», авторы дают понять, что это свойство, присущее режимам ВВП-КВВП.

На самом деле, повышенные расходы топлива на Як-38 в период эксплуатации, в основном, были вызваны тем, что строевыми летчиками (а часто и летчиками-испытателями) применялись не самые рациональные, а самые простые взлетно-посадочные режимы, на отработку которых тратилось меньше времени.

При ВВП на оптимизированных режимах эти расходы ненамного отличаются от расходов аналогичных СОВП. Короткие взлет и посадка (разбег 100-150 м и пробег 30-50 м) позволили на СВВП Як-38 добиться расходов, близких к оптимизированным, а также существенно повысить взлетный вес, не занимаясь оптимизацией.

Дополнительно, как уже говорилось, нужно учитывать значительное снижение расходов топлива на крейсеровских участках полета для СВВП-КВВП при передовом базировании, а также меньшие суммарные расходы топлива СВВП-КВВП на взлетно-посадочные операции в зоне аэродрома.

В то же время, на величину боевой нагрузки при вертикальном взлете влияли, в основном, не повышенный расход топлива, а более мощные факторы, такие как зависимость тяги СУ от температуры окружающего воздуха и присасывающая сила при взлете с плоской площадки. Однако, при необходимости ВВ (если возможность ВКР ограничена), влияние этих факторов можно свести к минимуму и компенсировать потери тяги разными известными способами.

5. ВЫВОДЫ

Суммировать все изложенное можно следующим образом.

1. Применение предложенной СУ в истребителях ОВП даже не стоит рассматривать, т.к. предварительный анализ показал, что, во-первых, сами истребители ОВП из-за низких ВПХ не способны реализовать свой исходный боевой потенциал в условиях современных боевых действий и, во-вторых, исходный боевой потенциал и коэффициент его реализации у истребителей КВВП значительно выше, чем у аналогичных истребителей ОВП.

2. Весовая отдача истребителей КВВП принципиально выше, чем у истребителей ОВП.

3. Применение варианта предложенной СУ в истребителях КВВП в принципе возможно, но пока основные характеристики (масса-габаритные, объемные, компоновочные, тяговые и др.) этой СУ и самолета, оснащенного такой СУ, явно не дотягивают до характеристик традиционной комбинированной СУ и соответствующего самолета.

Но, конечно, самое главное в статье уважаемых авторов - итоговая фраза о том, что «имеющийся научно-технический задел при рациональном его использовании позволяет создавать истребители с качественно лучшими характеристиками».

Значит, есть еще порох в пороховницах!

Это аселяет оптимизм. На очереди - истребители 6-го поколения.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

- ВВП - вертикальные взлет и посадка
- ВГТ - выносной газогенератор
- ВКР - взлет с коротким разбегом
- ВВП - выносной подъемный вентилятор
- ВВП - взлетно-посадочная полоса
- ВПХ - взлетно-посадочные характеристики
- ВФК - выносная форсажная камера
- КВВП - короткий взлет и вертикальная посадка
- ЛА - летательный аппарат
- ОВП - обычные взлет и посадка
- ПАК ФА - перспективный авиационный комплекс фронтовой авиации
- ПГО - переднее горизонтальное оперение
- ПД - подъемный двигатель
- ПМД - подъемно-маршевый двигатель
- СВВП - самолет вертикального взлета и посадки
- СКВВП - самолет короткого взлета и вертикальной посадки
- СКВП - самолет короткого взлета и посадки
- СОВП - самолет обычного взлета и посадки
- СУ - силовая установка
- ТРД - турбореактивный двигатель



ИСТОРИЯ УЧРЕЖДЕНИЯ ЗВАНИЯ ГЕРОЯ СОВЕТСКОГО СОЮЗА

*Герой Советского Союза, заслуженный летчик-испытатель, к. т. н.
Александр Щербаков*

В период освоения Северного Морского пути (Северное побережье России — Северный Ледовитый океан) главным было обеспечить прохождение всего пути из европейской части СССР на Дальний Восток за одну летнюю навигацию. Первым прошел этот путь в 1932 году ледокол «Сибиряков». В 1933 году по этому же пути отправился пароход «Челюскин».

6 ноября Шмидт дал радиogramму: «Челюскин» находится в Беринговом проливе у острова Диомида на расстоянии двух миль от чистой воды». Когда казалось, что плавание успешно окончено, началось движение льдов, а вместе с ними и парохода обратно в Чукотское море. Начался трехмесячный дрейф «Челюскина». Предполагалось, что с наступлением лета он выйдет из ледового плена.

Однако 13 февраля 1934 года в 15 часов 30 минут раздавленный льдами Чукотского моря пароход «Челюскин» затонул в 150 милях от берега. На льду оказались 104 человека, из них 9 женщин и двое грудных детей (члены семей зимовиков). Один человек погиб. Температура минус 30, штормовый ветер, ярак полярной ночи, прерываемый дважды часами сумерек.

Нужно было спасти людей. Уже 14 февраля для организации помощи участникам экспедиции и команде судна постановлением Совнаркома СССР была образована правительственная комиссия во главе с зампредом СНК В. Куйбышевым. Единственным средством спасения могли быть самолеты. Западные эксперты оценивали возможности спасения крайне пессимистически. Так, чехословацкая газета «Прагер пресс» писала: «Быстрое спасение при помощи самолетов невозможно».

Первой задачей правительственной комиссии была мобилизация всех возможных авиационных резервов страны. В это время на Чукотке был один исправный самолет АНТ-4. Это двухмоторный самолет, который использовался и как бомбардировщик, и как самолет грузопассажирский. На нем летчик Анатолий Лявдеевский и начал поисковые полеты с 1-й чукотской базы Узлен. Челюскинцы начали

расчищать посадочную площадку. 5 марта Лявдеевский нашел лагерь, сумел посадить большую машину на очень маленькую площадку и вывез из лагеря в Узлен девять женщин и двух девочек. Затем при перелете из Узлена в Ванкарем, который был назначен главной базой спасателей, из-за отказа одного двигателя Лявдеевский совершил вынужденную посадку, при которой было повреждено шасси, и до конца эпопеи он был занят ремонтом самолета. Это пример того, что в тех условиях каждый полет был рискованным.



*А. Лявдеевский -
Герой Советского Союза № 1*

Тем временем правительственная комиссия организовала еще три авиационных группы. Летчиков Сигизмунда Лявдеевского и Маврикия Слепнева через Европу, Атлантический океан и Североамериканский континент направили на Аляску, где их ждали закупленные советским правительством два самолета «Флитстер».

Выбор этих летчиков не был случайным. Их знала Америка. В 1929 году на Чукотке погибли американский летчик Бен Зельсон и его бортмеханик Борланд. Место катастрофы и тела погибших нашел Маврикий Слепнев, и он же отвез их тела на Аляску. Это было высоко оценено американской общественностью.

В 1933 году американский летчик Джеймс Маттерн совершил кругосветный перелет. В конце маршрута на Чу-

котке он совершил вынужденную посадку, при этом самолет был поломан. Лявдеевский в это время перелетал на Дальний восток самолетом ЮГ-1. Будучи в районе Хабаровска, он получил приказ помочь Маттерну, отвезти его на Аляску. Американская пресса подала Лявдеевского как спасителя Маттерна. На самом деле Лявдеевский ему не спасал. Нашли его местные чулки и доставили в Анадырь, а уже оттуда Лявдеевский отвез его на Аляску. Популярность Слепнева и Лявдеевского в США помогла скорее преодолеть всекие межгосударственные формальности. Облетая самолеты в Фербенксе, летчики перелетели в Ноки. Первым 27 марта стартовал Лявдеевский. В это время года погода в районе Берингова пролива очень неустойчива. Несмотря на сложные метеословия, Лявдеевский пересек пролив и, минуя базу в Узлене, направился в Ванкарем. У него на борту были известный полярный исследователь Ушаков и американский бортмеханик. В 30 милях от Ванкаrema самолет попал в туман, из-за сильного обледенения упал и был разбит. Ушаков и американец не пострадали. Лявдеевский был легко ранен. Местные чулки помогли им добраться до Ванкаrema. Оказавшись у рации, Лявдеевский сразу дал телеграмму: «Москва, Кремль, Сталину», в которой он в высокопарных выражениях высказал готовность выполнять задания партии и правительства. Но, не имея самолета, никакое задание выполнить было невозможно. На этом участие Лявдеевского в эпопее спасения челюскинцев было окончено. Эта неудача летчика, вероятно, как-то обусловила две последующие неудачи, последняя из которых в 1937 году оказалась трагической.

31 марта из Ноки вылетел Слепнев, но вернулся из-за тумана. На следующий день он долетел до Узлена. Еще 6 дней Слепнев ждал погоды, а 7 апреля достиг Ванкаrema и в этот же день вылетел в лагерь. Это был второй прилет в лагерь. При посадке у «Флитстера» было повреждено шасси. После небольшого ремонта Слепнев вывез в Ванкарем пятых челюскинцев,

а затем получил приказ вывести на Аляску тяжело больного Шмидта, так как в Ванкареме в одном двухкомнатном доме не было никаких условий для лечения.

Третья авиационная группа была сформирована из четырех военных летчиков отдельной авиационной эскадрильи во главе с командиром звена Н.А. Каманин. Летчики эскадрильи осваивали полеты по боевому применению самолетов Р-5 и не имели никакого опыта полетов в северных широтах. Каманин, Пивенштейн, Демиров, Бестанжиев, их техники самолетов и штурман Шельманов, погрузив четыре самолета на железнодорожные платформы, прибыли во Владивосток. Там Каманин получил приказание принять в группу еще двоих гражданских летчиков — Молокова, Фариха и еще один самолет Р-5. В таком составе они на пароходе «Смоленск» поплыли на север. Вначале предполагалось, что «Смоленск» доставит их до бухты Провидения, а там до лагеря Шмидта останется 500 километров, но ледовая обстановка не позволила плыть дальше северной части Камчатки.

Самолеты были выгружены на базе «Рыбоконсервный завод». Путь по воздуху составлял 2500 километров. И тут возникли разногласия между Каманиным и Фарихом, Каманин не имел такого, как у Фариха, опыта, но он был командиром Красной армии и решил выполнять поставленную задачу на основании уставов и наставлений военной авиации. Он должен быть лидером. У него на борту штурман Шельманов. Остальные держат свое место в строю. Фарих считал, что, попав в сложные метеословесия, сохранить строй будет невозможно, а оказавшись вне строя летчики будут не готовы продолжать полет самостоятельно. Фарих предлагал плыть к американскому берегу и лететь в лагерь с Аляски. Каманин отстранил Фариха от участия в экспедиции. Однако дальнейшее подтвердило правоту Фариха. В районе Анадыря Демиров и Бестанжиев, потеряв в снегопаде ведущего, совершили вынужденные посадки. Один самолет сгорел, другой был разбит. Демиров, Бестанжиев и их механики истощенные, обмороженные пешком добрались до Анадыря.

Путь от Анадыря к Ванкарему пролегал через горный Анадырский хребет и частично через тундру. Карты того времени достоверно отображали береговую черту. Горные хребты были нанесены на карты приблизительно,

но, главное, не было сведений о высоте их вершин. Предположительно отдельные высоты соответствовали потоку самолетов Р-5. Не было никакого метеорологического обеспечения. Вылетая с равнинного аэродрома, летчики не знали метеословесий в районе хребта, а кратчайший путь в Ванкарем был через хребет. Сделав две попытки пресечь хребет, Каманин, Молоков и Пивенштейн вынуждены были возвращаться из-за облачности над горами. Тогда решили лететь вдоль береговой черты, хотя это было вдвое дальше. В промежуточной посадке на лед озера Каманин сломал лыжу своего самолета. Чтобы хватило бензина, его слили из поврежденного самолета в два других и путь продолжил Каманин и Молоков. Пивенштейн с механиком остались ремонтировать самолет Каманина. Стучалось слышать янине, что Каманин, отобрав у Пивенштейна самолет, отобрал у него славу спасателя челюскинцев. Но Каманин не мог поступить иначе. Он был командиром Красной армии и не имел права передавать кому бы то ни было свои полномочия.

Заврившись в Уэлене, Каманин и Молоков достигли Ванкарема и в тот же день вместе со Слепневым совершили посадку в лагере. В первых рейсах на материк Каманин и Молоков брали на самолет по три человека. В это время началось интенсивное движение льдов. Аэродром мог быть разрушен. Чем меньше оставалось людей в лагере, тем меньше было возможностей восстанавливать аэродром. В двухместную кабину Р-5 стали сажать по четыре человека и еще двоих в подкрыльные контейнеры, не рассчитанные на перевозку людей. С 7 по 13 апреля Молоков совершил 9 рейсов и вывел 39 человек. Каманин за 9 рейсов вывел 34.

Третья авиационная группа в составе Водопьянов, Дорони, Галышев вылетела из Хабаровска 17 марта. Им предстояло преодолеть путь в 5500 километров. До севера Камчатки они летели вдоль береговой черты. Далее через горы и тундру, как и предвещала группа, без какого-либо метео- и радио-обеспечения, 4 апреля втроем долетели до Анадыря. Там Галышев из-за неисправности самолета задержался на 10 дней. В Уэлен Галышев прилетел, когда уже всех челюскинцев с льдыни вывели, и он перевозил их в бухту Провидения, где их ждал пароход. Более удачно совершил перелет Водопьянов. 11 апреля он вылетел из Анадыря и кратчайшим путем пересек Анадырский

хребет. Это удалось потому, что над хребтом было безоблачно. Водопьянов совершил в лагерь три рейса и вывел 10 человек. Доронин также перелетел Анадырский хребет и, добравшись до Ванкарема, выложил один рейс в лагерь и вывел двоих человек. Еще один полет из лагеря сделал член экспедиции летчик Бабушкин со своим механиком на своем самолете Ш-2. 13 апреля лагерь не стало. Последним покинул лагерь капитан парохода Воронин.

16 апреля 1934 года Президиум Верховного Совета СССР своим указом установил высокую степень отличия, мужества и героизма — звание Героя Советского Союза. Этого звания первыми были удостоены А.Ляпидевский, С.Леваневский, М.Слепнев, Н.Каманин, В.Молоков, М.Водопьянов, И.Доронин.

Результаты эпопеи спасения получили самую высокую оценку специалистов и прессы всего мира. Все газеты помещали самые подробные сведения об исключительных подвигах наших летчиков в спасении челюскинцев. Писали об исключительно высокой организации операции спасения. Вспоминали трагические случаи из недавней истории освоения Арктики. Спасателей и спасенных, едущих из Владивостока в Москву, на всем пути следования торжественно встречали митингами. В Москве их встречали руководители партии и правительства.

Тогда же, 28 сентября 1934 года, звание Героя Советского Союза было присвоено летчику-испытателю Михаилу Михайловичу Громулову.

Следующими обладателями звания Героев Советского Союза стали авиаторы, совершившие рекордные беспосадочные перелеты из Москвы в США — Чкалов, Байдюков, Беляков, Громы, Юмашев, Данилин, и участники экспедиции на дрейфующей станции Северной полюс Паланин, Ширшов, Кренкель, Федоров.

В наши дни нашли последователи Саши Черного с особым «юмористическим» взглядом на героические события. В «Новой газете» от 5-11 марта были помещены следующие вкрапления: «Здравствуй Ляпидевский. Здравствуй Леваневский. Здравствуй лагерь Шмидта и прощай. Капитан Воронин судно «Проворонил». А теперь червонцы получают. Если бы не Мишка, Мишка Водопьянов не выдал бы вам родной Москвы». Ну и так далее. Хотелось бы надеяться, что не все современники разделяют такой «юмористический» взгляд на героические страницы нашей истории.

