



М Д. Евтифьев

ОГНЕННЫЕ КРЫЛЬЯ

История создания
реактивной авиации СССР
(1930-1946)

МОСКВА
«ВЕЧЕ»
2005

Вниманию оптовых покупателей!

Книги различных жанров
можно приобрести по адресу:
129348, Москва, ул. Красной Сосны, 24.
Акционерное общество «Вече».
Телефоны: 188-88-02, 188-16-50, 182-40-74.

Филиал в Нижнем Новгороде
«ВЕЧЕ — НН»
тел.: (8312) 64-93-67, 64-97-18.

Филиал в Новосибирске
ООО «Опткнига — Сибирь»
тел.: (3832) 10-18-70

Филиал в Казани
000 «Вече — Казань»
тел.: (8432) 71-33-07

Филиал в Киеве
000 «Вече — Украина»
тел.: (044) 537-29-20

ПРЕДИСЛОВИЕ

В настоящее время имеется много публикаций о первых шагах в реактивной авиации в России, но в этих публикациях далеко не всегда достаточно полно освещается их история. В настоящей книге предпринята попытка проследить в динамике появление и развитие в России самых первых ракетных, полуреактивных самолетов и самолетов с ТРД.

Практические работы по всем авиационным реактивным двигателям в России начались еще в начале 30-х гг. Эти двигатели стали совершенствоваться в процессе общего прогресса в авиационной технике и позволили создать к концу войны промышленную базу, накопить хороший научно-конструкторский задел, который был использован в работах по созданию первых серийных отечественных реактивных самолетов.

В настоящей книге рассматривается экспериментальный период, который вместил в себя работы по самым первым попыткам в реактивной авиации, занимающий отрезок времени 1930—1946 гг. и ставший для нашей страны необходимой ступенькой в реактивную эру. Без этого в России не смогли бы так быстро, используя свой и трофейный опыт, после войны в конце 1940-х начале 1950-х гг. перейти с поршневой авиации на авиацию с реактивными двигателями. Для более четкого представления и большей стройности изложения настоящей книги было предложено целесообразно исследовать отдельно историю разработки и экспериментальных испытаний в России самолетов с РДТТ, ЖРД, ТРД и комбинациями двигателей: ПД и РДТТ, ПД и ЖРД, ПД и ВРД. Технические характеристики большинства создаваемых в период 1930—1946 гг. в России реактивных двигателей и реактивных самолетов приведены в таблицах приложения 1. В приложении 2 представлен фотоматериал по большинству из этих самолетов.

У ИСТОКОВ ПРОЕКТОВ РЕАКТИВНЫХ САМОЛЕТОВ

Первые проекты реактивных самолетов были разработаны еще в середине 60-х гг. XIX века. До появления этих проектов предлагались к использованию модели самолетов с реактивными двигателями.

Самые первые мысли о создании летающей модели с реактивным двигателем были высказаны в 1835 г. в работах Г. Ребенштейна и Ф. Маттиса. Что интересно, эти работы были опубликованы не только одновременно, но и в одном и том же городе — Нюрнберге.

У Г. Ребенштейна о модели с реактивным двигателем (РД) говорилось так: «При опыте в малом виде не требуется никакого особенного снаряда для отталкивательной силы. Нужно только заключить в сжатом пространстве угольную кислоту, обладающую при обыкновенной температуре 40 или 44 атмосферами упругости, и выпускаемую из отверстия, которое можно произвольно уменьшать или увеличивать».

У Ф. Маттиса в качестве РД предлагалась пороховая ракета. Он указывал на возможность применения такого двигателя для полета воздушного змея, а также упоминал о возможности создания на этом принципе пилотируемого летательного аппарата (рис. 1.1). Сегодня не известно о реализации указанных предложений.

Реактивный двигатель на сжатом газе или порохе был прост по конструкции, но мог работать всего несколько секунд, использование его на самолете не имело смысла. В связи с этим в проектах реактивных аппаратов, предназначенных для полета человека, обычно предусматривалось применение более сложных силовых установок, в которых расход

ОГНЕННЫЕ КРЫЛЬЯ

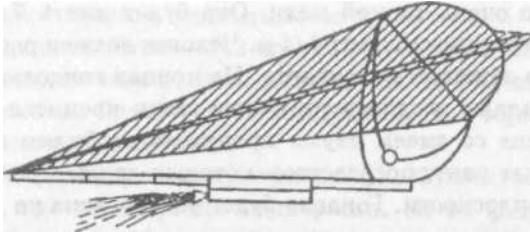


Рис. 1.1. Проект реактивного летательного аппарата Ф. Маттиса [1] *

сжатого газа или пара пополнялся бы специальным генератором рабочего тела.

В 1865 г. первые проекты реактивных самолетов создали П. Маффиотти (Испания) и Ш. де Луврие (Франция).

Проект П. Маффиотти, над которым он работал в 1863—1865 гг., остался незавершенным. Сын Маффиотти в 1882 г. опубликовал архивные документы отца. Из архивных документов видно, что основное внимание в проекте уделялось конструированию двигателя. В качестве рабочего тела П. Маффиотти предлагал использовать воздух, который должен был расширяться при увеличении его температуры в специальном нагревателе и выбрасываться через сопло. Принцип работы такого типа РД представлял собой прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД), но вместо впрыска топлива в камеру сгорания предлагался конвекционный способ увеличения температуры и давления рабочего тела. Тяга, развиваемая таким двигателем, была бы очень мала.

Более подробные сведения имеются о проекте реактивного самолета (1863) французского ученого и изобретателя Ш. де Луврие. Он сначала разрабатывал проект винтомоторного самолета с двигателем, работающим на сжатом воздухе, но через два года предложил заменить винтомоторный на реактивный двигатель. В описании этого проекта, которое появилось в печати в 1867 г., говорилось: «Длина каждой стороны змея должна составлять 10 м. Он будет иметь металлическое покрытие, натянутое на раму из бамбука или труб из листового железа... Гондолу, имеющую форму ялика, предполагается вы-

* Все цифры в квадратных скобках в подписях под фотографиями соответствуют номерам книг библиографического списка.

II. ЕВТИФЬЕВ

полнить из очень тонкой меди. Она будет иметь 7 м в длину, миделевое сечение составит 1/4 м. Человек должен располагаться в центре, в лежачем положении. На концах гондолы будут размещены склады жидкого горючего; сзади крепится руль. Гондола связана со змеем двумя прочными стойками и системой проволочных вант, посредством которых должен регулироваться наклон плоскости. Гондола будет установлена на двух парах колес, на которых она должна катиться при взлете и приземлении. На двух брусках между гондолой и змеем будут прикреплены параллельно оси гондолы два маленьких генератора цилиндрической формы из листовой стали толщиной 2 мм, имеющих длину 3 м 40 см и диаметр 0,28 м».

Из описания чертежа «Аэронава» Ш. де Луврие (рис. 1.2), самолет должен был представлять собой расчалочный моноплан схемы «бесхвостка» с верхнерасположенным крылом ромбовидной формы. Путевое управление должно было обеспечиваться с помощью руля направления, продольное — изменением наклона крыла. Два реактивных двигателя планировалось установить между крылом и фюзеляжем. Топливо из фюзеляжа должно было поступать в двигатели с помощью насоса. Расчетная скорость полета составляла 220 км/ч, масса конструкции — 150 кг, взлетная масса — 600 кг.

Принцип работы двигателя: топливо (керосин или бензин) смешивалось с поступающим в РД воздухом. Воспламенение смеси должно было происходить от электрической искры, образовавшиеся при сгорании газы через сопло вылетали наружу. При воспламенении горючей смеси клапаны прерывали подачу топлива и воздуха.

Частота пульсаций равнялась 30 ... 40 в минуту, а так как у самолета было два двигателя, то она удваивалась. По расчетам изобретателя, такой двигатель был очень легким и экономич-



Рис. 1.2. Проект самолета с РД «Аэронава» француза Ш. де Луврие [1]

ным (по оценке Луврие, удельный вес двигателя — 1 кг/л.с., удельный расход топлива — 0,2 кг/л.с). В те годы такие величины, конечно, не могли быть достигнуты. В расчетах была допущена ошибка. Ошибочно было принято, что термический КПД двигателя равен единице.

Проект Ш. де Луврие рассматривался во Французской академии наук, где не встретил поддержки. Из-за финансовых проблем изобретателю не удалось реализовать свой замысел, был построен только двигатель.

Наиболее интересной частью проекта «Аэронава» была конструкция двигателя. Силовая установка, работающая на топливовоздушной смеси, являлась прототипом современного воздушно-реактивного двигателя. Прерывистость горения позволяла ограничить давление в камере сгорания (до 5—6 атм) и в отличие от ПВРД обеспечивала некоторую тягу при взлете. Это был по своей сути пульсирующий воздушно-реактивный двигатель (ПуВРД).

Конструкция самолета Луврие была весьма несовершенна. Размещение двигателя и крыла отдельно от фюзеляжа не позволяло обеспечить жесткость конструкции, и при вибрации вызванной работой ПуВРД, самолет разрушился бы. Луврие осознавал этот недостаток и, стремясь уменьшить пульсацию реактивной струи, предложил в 1868 г. разместить в потоке газов винт — прототип газовой турбины.

Явно неудовлетворительно были решены вопросы устойчивости и управляемости «Аэронава». Малое удлинение крыла и значительное сопротивление стоек и расчалок увеличивали требуемую для полета тягу.

Более совершенный проект самолета («Усовершенствованная система воздухоплавания») с воздушно-реактивным двигателем был разработан в России в 1867 г. Н.А. Телешовым. Самолет должен был представлять собой моноплан с верхне-расположенным крылом треугольной формы (рис. 1.3).