ЖИЗНЬ, СУДЬБА И САМОЛЕТЫ

26 мая 2007 года исполняется 60-лет Александру Василию Егоровичу - Генеральному директору ОАО «Аэропорт Внуково»

Аэропортом Внуково Василий АЛЕКСАНДРОВ руководит с апреля 2004 года. Сюда этого военного летчика, прошедшего путь от лейтенанта до генерал-майора авиации, привели жизнь и судьба.

Летчиков в роду Александровых, живущих в тихой подмосковной Истре, не было. И военных не было, простая рабочая семья. Но Василий Егорович рос в послевоенное время, когда страна жила памятью о недавней войне, помня о цене Победы. Мальчишки тех лет не могли не мечтать о мужестве и подвигах. И он мечтал - о высоте, о самолетах.

Но есть мечты, и есть течение жизни, обиход, зачастую вынуждающий подчиниться - так жизнь проверяет нас на стойкость, на умение противостоять обстоятельствам. Сдаться реальности - это, как правило, изменить предназначению. Василий Александров делает первый серьезный выбор: уезжает в Тамбов, в летное училище, которое блестяще заканчивает с золотой медалью. (Кстати, эту летную школу Василий Егорович считает одной из лучших в мире, что, по его убеждению, доказано много раз).

В двадцать четыре года старшего лейтенанта Александра назначают заместителем командира эскадрильи по политической части - событие по политической части - событие и сейчас памятное Василию Егоровичу. Ведь совсем было собрался отказаться от этой должности, к которой, как считал, внутренне не был готов. Но нашелся мудрый человек, сказавший: «Стисни зубы и стань лучшим замполитом». И он им стал. С тех пор Васи-

лий Егорович знает, что и неудачу, и трудности можно превратить в успех.

В двадцать восемь лет он становится командиром эскадрильи, а тридцать два - командиром полка (по словам Василия Егоровича, даже царские дети не доходили до звания генерала, минуя должность командиров полка, поскольку для армии это основная организующая должность). В тридцать восемь лет в звании полковника назначен начальником Тамбовского высшего военного авиационного училища имени Марини Расковой, которое ранее закончил сам, и стал самым молодым начальником военного училища в Советском Союзе. Генеральское звание получил в сорок один год. Потом была должность первого заместителя командующего ВВС Сибирского военного округа. Затем - учеба в Академии Генерального штаба Министерства обороны России.

Успешность любой карьеры, считает Василий Егорович, определяется личностными качествами человека и, прежде всего, такими чертами характера, как собранность, целеустремленность, профессионализм.

Существует ли в его жизни пример для подражания? Отвечая на этот вопрос почти без паузы, Василий Егорович называет имя Валерия Евгеньевича Меницкого, летчика-испытателя, Героя Советского Союза. Он достиг многого и

в военной и в гражданской карьере. Сейчас Валерий Меницкий - советник мэра Москвы, председатель Совета директоров авиакомпании «Аллант-Союз». «Глядя на него, - говорит Василий Александров, - в свое время понял, что мож-



но реализовать себя и быть нужным людям не только в армии».

Вместе с перестройкой зазвучало слово «конверсия» и в стране началось резкое сокращение армии. Военные уходили в коммерцию. Александров в коммерцию не пошел, и это тоже был выбор. И хотя новая должность начальника Центрального научно-исследовательского института авиации и космонавтики Министерства обороны с полетами напрямую связана не была, она открыла возможность заниматься системным, комплексным изучением проблем авиационной и космической техники. Этой теме посвящен и целый ряд научных публикаций Василия Александрова и защищенная им в эти годы кандидатская диссертация. Через шесть лет работы в ЦНИИ, в 1997 году, Василий Егорович переходит на работу в АНПК имени Туполева на должность генерального директора.

Назначение Василия Егоровича на должность генерального директора аэропорта Внуково произошло после беседы с мэром Москвы Юрием Михайловичем Лужковым (Правительство Москвы - главный акционер аэропорта Внуково) 12 апреля 2004 года, в День авиации и космонавтики. В подчинении Василия Александрова оказалось старейшее авиапредприятие московского авиационного узла. В аэропорту Внуково рождалась, проверялась опытом и временем технология





обслуживания авиапассажиров, мастерство лучших авиационных специалистов. Профессиональный летчик, он гордится тем, что именно из Внуково совершили свои первые пассажирские рейсы самолеты: Ил-12, Ил-14, Ил-18, Ил-86, Ту-104, Ту-114, Ту-124, Ту-134, Ту-154, Ту-204-300.

Василий Егорович перечисляет составляющие работы аэропорта, этого сложнейшего механизма, где каждый день приходится оперативно решать нестандартные вопросы. Необходимо постоянно отслеживать состояние систем и органов управления, технологическую инфраструктуру, наземное обслуживание пассажиров и авиакомпаний. Соответственно гендиректору надо лично координировать всю работу, заниматься и административно-правовыми вопросами, и регулированием взаимодействия аэропортовых служб, и всем, что связано с реконструкцией Внуково.

Свою сверхзадачу как руководителя аэропорта Василий Егорович связывает с будущим Внуково. Его предложение должно превратиться в один из лучших аэропортов с пропускной способностью до 20 миллионов пассажиров в год. Задача, по его словам, амбициозна, но решаемая.

Василий Егорович рассказывает о перспективах: есть красивая концепция создания современного международного аэропорта мирового класса. В ее разработке на конкурсной основе участвовали специалисты из Германии и Канады. Программа развития аэропорта, рассчитанная на период до 2015 года, предусматривает превращение Внуково в конкурентоспособный авиатранспортный центр. В нем ино-

странец любого ранга должен чувствовать себя не хуже, чем в аэропортах, скажем, Мюнхена, Лондона, Токио. Проект курируется московским правительством, очень многое делается в аэропорту благодаря постоянной личному участию Юрия Михайловича Лужкова, его пристальному вниманию к решению принципиальных вопросов развития Внуково. Весомым вкладом в общее дело Василий Егорович назвал и участие в проекте первого заместителя мэра Москвы, председателя Совета директоров ОАО «Аэропорт Внуково» Петра Николаевича Аксенова. «Ежедневное, оперативное взаимодействие с Петром Николаевичем многие практические задачи, стоящие перед нами, позволяет реализовывать максимально эффективно», - отмечает Александров.

Руководить большим коллективом всегда непросто, считает Василий Егорович. Так же, как непросто начинать на новом месте. Необходимо сформировать команду управленцев, изучить людей, создавая при этом их реальные возможности, которые у всех разные.

Подход к коллегам у гендиректора ясен и прост: необходимо понять человека, его проблемы, чтобы вовремя помочь советом или действием, чтобы найти взаимопонимание с человеком, надо оказать ему внимание, понять его точку зрения, выслушать», - считает Василий Егорович.



Конечно, свободного времени у Василия Егоровича мало. Но когда оно есть, он выбирается на природу - на дачу или в лес. Чаще всего семейством, иногда с внуком Артемом. Говорит, что в тишине, на свежем воздухе ему хорошо думается, и проблемы отступают.

Считает ли он себя счастливым человеком? Да, считает. И, прежде всего, потому что, выбрав свое место в жизни по призванию и полностью реализовывая мечту».



Выступление В.Е. Менцикого



В.Е. Александров с Ю.М. Лужковым на торжественном вечере по случаю 65-летия аэропорта Внуково

Елисеев Юрий Сергеевич
Генеральный директор ФГУП «ММП «Салют»,
доктор технических наук, профессор



АЛ - 31 ФМ3



АЛ - 31 ФМ2



АЛ - 31 ФМ1

Сердечно приветствую и поздравляю работников научно-исследовательского института технологии и организации производства двигателей (НИИД) со знаменательной датой – 25-летием его создания.

НИИД организован в 1982 году и в настоящее время входит в интегрированную структуру ФГУП «ММП «Салют» в форме филиала.

Создание авиационных газотурбинных двигателей ГТД невозможно без глубоких научных исследований, постоянного совершенствования технологических процессов, разработки и внедрения новых методов и средств обработки, обеспечивающих постоянно возрастающие требования к качеству, надежности двигателей, экономичности их производства и эксплуатации. Использование передовых технологий открывает новые возможности для совершенствования конструкции ГТД.

Желаю всем работникам НИИД счастья в личной жизни, здоровья и успехов в работе во славу российской авиации и дальнейшего процветания нашего родного предприятия.





Гейкин Валерий Александрович
Директор филиала НИИД ФГУП «ММПП «Салют»,
доктор технических наук, профессор,
лауреат премии Правительства, действительный член
Академии наук авиации и воздухоплавания

УВАЖАЕМЫЕ КОЛЛЕГИ!

8 июня 2007г. исполняется 25 лет со дня основания «Научно-исследовательского института технологии и организации производства двигателей» (НИИД).

В 1982г. на базе НИАТ был создан новый научно-исследовательский институт – НИИД, который в 1994г. был преобразован в АОТ «НИИД».

В 2003г. институт вошел в состав интегрированной структуры ФГУП «ММПП «Салют». Приказами генерального директора Российского авиационно-космического агентства от 05.08.2003г. №144 и генерального директора ФГУП «ММПП «Салют» от 13.10.2003г. №525 на НТЦ «НИИД» были возложены отраслевые функции в области создания технологий и высокопроизводительного оборудования авиационного двигателя- и агрегатостроения. В марте 2005г. на базе НТЦ «НИИД» был образован филиал «Научно-исследовательский институт технологии и организации производства двигателей». В составе института работают: Омский, Уфимский, Кубышевский и Казанский филиалы.

Основными видами деятельности института являются:
- Технологическое и организационное обеспечение создания и производства перспективных авиационных газо-

турбинных двигателей, агрегатов и специальной техники;
- Осуществление поисковых и прикладных исследований в области технологии двигателя- и агрегатостроения;
- Создание технических регламентов, современных методов и средств обеспечения качества продукции, сертификации технологии и производства газотурбинных двигателей;
- Разработка научно-обоснованных прогнозов развития авиационного двигателя- и агрегатостроения.

Наиболее важными задачами являются:
- Исследование и разработка новых высокопроизводительных технологических процессов механической, электроразрозной, электрохимической, электронно-лучевой прецизионной обработки и упрочнения деталей поверхностным пластическим деформированием и лазерной обработкой, оборудования и средств неразрушающего геометрического контроля, определения остаточных напряжений, обеспечивающих снижение трудоемкости и повышения ресурса авиационной техники;

- Исследование, разработка и внедрение технологических процессов и оборудования для пайки и сварки (электронно-лучевая, лазерная, сварка трением), нанесения защитных покрытий, порошковой металлургии и композиционных материалов;

- Производственное оборудование и внедрение новых технологических процессов и оборудования для обеспечения серийного производства и освоения вновь создаваемых двигателей и агрегатов с учетом оценки их технологичности и ремонтопригодности;

- Исследования, разработка и внедрение технологии и оборудования для ремонта деталей и узлов ГТД, создание автоматизированных и механизированных средств сборки, испытаний и функционального контроля двигателей и агрегатов.

«НИИД» осуществляет технологическое обеспечение создания и изготовления двигателей для гражданской и военной авиационной техники, в том числе двойного назначения. Институт сотрудничает с отечественными предприятиями. Внедрено и используется в различных отраслях промышленности свыше 700 научно-технических достижений института.

За участие в авиакосмических салонах, международных выставках институт неоднократно награждался медалями, дипломами, свидетельствами и почетными грамотами.

Институт имеет сертификат Российской Федерации «Лидер Российской экономики».

В год знаменательного юбилея сердечно, от всей души поздравляю сотрудников и ветеранов труда с 25-летием института. Желаю Вам творческих успехов, здоровья, благополучия, осуществления надежд на лучшее будущее, дальнейшего наращивания научного потенциала НИИД.



AI-222-25



ГП7-60С

*Желаем счастья, здоровья и всегда быть
на высоте Вам и Вашим близким!*

*Всегда Ваш,
«Атлант-Союз»*



Регулярные и чартерные пассажирские перевозки. Грузовые авиаперевозки. VIP-чартер.



АТЛАНТ-СОЮЗ
АВИАКОМПАНИЯ ПРАВИТЕЛЬСТВА МОСКВЫ



119019 Москва ул.Новый Арбат, д.11, стр.1, 7 этаж. СИТА:МOWT03G
Тел.: +7 495 291 50 50, +7 495 291 51 61 Факс: +7 495 291 08 38
e-mail: pass@atlant-soyuz.ru - пассажирские перевозки,
cargo@atlant-soyuz.ru - грузовые перевозки,
vip@atlant-soyuz.ru - VIP-перевозки

WWW.ATLANT-SOYUZ.RU

Страницы истории завода «Сайют»

Двигатель для самолетов четвертого поколения

(Продолжение, начало в КР № 11, 12 2006 г.; 1, 2, 3, 4-2007 г.)

Александр Медведь

Важную роль при принятии решения о разработке нового отечественного истребителя сыграла информация о разветвлении в США фирмой «Макдоннелл Дуглас» программы всепогодного истребителя F-15 «Игл». Научные горьким вылетамским опытом, американцы объявили: «Попытка компенсировать маневренность скоростью не оправдала себя». Завоеванная новинка должна была обладать способностью «перенавирывать» любую советскую машину, легко догонять ее, а при необходимости - так же легко отрываться от логони. 27 июля 1972 г. прототип F-15 впервые поднялся в воздух. При взлетной массе чуть более 18 т суммарная максимальная форсажная тяга двух двигателей F-100-PW-100 превысила 21 тс (впоследствии ее довели до 26 тс). Таким образом, едва ли не впервые в истории тяговооруженность боевого самолета (при нормальной полетной массе) превысила единицу.

К 1972 г. в СССР были в общих чертах известны ожидаемые характеристики истребителя F-15. Их и взяли за основу при разработке требований к перспективному фронтовому истребителю (ПФИ). Предусматривалось, что советская машина должна превосходить американский аналог по ряду основных параметров на 10 %. Для этого планировалось применить компоновочную схему машины с повышенным аэродинамическим качеством и оснастить самолет мощными, легкими и экономичными двигателями четвертого поколения, которые обеспечивали бы истребителю тяговооруженность более единицы.

Аванпроект самолета, удовлетворявшего требованиям ВВС к ПФИ, был разработан в ОКБ П.О. Сухого во второй половине 1971 г. Нормальная взлетная масса фронтового истребителя, получившего наименование Т-10, составляла 18 т. В соответствии с заданной стартовой тяговооруженностью (порядка 1,15) тяга двигателей должна была составить 10 300...10 400 кгс. В начале семидесятых годов двухконтурные турбореактивные дви-

гатели такого класса тяги разрабатывались в трех моторостроительных ОКБ: «Сатурн» (АЛ-31Ф), Пермском моторостроительном КБ (Д-30Ф-9) и ММЗ «Союз» (Р-59Ф-300). Окончательный выбор типа двигателей для Т-10 решено было сделать на основании заключения ЦИАМ им. П. Баранова.