Угол стреловидности крыла по передней кромке составлял 45 градусов. «Крылья, — писал Телешов, — состоят из нескольких рам, которые соединяются с помощью стержней; рамы и стержни могут быть из железа или любого другого подходящего металла. На этих рамах, соединенных указанным способом, натянуто полотно, которое должно быть как можно более воздухонепроницаемым. Крылья могут также крепиться

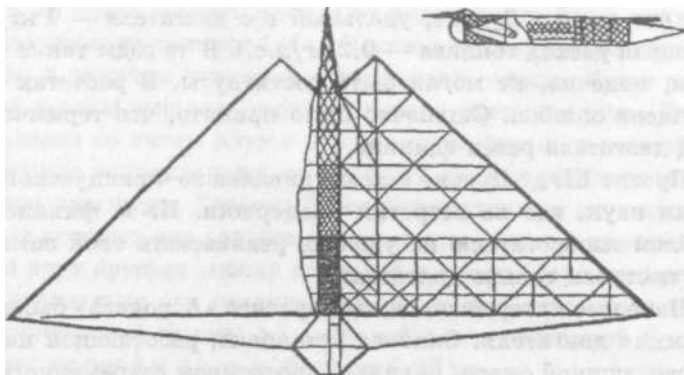


Рис. 1.3. Проект реактивного самолета Н.А. Телешова [1]

для большей прочности при помощи растяжек. Корпус аппарата или воздушного корабля состоит из стержней из железа или другого подходящего металла, соединенных заклепками; внешняя поверхность корпуса покрыта полотном или другой подходящей тканью. Рули состоят также из рам, которые сделаны из железа или другого металла, покрытого тканью, подобной той, которая на крыльях. Эти рули приводятся в движение с помощью передачи, заканчивающейся внутри корабля». Для уменьшения лобового сопротивления носовой части фюзеляжа и передней части крыла предполагалось придать заостренную форму.

Н.А. Телешов планировал установить на самолете пульсирующий воздушно-реактивный двигатель на жидком топливе. Основным отличием двигателя Телешова было то, что пары топлива должны были смешиваться с воздухом еще до поступления в камеру сгорания. Для этого было предусмотрено особое устройство типа современного карбюратора.

Для взлета самолет должен был разбегаться на колесах по рельсам или стартовать со специальной отделяемой тележки.

В проекте «Усовершенствованная система воздухоплавания» предлагалась рациональная компоновка скоростного реактивного самолета. Применение ферменно-геодезической конструктивно-силовой схемы в сочетании с треугольным крылом обеспечивало высокую жесткость конструкции, а хорошо обтекаемые формы — малое лобовое сопротивление. Данный

проект более чем на три четверти века обогнал свое время и, как следовало ожидать, так и остался на бумаге.

Одновременно с проектом Н.А. Телешова в Англии был запатентован проект реактивного самолета конструкции Д. Батлера и Э. Эдвардса. Самолет английских изобретателей также должен был иметь крыло треугольной формы, но стреловидность его по передней кромке была значительно больше — около 80 градусов (рис. 1.4).

Под крылом располагались килевая поверхность и двигатель, для управления имелись рули высоты и направления. Для продольной балансировки был предусмотрен подвижный груз. Крыло имело поперечную V-образность. Горизонтальное оперение отсутствовало. При старте самолет должен был устанавливаться на тележку, скатывающуюся по наклонным рельсам. Для амортизации при посадке были предусмотрены пружины.

Самолет Батлера и Эдвардса, внешне напоминающий школьные «бумажные стрелы», должен был обладать хорошей устойчивостью в полете. Однако подъемная сила крыла малого удлинения была очень незначительна. Этот недостаток самолета понимали и его изобретатели, в связи с этим в проекте предлагалось для увеличения грузоподъемности установить несколько пар крыльев.

Батлер и Эдварде предполагали осуществлять полет за счет реакции струи пара, выходящей под давлением из сопла в задней части самолета. Генератором пара должен был служить котел высокого давления.

Недостатком предложенного типа реактивного двигателя была его чрезвычайная неэкономичность. Поэтому в патенте предусматривалась также возможность применения на самолете воздушного винта, вращаемого непосредственно реакцией пара или с помощью трансмиссии от обычной паровой ма-

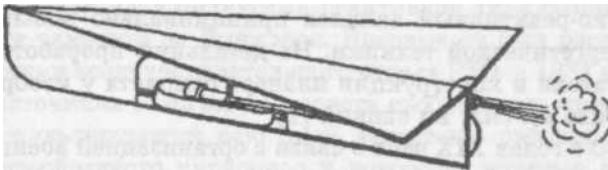


Рис. 1.4. Проект реактивного самолета Д. Батлера и Э. Эдвардса [1]

шины. В последнем случае двойная матерчатая обшивка крыла должна была быть заменена металлической, внутри которой происходила бы конденсация пара.

В 1868 г. в Англии появился проект реактивного самолета Д. Хантера. Изобретатель предлагал применить в двигателе горючий газ, используемый в те годы для освещения улиц. Конструкция самого самолета была весьма примитивной. Новым было предложение сделать крыло с изменяемым в полете размахом и углом установки.

Все отмеченные выше проекты появились почти одновременно в различных странах: с 1865 по 1868 гг. Ни ранее, ни позже (вплоть до 80-х гг. XIX в.) разработка проектов реактивных самолетов не велась.

Этот всплеск интереса к проблеме создания реактивных самолетов, по-видимому, был вызван публикацией «Манифеста динамического воздухоплавания» Ф. Надара в 1863 г. В этой работе содержался призыв отказаться от попыток усовершенствовать аэростат и сконцентрировать усилия для создания аппарата тяжелее воздуха. Напечатанный большим тиражом «Манифест» был разослан в научные и общественные организации многих стран, передан известным представителям науки, техники и промышленности. По данным французского историка Ж. Дюгема, П. Маффиотти и Ш. де Луврие были знакомы с этим документом. Знал о «Манифесте» и Н.А. Телешов, который поддерживал контакты с пионерами французской авиации.

В отличие от создателей первых проектов винтомоторных самолетов, весьма детально проработывавших конструкцию планера летательного аппарата, проектанты самолетов с реактивным двигателем, как правило, ограничивались разработкой общей компоновки аппарата, уделяя основное внимание конструированию силовой установки. Такой подход объясняется тем, что паровой двигатель был уже хорошо изучен, а воздушно-реактивный являлся принципиально новым образцом энергетической техники. На детальную проработку нового двигателя и конструкции планера самолета у изобретателя не хватало ни сил, ни знаний [1].

В 80-е годы XIX века в связи с организацией военных воздухоплавательных частей сформировались новые предпосылки для развития авиации. Вновь стали появляться предложе-

ния об использовании двигателя прямой реакции на самолете. При этом большое внимание уделялось повышению экономичности реактивной силовой установки за счет конструктивных мер или применения нового, более энергоемкого горючего. Большое количество предложений в этой области было сделано русскими изобретателями С.С. Неждановским, А. Винклером, Ф.Р. Гешвендом. Из-за недостаточного уровня развития энергетической техники вес отечественных паровых двигателей был значительно больше, чем у лучших зарубежных образцов. Задача энергетического обеспечения полета стояла в России особенно остро.

С 1880 г. проблемой использования реактивного двигателя для целей полета стал заниматься С.С. Неждановский. Он начал с разработки идеи аппарата с ракетодинамическим принципом поддержания, но вскоре пришел к выводу, что выгодно применять наряду с реактивным двигателем и крыло для создания аэродинамической подъемной силы. В его записях встречаются идеи самолетов с реактивными двигателями, работающими на сжатом газе (1882 г.), водяном паре (1884 г.), смеси нитроглицерина со спиртом или глицерином и воздухом (1889 г.). По оценке Неждановского, скорость некоторых таких самолетов должна была достигать 50 м/с (180 км/ч) [1].

С целью повышения экономичности предложенных им же авиационных реактивных двигателей, Неждановский выдвинул идею применения на сопле эжекторных насадок, предназначенных для подсоса воздуха к выхлопной струе. Хотя, как выяснилось впоследствии, использование таких насадок дает лишь очень незначительный прирост тяги. Сама мысль об увеличении экономичности реактивных двигателей за счет подвода окружающего воздуха к струе сгоревших газов оказалась принципиально верной и в настоящее время нашла воплощение в конструкции двухконтурных ТРД.

Интересная идея получения реактивной тяги содержалась в проекте самолета А. Винклера. Впервые он был рассмотрен на заседании воздухоплавательного отдела РГО в 1881 г. В качестве источника энергии для полета изобретатель предложил создать пульсирующий ракетный двигатель, работающий на смеси газообразного кислорода и водорода, которые должны были получаться в результате электролиза находящейся на

борту воды. Смешиваясь в камере сгорания в определенной пропорции, газы образовывали гремучую смесь, которая воспламенялась бы электрической искрой. Ток, необходимый для электролиза воды и воспламенения горючей смеси, должна была давать гальваническая батарея.

В том же 1881 г. идея реактивного двигателя на гремучей смеси была запатентована в Англии А. Ван-де-Керкхове и Т. Сниссом. В отличие от А. Винклера, указанные изобретатели предлагали установить свой двигатель на гидросамолете, очевидно для удобства периодического пополнения предназначенной для электролиза воды.

Еще один проект реактивного самолета был опубликован в 1887 г. Автор этого проекта, киевский архитектор Ф.Р. Гешвенд, предлагал в качестве источника пропульсивной силы использовать струю сжатого пара. Генератором пара служил трубчатый паровой котел. Для уменьшения расхода пара Гешвенд (независимо от Неждановского) разработал систему эжекторных насадок для подсоса воздуха.

Конструктивно самолет Ф.Р. Гешвенда («Паролет»), должен был представлять собой биплан — «бесхвостку» с крыльями эллипсоидной формы (рис. 1.5).

Площадь крыльев составляла 32,5 м², размах — 3 м. Фюзеляж с конусообразным носом для «рассечения воздуха» имел закрытую застекленную кабину для двух-трех пассажиров. Впереди кабины должен был размещаться котел и место пилота. Общая длина фюзеляжа — 9 м. Для взлета и посадки служило четырехколесное шасси. По замыслу изобретателя основным материалом для постройки «Паролета» должны были быть стальные трубы и полосы, цинковые и латунные листы. Обшивку крыльев предлагалось сделать полотняной. Полная масса самолета, согласно, проекту составляла около 1300 кг.

Для взлета самолет должен был разбежаться по рельсам до скорости 116 км/ч. Крылья имели угол атаки 16 градусов, а тяга, по оценке изобретателя, составила бы 1350 кг. После взлета угол атаки должен был постепенно уменьшаться, а скорость — увеличиваться. Максимальная расчетная скорость — 280 км/ч [1].