В 1972 г. состоялось заседание объединенного Научно-технического совета миनावиапрома и ВВС, на котором рассматривалось состояние работ по перспективному истребителю в рамках программы ПФИ. С докладами выступили представители трех конструкторских бюро. ММЗ «Зенит» им. А.И. Микояна представило комиссии проект истребителя МиГ-29 в варианте классической компоновки, с высокорасположенным трапецевидным крылом, боковыми воздухозаборниками и одноключевым хвостовым оперением. Машиностроительный завод «Кулон» представил на НТС аванпроект Су-27. От ММЗ «Скорость» выступал генеральный конструктор А.С. Яковлев с проектами легкого истребителя Як-45И и тяжелого истребителя Як-47, оба с крылом переменной стреловидности и gondолами двигателей на месте излома передней кромки крыла. Спустя два месяца ОКБ им. А.И. Микояна представило принципиально новый проект истребителя МиГ-29, выполненного теперь

уже по интегральной схеме, а ОКБ А.С. Яковлева выбыло из конкурса в связи с принципиальными недостатками предложенной аэродинамической схемы истребителей; двум другим участникам предстояло бороться «лицом к лицу».

Но тут руководство ММЗ «Зенит» предложило другой вариант - разделить программу ПФИ на две субпрограммы, в рамках которых можно было бы продолжить создание как самолета Су-27 (в качестве тяжелого перспективного многоцелевого фронтового истребителя), так и МиГ-29 (в качестве легкого перспективного фронтового истребителя), обеспечить унификацию обоех самолетов по ряду систем оборудования и вооружению. Предложение ММЗ «Зенит» приняли, и оба ОКБ тем самым избежали от необходимости участия в гонке за получение выгодного заказа.

В 1976 г. вышло постановление ЦК КПСС и Совмина СССР о создании самолета Су-27 (заводское обозначение Т10) - основой в Советском Союзе документ в «биографии» любого летательного аппарата. Одновременно состоялось решение и о выборе типа двигателя для нового истребителя. На основе заключения ЦИАМ по трем альтернативным вариантам перспективных двигателей разработку силовой установки для Т10 поручили ММЗ «Са-



Машинные центры для обработки профиля пера лопатки компрессора

Многоцелевой истребитель Су-30МК с двигателями АЛ-31Ф на аэрокосмическом салоне МАКС



турна, возглавляемому генеральным конструктором А.М. Люлькой.

Для обеспечения заданных характеристик двигатель решено было строить по двухтурбинной схеме с трехступенчатым компрессором низкого давления (вентилятором), девятиступенчатым компрессором высокого давления и одноступенчатыми турбинами высокого и низкого давления, при этом планировалось получить значительное повышение температуры газов перед турбиной, для чего ее лопатки предстояло сделать монокристаллическими. Разработка технологии изготовления таких лопаток велась ВИАМОм. Однако в начале семидесятых в СССР поступила подробная информация о двигателе F100-PW-100 американской фирмы Pratt & Whitney, который создавался для самолетов F-15 и F-16 и обладал характеристиками, близкими к заданным для АЛ-31Ф. На основе этих сведений в проект АЛ-31Ф внесли существенные изменения - его турбокомпрессор стал включать четырехступенчатый вентилятор, двенадцатиступенчатый компрессор высокого давления и двухступенчатые турбины высокого и низкого давления.

Именно в таком виде и был собран в августе 1974 г. первый опытный АЛ-31Ф. Но результаты стендовых испытаний разочаровали: выяснилось, что получить заданные характеристики при такой схеме не представляется возможным. Поэтому А.М. Люлька, опираясь на рекомендации ЦИАМ, принял решение вернуться к исходной компоновке, но использовать уже созданный четырехступенчатый вентилятор. По схеме турбокомпрессора (4+9+1+1) АЛ-31Ф стал соответствовать другой советскому ТРДДФ четвертого поколения - РД-33, разработанному в ЛНПО

им. В.Я. Клинова под руководством главного конструктора С.П. Изотова для истребителя МиГ-29. В середине семидесятых годов РД-33 уже прошел стендовые и частично летные испытания на летающих лабораториях, поэтому для экономии времени и средств новый компрессор АЛ-31Ф решено было спроектировать путем моделирования компрессора РД-33.

Все эти перипетии в судьбе АЛ-31Ф значительно затянули сроки разработки, и к моменту постройки первых самолетов Т10 не было еще ни одного «клетного» АЛ-31Ф. Поэтому первые прототипы Т10 оснащались двигателями предыдущего поколения АЛ-21Ф-3. Только 23 августа 1979 г. летчик-испытатель В.С. Ильющин впервые поднял в небо опытный самолет Т10-3 с двигателями АЛ-31Ф.

В числе основных достоинств двигателя АЛ-31Ф можно назвать:

- высокий уровень тяги на форсированных и максимальных режимах в сочетании с минимальными тягами на малом газе (по величине тяги на полном форсаже АЛ-31Ф на 12 % превосходил АЛ-21Ф-3);
- высокую экономичность, особенно на крейсерских режимах (на 13...15 % лучше аналогичных показателей АЛ-21Ф-3);
- малый удельный вес, равный 0,122 (на 25 % ниже удельного веса двигателя АЛ-21Ф-3);
- большой ресурс, в том числе при работе с циклическими нагрузками.

Все эти преимущества были получены благодаря существенному повышению газодинамических характеристик турбокомпрессора. Так, по сравнению с АЛ-21Ф-3 достигнуто повышение производительности компрессора на 60 % (степень сжатия воздуха

в компрессоре возросла с 14,5 до 23) и температуры газов перед турбиной почти на 300 К (с 1370 до 1665 К). При этом масса сухого двигателя уменьшилась почти на 200 кг (на 11 %). В двигателе АЛ-31Ф были применены прогрессивные конструкционные материалы, в первую очередь титановые сплавы (их доля в общей массе конструкции достигала 35 %) и жаропрочные стали, для его изготовления и сборки разработали ряд уникальных технологий. Важным достоинством АЛ-31Ф является модульность его конструкции, которая позволяет при сервисном обслуживании заменять солено, форсажную камеру, смеситель, турбину низкого давления, вентилятор и редуктор в условиях эксплуатации.

ММЗ «Салют» подключился к работе по созданию АЛ-31Ф практически сразу после выхода постановления ЦК КПСС и Совмина, и уже в 1977 г. он передал «Сатурну» ряд изготовленных узлов двигателя. Следует подчеркнуть, что задание по производству двигателей АЛ-21Ф-3 и Р15Б-300 с предприятия не снималось, поэтому новый двигатель должен был стать третьей серийной машиной «Салюта». В конце семидесятых - начале восьмидесятых годов существенно переименовано руководство «Салюта». Получив повышение, в августе 1978 г. ушел в аппарат министерства авиационной промышленности главный инженер В.М. Толоконников (он стал начальником 3 Главного управления МАП). Новым главным инженером стал Ю.Н. Блоцкий. В ноябре 1980 г. перешел на руководящую работу в минавиапром и директор объединения «Салют» А.И. Горелов. После этого предприятие возглавил Ю.Н. Блоцкий, а в 1981 г. главным инженером объединения был назначен В.В. Крымов.

В связи с напряженными сроками освоения АЛ-31Ф минавиапром принял решение об организации кооперации: производство агрегатов двигателя «поделить пополам» с Уфимским объединением. Компрессор и холодную часть должно было производить УМПО, а турбину и горячую часть - «Салют», затем заводы обменивались соответствующими комплектами, а сборка была организована и в Уфе, и в Москве. На этом этапе пришлось «перекривлять» цену, производя их производительность в соответ-

стве поставленным задачам.

Завод остро нуждался в расширении производственных площадей. Преодолев сопротивление со стороны архитектурных и городских строительных инстанций, удалось получить разрешение на строительство новых корпусов, в одном из которых был развернут большой механический цех, оснащенный наиболее совершенным оборудованием. Здесь на площади 20 000 м² разместились станки ведущих в то время мировых станкостроителей: Olivetti, Max Muller, SIP, оборудование Ивановского завода тяжелого станкостроения. Кроме того, благодаря перепланировке удалось предоставить дополнительные производственные площади и другим цехам. В конце семидесятых «Салют» располагал уже двумя специальными цехами, в которых было установлено более 300 станков с числовым программным управлением, в том числе токарные АТПр-200Н, токарно-револьверные АТПр-200НР, машинные обрабатывающие центры МОЦ и др. Кроме того, на предприятии были созданы отдельные участки по обработке крупногабаритных кольцевых деталей, оснащенные высокопроизводительным оборудованием, автоматизированный участок для нанесения никель-кадмиевого покрытия, участок точной изотермической штамповки на базе прессов фирмы «Вайнгартен» с усилием 2300 тс.

Вплоть до 1981 г. на «Салюте» вносились детали и узлы двигателя АЛ-31Ф отправлялись на опытный завод «Сатурн», где под руководством генерального конструктора А.М. Люблин велась доводка двигателей. До конца года там был собран 21 двигатель собственного производства (такие двигатели обозначались «99Н») и 16 двигателей из деталей, поставленных УМПО и ММПП «Салют» («99В»). В декабре 1981 г. на трех опытных истребителях Су-27 уже эксплуатировались двигатели, изготовленные серийными заводами.

С февраля 1982 г. на «Салюте» приступили к изготовлению двигателя в «компоновке предвзвешивания» на госиспытания. Была выпущена карта сборки, цехам и службам переданы полный объем чертежей и документации, проводилась их конструктивно-технологическая доработка. «Компоновка предвзвешивания» предусматривала внедрение в констру-

цию ряда новых узлов и, в частности, фронтального устройства с бесстрингерным вариантом корпуса.

В цехе № 43 внедрялась обработка деталей АЛ-31Ф на станках MDW-20, что обещало снижение трудоемкости. В цехе № 22 был установлен и налажен четырехшпиндельный электроэрозионный станок, предназначенный для формирования отверстий в форсунках двигателя, благодаря чему производительность труда выросла втрое. Заводским специалистам удалось усовершенствовать процесс точной объемной штамповки, обработать и впервые в отрасли внедрить технологию устранения «кранов» методом горячей прокатки сварных швов на узлах и деталях из титановых сплавов. Годовой экономический эффект от внедрения в серийную эксплуатацию установок для ионного азотирования «ИОН-30» превысил 100 тыс. рублей.

В 1982 г. «Салют» изготовил девять двигателей АЛ-31Ф, первый из которых в ноябре был поставлен на длительные испытания. По сравнению с образцом, успешно прошедшим стендовые испытания на заводе «Сатурн», в «салютовский» двигатель были внедрены более полутора тысяч изменений, в том числе 442 конструктивных и 729 технологических. В ходе доводки 206 деталей и узлов было аннулировано, а 261 - введено вновь. При освоении двигателя важную роль сыграло МКБ «Гранит» (главный конструктор Ф.В. Шухов), а также ведущие специалисты «Салюта» - главный инженер В.В. Крымов, главный конструктор В.М. Рутес, главный металлург В.С. Фролов, главный технолог В.Ф. Слесивцев, главный сварщик И.Я. Дегтерев.

Во взаимодействии с разработчиками «Сатурна» конструкторы и технологи «Салюта» расширили фронт исследований, связанных с поиском материалов и конструкциями лопатки ТВД. В практическую отработку были переданы два варианта лопатки: с полупетлевой схемой охлаждения из материала ЖС-26 и вариант с циклоно-вих-



Заместитель министра В.М. Чуйко, генеральный конструктор самолета «Су» М.П. Симонов и главный инженер ММПП «Салют» В.В. Крымов в сборочном цехе завода

ревым охлаждением из материала ЖС-6У. Последняя была впервые отработана «сатурновцами» при создании двигателя «изделие 20А», предназначенного для перспективных самолетов. Однако технологически ее изготовление считалось невероятно сложным, поэтому первое время пытались «обойтись малой кровью» и делали ставку на первый вариант лопатки, тоже, впрочем, недостаточно освоенный. Подчеркнем: проблемы с надежностью лопаток ТВД возникли в значительной степени из-за того, что требования к величине назначенного ресурса АЛ-31Ф были повышены до 500 часов. Стохастовой гарантийный ресурс в 1983 г. успешно отработали три из пятнадцати двигателей, произведенных серийными заводами, но дальнейшее наращивание наработки двигателя с лопатками прежней конструкции оказалось невозможным.

Переломным годом в производстве двигателей АЛ-31Ф стал 1984 г. Счет выпущенных машин шел уже не на единицы, а на десятки. Двигатель успешно прошел 100-часовые и 150-часовые испытания, был подтвержден назначенный ресурс 100 часов для АЛ-31Ф серии 01. Но это вовсе не означало, что все проблемы были преодолены. За 1984 г. в конструкцию и технологию изготовления двигателя пришлось внести свыше 1600 измене-

ний, при этом были аннулированы детали и узлы 34 наименований и внедрены вновь 74. Для обеспечения выпуска АЛ-31Ф были созданы участок электронно-лучевой сварки, участок нанесения четырехкомпонентного покрытия на лопатки ТВД, участок электроэрозивной обработки блоков сопловых аппаратов, участок хромирования и многое другое. В цехе № 20 сумели отладить процесс глубинного шлифования елочного хвостовика лопаток ТВД на станке С5-013. Кольцевые швы реактивного сопла стали сваривать с использованием токарно-сварочного агрегата. Степень автоматизации при проведении сварочных работ была доведена до 95 %.

Зтаны «А» и «Б» государственных испытаний самолета Су-27 были проведены на двигателях АЛ-31Ф серии 01. В процессе испытаний самолеты совершили 825 полетов, общая наработка двигателей превысила 3600 часов. Один из «летных» двигателей дважды выработал 100-часовой ресурс и после переборки остался в эксплуатации. Однако трудности в доводке и освоении нового двигателя создавали неряную обстановку и на заводе, и в министерстве авиационной промышленности. Так, в 1984 г. с самолетного завода были возвращены 18 двигателей АЛ-31Ф, у которых обнаружилось трещины уплотнительных лабиринтов девятой ступени компрессора высокого давления и повышенное трение в узлах поворота направляющих аппаратов компрессора. И хотя годовой план поставок двигателей «Салют» в целом был выполнен, произошла смена руководства - директором завода стал Ю.В. Путин.

В 1985 г. «Салюту» предстояло внедрить сварную камеру сгорания, усиленные с целью устранения трещин

экраны наружного контура и, самое главное, освоить производство рабочих лопаток ТВД с циклонно-вихревой матрицей (как ни старались обойтись без них, а все же не удалось). Первое время в серийном производстве находились оба варианта двигателя с различными вариантами лопатки. О том, какую важность придавало руководство миавиапрома освоению в серийном производстве лопатки с циклонно-вихревым охлаждением, свидетельствует присуждение Государственной премии ряду работников ММПО «Салют», МКБ «Сатурн» и ВИАМ, внесших наиболее значимый вклад в разработку конструкции и технологии производства новой лопатки, а также в освоение ее серийного выпуска.

В 1985 г. первые двигатели с циклонно-вихревыми турбинными лопатками вышли из сборочного цеха «Салют». Головной серийный двигатель АЛ-31Ф серии 02 прошел испытания с общей режимной наработкой 225 ч, при этом общая его наработка превысила 340 ч. Таким образом, цикл доводки двигателя АЛ-31Ф от первого испытания до получения акта о прохождении государственных испытаний 6 августа 1985 г. занял долгих одиннадцать лет. АЛ-31Ф стал последней и наиболее совершенной разработкой генерального конструктора А.М. Льюки.

Постепенно положение с серийным изготовлением АЛ-31Ф входило в норму. К 1987 г. Уфимское машиностроительное объединение освоило производство «горячей» части АЛ-31Ф, а «салютовцы» - изготовление компрессора и других элементов «холодной» части. С этого момента они перестали нуждаться во «встречных поставках», став в отношении производства АЛ-31Ф практически независимыми. Серийное производство Су-27 осуществлялось авиационным заводом им. Ю.А. Гагарина в Комсомольске-на-Амуре (ныне КНААПО). Впоследствии производство самолетов семейства Су-27 освоили Иркутский и Новосибирский авиационные заводы.

В процессе совершенствования «двадцать седьмой» демонстрировал все новые удивительные возможности. Так, опытный Т10У-2 был оборудован системой для дозаправки в воздухе. В марте 1988 г. экипаж в составе летчиков-испытателей ОКБ Н. Садовникова и

И. Вотинцева выполнил на Т-10У-2 беспосадочный перелет по маршруту Москва - Комсомольск-на-Амуре - Москва протяженностью 13 440 км и продолжительностью 15 ч 42 мин, совершив при этом четыре дозаправки.

Дальнейшее повышение летных характеристик машины потребовало применения двигателя с изменяемым в полете вектором тяги. Испытания опытного образца такого двигателя провел весной 1989 г. на самолете Т10-26 летчик-испытатель В. Пугачев. Сопло могло изменять свое положение только в вертикальной плоскости, для чего летчик переключал тумблер в кабине. 2 апреля 1996 г. пилот МКБ «Кулон» Е.И. Фролов поднял в небо самолет Су-37 уже с двумя опытными двигателями АЛ-31ФП с поворотными в вертикальной плоскости соплами, а 18 августа того же года машина была впервые показана на авиационном празднике в Тушино в Москве. В отличие от Т10-26, управление вектором тяги Су-37 включил в контур управления самолета, что способствовало заметному улучшению маневренности и управляемости на сверхбольших углах атаки.

Великолепные летно-технические данные самолетов семейства Су-27 обеспечили им высокий спрос на мировом рынке авиатехники. По состоянию на начало 2000 г. около 70 машин эксплуатировались «ка» дальнем зарубежье, имелись иностранные заказы еще на 50-60 самолетов. Кроме того, лицензии на производство приобретательно трестост Су-30 различных вариантов приобрели Индия и Китай. С учетом того, что в России и странах СНГ эксплуатировались еще около 500 самолетов семейства Су-27, можно было оценивать «текущую потребность» в двигателях АЛ-31Ф и его модификациях приблизительно в 1700-2000 единиц (с учетом ремонтного фонда). При назначенном ресурсе АЛ-31Ф, равном 1000 ч, и годовом налете самолета 100-150 ч это означало, что двигателистронтели «Салюта» и УМПО были обеспечены твердым заказом на 200-300 новых двигателей ежегодно. Заметим, что «китайские» и «индийские» лицензионные самолеты оснащались двигателями только российского производства.



Двигатель АЛ-31Ф на выставке в Китае

Продолжение следует

Истребитель И-250. На стыке эпох

(Окончание, начало в КР №3, 4 - 2007 г.)

Евгений Арсеньев



Истребитель И-250 №3810102 на государственном испытании в НИИ авиации ВМФ

В предстоящем 7 ноября 1946 г. воздушном параде руководство страны решило продемонстрировать всю мощь советских ВВС. С этой целью было решено показать и новинки истребительной авиации - реактивные МиГ-9 (И-300), Як-15, Ла-150 (И-150) и самолет с комбинированной силовой установкой И-250. Производство малых серий первых отечественных самолетов с турбореактивными двигателями в срочном порядке организовали на серийных заводах №1, №21, №31 и опытный №301. В свою очередь директор завода №381 во исполнение Постановления Совета Министров СССР №2049-846 от 12 сентября последовавшим через два дня приказом МАП №618 обязали к 20 октября завершить постройку восьми И-250 и после облета передать их ВВС.

Освоить реактивную технику с показательными полетами в соответствии с приказом главноком ВВС №0016 от 12 сентября 1946 г. предстояло пилотам-испытателям одному экипажу. Группы летного и технического состава, выделенные для тренировки, предписывалось базировать на аэродроме Раменское. За каждым типом самолета от ОКБ закрепляли летчиков-испытателей и инженеров для оказания помощи при освоении новой авиационной техники.

К полетам на И-250 привлекали 10 экипажей 176-го гвардейского Проскуровского ордена Суворова и

Александра Невского истребительного авиаполка 324-й истребительной авиационной ПВО, дислоцированного в Теплом Стане. Летчикам полка, летавшим на истребителях Ла-7, в 1946 г. уже приходилось участвовать в воздушных парадах после возвращения из-под Берлина. На их счету был парад 1 мая над Красной Площадью и 18 августа в Тушине. Ответственность за подготовку личного состава к ноябрьскому параду возложили на командира полка Героя Советского Союза полковника П.Ф.Чупикова. Общее руководство обучением, тренировкой и выпуском летного состава на И-250, а также на Як-15 поручили командующему ВВС МВО генерал-лейтенанту авиации Н.А.Сбытову.

К отбору личного состава для подготовки к полетам на реактивных самолетах отнеслись со всей строгостью, создав специальную комиссию по проверке профпригодности. В итоге из 35 летчиков в группу для освоения И-250 вошли 10 человек: командир группы - командир полка полковник П.Ф.Чупиков, заместитель командира группы - командир эскадрильи капитан С.Н. Астахов, заместитель командира эскадрильи ст. лейтенант А.Е.Стеценко, командиры звеньев - ст. лейтенанты А.И. Мокин, А.С.Степанов, лейтенанты А.Ф. Василько, И.И.Микеренков и старшие летчики - лейтенанты И.Я.Майоров, В.В. Алексеев и Н.Е.Ситников. Летный состав прошел медкомиссию при Цент-

ральной военной госпитале. С исключительной тщательностью проверяли и их технику пилотирования. Если по одному из элементов летчик получал оценку ниже «отлично» и обнаруженный недочет не мог устранить за 3-5 полетов, его к подготовке не допускали и в дальнейшем заменяли другим. На время выходных дней всем пришлось забыть при этом питание и снабжение было организовано на высшем уровне.

Летчики и техники приступили к работе 13 сентября, как того требовал приказ главноком. Для оказания помощи при изучении материальной части в качестве инструкторов к ним прикрепили летчиков-испытателей ОКБ-155 А.Н.Чернобурова и И.Т.Иващенко, а также инженеров В.Н.Сорокина и В.П.Ковалевского. В соответствии с программой наземной подготовки отобранный группа начала изучение конструкции самолета и его силовой установки. Кроме того, была подготовлена специальная программа летной подготовки на самолетах Ла-7. В ней основной вопрос уделялся отработке техники пилотирования в зоне и по кругу. В полетах по кругу летчикам предстояло отработать посадку на повышенной скорости и с убранными щитками, расчет на посадку без подтягивания и скольжения. Для отработки техники пилотирования до оценки «отлично» каждому пилоту выделялось в среднем 40-45 полетов.



Истребитель Ла-7 стал основной машиной, на которой тренировались летчики 176 гвардейской авиационной полка перед полетами на И-250

Между тем у осваивающего реактивную технику летного состава практически сразу возникли проблемы, так как еще не было в требуемом количестве того, на чем надо было учиться летать. Поэтому 23 сентября главнокомандующий ВВС маршал авиации К.А. Вершинин направил письмо министру авиационной промышленности М.В. Хрунчеву, в котором сообщал об отсутствии машины, а также инструкторов - летчиков и инженеров МАП. В связи с этим он просил выделить к 24 сентября хотя бы по одному самолету каждого типа с необходимым запасом моторесурса, 10 запасных двигателей, а также инструкторов для начала изучения техники и тренировки летчиков.

Долго ждать ответа министр не ставил. В письме от 28 сентября он сообщил, что для обучения и тренировки летчиков ВВС на реактивных самолетах главные конструкторы А.С. Яковлев, А.И. Микоян и С.А. Лавочкин уже выделили необходимый летный и технический персонал, а также подготовили всю техдокументацию, с которой надлежало ознакомиться перед тренировкой. Кроме того, уже было знакомство летчиков с реактивными машинами ОКБ-155 и ОКБ-115 на аэродроме ЛИИ МАП. Однако выделить самолеты для тренировок министерство было не в состоянии, поскольку само располагало лишь единичными экземплярами с ограниченным ресурсом. Поэтому летную подготовку предлагалось проводить с 10 октября, когда поступят первые самолеты опытных и головных серий.

Так как готовые И-250 отсутствовали, то летчики и техники изучали матчасть непосредственно на заводе №381 и в ЦИАМ, в технике еще и в Военно-воздушной академии им. проф. Н.Е. Жуковского. Занятия проводили

ведущие инженеры В.Н. Сорокин (по самолету) и А.И. Комиссаров (по силовой установке). Благодаря их высокому качеству и весьма серьезному отношению к ним личного состава вся группа получила отличные оценки. В целом до 7 ноября летчики и техники затратили на занятия соответственно 216 и 390 часов, в том числе 114 и 116 часов на изучение машины. Тренировка летчиков проходила на самолетах УЛ-7 и Ла-7. Кроме отработки техники пилотирования они летали по маршруту парада в составе звеньев и всей группы, отрабатывая взлет, сбор, полет строем в составе колонны, а также распуск и посадку. Всего было выполнено 432 полета с общим налетом 102 ч 16 мин.

Благодаря отличной подготовке группа приняла истребители И-250 во всеоружии. Однако перед тем как приступить к полетам на новой технике, комиссия под председательством генерал-майора ИАС Черелова приняла зачет по знанию и эксплуатации самолета у всего летно-технического состава. Помимо этого летчикам пришлось изучить «Инструкцию по эксплуатации аэродрома Раменское», а перед самостоятельным вылетом на И-250 выполнить еще по два ознакомительных полета на Ла-7 для изучения маршрута.

К 9 октября летчики попробовали свои силы на поступивших в ЛИИ первых двух машинах №3810105 и №3810109. Для оказания помощи в обслуживании самолетов и устранения выявляемых дефектов в ЛИИ также прибыла бригада завода №381, возглавляемая начальником отдела эксплуатации и ремонта И.П. Коровяковым. К 16 октября летчики выполнили 22 полета, а в Раменское прибыли еще два самолета №3810106 и №3810108. Правда, днем раньше машину

№3810105 пришлось перегнать на аэродром завода №381 для ремонта костью, поврежденного 12 октября во время посадки. К 23 октября летчики летали уже на пяти самолетах №№ 3810103, 3810104, 3810106, 3810108 и 3810109, а военпред завода №381 принимал последние две машины - №3810102 и №3810110. На истребителе №3810105 ремонт костью завершился, но его перелет в ЛИИ задерживался из-за плохих метеословесий.

Грамотно организованная подготовка личного состава позволила вылететь всем летчикам на истребителях И-250 с оценкой «отлично». Полеты проводились без вооружения и боеприпасов. С поставленной задачей летно-технический состав 176-го гвардейского авиационного полка справился успешно, завершив тренировку 29 октября. При этом летчики выполнили 56 полетов с общим налетом 17 ч 11 мин. На предстоящем параде истребители И-250 должны были пройти тремя звеньями с включенными ВРДК. Командирами звеньев назначили С.Н. Астахова, А.Е. Стеценко и А.С. Степанова. Однако гвардейцам не посчастливилось продемонстрировать мировой общественности свои успехи в освоении И-250, впрочем, как и летчикам, освоившим МиГ-9, Як-15 и Ла-150. Воздушный парад 7 ноября 1946 г. не состоялся из-за плохой погоды.

Несмотря на то, что И-250 был освоен успешно, строевые летчики дали о самолете далеко не лучшие отзывы. Командир группы полковник П.Ф. Чулкин отмечал, что задуманный как перехватчик И-250 в этой роли исполнять не мог. Машина имела значительную взлетную массу, составляющую 3680 кг, и недостаточную мощность мотора, у которого из имеющихся 1650 л.с. на вращение компрессора уходило 300 л.с. Из-за этого скорость истребителя уже не удовлетворяла современным требованиям, так как летать в основном приходилось на одном ВК-107Р. К тому же, вследствие большой реакции ВМГ, самолет во время разбега и взлета сильно тянуло вправо. При этом отклонения руля направления до отказа влево было недостаточно, поэтому для удержания машины на прямой приходилось применять тормоза, что было весьма неприятно. В связи с этим от летчиков тре-

бывалось повышенное внимание при взлете и, естественно, умение грамотно пользоваться тормозами. Посадка же выполнялась без особых проблем. На планировании с выпущенными щитками машина шла со скоростью 260 км/ч вполне устойчиво. Истребитель сохранял устойчивость и на пробеге.

Летные свойства И-250 также имели свои недостатки. Так, в диапазоне скоростей от 300 до 400 км/ч триммера вертикального и горизонтального оперения были малозффективны. В полете давала знать о себе реакция ВМГ - при даче или уборке газа самолет соответственно водил носом в ту или другую сторону. Применение ВРДК хоть и прибавляло еще 100-120 км/ч, что делало итоговую скорость вполне приемлемой, но все же было кратковременным. При этом момент включения ускорителя сопровождался клевком самолета, а выключение - сильным кабрированием. Длина разбега составляла 800-1000 м, а пробег с выпущенными щитками и применением тормозов - до 1000 м.

Имелись у командира полка и замечания к размещению в кабине пилота приборов, контролирующих работу ВМГ. Нарекания также вызвал не совсем удобный фонарь, выключный козырек которого вносил искажения, особо ощутимые на посадке. А отсутствие возможности регулировки сидения по росту летчика вызывало только сожаление.

Не оптимальнее об истребителе И-250 отзывались и другие летчики. По мнению капитана С.Н.Астахова, самолет был очень инертным, что затрудняло полеты в строю, а из-за огромного количества приборов распределение внимания летчика в полете было несравнимо ни с каким другим самолетом. Ст. лейтенант А.Е.Стеценко отметил, что применение И-250 как истребителя-перехватчика весьма проблематично, так как его летные качества уже не удовлетворяли современным требованиям. И это притом, что он, в свою очередь, требовал очень высокого качества подготовки пилотов. Кроме того, малый ресурс и низкая надежность силовой установки также «играли в

минус». Ст. лейтенант А.С.Степанов добавок подчеркнул, что И-250 в качестве истребителя ВВС неприемлем ввиду сложности эксплуатации, несовершенства конструкции масляной и воздушной систем, а также сложности техники пилотирования и «жалкой поворотливости в воздухе». А ст. лейтенант А.И.Мокину не понравилось, что для достижения скорости 500 км/ч самолет приходилось продолжительное время разгонять.

15 ноября маршал авиации К.А. Вершинин отправил М.В.Хруничеву письмо, в котором сообщил, что на принятиях ВВС для участия в воздушном параде самолетов И-250 и Ла-150 было выявлено большое количество дефектов, делающих невозможной их нормальную эксплуатацию. В силу этого главком ВВС считал необходимым вернуть машины авиационности, о чем просил его уведомить. В своем ответе, отправленном 20 ноября, министр сообщил, что дал указание главным конструкторам А.И.Мокину и С.А. Лавочкину принять от ВВС самолеты И-250 и Ла-150, чтобы устранить на них все дефекты и в месячный срок предъявить в ГК НИИ ВВС на госиспытания по два экземпляра каждой машины. А 23 ноября главный инженер ВВС генерал-полковник ИАС И.В. Марков отправил в МАП перечень, содержащий 12 дефектов И-250 и 35 - Ла-150, в соответствии с которым уже 2 декабря были озадачены коллективы ОКБ-155 и ОКБ-301.