По оценке Гешвенда перелет «Паролета» по маршруту Киев — Петербург мог быть осуществлен за шесть часов с пятью-шестью остановками для заправки горючим (керосин). Зап-

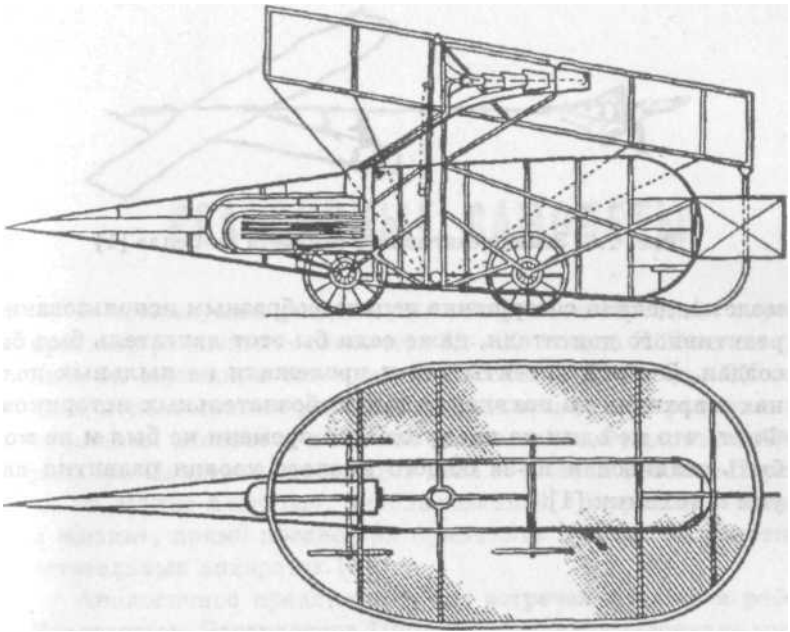


Рис. 1.5. Проект «Паролета» Ф.Р. Гешвенда [1]

рабочие станции должны были быть оборудованы для разбега самолета.

Гешвенд, уверенный в правильности своих идей, решил приступить к изготовлению аппарата, рассчитанного на шесть пассажиров. Однако отрицательный отзыв комиссии по применению воздухоплавания к военным целям, куда изобретатель обратился за помощью, не позволил реализовать этот замысел.

Изучение рукописного наследия известного американского ученого и изобретателя А. Белла показало, что он также интересовался проблемой реактивного полета. В начале 1890-х годов Белл проводил опыты с реактивными двигателями, работающими на пару или спирте. Был обнаружен эскиз реактивного самолета (или модели), выполненный Беллом в 1893 г. (рис. 1.6).

Первые проекты реактивных самолетов представляют значительный исторический интерес, но в XIX в. это направление работ по реактивным самолетам не имело перспектив, ^аленькие скорости, на которые были рассчитаны первые са-

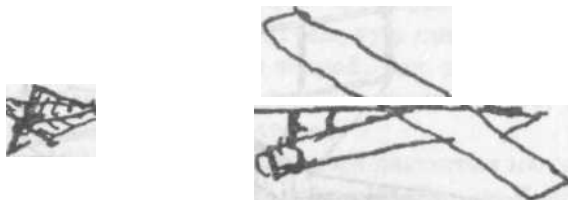


Рис. 1.6. Эскиз реактивного самолета А. Белла [1]

молеты, делали совершенно нецелесообразным использование реактивного двигателя, даже если бы этот двигатель был бы создан. Все эти проекты так и пролежали на пыльных полках в архивах до появления там любознательных историков. Факт, что не один из проектов того времени не был и не мог быть реализован из-за общего низкого уровня развития науки и техники [1].

РЕАКТИВНЫЕ САМОЛЕТЫ

В предыдущем разделе уже говорилось об самых первых проектах реактивных самолетов 60—80-х годов XIX века в различных странах, в том числе и России. В 20-е годы XX века идеи использования реактивных двигателей на крылатых летательных аппаратах в России выдвигались Фридрихом Артуровичем Цандером, который в 1924 г. в своей работе «Перелеты на другие планеты», опубликованной в журнале «Техника и жизнь», прямо предложил применять крылья на ракетных летательных аппаратах [2].

Аналогичное предложение мы встречаем также в работе Константина Эдуардовича Циолковского «Исследование мировых пространств реактивными приборами» (1926), где он упоминает об использовании подъемной силы крыльев для уменьшения тяги ЖРД [3].

Таким образом, мы видим, что для экспериментальных работ по самолетам с различными типами двигателей были теоретические предпосылки. И эти работы были развернуты. В феврале 1944 г. Государственный Комитет Обороны принял важное решение об организации научно-исследовательского института (БИИИ-1), в котором сосредоточивались бы все научно-технические работы по реактивной технике. Начальником института был назначен П.И. Федоров, его заместителем В.Ф. Болховитинов. В этом институте были собраны ранее работавшие на различных предприятиях группы конструкторов реактивных двигателей во главе с М.М. Бондаркжом, В.П. Глушко, Л.С. Душкиным, А.М. Исаевым, А.М. Люлькой. Постановление обязывало Наркомат авиационной промышленности в месячный срок представить конкретные предложения о постройке реактивных двигателей и реактивных самолетов. По результатам проделанной работы 22 мая 1944 г. ГКО принял еще одно постановление, наметившее широкую программу стро-

ЕВТНФЬЕВ

ительства реактивной авиационной техники, которая базировалась на научно-техническом заделе, созданном в предвоенные и военные годы. Это постановление определило начало нового этапа в развитии советской реактивной авиационной техники. Создание боевых реактивных самолетов было признано первоочередной задачей советской авиационной промышленности, к ее решению были привлечены высококвалифицированные коллективы ряда самолетостроительных опытно-конструкторских бюро и научно-исследовательских институтов [26].

На основе принятых решений в короткие сроки в Советском Союзе были развернуты планомерные и целеустремленные работы по теоретическим, экспериментальным и опытно-конструкторским исследованиям различных направлений развития авиационных реактивных двигателей. Российская авиация сначала медленно и с трудом взяла курс на использование для ускорения самолетов различные типы реактивных ускорителей, что в сочетании с поршневыми двигателями давало некоторый выигрыш в скорости и скороподъемности. Это была полиативная (промежуточная) мера, но без этого в России не смогли бы в дальнейшем быстро перейти к полностью реактивным самолетам. Одновременно с этими мерами разрабатывались проекты ракетных самолетов (самолетов с ракетными двигателями), а в 1946 г. наша авиационная промышленность начала уже производство самолетов Як-15 и МиГ-9 с трофейными ТРД малой серий. В начале 50-х гг. Россия смогла догнать Великобританию и США — страны, имеющие серийные турбореактивные самолеты, что показала война в Корее, где наши МиГ-15 выглядели не хуже американских F-86 «Сейбр».

САМОЛЕТЫ с ТВЕРДОТОПЛИВНЫМИ РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

ТВЕРДОТОПЛИВНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Первыми двигателями, которые стали применять на планерах и самолетах с поршневыми двигателями, были ракетные двигатели твердого топлива (РДТТ). Как самые простые и

наиболее развитые двигатели, РДТТ стали устанавливать на летательные аппараты и проводить эксперименты. Эти эксперименты выявили особенности ракетных двигателей такого типа и их место в авиации.

Самое первое, что было замечено, это то, что работа РДТТ имела очень малую продолжительность. За счет этой работы летательный аппарат только кратковременно мог получить дополнительную скорость, поэтому двигатели такого типа имели смысл использовать очень короткое время, например, при старте с взлетной полосы. При этом применение РДТТ позволяло уменьшить разбег самолета и увеличить его взлетный вес, что и было опробовано в экспериментальных работах с такими ускорителями.

Теперь немного об РДТТ. Ракетный двигатель твердого топлива является старейшим реактивным двигателям. Ранее его называли пороховой ракетой, РДТТ уже известен несколько сотен лет. Пороховые ракеты широко применялись с давних пор как фейерверочные, сигнальные, боевые. В XIX веке в ряде стран Европы сложилась как особый вид вооружения ракетная артиллерия, отличавшаяся легкостью и маневренностью. Значительных успехов в этой области добилась и Россия. Основы были заложены в эпоху Петра I, принимавшего деятельное участие в работе специального «ракетного заведения». В начале XIX века активно работал в области боевых ракет генерал А.Д. Засядко (1779—1837), создавший новые образцы ракет и легкие пусковые станки к ним. А.Д. Засядко явился инициатором широкого внедрения в русскую армию нового для того времени ракетного оружия.

Подлинным создателем русской ракетной артиллерии явился выдающийся ученый артиллерист генерал К.И. Константинов (1818—1871). В середине прошлого века К.И. Константинов широко поставил научные исследования, результаты которых использовались в конструкциях новых ракет. Он же явился организатором массового механизированного и безопасного производства пороховых ракет. Работы К.И. Константинова позволили значительно увеличить дальность и точность ракетного оружия.

Русский революционер-народоволец Н.И. Кибальчич (1853—1881) явился автором первого в мире ракетного летательного аппарата для полета человека. В своем проекте, со-

зданном в 1881 г., накануне казни, Кибальчич описал устройство порохового двигателя, программный режим горения, способы управления полетом путем наклона двигателя и др. Но идеи Кибальчича были похоронены в архивах царской полиции и только после Великой Октябрьской социалистической революции они стали достоянием ученых.

В начале 1921 г. в Москве по инициативе Н.И. Тихомирова (1860—1930) была создана первая отечественная исследовательская и опытно-конструкторская лаборатория по ракетной технике. Эта лаборатория перебазировалась в 1925 г. в Ленинград, где получила в 1928 г. наименование Газодинамическая лаборатория (ГДЛ). В ГДЛ при активном творческом участии В.А. Артемьева, Б.С. Петропавловского, Г.Э. Лангемака, В.И. Дудакова и др. были разработаны пороховые ускорители для старта самолетов, ракетные снаряды различного назначения, в которых использовались заряды с толстым сводом из пороха на нелетучем растворителе. Последующее развитие этих работ стало основой создания реактивных минометов («Катюш»), эффективно применявшихся в Великой Отечественной войне.

Первыми же начали устанавливать РДТТ на планеры немецкие специалисты. Первый полет на планере с пороховыми ракетами был осуществлен в 1928 г. в Германии. В СССР эксперименты с самолетами, на которые устанавливали РДТТ-ускорители (ТТУ) были начаты в 1931 г.

Работы по РДТТ в 30-40-е гг. кроме СССР и Германии проводились в США и других странах. Наиболее известны в США работы, выполненные под руководством Р. Годдарда, Т. фон Кармана.

В течение десятилетий РДТТ совершенствовались, и в настоящее время в России и других странах разработаны многочисленные варианты неуправляемых и управляемых летательных аппаратов с РДТТ. Среди них надо сегодня отметить твердотопливные ракеты большой дальности действия, в том числе межконтинентальные баллистические ракеты.

В РДТТ горючее и окислитель представляют собой единую твердую массу, которая находится непосредственно в камере сгорания, так что становятся ненужными баки и система подачи.

Схема РДТТ приведена на рис. 2.1. В камере сгорания находится одна или несколько шашек твердого топлива, состав-

ляющих заряд двигателя; заряд опирается на перфорированную диафрагму. В результате сгорания твердого топлива образуется горячий газ, который проходит через отверстия диафрагмы и расширяется в сопле. Запуск двигателя осуществляется электрическим запалом (воспламенителем), поджигающим специальный заряд, продукты сгорания которого заполняют камеру и нагревают топливо, вызывая его воспламенение.

Для создания легких и эффективных двигателей надо, чтобы удельная теплота сгорания топлива была большой, а масса молекул продуктов реакции — маленькой.

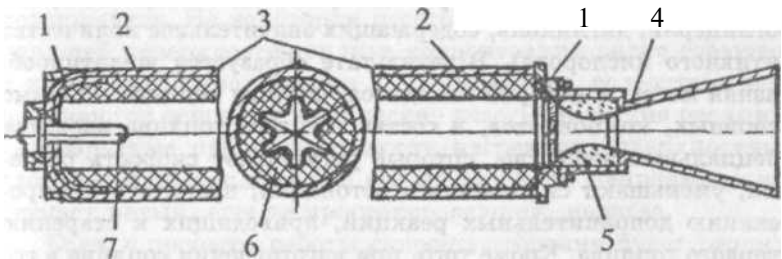


Рис. 2.1. Схема ракетного двигателя твердого топлива:
 1 — бронирующие покрытия; 2 — корпус; 3 — термоизоляция;
 4 — сопло; 5 — сопловый вкладыш; 6 — топливо;
 7 — воспламенитель

Создать твердые смеси химических веществ, которые обладали бы нужными свойствами, очень трудно, и пока удается получать удельные импульсы $1_v = 2\ 000 \dots 3\ 000$ м/с.

В зависимости от размеров камеры сгорания тяга РДТТ бывает от нескольких ньютонов до десятков миллионов ньютонов. Маленькие двигатели нужны для всевозможных вспомогательных целей, большие — как основные двигатели различных ракет.

Поскольку в камере сгорания запас твердого топлива не может быть очень большим, а диафрагмы и стенки камеры сгорания и сопла обычно жидкостью не охлаждаются, ресурс работы РДТТ редко превышает 60 с. Однако обеспечить и такое короткое время работы крайне трудно, поскольку температура газов достигает $2500\ ^\circ\text{C}$, а давление составляет десятки

атмосфер. В этих условиях может быть использовано лишь небольшое число материалов — ряд сталей, графит, стеклопластики и некоторые другие, а также специальные покрытия из тугоплавких теплозащитных веществ.

Обычно в РДТТ используются две группы топлив: коллоидные и смесевые. В первую группу, которую иногда называют бездымными порохами или двухосновными топливами, входят вещества, являющиеся коллоидным раствором горючей основы и окислителя со специальными присадками. Горючим в этом случае служит целлюлоза, обработанная концентрированной азотной кислотой. Полученное таким образом вещество нитроцеллюлоза растворяется в различных веществах (нитроглицерин, дигликоль, содержащих значительное количество активного кислорода). В результате образуется желатинообразная масса, в которой находятся частицы топлива. Помимо основных компонентов, в состав твердого топлива вводятся специальные вещества, которые регулируют скорость сгорания, уменьшают склонность к детонации, препятствуют протеканию дополнительных реакций, приводящих к старению твердого топлива. Кроме того, при изготовлении топлива в его состав вводят воск, сажу, вазелин и другие вещества, что помогает формовке пороховых шашек, их транспортировке и ряду других операций. Удельная теплота сгорания коллоидных топлив лежит в пределах $3 \times 10^3 \dots 4,5 \times 10^3$ кДж/кг, удельный импульс составляет 2000...2400 м/с.

Вторая группа — смесевые твердые топлива — представляет собой механическую смесь мелких частичек горючего и окислителя, связанных между собой каким-либо веществом. В таких топливах в качестве горючего используются органические вещества (различные каучуки и смолы, полиуретаны и т.д.), в качестве окислителя — неорганические соли, в молекулах которых содержится большой процент активного кислорода (например, перхлорат или нитрат аммония — NH_4ClO_4 или NH_4NO_3).

В смесевые топлива также вводят различные присадки, повышающие надежность и безопасность их эксплуатации, облегчающие изготовление и сборку ракетных двигателей с этим топливом.

Удельная теплота сгорания теплотворная способность смесевых топлив больше $4,5 \cdot 10^3$ кДж/кг, что позволяет получать

ОГНЕННЫЕ КРЫЛЬЯ

удельный импульс до 3 000 м/с. Кроме того, смесевые топлива можно отливать в большие камеры, легче создавать необходимые конфигурации твердых зарядов, что существенно повышает эффективность РДТТ.

Вместе с тем, свойства смесевых топлив сильно зависят от размеров твердых частиц. Эти топлива в ряде случаев из-за наличия химически активных веществ даже взрывоопасны. На интенсивность горения твердых топлив обеих групп влияет температура и давление в камере сгорания. Химические реакции в РДТТ активно протекают в паровой (газовой) фазе. Только когда поверхность твердого топлива нагреется до 200...300 °С, на ней возникает интенсивная газификация компонентов. На некотором расстоянии от оплавливающейся и парящей поверхности топлива концентрации паров горючего и паров окислителя близки к оптимальным, вследствие чего начинаются основные химические экзотермические реакции. Газообразные продукты реакции нагревают поверхностные слои твердого топлива и с его поверхности непрерывно поступает новый, еще не прореагировавший, парогаз.

Если в процессе работы скорость сгорания будет различной, то будет изменяться и тяга двигателя. На интенсивность газообразования можно повлиять, изменяя площадь, с которой испаряется рабочее тело. Различные формы поперечного сечения шашек заряда твердого топлива могут дать разные законы изменения тяги по времени выгорания заряда. Для прекращения горения, когда нужно остановить двигатель, можно быстро открыть по периферии камеры сгорания специальные отверстия. Тогда давление в камере упадет, горение прекратится.

Так работает РДТТ, а как было в истории с применением этих двигателей в российской авиации, рассмотрим ниже.

САМОЛЕТ У-1 С ТВЕРДОТОПЛИВНЫМИ УСКОРИТЕЛЯМИ ГДЛ

Аэродромные эксперименты по применению твердотопливных реактивных двигателей для старта самолетов начались в ГДЛ с 1930 г. по предложению, которое В.И. Дудаков и

В.А. Константинов сделали еще в 1927 г. Эта работа продолжалась в РНИИ под руководством Вячеслава Ивановича Дудакова. Первый в СССР реактивный старт учебного самолета У-1 на твердотопливных ракетах (рис. 2.2) был произведен в мае 1931 г. Всего в 1931 г. было произведено около 100 взлетов (летчик СИ. Мухин) легкого учебного самолета У-1 с пороховыми ракетными ускорителями. Время разбега У-1 было всего 1,5 с. Эти опыты проводились в СССР впервые [4. С. 191], [5. С. 339].

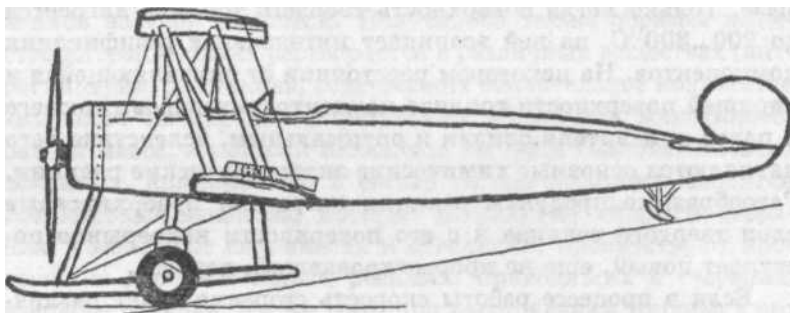


Рис. 2.2. Учебно-тренировочный самолет У-1 с РДТТ

САМОЛЕТ ТБ 1 С ТВЕРДОТОПЛИВНЫМИ УСКОРИТЕЛЯМИ ГДЛ

После успешных опытов с самолетом У-1 в 1931 г. было решено установить стартовые ракеты на более тяжелый самолет ТБ-1 (масса 7 т). В течение 1931—1933 гг. велись теоретические и экспериментальные работы по выбору оптимальных размеров ракет и мест их установки, по динамике разгона самолета, упрочнению конструкции и т.д. В октябре 1933 г. окончательные испытания показали, что в результате установки шести ракет (по три на каждое крыло сверху или снизу) длина разбега самолета ТБ-1 при массе в 7 т уменьшается с 330 до 80 м, а при массе самолета 8 т— с 480 до **110** м. Разбег самолета ТБ-1 сократился почти в четыре раза. Взлеты осуществлял летчик Н.П. Благин. Такой результат был достигнут при установке на крыльях шести реактивных камер, соединенных трубо-

ОГНЕННЫЕ КРЫЛЬЯ

проводом. Общая масса порохового заряда составляла 60 кг. Средняя сила тяги достигала 10 400 кгс в течение 2 с. В последующие годы такими реактивными стартовыми установками был оснащен ряд самолетов других типов. Продолжалась также работа по усовершенствованию самих стартовых установок и, в частности, по уменьшению их массы. Стартовая установка для самолета ТБ-1, упомянутая выше, была довольно тяжелой. Масса ее составила 470 кг (с учетом массы, необходимой для упрочнения конструкции самолета) [4. С. 191], [5. С. 374].

Опыт экспериментальных испытаний пороховых ускорителей на самолетах был значительно дополнен применением таких ускорителей для запуска крылатых ракет в РНИИ в 1935—1936 гг.

В 1934 г. С.П. Королев, подводя итоги применения РДТТ в авиации, в своем докладе на Всесоюзной конференции по изучению стратосферы (где по этому вопросу выступал В.И. Дудаков — основной экспериментатор с РДТТ на самолетах) подчеркивал: «...если можно говорить о применении пороховых ракетных двигателей к самолетам, то только в качестве вспомогательного средства и, в первую очередь, как мощного кратковременно действующего источника силы для взлета...» [6. С. 64].