Тем временем на основе опыта, полученного в процессе подготовки к параду, были сделаны предварительные выводы по техническим качествам и наиболее вероятным боевым свой-

ствам первенцев отечественной реактивной авиации. Свои соображения по этому поводу 29 ноября 1946 г. министр Вооруженных Сил Н.А.Булганин, министр авиационной промышленности М.В.Хруничев и главком ВВС К.А.Вершинин направили лично И.В.Сталину для рассмотрения и принятия окончательного решения. Наиболее приемлемыми для ВВС они сочли истребители МиГ-9 и Як-15. Первый в наибольшей степени отвечал боевым требованиям, особенно в части мощности вооружения, скорости, дальности и продолжительности полета. Второй был наиболее простым в эксплуатации, пилотировании и освоении летным составом. Естественно, были указаны и их недостатки. Одним словом, практически все, что у МиГ-9 было в «плюсах», то у Як-15 - в «минусах», и наоборот.

Но если в составе имелся «разбор полетов» истребители МиГ-9 и Як-15 вызвали хоть какое-то удовлетворение, то Ла-150 и И-250 досталось «на всю катушку». В отношении Ла-150 отмечалось, что по своим летно-техническим данным самолет для боевого варианта перспективы не имел, хотя бы по продолжительности полета, равной всего 26 мин, в общем, ни одного «плюса», а один «минус», воплотившие все недостатки МиГ-9 и Як-15, вместе взятые. Выказывалось также неудовлетворение по поводу того, что ОКБ-301 построило свой самолет без предъявления эскизного проекта и макета, да к тому же не были проведены даже заводские испытания машины. К И-250 тоже были одни претензии. Особенно к неустойчивости на взлете и сложности освоения летным составом. К тому же, государственные испытания И-250



Истребитель И-250 МЗ810102 на государственных испытаниях в НИИ авиации ВМФ

еще не проходил, а силовая установка хоть и предельно была на гомоспытаниях, но была забракована ввиду большого количества дефектов. Но самое главное самолет по своей схеме и данным уже устарел и потерял всякую актуальность.

В своих выводах Н.А.Булганин, М.В.Хрунчев и К.А.Вершинин предлагали определить следующую перспективу для новой реактивной техники: МиГ-9 доводить до боевого варианта, Як-15 использовать в качестве «переходного» самолета для переучивания летного состава с поршневых истребителей на реактивные, а Ла-150 считать экспериментальным, доводить его и после проведения государственных испытаний решить вопрос о запуске машины в серию. И если Ла-150 давали еще один, пусть даже незначительный шанс попасть в серию, то по отношению к И-250 они были непреклонны: «Самолет... использовать для исследования самим конструктором, ЛВИИ МАП и НИИ ВВС. Дальнейшее производство этого типа самолета прекратить».

Все кратко и понятно. Это было 29 ноября 1946 г. Уже на горизонте «маячили» английские «Нинны» и «Дервенты». В январе 1947 г. в ОКБ-155 начали работы над истребителем И-310 - будущим МиГ-15, который, похоже, не оставил И-250 с его комбинированной силовой установкой никаких шансов, так как должен был иметь такие летно-тактические данные, что И-250 и не снились. Вскоре и Совет Министров

СССР своим Постановлением №493-192 от 11 марта 1947 г. утвердил план опытного самолетостроения на 1947 г., в соответствии с которым ОКБ-155 официально поручали разработку фронтального истребителя с турбореактивным двигателем «Нин». Истребители же И-225 и И-250 были признаны потерявшими актуальность, и все работы по ним надлежало прекратить, а затраты списать. Но, несмотря на это, работы над многострельным И-250 все же продолжались. Самолету еще предстояло узнать, что такое государственные испытания. В соответствии с распоряжением заместителя министра П.В.Деметиева №Н-33/5699 от 4 декабря 1946 г. два И-250 начали готовить к проведению госиспытаний. Кроме того, производственную оснастку и задел, составлявший на начало следующего года 8,86 условных машин, не списывали в утиль. Было дано указание об их консервации до особого распоряжения, а всю техдокументацию предписывалось хранить в цеховых архивах.

Без прохождения силовой установкой 3-30-20 госиспытаний о передаче на таковые истребителя И-250 можно было и не думать. Поэтому, в соответствии с распоряжением Совета Министров СССР №7058-рс от 1 июня 1946 г. и совместным приказом министра авиационной промышленности и заместителя главнокомандующего ВВС по инженерно-авиационной службе №372/049 от 12 июня 1946 г., для про-

ведения государственных 35-часовых испытаний ВРДК назначалась комиссия под председательством инженер-полковника П.А.Алексеева. Начать испытания предписывалось немедленно, что и было сделано. Однако 20 августа их приостановили из-за большого количества конструктивных дефектов, вызвавших поломку монокомпрессорной группы и узла форкамер. В связи с этим приказом МАП №629 от 21 сентября ЦИАИ обязали устранить все выявленные дефекты и проверить их отсутствие на заводских испытаниях. Следующий срок предельно ВРДК на госиспытания был назначен на 1 ноября 1946 г.

Однако лишь в мае 1947 г. силовая установка 3-30-20 прошла в ГК НИИ ВВС государственный экзамен с ресурсом в 35 часов, что дало основание предьявить на госиспытания и самолет. Но к этому времени по описанным выше причинам ВВС от истребителей И-250 отказались. В связи с этим была предпринята попытка использовать его в авиации ВМФ как истребитель сопровождения торпедоносцев. Для чего ОКБ-155 требовалось увеличить запас топлива и предьявить самолет в НИИ авиации ВМФ на госиспытания.

Соответствующей доработке подвергся серийный И-250 №3810102. На нем увеличили запас топлива с 580 до 798 л за счет установки фюзеляжного бака большей емкости (393 л) и дополнительных крыльевых баков. Запас масла также увеличили до 78,5 л. В связи с этим взлетная масса истребителя возросла на 190 кг, составив 3931 кг. Перед передачей военным морякам самолет в июле 1947 г. прошел заводские контрольные испытания, налетав на них 4 часа.

Перегон машины из Москвы в Ригу на аэродром Скульте, который занял 2 ч 15 минут, произвел 19 сентября летчик-испытатель НИИ авиации ВМФ капитан Ф.Ф.Киринчук. Перед этим он выполнил два тренировочных полета общей продолжительностью 45 минут. В одном полете на высоте 3000 м был опробован ВРДК. Ответственными за проведение государственных испытаний И-250 были назначены: ведущий инженер полковник А.К.Подторжников, летчик-испытатель подполковник И.М.Сухомликин, а также ведущие специалисты - по силовой установке капитан



Вид на раскатированный мотор ВК-107Р

А.И.Барков, во вооружении капитан Зубарев. Бригада испытателей приступила к работе 9 октября.

Первый ознакомительный полет на новой машине И.М.Сухомлин выполнен 23 октября вполне успешно. По оценке летчика запуск мотора был не сложен, а обзор из кабины вполне удовлетворительный, хотя и приходилось рулить змейкой, делая небольшие развороты в сторону. Самолет рулил устойчиво на всех скоростях. На взлете его, естественно, тянуло направо, поэтому приходилось пользоваться тормозами, которые, правда, имели хорошую эффективность. Скорость отрыва составляла порядка 200 км/ч.

Через два дня, во втором полете на оценку устойчивости и управляемости машины пришлось садиться на вынужденную, так как правая стойка шасси наотрез отказалась убираться. Третий полет, состоявшийся 29 октября, также привел к вынужденной посадке из-за «выбивания» топлива из крыльцевого бака. Быстрое устранение дефекта все же позволило в этот же день выполнить полет по программе испытаний успешно.

Но не только дефекты прерывали ход испытаний. Наличие нелетней погоды отложило полеты до 15 ноября. В этот день И.М.Сухомлин летая на выявление вибраций типа «бафтинг» — резких неустановившихся колебаний хвостового оперения, вызванных срывами аэродинамического потока с крыла. Вибраций, к счастью, не обнаружилось, но наступающая зима заставила 21 января 1948 г. приостановить полеты, так как непредусмотренный слив масла из системы смазки компрессора затруднял эксплуатацию самолета. К этому времени И-250 выполнил всего 6 полетов с общим налетом 2 к 25 мин, а наработка мотора ВК-107Р на земле составила 5 ч 35 мин. ВРДК включали лишь один раз на 1,5 минуты, и то только на земле. При этом были отмечены некоторые неудобства. Во время пользования краном включения ускорителя требовалось снимать правую руку с ручки управления самолетом и управлять им левой рукой. В полете это крайне нежелательно, так как в момент включения ВРДК самолет резко клевал носом.

Однако истребителю И-250 так и не суждено было пройти свой главный эк-

замен, так как из-за множества дефектов и конструктивных недостатков 3 апреля 1948 г. его официально сняли с государственных испытаний. В выводах акта, утвержденного 3 ноября главноком ВМФ адмиралом А.Г. Головкин, отмечалось, что И-250 в варианте истребителя дальнего сопровождения мог быть отнесен только к ограниченно маневренным самолетам в связи с недостаточной максимальной эксплуатационной перегрузкой, равной 6,5. При полной полетной массе на приборных скоростях 280-329 км/ч самолет неустойчив в продольном отношении, а на планировании устойчивости близка к нейтральной. Также отмечалось и ненормальное поведение на разбеге, на которое севали еще летчики 176-го гвардейского авиалюка во время подготовки к ноябрьскому воздушному параду.

Были претензии у испытателей и к особенностям эксплуатации машины, которую в целом признали сложной. Например, замена крыльцевых баков требовала отстыковки консолей крыла и шасси. Замена силовой установки была трудоемкой и предполагала участие большого числа специалистов. При ее монтаже особое внимание требовалось уделять центровке оси компрессора и оси длинного вала по отношению к оси мотора. Заправка шести крыльцевых баков топливом (405 л) занимала 30 минут. Выннотомторная группа также имела ряд дефектов: подтекание бензина через форсунки ВРДК при неработающей толке, отсутствие отстойника топлива в крыльцевых баках, попадание песка, грязи и камней в лопатки компрессора при эксплуатации с грунтовыми ВПП, отсутствие системы заполнения бензобаков нейтральным газом.

Кроме того, по сравнению с поршневыми истребителями, несколько усложнилась предполетная подготовка. После прогрева мотора и проверки его работы на всех режимах необходимо было включить и ВРДК, если последний предполагалось использовать в пред-



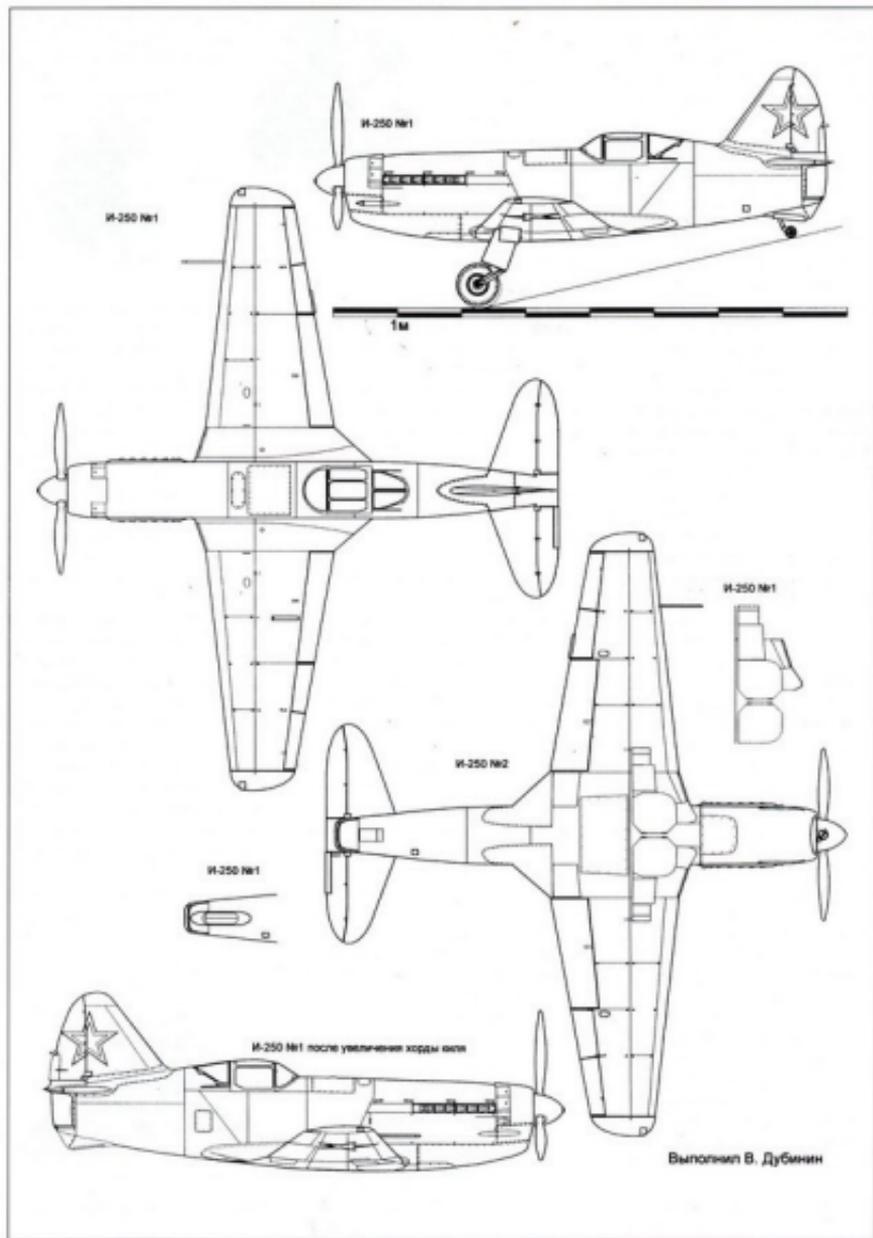
Мотор ВК-107Р и компрессор силовой установки Э-30-20, соединенные с помощью усиленного удлинительного вала

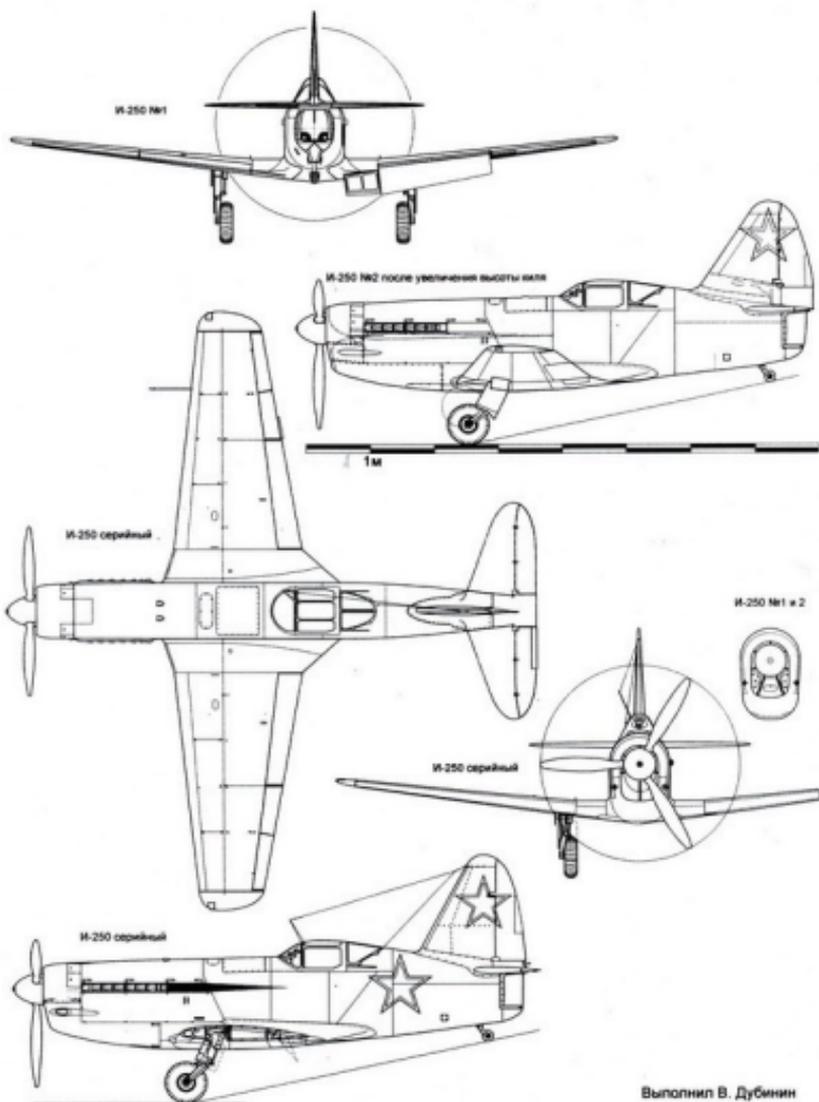
столцем полете. А после гонки мотора на земле с включенной камерой ВРДК запрещалось его останавливать до полного прекращения горения в камере и охлаждения форкамера. Это было связано с тем, что топливо, находящееся в магистраль за обратным клапаном, поступало к форсункам и после выключения насоса, отчего в камере некоторое время продолжалось горение. Помимо этого, после каждой гонки мотора на земле перед выключением требовалось на 1-2 минуты включить вторую скорость компрессора на оборотах 2000 об/мин.