ИСТРЕБИТЕЛЬ И-4 С ТВЕРДОТОПЛИВНЫМИ УСКОРИТЕЛЯМИ РНИИ

В 1935 г. в АГОС проводились серьезные работы по кратковременному и резкому повышению скорости истребителя. Для решения этого вопроса проводились эксперименты, истребитель И-4 снаряжали реактивными ускорителями типа РНИИ. С этой целью изготовили шесть пороховых ракет, которые устанавливались по три с каждой стороны машины. Тяга каждой ракеты составляла 450...500 кгс, время горения 2,5 с, длина Ракеты — 0,6 м, диаметр ракеты — 0,11 м. Первоначально ракеты давали тягу 250 кгс при массе 5 кг каждой, в том числе порохового заряда. В 1936 г. эти работы были приостановлены. Их возобновили позже, устанавливая ТТУ на самолете И-15 [5. С. 368], [7. С. 19].

И. ЕВТНФЬЕВ

В 1943 г. были проведены опыты с установкой пороховых ускорителей на бомбардировщике Пе-2 (летчик-испытатель М.Л. Галлай). Эти опыты не получили дальнейшего развития [8. С. 163].

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ПЛАНЕРЫ С ДВИГАТЕЛЯМИ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ

В 1946—1948 гг. по заданию ЛИИ для экспериментов Павел Владимирович Цыбин разработал три летающих лаборатории (ЛЛ) с разными крыльями, на которых устанавливались РДТТ.

Схема полета экспериментального планера ЛЛ с РДТТ: планер, с летчиком, нагруженный водяным балластом, буксировался на высоту, отцеплялся там, и, круто планируя или же пикируя, включал двигатель и достигал предельной для него скорости. Спустившись, летчик выходил из пикирования, при этом балласт выливался, и облегченный аппарат производил посадку.

Крыло планера крепилось в фюзеляже на динамической подвеске (на 4-х динамографах), позволяющей определить c_x и M_d в полете, давления по крылу и оперению при подходе к критическим значениям числа Маха. Цель — проследить картину кризисных явлений при этом. Удельная нагрузка на крыло изменялась в два раза во время полета за счет водяного балласта.

Были спроектированы три планера с одинаковым фюзеляжем, но с тремя разными крыльями одинаковой площади — $10,0 \text{ м}^2$: прямое крыло (ЛЛ-1) (рис. 2.3), с обратной стреловидностью в 30° (ЛЛ-3) (рис. 2.4) и с прямой стреловидностью в 30° (ЛЛ-2) (рис. 2.5). Построены были только первые два. Здесь использовался РДТТ РПД—1500 разработки И.И. Картукова.

Планер ЛЛ-1 (Ц-1, экспериментальный планер № 1) с прямым крылом цельнодеревянной конструкции. Фюзеляж представлял монокок из фанеры. Угол установки крыла — $+ 2^\circ$, стреловидность по передней кромке — 3° .

Планер ЛЛ-3 (экспериментальный планер № 3) имел размеры, площади и массу те же, но крыло было обратной стреловидности при удлинении 5 и сужении 2,5 имело цельнолюминиевую конструкцию (не рискнули сделать деревянным).

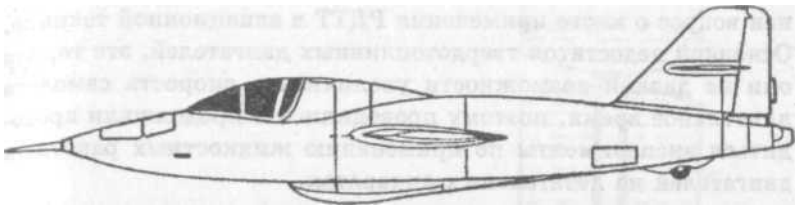


Рис. 2.3. Летаящая лаборатория ЛЛ-1

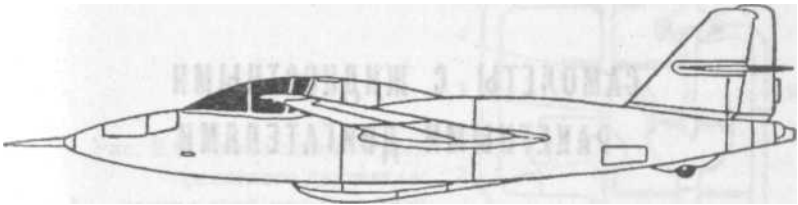


Рис. 2.4. Летаящая лаборатория ЛЛ-3

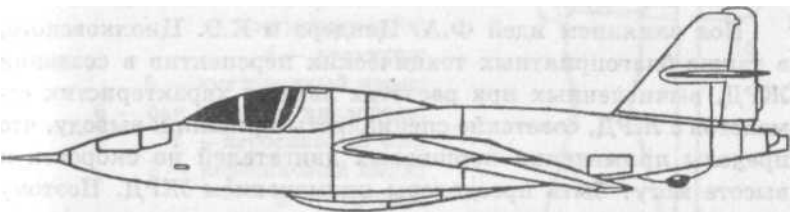


Рис. 2.5. Летаящая лаборатория ЛЛ-2

В период 1947—1948 гг. на этих планерах было произведено более 100 испытательных полетов (летчики-испытатели С. Амет-хан, С.Н. Анохин и Н.С. Рыбко). В этих полетах самолет достиг заданных скоростей, и были получены большие экспериментальные материалы. Материалы по аэродинамическим характеристикам, распределению давления по крылу и оперению, а также фотографии появления и перемещения по крылу скачков уплотнения и срывной зоны за ними на критических режимах [8. С. 409, 411].

Все работы по самолетам с ТГУ и планерам с РДТТ попали в рассматриваемый период не случайно. Определенный практический опыт работы с пороховыми двигателями участники этих экспериментов, конечно, получили. Был до конца выяс-

И. ЕВТИФЬЕВ

нен вопрос о месте применения РДТТ в авиационной технике. Основной недостаток твердотопливных двигателей, это то, что они не давали возможности увеличивать скорость самолета длительное время, поэтому проводились и продолжались проводиться эксперименты по применению жидкостных ракетных двигателей на летательных аппаратах.

Основные тактико-технические характеристики экспериментальных лабораторий приведены в табл. 1 прил. 1.

САМОЛЕТЫ С ЖИДКОСТНЫМИ РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

ЖИДКОСТНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Под влиянием идей Ф.А. Цандера и К.Э. Циолковского, а также благоприятных технических перспектив в создании ЖРД, вычисленных при расчетах летных характеристик самолетов с ЖРД, советские специалисты пришли к выводу, что пределы применения поршневых двигателей по скорости и высоте могут быть преодолены применением ЖРД. Поэтому мы сегодня можем рассматривать историю предлагаемых в то время проектов самолетов с ЖРД.

Жидкостный ракетный двигатель (рис. 2.6) — ракетный двигатель, работающий на жидких компонентах топлива. ЖРД в общем случае состоит: из одной или нескольких камер, агрегатов системы подачи и автоматики, устройств для создания управляющих усилий и моментов, рамы, магистралей и вспомогательных устройств и агрегатов. Агрегаты автоматики ЖРД входят в совокупность устройств, обеспечивающих управление, регулирование и обслуживание ЖРД.

Двигательная установка с ЖРД состоит из следующих основных частей: одного или нескольких ЖРД, баков с рабочим телом, агрегатов наддува топливных баков или вытеснительной подачи топлива, рулевых приводов, магистралей соединяющих двигателя с баками, и вспомогательных устройств, автоматики, предназначенной для регулирования, как отдельных узлов ЖРД, так и двигательной установки в целом.

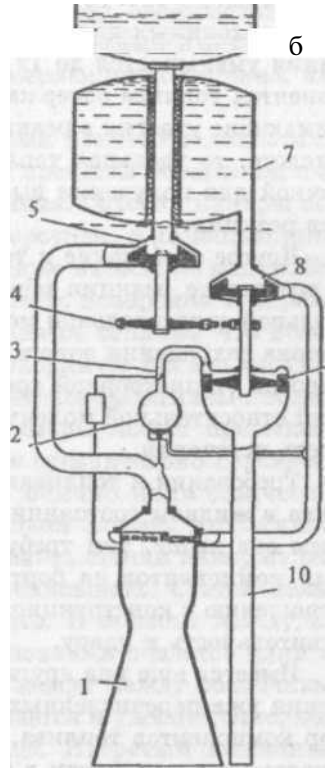


Рис. 2.6. Схема жидкостного ракетного двигателя:
 1 — камера сгорания с соплом;
 2 — газогенератор;
 3 — дроссельный кран системы регулирования;
 4 — редуктор;
 5 — кислородный насос;
 6 — бак жидкого кислорода;
 7 — керосиновый бак;
 8 — керосиновый насос;
 9 — турбина;
 10 — выхлопная труба турбины

Для работы ЖРД необходимо на борту летательного аппарата иметь рабочие тела, способные вступать в химические экзотермические реакции, т.е. реакции с выделением тепла. Если в результате разложения вещества выделяется тепло, то говорят об унитарном топливе (например, таким топливом является перекись водорода). Наиболее распространены двухкомпонентные топлива, горючее и окислитель которых смешиваются только в камере сгорания.

Топлива ЖРД должны удовлетворять ряду серьезных и иногда противоречивых требований. Одним из основных требований является большая удельная теплота сгорания, или, как часто говорят, теплотворная способность, т.е. тепловой эффект реакции для 1 кг горючего или топлива в целом. Так, например, при сгорании 1 кг углеводородного горючего выде-

ляется около 42×10^3 кДж тепла, но с учетом 3,5 кг кислорода, необходимых для полного сгорания, удельная теплота сгорания уменьшается до 12×10^3 кДж/кг топлива. Если в компонентах топлива содержатся еще балластные атомы, не принимающие участия в реакциях, как, например, азот в азотной кислоте, то удельная теплота сгорания может стать недостаточной для получения высоких скоростей истечения продуктов реакции.

Другое требование к топливам ЖРД состоит в том, чтобы в результате реакции образовывалась газовая смесь с минимальной относительной молекулярной массой. Как следует из закона сохранения энергии, при одной и той же подведенной энергии (теплотворной способности топлив) вещества с меньшей относительной молекулярной массой имеют большую скорость истечения.

Требования к топливам ЖРД заключаются в том, что топлива в жидком состоянии должны иметь большую плотность (чем она выше, тем требуются меньшие емкости для хранения компонентов на борту ЛА), коррозионная стойкость по отношению к конструкционным материалам, токсичность, чувствительность к удару.

Имеется еще ряд других требований, но даже из сопоставления уже перечисленных видно, как важен правильный выбор компонентов топлива. Например, водород при сгорании с кислородом дает почти в три раза больше тепла, чем углеводороды. Однако водород сжижается лишь при температуре -253 °С и имеет при этом плотность только $0,07$ кг/м³, что существенно меньше, чем у любого углеводородного горючего. В связи с различными требованиями, предъявляемыми к летательным аппаратам, следовательно, и к их ЖРД, используется довольно много различных химических веществ. Применение, в частности, легкокипящих, токсичных агрессивных компонентов вызывает целый ряд дополнительных трудностей при создании и эксплуатации изделий. Однако большинство трудностей удается все же преодолеть.

В качестве горючего в ЖРД применяются углеводороды (керосин, спирт и др.), водород и т.д. В качестве окислителя используют кислород, азотную кислоту, перекись водорода и т.п.

В некоторых случаях для простоты запуска двигателя применяют самовоспламеняющиеся компоненты, которые актив-

„о взаимодействуют между собой (например, несимметричный яиметилгидразин и азотная кислота). Удельный импульс двигателей, использующих самовоспламеняющиеся топлива, как правило, не превышает 3500 м/с.

Рассмотрим подробнее некоторые элементы двигателя. В камере сгорания ЖРД происходят процессы испарения, смешения и сгорания компонентов топлива. Головка камеры сгорания снабжена большим числом форсунок, с помощью которых жидкость подвергается распылению на мелкие капли. Это существенно увеличивает интенсивность испарения и перемешивания между собой паров компонентов топлива, что позволяет уменьшить длину камеры, необходимую для полного сгорания. Поскольку используются высокоэффективные топлива, то температура газов внутри камеры может превышать 3000 °С. Камеры двигателя делаются сравнительно легкими и компактными. На стенки камеры, обычно цилиндрической формы, действует мощный тепловой поток, доходящий до $3..4 \times 10^4$ кВт/м². Чтобы предохранить стенки камер от разрушения, их приходится усиленно охлаждать. С этой целью рубашки камеры делаются двойными. В полость между наружной и внутренней стенками-оболочками подается один из компонентов топлива. Протекая по зазору между оболочками вдоль всей камеры, жидкость нагревается и уносит тепло, подходящее с огневой стороны камеры. Нагретый компонент впрыскивается через форсунки в камеру сгорания. Конструктивно стенки камер сгорания различных двигателей выполнены или в виде двух цилиндров, связанных между собой внутренними вставками, по которым протекает охлаждающий компонент, и т.д. Однако такого наружного охлаждения иногда недостаточно, и у стенки внутри камеры сгорания приходится снижать температуру газа. Это достигается обычно за счет подачи части горючего непосредственно в пристеночный слой. Для камер ЖРД, работающих очень короткое время, иногда не применяют специального охлаждения, а тепло, идущее в стенки камеры, расходуется на нагрев достаточно массивной конструкции камеры.

У ЖРД может быть одна или несколько камер. В зависимости от назначения двигателя и величины его тяги диаметры и длины камер изменяются в широких пределах. Камера ЖР состоит из смесительной головки с форсунками, камеры

сгорания и сопла. Наиболее узкое сечение сопла, где газ разгоняется до скорости звука, называется критическим сечением. В районе критического сечения стенки сопла приходится охлаждать значительно интенсивнее, чем наиболее теплонапряженные части камеры двигателя. В сверхзвуковой части сопла теплоподвод в стенки уменьшается настолько, что концевые части сопла можно делать без жидкостного охлаждения.

Расширение сопла существенно влияет на величину удельного импульса и зависит от соотношения давлений в двигателе и окружающей среды.

Развитие жидкостных ракетных двигателей ведет свое начало примерно от рубежа XIX и XX столетий. В этот период были заложены основы теории реактивного движения и механики тел переменной массы. В разработке этих вопросов значительна роль выдающихся русских ученых Н.Е. Жуковского (1847—1921), И.В. Мещерского (1859—1935) и др.

Однако крупнейшим вкладом в развитие проблем реактивного движения явились работы знаменитого русского ученого К.Э. Циолковского (1857—1935), по праву считающегося основоположником современной космонавтики и ракетной техники. Начав интересоваться проблемами реактивного движения в 1883 г., К.Э. Циолковский опубликовал в 1903 г. получивший впоследствии всемирную известность труд «Исследование мировых пространств реактивными приборами». В этой работе К.Э. Циолковский изложил основы ракетодинамики и описал ракету как средство для космических полетов. Предложенная им схема ракетного двигателя на жидком топливе стала базой для разработок, выполненных его последователями. Пророческими оказались его высказывания о выборе топлива и некоторых особенностях устройства такого двигателя. К.Э. Циолковским были предложены: кислородно-углеводородное и кислородно-водородное топлива; регенеративное охлаждение камеры сгорания и сопла двигателя компонентами жидкого топлива; керамическая изоляция этих элементов конструкции; раздельное хранение и насосная подача компонентов топлива в смесительную головку камеры с последующим сжиганием; управление вектором тяги поворотом выходной части сопла и газовыми рулями. Им была показана первостепенная важность высокой скорости истечения рабочего тела из двигателя и охарактеризованы способы ее увеличения.

ОГНЕННЫЕ КРЫЛЬЯ

Первыми последователями Циолковского в нашей стране были талантливые ученые и изобретатели Ю.В. Кондратюк (1897–1942), Ф.А. Цандер (1887—1933) и В.П. Глушко (1908—1989).

Ю.В. Кондратюк работал независимо от Циолковского. Его основное теоретическое исследование «Завоевание межпланетных пространств» (1929) отчасти повторило и дополнило работы Циолковского, некоторые вопросы нашли новое решение. В частности, Ю.В. Кондратюк предложил в качестве топлива для двигателей некоторые металлы и их водородные соединения, например, бороводороды.

Ф.А. Цандер еще в студенческие годы изучал труды Циолковского и интересовался вопросами космических полетов. В 1924 г. он изложил свою основную идею — сочетание ракеты с самолетом для взлета с Земли и последующее сжигание металлических частей самолета в качестве горючего для реактивного двигателя. Цандером выполнены теоретические исследования различных вопросов воздушно-реактивных и ракетных двигателей, начаты работы по их практической реализации.

В.П. Глушко еще в юности увлекался вопросами космонавтики. В письме К.Э. Циолковскому от 26 сентября 1923 г. он написал, что уже более двух лет поглощен идеей межпланетных путешествий. С 1924 г. В.П. Глушко начинает публиковать научно-популярные и научные работы по ракетно-космической технике. В 1930 г. В.П. Глушко предложил в качестве компонентов ракетного топлива азотную кислоту, смесь азотной кислоты с четырехокисью азота, тетранитрометан, перекись водорода, смеси фтора с кислородом, трехкомпонентное топливо (кислород, водород и бериллий) и др.; была разработана керамическая теплоизоляция камеры сгорания двуокисью циркония. В 1931 г. В.П. Глушко предложил, а в 1933 г. внедрил химическое зажигание и самовоспламеняющееся топливо. Тогда же были разработаны профилированное сопло (1930), карданная подвеска двигателя для управления полетом ракеты (1931), конструкция турбонасосного агрегата с центробежными топливными насосами (1933).

В.П. Глушко выполнены многочисленные теоретические и экспериментальные исследования по важнейшим вопросам создания и развития ЖРД, разработано большое количество конструкций двигателей от первых отечественных опытных ракетных моторов (ОРМ) до новейших образцов, летающих в

космос. Являясь одним из пионеров ракетной техники, В.П. Глушко по праву считается основоположником отечественного ракетного двигателестроения.

Теми же путями, что и Циолковский, но позднее его, по дошли к идее создания ракет с ЖРД в зарубежных странах.

Работы, посвященные этой проблеме, были опубликованы Р. Эно-Пельтри во Франции (1913), Р. Годдардом в США (1919), Г. Обергом в Германии (1923).

К.Э. Циолковский не проводил экспериментальных работ по созданию ЖРД. Эта задача решалась его учениками и последователями, как в СССР, так и за рубежом.

В США экспериментальные работы были начаты Р. Годдардом (1882—1945), предложившим много различных технических решений в области создания ЖРД и ракет с ними.

В США уже в 1921 г. Годдардом были проведены стендовые испытания экспериментального ЖРД, работавшего на кислородно-эфирном топливе. 16 марта 1926 года им был осуществлен первый запуск экспериментальной жидкостной ракеты (топливо — жидкий кислород и бензин).

В Германии стендовые испытания ЖРД были начаты Г. Обергом в 1929 г., а летные испытания жидкостных ракет И. Винклером с 1931 г. С 1937 г. под руководством Вернера фон Брауна разрабатывалась наиболее мощная по тому времени ракета Фау-2, летные испытания которой были начаты в 1942 году.

В СССР начало экспериментальных работ по реализации идей Циолковского относится к 15 маю 1929 г., когда в составе Газодинамической лаборатории в Ленинграде было создано и приступило к практической деятельности первое опытно-конструкторское подразделение для разработки ракет и электрических и жидкостных ракетных двигателей к ним. Руководил подразделением В.П. Глушко. В этом подразделении в 30-х гг. было создано семейство опытных ЖРД с тягой от 60 до 300 кгс, работавших на различных жидких окислителях и горючих. Двигатели имели обозначение ОРМ (опытный ракетный мотор).

Первый советский экспериментальный ЖРД ОРМ-1 был разработан и построен в 1930—1931 гг. Топливо двигателя — четырехокись азота и толуол или жидкий кислород и бензин. При испытании на кислородном топливе ОРМ-1 развивал тягу до 20 кгс.

В период 1930—1933 г. в ГДЛ была создана серия ЖРД от ОРМ-1 до ОРМ-52. Наиболее мощный ЖРД ОРМ-52 работал на азотной кислоте и керосине и развивал тягу до 250...300 кгс при давлении в камере сгорания 2... 2,5 МПа.

В ГДЛ были впервые успешно решены многие практические вопросы создания ЖРД, определены дальнейшие пути развития.