Таким образом, истребителю И-250 с комбинированной силовой установкой Э-30-20 путь в строевые части был закрыт. Однако, несмотря на неудовлетворительные результаты испытаний, ЦИАМ было рекомендовано продолжать работы «по созданию малооборотных ТРД (ускорителей), которые позволили бы иметь авиации ВМС истребители сопровождения торпедоносцев с большой дальностью полета и истребители прикрытие кораблей флота с большой продолжительностью полета и по максимальной скорости приближающимся к скоростям реактивных самолетов».



Кабина пилота истребителя И-250





Основные характеристики истребителя И-250

Характеристики	Пост. ГКО №5946	Эскизный проект	И-250 №01 опытный	И-250* №3810102
Длина самолета, м		8,19	8,19	8,185
Размах крыла, м		9,5	9,5	9,5
Площадь крыла, м ²		15	15	15
Высота в линии полета, м		2,81	2,81	3,7
Масса пустого, кг		2587	2797	3028
Взлетная масса, кг		3500	3680	3931
Запас топлива, кг		450-490	440	590
Максимальная скорость с ВРДК, км/ч / на высоте	810/7000 м	679 у земли 784/6700 м 825/7000 м	680 у земли 750/3000 м 820/6600 м	—
Максимальная скорость без ВРДК, км/ч / на высоте	700	598 у земли 697/6700 м	700/7000 м	—
Набор высоты 5000 м с/без ВРДК, мин	4,5/5,5	3,9/4,9	—	—
Практический потолок с/без ВРДК, м	12000/11000	11900/-	—	—
Практическая дальность полета на высоте 7000 м, км	790 (0,9Vmax)	925 (0,7Vmax)	—	—
Продолжительность полета, час	1,5	1,25 (0,9Vmax) 1,89 (0,7Vmax)	—	—
Длина разбега, м	460	502	—	800
Длина пробега, м		515	—	1000
Посадочная скорость, км/ч		138	—	190-195
Вооружение	1 x 23 мм 2 x 12,7 мм	3 x 20 мм Ш-20	3 x 20 мм Б-20	3 x 20 мм Б-20
Боезапас, шт.		3 x 100	3 x 100	3 x 100

* - по результатам государственных испытаний

Думается, трудно переоценить заслугу истребителя И-250 в становлении отечественной реактивной авиации и освоении больших скоростей полета. На нем были испытаны новые конструктивные решения, характерные для последующих реактивных самолетов - осевой компрессор, выходное сопло с регулируемой площадью, жаропрочные материалы и другие. Опыт, накопленный при его проектировании, постройке, испытаниях и эксплуатации, послужил необходимой базой для проведения дальнейших научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, оказавших неоценимую помощь в создании первых отечественных самолетов с турбореактивными двигателями. К моменту снятия истребителя И-250 с государственных испытаний уже во всю испытывали МиГ-15, который в мае 1948 г. запустили в серийное производство, а вскоре он получил и мировое признание.

Р.С.

Документов, свидетельствующих о передаче истребителей И-250 опытной серии в строевые части авиации ВМФ, до сего дня не обнаружено. Думается, что такого не было вовсе, по крайней мере, это косвенно подтверждают другие документы. Как было сказано выше, силовая установка Э-30-20 имела всего 35-часовой ресурс. К тому же ВМГ и самолет обладали большим количеством недостатков, что, впрочем, присуще всем опытным изделиям. Также вспомним о сложности их эксплуатации. Поэтому говорить об отсутствии проблем с самолетами опытной серии в авиации ВМФ не приходится. Естественно, если бы они находились в строевых частях, то в статье расходов заводов-изготовителей самолета и силовой установки имелись бы записи о поставках в ВМФ новых двигателей и компрессоров, запчастей и агрегатов для замены вышедших из строя, оказания помощи частям в ос-

военни и ремонте магчасти. Однако таковые в годовых отчетах заводов №№ 155, 381, 26 и 466 отсутствуют. Кроме того, на заводе №466, по крайней мере, до 1949 г. находились так и неостребованные четыре силовые установки Э-30-20. Также нет и переписки ВМФ с МАП по этим вопросам. Поэтому, если самолеты И-250 и попали в авиацию ВМФ, то лишь в учебные части в качестве наглядных пособий.

Также не обнаружено каких-либо документов, где истребитель именовали как МиГ-13. На протяжении всей своей короткой биографии он в приказах, отчетах, сводках, планах, актах и т.п. проходил как изделие «И», И-250, МиГ с ВРД и мотором ВК-107Р или МиГ с ВК-107Р и ВРДК ЦИАМ, а также другими вариациями на эту тему, включая МиГ-3 с ВРД.

При подготовке публикации использованы материалы РГАЗ, ЦАМО, ЦМАН и ОКБ им. А.И.Микояна.



ПЕРВОМУ ВСЕГДА ТРУДНО

Лев Берне, Виктор Плотников

Продолжение. Начало «КР» №9, 10, 11-2006 г., 1, 3-2007г.

Структура НИИ-1, куда в начале апреля 1944 года из ЦИАМа переехала группа А.М.Люльки, состояла из нескольких отделов:

отдел по разработке РПУ (в дальнейшем, прямоточные ВРД) - руководитель М.М.Бондарюк;

отдел по разработке РС - руководитель Ю.А.Победоносцев;

отдел по разработке ЖРД - руководитель Л.С.Душкин и

отдел по разработке ТРД - руководитель А.М.Люлька.

Руководителем НИИ-1 был назначен генерал П.И.Федоров, который ранее в ОКБ Болховитникова руководил работами по первому реактивному самолету БИ-1 конструкции Березняка и Исаева с ЖРД конструкции Душкина.

По сравнению с работой в ЦИАМе структура отдела А.М.Люльки несколько изменилась. Вместо 4-х групп было образовано пять бригад:

1-я бригада общей схемы и регулировки - начальник И.Ф.Козлов, а инженерами были Я.В.Фишков, Е.А.Парфенская, С.И.Селянин, позднее поступили П.А.Юкало, а также М.В.Ашихин, талантливый, от рождения слу-

хонемой конструктор, внесший свой весомый вклад в разработку двигателя марки «Ал».

2-я бригада по разработке осевого компрессора - начальник А.П.Котов, инженеры М.И.Бариненков, Р.А.Майков, позже к ним присоединились только что окончившие ВУЗы К.В.Кулешов, В.И.Комлев и Б.А.Овденко.

3-я бригада по разработке камер сгорания - начальник Л.И.Вольпер и инженеры Г.А.Кулик, А.И.Андронов и другие.



В.И. Комлев, 1945 г.

4-я бригада по разработке турбины - начальник Г.Ф.Новиков, инженеры А.А.Иевлев, А.М.Потемкина, позднее поступили А.В.Воронцов и К.П.Новак.

5-я бригада обслуживающих узлов и агрегатов - начальник Е.В.Комаров, инженеры А.Л.Виноградов, Т.Д.Мартынова и В.В.Герасимова.

Сразу по приезду в НИИ-1 для испытания отдельных узлов двигателя были организованы небольшая мастерская и стэнды, включая и стэнд для испытания всего двигателя, первым начальником которого был назначен И.А.Тарасов, а А.Ф.Кричигина возглавила лабораторию химанализа, изме-



Е.В. Комаров, конец 40-х годов

рительных приборов, беспрестанно находясь на этом посту до ухода на пенсию.

Время для разработки проекта С-18 было очень ограниченным. Конечный срок выпуска чертежей наметили на июнь 1944 года.

«Работали без выходных дней, - вспоминал А.М.Люлька - и даже 1-го мая все трудился с утра до позднего вечера. Трудностей было много. Увеличивали рабочий день, пренебрегая сном и отдыхом. Не хватало самого необходимого. Приходилось обеспечивать сотрудников дополнительным питанием, литературными карточками, ордерами на промтовары, дровами, мылом. В те тяжелые времена от этого зависела наша работа, наш С-18.»

А.М.Люлька, как главный конструктор и ответственный руководитель, проводил тепловые и газодинамические расчеты, задавал основные параметры, схему конструкции, габаритные размеры и массу основных узлов двигателя.

В подчинении заместителя главного конструктора Э.Э.Лууса находились конструкторские бригады и испытательные стэнды с мастерской и лабораторией, он отвечал за разработку проекта и обеспечение производства в срок чертежами и техусловиями.



М.М. Липовицкий, 1945 г.



А.М. Люлька с ближайшими помощниками. Слева направо в верхнем ряду: П.И. Шевченко, И.И. Жуков, П.А. Южало; в нижнем ряду: Г.Ф. Новиков, Э.Э. Лусс, А.М. Люлька, И.Ф. Козлов. Концы 40-х годов

Начальник бригады общей схемы И.Ф.Козлов фактически являлся вторым заместителем главного конструктора по тепловым и прочностным расчетам.

Большое место в работе отдела занимала связь с заводами-изготовителями. Как уже отмечалось в предыдущем номере журнала, основным изготовителем двигателя был завод

№ 165, Силуминовое литье делал завод № 219, редукторы - завод № 45, а по мере выпуска чертежей НКАП сдавал заказы на другие специализированные предприятия.

Например, литой стальной соловой венец турбины и стальные поковки делал завод «Серп и Молот». По приказу Министра заказы по С-18 шли вне всякой очереди.

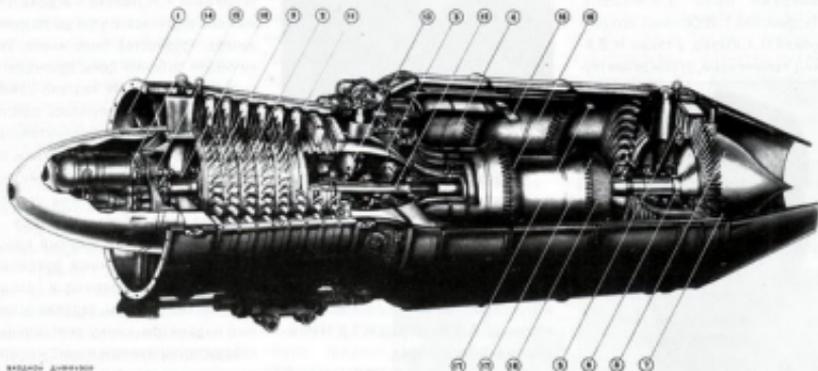
Примерно в середине августа 1944 года первый комплект узлов и агрегатов был полностью изготовлен, и на заводе № 165 началась сборка двигателя.

В начале сентября собранный двигатель привезли в НИИ-1 и установили на стенд.

«Никогда не забуду первый запуск на стенде, - вспоминал А.М.Люлька. - А какой стенд был? Прimitives! Смешно даже поддуть сегодня. Этот испытательный бокс мы устроили в простой комнате с тремя окнами на одной стене, выходящими на улицу. Комнату, конечно, переоборудовали. Когда за-

ТУРБОРЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ С-18

проект 1944 г.



- Г ВХОДНОЙ ДИФФУЗОР
- Д ВХОДНОЙ ДИФФУЗОР
- Е ВХОДНОЙ ДИФФУЗОР
- Ж КОМПРЕССОР
- З КОМПРЕССОР
- И КОМПРЕССОР
- К КОМПРЕССОР
- Л КОМПРЕССОР
- М КОМПРЕССОР
- Н КОМПРЕССОР
- О КОМПРЕССОР
- П КОМПРЕССОР
- Р КОМПРЕССОР
- С КОМПРЕССОР
- Т КОМПРЕССОР
- У КОМПРЕССОР
- Ф КОМПРЕССОР
- Х КОМПРЕССОР
- Ц КОМПРЕССОР
- Ч КОМПРЕССОР
- Ш КОМПРЕССОР
- Щ КОМПРЕССОР
- Ъ КОМПРЕССОР
- Ы КОМПРЕССОР
- Ь КОМПРЕССОР
- Э КОМПРЕССОР
- Ю КОМПРЕССОР
- Я КОМПРЕССОР

ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ

И-8-УФ

МАССА	1200 кг
РАСХОД ВОЗДУХА	30 м³/сек
СИЛОВАЯ СМАЗКА	130 л/сек
УДЕЛЬНЫЙ РАСХОД ТОПЛИВА	0,478 кг/кВт·ч
ЧИСЛО ОБОРОТОВ	14000 об/мин
СКОРОСТЬ ПОЛЕТА	850 км/ч



С.И. Кувшинников

пускали нашу установку, два окна распахивали настежь и воздух через них поступал в двигатель. Третье окно выложили кирпичом, приспособив, подобно дымовой трубе, для выхода газов. У нас не было стартера, поэтому ротор двигателя приходилось раскручивать 40-киловаттным электромотором. Мы спешили, хотели как можно скорее запустить двигатель, вывести его на расчетный режим, получить ожидаемые параметры. Ускливая темп работ, мы сознательно шли на некоторые упрощения: чтобы воспламенить топливо, в качестве запальника брали смоченную керосином горящую паклю и бросали ее через люк в камеру сгорания. Разумеется, тогда существовали более совершенные технические средства, но для их установки на стенде и отладки требовалось время, а оно-то было в обрез. И вот двигатель заработал. Мы впервые услышали его голос: свистящий, грохочущий гул выхлопной струи газов. Отдельные узлы, как вы знаете, нами испытывались еще в Ленинграде, но весь организм стал жить только сейчас. Двигатель С-18 работал! Его звенящее пение было приятнее всех звуков и всех песен на свете. Восторг, который охватил всех присутствующих на запуске, я едва ли смогу описать. Мы поздравляли друг друга, целовались, кричали «Ура!».

По мере доводки двигателя в его

«организме» обнаружился сбой, возникла помпаж. Происходил он вот почему. Если двигатель попадал в область неустойчивых режимов, обтекание воздухом лопаток компрессора ухудшалось. Начинался срыв воздушного потока с образованием вихрей, которые, словно пробка, загирали канал компрессора. По этой причине сжатый воздух из компрессора в камеру сгорания в нужном объеме не поступал, тогда как топливо в эту камеру продолжало идти. В результате температура в турбине возрастала, ее лопатки оплавлялись, а компрессорные лопатки, не выдержав больших нагрузок, ломались. Направляющие неподвижные лопатки компрессора ради упрощения опытного производства мы тогда штамповали из алюминиевого листа. Они-то нас и подвели, оказались непрочными. Пришлось усиливать конструкцию. В дальнейшем, лопатки последних ступеней выпускались из стали. Помню, находилась в ту пору скептики, считавшие лопатки какими-то «фитильками». Эти люди утверждали, что на такую конструкцию нельзя ориентировать авиационную промышленность. Подобного рода возгласы раздавались и раньше, но жизнь опрокинула консерватизм. С-18 - новинка советского двигателестроения - вызвал у специалистов родственных фирм, у конструкторов самолетов большой интерес. Они приходили в наш, с позволения сказать, ис-



А.М. Потемкина



К.В. Кулешов

следовательский центр, и прямо в боксе мы демонстрировали им работу экспериментального ТРД.»

Доводочные работы по С-18 продолжались в 1945 году до конца ноября, когда двигатель № 5, прошедший наладочные испытания и последующую переборку на заводе № 165, установили на стенде на ресурс двадцать часов.

Была составлена специальная программа (четыре пятичасовых этапа), согласованная с МАП, и назначена комиссия, в состав которой вошли А.М. Люлька, В.С.Зуев, М.Я.Громов.

Инженером, ответственным за управление двигателями, был назначен М.М.Липовицкий, ответственным по стенду - И.А.Тарасов.

Все четыре этапа завершились удачно, С-18 отработал на всех режимах с параметрами, заложенными в расчетах!

За успешные испытания первого отечественного стенового двигателя С-18 в конце 1945 года главный конструктор отдела А.М.Люлька, группа работников отдела и руководство НИИ-1 были отмечены правительственными наградами. Награждение проходило в Кремле. А.М.Люлька и И.Ф.Козлов были награждены орденом Трудового Красного Знамени, Э.Э.Лусс и А.П.Котов - орденом Красной Звезды, Г.Ф.Новиков - орденом Знак Почета, И.А.Тарасов - медалью «За трудовую доблесть».

Продолжение следует

В течение января 1948 года руководством ВВС, наряду с актом по результатам госиспытаний самолета Су-9, был подготовлен проект письма И.В.Сталину и проект постановления правительства об утверждении акта госиспытаний истребителя Су-9. Проект постановления предусматривал запуск самолета Су-9 в серийное производство на заводе № 153 (г.Новосибирск) в варианте истребителя-перехватчика с гермокабиной, с возможностью установки РЛС «Торий», а кроме того, требовал в августе 1948 года предъявлять на госиспытания истребитель-перехватчик с двумя двигателями РД-500 и РЛС «Торий».

В начале февраля эти документы были направлены для согласования Министру авиационной промышленности. Прошли два месяца, министр молчал. В конце марта К.А.Вершинин вторично обратился к М.В.Хруничеву с просьбой ускорить рассмотрение материалов по самолету Су-9. В пер-

вых числах апреля главноком ВВС получил новое предложение П.О.Сухого и ответ министра авиационной промышленности. Павел Осипович считал, что: «В связи с предстоящим решением вопроса о внедрении самолета в серийное производство... наиболее целесообразно - с точки зрения ускорения отработки нового типа истребителя-перехватчика - запускать самолет в производство, изменив носовую часть фюзеляжа для размещения локатора перехвата и предусмотрев герметическую кабину».

Эти изменения не принципиальны и отработаны уже на макете носовой части фюзеляжа, так что при выпуске локатора перехвата можно будет сразу вести на серийных самолетах проверку работы установки локатора в полете и обрабатывать эксплуатационные моменты герметической кабины, как, например, температурный режим, запотевание стекол и др.

Запуск самолета с измененной под локатор перехвата носовой частью

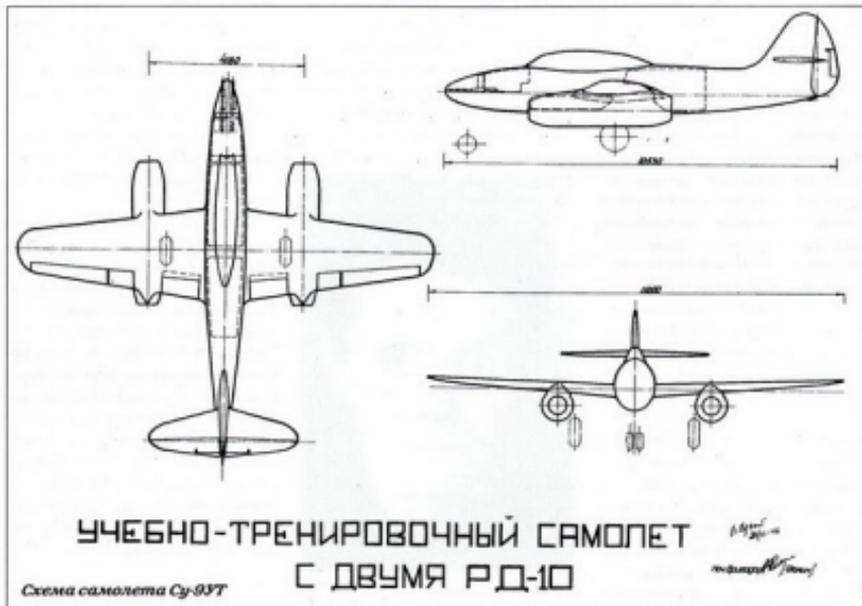
фюзеляжа представляет также интерес с точки зрения серийного завода, так как для дальнейшей модификации перехватчика с 2 РД-500 остается значительное число агрегатов неизменными. Изменяется только горизонтальное оперение и крыло с установкой под двигатели РД-500, так как повышенная тяга двигателя заставляет перейти на более тонкое крыло.

Такой образцом, резюмируя вышеизложенное, считаю целесообразным:

1. Запуск самолета Су-9 в серийное производство по чертежам, в которых уже предусмотрены герметическая кабина и изменения в носовой части фюзеляжа под установку локатора перехвата.

2. Проектирование и постройка в 1948 году опытного самолета под двигатели РД-500 на базе самолета Су-9 с новым крылом и горизонтальным оперением.

Эти два параллельные мероприятия сократят срок отработки нового типа



Бустерный механизм



самолета-перехватчика на 1-1,5 годах.

В свою очередь М.В.Хруничев отвечая на запрос К.А.Вершинина, писал, что:

«... С актом № 180 по результатам государственных испытаний опытного одноместного истребителя т.Сухолю (Су-9) - согласен.

Так как летно-технические данные самолета Су-9 соответствуют требованиям, установленным для него постановлением правительства, Министерство авиационной промышленности может принять самолет Су-9 к серийному производству, но при условии сохранения его в серийной производстве в течение 2-х лет. Меньший срок серийного производства не оправдает значительных затрат на постановку производства самолета.

Ваше предложение о выпуске самолетов Су-9 с новыми двигателями РД-500, с установкой радиолокационного оборудования для поиска цели в облаках и с пушками калибра 37мм, является серьезной модификацией и по существу требует создания нового самолета.

Такой самолет может быть спроектирован и построен по опытному плану с проведением госиспытаний, по результатам которых может быть решен вопрос о запуске его в серийное производство.

Прошу решение этого вопроса вы-

нести на рассмотрение министра Вооруженных Сил т.Булганина».

Срочно была подготовлена докладная записка на имя Н.А.Булганина и составлен новый проект постановления правительства, в котором серийный завод № 153 был заменен на завод № 381 (г.Москва), а также добавлен пункт о принятии на вооружение авиации самолета Су-9 в варианте истребителя-перехватчика.

В докладной записке тлавков ВВС пытался отстоять свою точку зрения отмечал, что: «... т.Хруничев не согла-

сен запускать самолет Су-9 в серийное производство в предлагаемом ВВС варианте истребителя-перехватчика, а считает возможным строить его в варианте фронтового истребителя.

Согласиться с предложением т.Хруничева не могу и настаиваю на запуске в серийное производство самолета Су-9 в варианте истребителя-перехватчика, т.е. в том виде, как указано в письме тов.Сталину и в проекте постановления Совета Министров СССР.

Главный конструктор тов.Сулой согласен с предложением ВВС».

3 апреля документы были направлены министру ВС СССР, а через несколько дней возвратились со следующей резолюцией: «... Согласен с предложением т.Хруничева. Предложение ВВС считаю неприемлемым».

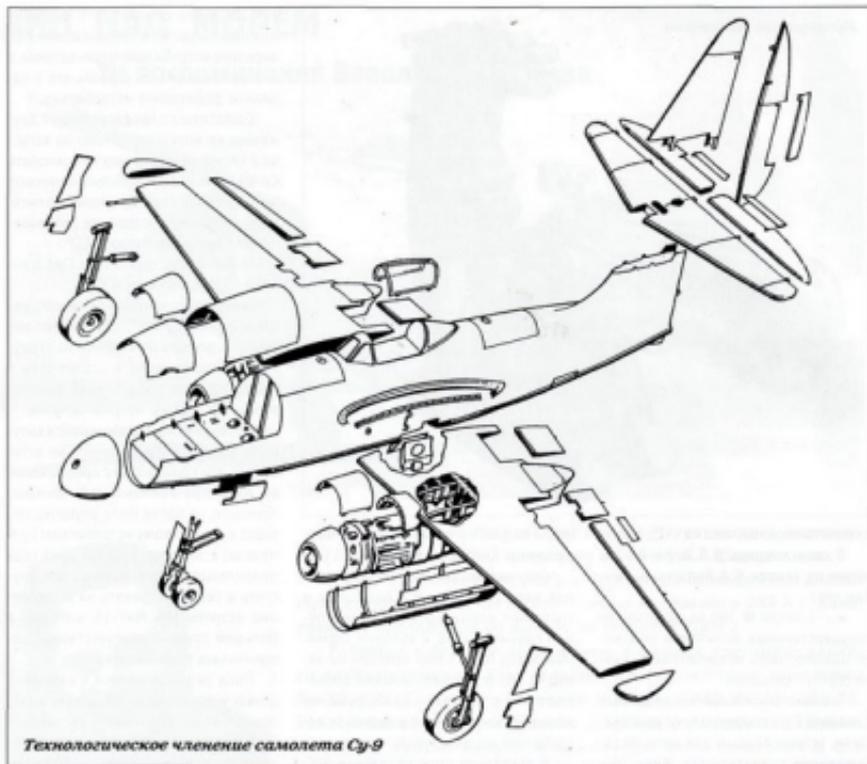
По-видимому, в сложившейся ситуации К.А.Вершиннику ничего не оставалось, как согласиться с предложением министра авиационной промышленности, но время было упущено, интерес к фронтовому истребителю Су-9 пропал, к тому же, в марте 1948 года правительство приняло решение запустить в серию и принять на вооружение истребитель МиГ-15, который в большей степени соответствовал современным требованиям.

Пока решался вопрос с серий, с целью устранения недостатков, выявленных на госиспытаниях, на самолете Су-9 были установлены бустерные механизмы в системе управления элеронами и рулем высоты.

Еще в сентябре 1946, в целях до-

Тормозной щиток на консоли крыла





Технологическое членение самолета Су-9

водки опытных агрегатов гидравлических и пневматических приводов, применяемых на самолетах, а также в целях обеспечения проектирования новых, перспективных конструкций в ОКБ-134 была организована исследовательская лаборатория. В течение года в лаборатории были выполнены ряд работ, одна из которых - создание гидравлического бустерного привода, предназначенного для снижения усилий, приходящихся на долю летчика, и включенного в систему управления по обратной схеме. Осенью 1947 года, бустерный механизм успешно прошел летные испытания на летающей лаборатории УТБ-2, подтвердив свою работоспособность и надежность.

Дополнительные заводские испытания истребителя Су-9 с бустерными механизмами были проведены в апреле-июне 1948 года бригадой испытателей

в составе: летчика-испытателя Г.М.Шиланова, ведущего инженера М.И.Зуева, инженера по агрегату А.М.Роднянского, бортмеханика П.Ф.Самсонова и мотористов И.С.Ивлева и В.С.Зенина.

В начале июня 1948 года, по просьбе главного конструктора завода № 240 С.В.Ильюшина, в его адрес направили комплект чертежей бустерного механизма самолета Су-9.

30 июля 1948 года в связи с прекращением финансирования самолет Су-9 был списан.

Истребитель Су-9 имел свое развитие во втором экземпляре - Су-11 и в нереализованном проекте УТК.

Летом 1946 года в ОКБ-134 в инициативном порядке завершили разработку эскизного проекта двухместного учебно-тренировочного самолета, спроектированного на базе опытного истребителя Су-9 и предназначенно-



Передняя опора самолета Су-9



Основная опора самолета Су-9

го «... для вывозки и переучивания летчиков на самолетах с ТРД...». Проект Су-9УТ был одобрен заказчиком, и 31 августа главный инженер ВВС генерал-полковник ИАС И.В.Марков утвердил заключение по эскизному проекту. В заключении отмечалось, что:

«...Учитывая крайнюю актуальность проектируемого самолета для ВВС ВС СССР, считать необходимым форсировать постройку опытного экземпляра самолета с тем, чтобы обеспечить поступление его на государственные испытания в январе-феврале 1947 года». По разному роду причинам к реализации данного проекта не приступали.

От своего прототипа Су-9УТ отличался увеличенным размером кабины, предназначенной для двух пилотов, измененным фонарем кабины, отсутствием бронирования, уменьшенным составом стрелково-пушечного вооружения (проектом предусматривалась установка двух пушек Б-20 с суммарным боезапасом 200 патронов) и рядом других незначительных изменений. Легкие данные Су-9УТ были получены путем пересчета данных исходного образца.

Первый реактивный истребитель ОКБ П.О.Сухого остался невооруженным, несмотря на то, что впервые в нем были воплощены ряд новых направлений развития отечественной авиационной техники:

— катапультируемое кресло с увеличенным ходом;

— аэродинамические тормозные щитки;

— стартовые ускорители;

— тормозной посадочный парашют;

— гидросилители в системе управления самолетом;

— возможность установки бортовой РЛС;

— бомбовое вооружение истребителя.

В феврале 1948 года министерство авиационной промышленности направило в Комитет по Сталинским премиям список кандидатов, представляемых на соискание Сталинской премии за 1947 год. Среди кандидатов был П.О.Сухой, который «За создание нового реактивного одноместного истребителя с двумя двигателями РД-10» выдвигался на премию I степени. В начале апреля заместитель председателя Комитета С.Кафтанов обратился с письмом к Главному ВВС ВС СССР, в котором просил высказать свое мнение по каждому соискателю, Маршал авиации К.А.Вершинин одобрил кандидатуру Павла Осиповича, отмечая, что: «Самолет т.Сухого Су-9 удовлетворяет условиям, установленным постановлением Совета Министров СССР от 9 апреля 1946 года... согласно этому постановлению т.Сухому должна быть присуждена Сталинская премия». Несмотря на такую оценку деятельности конструктора, присуждение премии не состоялось.