Проблемы ракетной техники, привлекавшие широкое внимание, разрабатывались многими советскими энтузиастами на общественных началах. Их объединения получили название групп изучения реактивного движения (ГИРД). Такие общественные организации при Осоавиахиме были созданы в 1931 г. в Москве (МосГИРД) и Ленинграде (ЛенГИРД), позже — в других городах. Среди организаторов и активных работников МосГИРД были Ф.А. Цандер (первый его руководитель), С.П. Королев, В.П. Ветчинкин, М.К. Тихонравов, Ю.А. Победоносцев и др. МосГИРД развернула широкую лекционную и печатную пропаганду, организовала курсы по теории реактивного движения и начала работу по проектированию авиационного ЖРД ОР-2 Ф.А. Цандера для ракетоплана РП-1. В 1932 г. в Москве на базе МосГИРД была создана научно-исследовательская и опытно-конструкторская организация по разработке ракет и двигателей, также именовавшаяся ГИРД, а ее начальником стал С.П. Королев.

Двигатели, разрабатывавшиеся в ГИРД, использовали в качестве окислителя жидкий кислород, а в качестве горючего — бензин и этиловый спирт. Первый ЖРД Цандера, ОР-2, был испытан в 1933 г., он работал на кислороде и бензине.

В конце 1933 г. в Москве на базе ГДЛ и ГИРД был создан первый в мире государственный Реактивный научно-исследовательский институт (РНИИ). Специалисты по ЖРД, выросшие в ГДЛ, разработали в РНИИ в 1934—1938 гг. серию экспериментальных двигателей от ОРМ-53 до ОРМ-102 и газогенератор ГГ-1, работавший часами на азотной кислоте и керосине с водой при температуре 850 К и давлении 2,5 МПа. Двигатель ОРМ-65, прошедший официальные испытания

^в 1936 г., был наиболее совершенным двигателем своего времени. Двигатель работал на азотной кислоте и керосине, тяга Регулировалась в пределах 50...175 кгс, запуск многократный, в том числе автоматизированный. Огневые испытания

ОРМ-66 проходили на летательных аппаратах конструкций СП. Королева, крылатой ракете 212 (в том числе, летные 1939 г.) и ракетном планере РП-318-1 (наземные, 1937-~1938 гг.)- 28 февраля 1940 г. летчик В.П. Федоров совершил первый полет на ракетном планере с двигателем РДА-1—150, который был модификацией ОРМ-65.

Начались реальные экспериментальные работы по использованию ЖРД на планерах и самолетах. Эти работы продолжались всю войну и первые послевоенные годы.

ПРОЕКТЫ РАКЕТОПЛАНОВ РП-1 И РП-2

Осенью 1933 г. в Московском отделении ГИРД по инициативе СП. Королева было принято решение о начале работ по ракетопланам, т.е. над самолетами, полет которых обеспечивает ЖРД.

Предусматривалось два основных направления работ:

— создание ракетоплана РП-1 с ЖРД ОР-2 с вытеснительной подачей компонентов топлива в камеру сгорания двигателя (рис. 2.7 а). Эта работа велась в четвертой бригаде ГИРД под руководством СП. Королева;

— создание ракетоплана РП-2 с ЖРД РД-А (03) и с насосной подачей компонентов топлива в камеру сгорания двигателя (рис. 2.7 б). Эта работа велась во второй бригаде ГИРД под руководством М.К. Тихонравова.

В этих работах надо было не только показать принципиальную возможность создания ракетных самолетов, но и разработать двигательную установку с ЖРД. Эта ДУ должна была обеспечить ракетному самолету достаточно высокую полезную нагрузку, большую продолжительность полета, простоту в эксплуатации, а в конечном итоге возможность и практического использования самолета, например, для изучения стратосферы (высота 11...40км), освоению которой придавалось тогда большое значение.

СП. Королев предложил в основу ракетоплана положить бесхвостый планер БИЧ-ХI конструкции Б.И. Черановского.

Для ракетоплана РП-1 двигатель ОР-2 (характеристики) приведены в табл. 7 прил. 1) разрабатывал Ф.А. Цандер. ЖРД создавался не как изолированный агрегат, а как со-

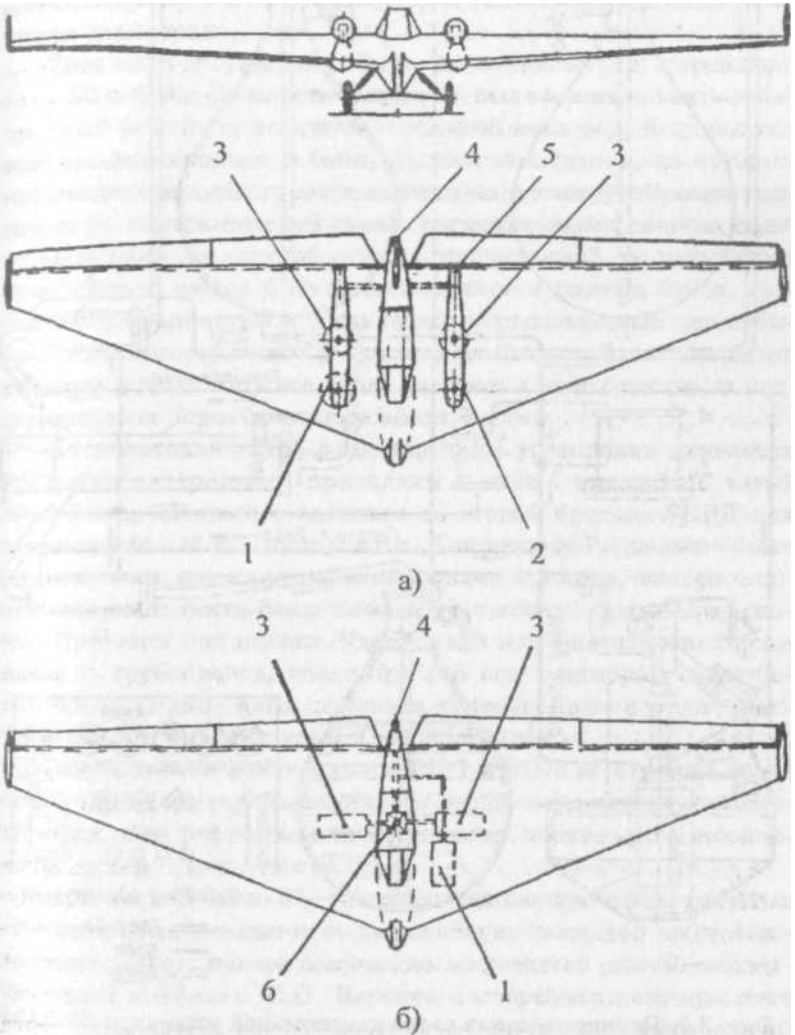


Рис. 2.7. а) ракетоплан РП-1, б) ракетоплан РП-2 [9]:

- 1 — бензиновый бак; 2 — бак со сжатым азотом;
- 3 — бак с окислителем (кислородом);
- 4 — жидкостный ракетный двигатель;
- 5 — испарители жидкого кислорода; 6 — насос

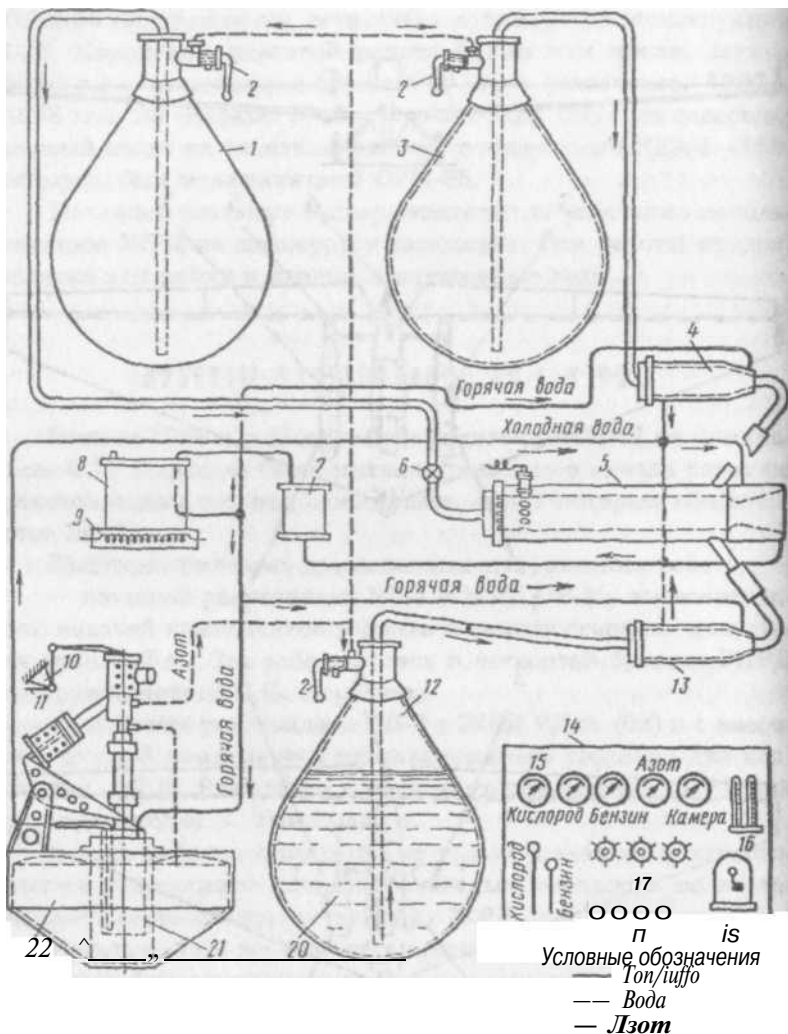


Рис. 2.8. Принципиальная схема двигательной установки ОР-2 [12]:
 1 — бензиновый бак; 2 — предохранительный клапан; 3, 20 — кислородные баки; 4 — испаритель; 5 — камера сгорания; 6 — кран;
 7 — помпа; 8 — водяной бачок; 9 — дополнительный подогрев; 10 — ролик; 11 — трос; 12 — азот под давлением; 13 — испаритель;
 14 — пульт управления; 15 — манометр;
 16 — термометры; 17 — краны; 18 — магнето; 19 — клапаны;
 21 — цилиндр с горячей водой; 22 — азотный компенсатор

ОГНЕННЫЕ КРЫЛЬЯ

ставная часть конкретного самолета (рис. 2.8), то есть осуществлялся комплексный подход к решению проблемы установки двигателя.