Одноместный истребитель Су-9 представлял собой цельнометаллический среднелан с нормальным горизонтальным и однокилевым вертикальным оперением, с трехколесным убирающимся шасси.

Фюзеляж по конструкции полумонок овалового сечения, выполненный без технологических разрезов. Силовой каркас фюзеляжа состоял из 33 шпангоутов, четырех лонжеронов, нескольких стрингеров и обшивки. В носовой части фюзеляжа размещались установки пушечного вооружения, фотокинопулемет, отсек передней опоры шасси и передний топливный бак. В средней части фюзеляжа располагалась кабина пилота, закрытая прозрачным фонарем, и отсеки основных опор шасси. Фонарь кабины состоял из козырька, откидной части, отбрасывающейся в правую сторону, и заднего обтекателя. Козырек был оборудован антиобледенительной системой. Катапультируемое кресло имело регулировку по высоте в диапазоне 45мм. В хвостовой части фюзеляжа размещались задний топливный бак, радиооборудование, парашютно-тормозное устройство.

Крыло свободнонесущее цельнометаллическое, трапецеидальной формы в плане, состояло из двух консолей, каждая из которых крепилась к фюзеляжу в четырех точках. Силовой каркас крыла включал в себя основной лонжерон, две дополнительные стенки, три стрингера, набор нервюры и дюралевую обшивку. Для подвески двигателей на нижней поверхности каждой консоли имелись три узла. Профиль корневой части крыла ЦАГИ 12145, а концевой - ЦАГИ 1С10-12. Угол установки крыла +1°, а угол поперечного V крыла +4°. Элероны крыла лонжеронного типа. В корневой части левого элерона располагался триммер. Для весовой балансировки в носке

Крыло свободнонесущее цельнометаллическое, трапецеидальной формы в плане, состояло из двух консолей, каждая из которых крепилась к фюзеляжу в четырех точках. Силовой каркас крыла включал в себя основной лонжерон, две дополнительные стенки, три стрингера, набор нервюры и дюралевую обшивку. Для подвески двигателей на нижней поверхности каждой консоли имелись три узла. Профиль корневой части крыла ЦАГИ 12145, а концевой - ЦАГИ 1С10-12. Угол установки крыла +1°, а угол поперечного V крыла +4°. Элероны крыла лонжеронного типа. В корневой части левого элерона располагался триммер. Для весовой балансировки в носке



Установка РД-10 на Су-9

- 1 – Пушка Н-37 или Н-45
 2 – Пушка НС-23
 3 – Передний узел крепления Н-37
 4 – Патронный ящик Н-37
 5 – Рукав питания Н-37
 6 – Гильзоотвод Н-37
 7 – Передний узел крепления НС-23
 8 – Патронный ящик НС-23
 9 – Рукав питания НС-23
 10 – Гильзоотвод НС-23
 11 – Воздушные баки
 12 – Прицел ПБП-15
 13 – Электрощиток и гашетка управления стрельбой
 14 – Бомбодержатель
 15 – Стартовый ускоритель У-5
 16 – Фотокинопулемет ПАУ-22

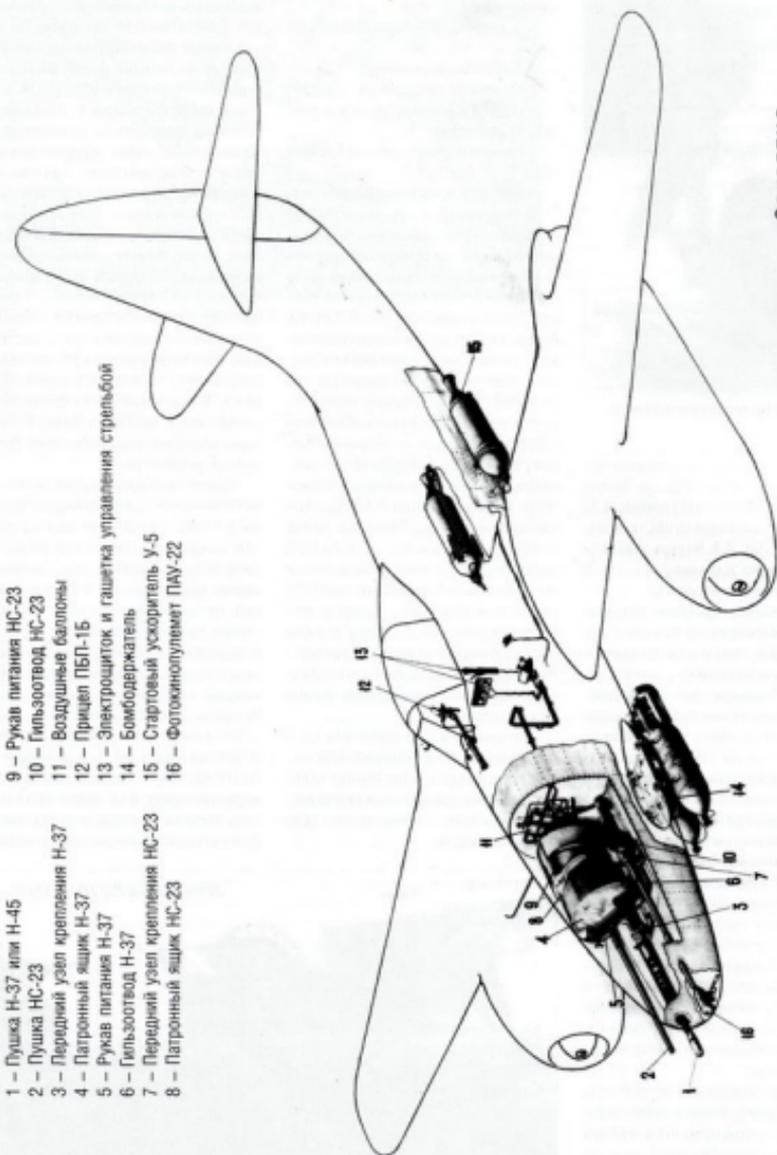


Схема вооружения Су-9

СЕКРЕТНО.



Левый пульт кабины летчика

каждого элерона крепилась стальная труба, залитая свинцом. Аэродинамическая осевая компенсация составляла 25,3%. Углы отклонения элеронов +17° 30'. Закрылки состояли из двух отдельных секций по одной на каждой консоли и размещались между фюзеляжем и мотогондолой двигателя. Максимальный угол отклонения закрывков 50°. Тормозные щитки размещались на каждой консоли между мотогондолой и элероном и состояли из двух половин - верхней и нижней. При работе обе половины отклонялись в противоположные стороны, поворачиваясь вокруг оси, расположенной у передней кромки щитка и направленной вдоль размаха крыла. Максимальный угол открытия составлял 115°. Кроме того, нижние половины отклонялись при выпуске закрывков.

Хвостовое оперение включало в себя киль с рулем поворота и переставной стабилизатор с рулем высоты.

Съемный цельнометаллический киль состоял из двух лонжеронов, передней стенки, стрингеров, набора нервюры и обшивки. Руль поворота однолонжеронной конструкции с работающей обшивкой имел осевую аэродинамическую компенсацию и полную весовую балансировку. Углы отклонения руля поворота +30°.

Свободноисходящий цельнометаллический стабилизатор состоял из трех лонжеронов, стрингеров, набора нервюры и обшивки. Управление стабилизатором осуществлялось подъемником в диапазоне углов (+3°...-6°30'). Конструкция половин руля высоты

аналогична конструкции руля направления. Углы отклонения руля высоты (+30°...-25°). Руль поворота и руль высоты имели триммеры.

Шасси - трехколесное с носовым колесом. Основные опоры убирались в крыло по направлению к фюзеляжу, при этом колеса поворачивались относительно опор на 90° и размещались в фюзеляже вертикально. Передняя опора убиралась в фюзеляже по потоку. В убранном положении шасси полностью закрывались створками и щитками и фиксировались механическими замками, а в выпущенном - гидравлическими и шариковыми замками. На основных опорах устанавливались тормозные колеса 750x260, а на передней - тормозные 500x150. Уборка и нормальный выпуск шасси осуществлялись при помощи гидросистемы, аварийный выпуск шасси и торможение колес - при помощи пневмосистемы.

На самолете подвешивались два ускорителя У-5, по одному с каждой стороны фюзеляжа позади задней кромки крыла. Ускорители крепились при помощи спецзамков и бугелей и сбрасывались по окончании работы.

Ускоритель У-5 состоял из:
- корпуса;
- пороховой шашки НМ-4Ш;
- воспламенителя с тремя электрозапалами.

Основные данные ускорителя:

- длина ускорителя с соплом, мм	- 1285
- наружный диаметр, мм	- 318
- стартовая масса, кг	- 130+5

- тяга, кг*	- 900-1500
- время работы, с*	- 9-14,5
* параметры зависели от температуры наружного воздуха.	

Паращютно-тормозное устройство, установленное на самолете, включало в себя:

- посадочный парашют (5 купола - 9,5м²);
- трос (длина 4500мм, диаметр 8мм);
- контейнер с пиропистолетами открытия створок;
- замок тормозного парашюта.

Система управления самолетом - смешанная. Управление рулем высоты и элеронами - жесткое, рулем поворота и триммерами рулей высоты и поворота - тростовое. Управление триммером элерона и перестановкой стабилизатора - электронмеханическое. Управление закрывками и тормозными щитками при помощи гидросистемы. В проводку управления элеронами и рулем высоты включены (по обратной схеме) бустерные механизмы, питание которых осуществлялось от отдельной гидросистемы.

Основные данные бустерного механизма:

- площадь поршня, см ²	- 25,3
- максимальное усилие по штоку, кг	- 1520
- время перекладки руля из крайних положений, с	- 0,77
- давление в системе, кгс/см ²	- 40-63
- масса, кг	- 7

Силовая установка состояла из двух ТРД РД-10 с ресурсом 25 часов (тяга на Н=0 - 940кг). Управление каждым двигателем осуществлялось рычагом (РУД), связанным системой жестких тяг и чалочек с регулятором оборотов и регулятором конуса реактивного сопла. Запуск РД-10 на земле производился при помощи моторстартера, а затем от вспомогательной бензосистемы выводился на режим малого газа и переходил на питание от основной топливной системы. Рабочий топливом служил тракторный керосин.

Топливная система включала в себя передний топливный бак (1300л), задний топливный бак (1066л), четыре подкачивающих топливных насосов, распределительный топливный кран и трубопроводы. Распределительный топлив-

ный край предназначался для обеспечения равномерной выработки топлива из баков и управлялся двумя рукоятками, расположенными рядом с РУД.

Вооружение состояло из стрелково-лучевого и бомбардировочного.

Стрелково-пушечное - батарея из одной пушки И-37 с боекомплектом 30 патронов и двух пушек ИС-23 с суммарным боекомплектом 200 патронов. Конструкция и размещение пушек предусматривали возможность замены трехпушечной батареи на четырехпушечную (4xИС-23). При необходимости пушку И-37 можно было заменить на И-45.

Бомбардировочное - легкосъемный держатель обтекаемой формы, обеспечивающий подвеску бомб (2xФАБ-250 или 1xФАБ-500). При подвеске бомб пушка И-37 снималась. Для ведения прицельной стрельбы и бомбометания с пикирования устанавливался коллиматорный прицел ПБП-1Б, а для контроля фотокинолент ПКУ-22.

Источники электроэнергии постоянного тока: основной - два генератора ГС-2000, аварийный - аккумулятор 12А-30.

На самолете устанавливался комплект оборудования, соответствующий ТТТ ВВС и истребителям 1946 года и включавший: радиооборудование, приборное и кислородное оборудование, а также фотооборудование.

В варианте истребителя-перехватчика предусматривалась установка радиолокационной станции «Торий», со следующими основными данными:

- дальность обнаружения, км
 - 10-12
- прицеливание с дистанции, м
 - 100-1500
- привод по наземному импульсному маяку с расстояния, км
 - 250
- масса (без кабелей), кг
 - 260

Бронирование. Летчик был защищен спереди - броневой вертикальной плитой, толщиной 15мм и козырьком из прозрачной брони, толщиной 90мм. Сзади - бронеспинкой и бронезаголовником, толщиной 12мм. Для защиты головы летчика сверху, на откидной части фонаря, устанавливалась бронеплита (надголовник), толщиной 6мм. Боекомплект со стороны взрывателей защищался бронеплитой, толщиной 15мм. Общая масса брони - 119кг.



Правый пульт кабины летчика



Приборная доска кабины летчика

Основные характеристики истребителя Су-9

Длина самолета, мм	- 10545	5000м, мин	- 42
Размах крыла, мм	- 11200	Время виража на высоте 1000м, с	- 25
Площадь крыла, м ²	- 20,2	Практический потолок, м	- 12500
Масса самолета, кг:		Дальность полета, км:	
- пустого	- 4016	- нормальная	- 805
- нормальная полетная	- 5890	- с перегрузкой	- 1140
- перегрузочная полетная	- 6380	Длина разбега, м:	
Максимальная скорость, км/ч:		- нормальная	- 850
- у земли	- 847	- с ускорителями	- 475
- на высоте 3000м	- 900	Длина пробега с тормозным парашютом, м	- 660
Время набора высоты			

21-26
АВГУСТА

The logo for MAKS 2007 features the word "MAKS" in a bold, white, sans-serif font with a stylized aircraft tail fin integrated into the letter "A". Below it, the year "2007" is written in a large, blue, sans-serif font. The entire logo is set against a circular background that includes a stylized globe and a silhouette of the Kremlin's Spasskaya Tower.

www.aviasalon.com

МЕЖДУНАРОДНЫЙ
АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКИЙ САЛОН
МОСКВА
ЖУКОВСКИЙ
21-26 АВГУСТА

ОАО «АВИАСАЛОН»
ФГУП «ЛИИ им. М.М. Громова»
Московская область, г. Жуковский, 140182, Россия

Тел: (495) 787-66-51
(495) 556-77-86
Факс: (495) 787-66-52
(495) 787-66-54

E-mail: maks@aviasalon.com
expofor@aviasalon.com
www.aviasalon.com

НАДЕЖНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ- НАДЕЖНЫЙ ПАРТНЕР!

Изготовление,
сервисное обслуживание,
ремонт авиационных двигателей

- **РД-33** (МиГ-29, МиГ-29СБ, МиГ-29СМТ)
- **РД-33МК** (МиГ-29К, МиГ-29М/М2)
- **ТВ7-117СМ** (Ил-114)
- **ТВ7-117СТ** (Ил-112В)
- **РД-1700** (МиГ-АТ)
- **ВК-2500** (Ми-17, Ми-24, Ка-32, Ка-50)
- **ВК-3000** (Ми-38)

Капитальный ремонт,
поставка запасных частей

- **Р27Ф2М-300** (МиГ-23УБ)
- **Р29-300** (МиГ-23М, МиГ-23МС, МиГ-23МФ)
- **Р-35** (МиГ-23МЛ, МиГ-23МЛД, МиГ-23П)

Увеличение межремонтного и
назначенного ресурсов
отремонтированных
двигателей



МОСКОВСКОЕ
МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОЕ
ПРЕДПРИЯТИЕ
имени В.В. ЧЕРНЫШЕВА

Россия, 125362, г. Москва, ул. Вишневая, д. 7
Тел.: (7 495) 491-58-74, Факс: (7 495) 490-56-00

Журнал издаётся при поддержке ОАО
«ММП им. В.В. Чернышева»