Тяга этого ЖРД должна была составлять 50 кгс, а время работы 30 секунд. В качестве горючего было принято взять авиационный бензин, окислителя — жидкий кислород. Компоненты топлива заправлялись в баки грушевидной формы, из которых под давлением сжатого азота подавались в камеру сгорания двигателя по вытеснительной схеме. Вытеснительная система подачи была наиболее простой и легко осуществимой, но получалась относительно тяжелой из-за необходимости расчета баков, трубопроводов, арматуры и соединений на довольно высокое избыточное давление (6...8 атм.). При этом необходимо было тщательно собирать и подгонять все части системы в производстве, и поддерживать ее герметичность в эксплуатации.

На ракетоплане РП-2 планировали установить двигатель РД-А (характеристики приведены в табл.7 прил. 1) с тягой 80...85 кгс, который создавался во второй бригаде ГИРД под руководством М.К. Тихонравова. Для этого ЖРД должна была применяться насосная система подачи топлива, которая позволяла выполнить баки плоскими, тонкостенными и легкими. При этом под высоким давлением находились только сам насос и трубопровод, соединяющий его с камерой сгорания двигателя. Кроме того, насосная система подачи отличалась безопасностью и простотой в эксплуатации.

Разработчики ракетопланов РП-1 и РП-2 не ставили перед собой цель получить выдающиеся летно-технические характеристики, они рассчитывали всего лишь подтвердить возможности полета самолета с ЖРД.

При полной массе 470 кг максимальная расчетная скорость этих ракетных самолетов составила бы не более 140 км/ч. Продолжительность полета получалась из расчетов равной соответственно 7 и 12 мин. С.П. Королев подчеркивал, что при тяге 50 кгс для взлета ракетоплану потребуется продолжительный разбег, а набор высоты будет происходить очень медленно и до потолка всего 810 м. Несколько лучше, считал С.П. Королев, будет обстоять дело и при форсировании работы реактивного Двигателя до тяги 100 кгс [7. С. 430].

Аэродинамическая схема ракетопланов — «летающее крыло». Выбор этой схемы был обусловлен необходимостью со-

кращения длины герметичных трубопроводов вытеснительной системы подачи топлива для РП-1 и трубопровода от насоса до двигателя для РП-2. Такая аэродинамическая схема давала возможность всю ДУ разместить очень компактно вблизи центра тяжести ракетоплана при минимальной длине находящихся под давлением трубопроводов.

Тяга двигателя ракетоплана РП-1 в полете должна была регулироваться из кабины летчика со специального щитка посредством подачи различного количества горючей смеси жиклерами, а также изменением давления подачи. Работа двигательной установки должна была контролироваться манометрами в каждом из баков и в камере сгорания, а также термометрами.

Планер БИЧ-ХІ построили, смонтировали практически все агрегаты двигательной установки ракетоплана РП-1, но сам двигатель еще не был готов. Работы по ЖРД ОР-2 оказались не простыми, как думали раньше. Как показали стендовые испытания, двигатель ОР-2 оказался ненадежным в работе. Возникли проблемы с устойчивостью горения топливной смеси в камере сгорания, надежностью охлаждения двигателя. Надо было определить возникающие нагрузки, решить еще многие трудные и не известные в то время вопросы, а это потребовало дополнительного времени. Также возникли трудности, и затянулась работа по изготовлению топливного насоса для двигателя РД-А на ракетоплан РП-2. В связи с этими проблемами было принято решение о прекращении работ по ракетопланам РП-1 и РП-2. Основные усилия направили на разработку более совершенных и надежных жидкостных ракетных двигателей.

Зимой 1932 г. С.П. Королев испытал в полете планер без двигателя, а также с маломощным поршневым двигателем. По результатам полетов было установлено, что планер довольно сложен в управлении. В связи с этим С.П. Королев решил спроектировать свой новый планер СК-б, аэродинамическая схема которого обеспечивала бы получение нормальных характеристик устойчивости и управляемости и одновременно обладала всеми компоновочными достоинствами для размещения двигательной установки с ЖРД.

В конце лета 1933 г. планер СК-б был построен и испытан. Планер выполнялся по схеме двухместного двухбалочно-

го среднеплана смешанной конструкции с деревянным крылом и с короткой и широкой центральной гондолой (кабиной летчика и пассажира), выполненной из магниевого сплава «электрон». Фюзеляжные балки на планере заканчивались вертикальными киями, поверх которых устанавливался стабилизатор. Размеры гондолы обеспечивали размещение в ней двигательной установки с ЖРД [9. С. 395—397].

работы по ракетопланам РП-1 и РП-2 дали главный результат, заключающийся в разработке впервые в СССР и в мире двух типов авиационных ДУ с ЖРД: с вытеснительной и насосной системами подачи топлива. Опыт, накопленный в процессе этих работ, получил свое воплощение при разработке проекта ракетоплана РП-218.

ПРОЕКТ РАКЕТОПЛАНА РП-218

Осенью 1933 г. было принято важное решение об организации на базе ГДЛ и московской ГИРД Реактивного научно-исследовательского института (РНИИ). Перед РНИИ была поставлена задача: объединить ведущих специалистов, исследовательские и опытно-конструкторские работы по различным направлениям реактивной техники в едином научно-исследовательском центре и в короткие сроки решить многие сложные проблемы практической реализации возможностей реактивной техники.

Но после организации РНИИ в его плане не оказалось работ по ракетопланам и авиационным силовым установкам с ЖРД. Эти работы в 1934—1935 гг. С.П. Королев проводил в порядке личной инициативы, опираясь на широкий общественный интерес к проблеме изучения и использования стратосферы, к перспективам, открывающимся перед авиацией при обеспечении возможности выполнения регулярных полетов в стратосфере.

Газеты и журналы того времени активно поддерживали проводившуюся с 1932 г. всесоюзную кампанию «На штурм стратосферы». В них подчеркивалось большое значение освоения стратосферы для создания скоростного воздушного транспорта и изучения распространения радиоволн для развития различных отраслей науки — метеорологии, геофизики, астрономии.

В 1934 г. под эгидой Академии наук СССР была создана в Ленинграде Всесоюзная конференция по изучению стратосферы, которая должна была обобщить знания о верхних слоях атмосферы и наметить пути дальнейшего изучения и практического освоения стратосферы. На технической секции конференции были заслушаны доклады о различных методах освоения стратосферы, в том числе о создании стратосферных самолетов-стратопланов и двигателей для них. Здесь С.П. Королев, как делегат от отдела военных изобретений РККА, выступил с докладом «Полет реактивных аппаратов в стратосфере». В этом докладе были рассмотрены возможные пути создания стратосферных самолетов и подчеркнуто, что наиболее реальным техническим средством для полета в стратосфере на высотах 20...30 км является самолет с ЖРД, как наиболее изученным и конструктивно освоенным в то время. С.П. Королев считал, что для создания такого самолета необходимо решить ряд проблем, первоочередными из которых являются задачи уменьшения расхода топлива и повышения КПД ЖРД, создания высокопрочных и жаростойких сплавов для камер сгорания двигателя, высокопроизводительных насосов системы подачи компонентов топлива, а также разработки герметичной кабины для экипажа, принципиально новых приборов для управления самолетом и научных наблюдений, обеспечения устойчивости и управляемости самолета. Все эти задачи, по его мнению, могли быть решены хорошо скоординированной и целенаправленной работой специалистов-ракетчиков. Сформулированная на конференции С.П. Королевым, в общих чертах, программа создания экспериментального высотного самолета с ЖРД была им развита и конкретизирована в дальнейших его работах, опубликованных в 1935 г.

С.П. Королев в конце 1935 г. добился включения работ по созданию ракетоплана в план РНИИ. В это время Королев считал, что успехи в создании ЖРД и другие технические достижения уже позволяют создать высотный ракетоплан [9. С. 398, 399], [Ю. С. 376-380], [10. С 430], [11].

В 1936 г. в РНИИ были возобновлены расчетно-проектные работы по ракетопланам. В этом году под руководством С.П. Королева и Е.С. Щетинкова был разработан проект двухместного экспериментального ракетоплана, получившего

в плане работ РНИИ обозначение «Объект 218» или РП-218, затем РП-318 (рис. 2.9, 2.10).

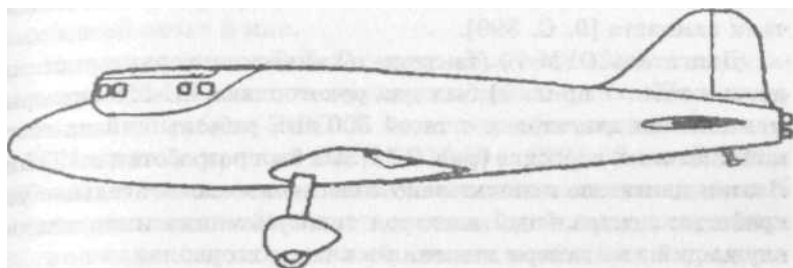


Рис. 2.9. Ракетоплан РП-218 (РП-318) [9]

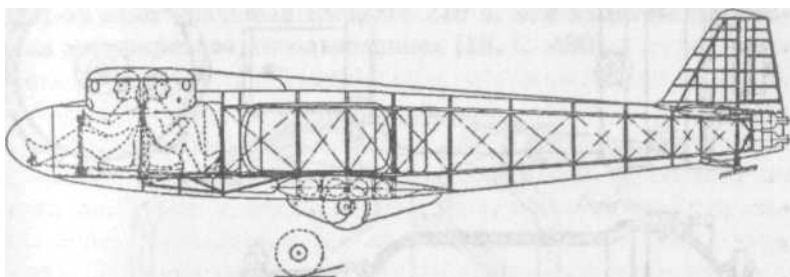


Рис. 2.10. Компоновочная схема ракетоплана РП-218 (РП-318)

Ракетоплан РП-218 (расчетные тактико-технические характеристики приведены в табл. 2 прил. 1) со связкой из трех азотно-керосиновых двигателей ОРД-300—2 (ОРМ-70) конструкции В.П. Глушко с общей тягой — 900 кгс. Проектная стартовая масса — 1600 кг, площадь крыла — 7,2 м², расчетная скорость при подъеме — 850 км/ч, расчетный потолок: при старте с земли — 9 км (для одноместного варианта 20 км); при старте с самолета ТБ-3, с высоты 8 км — 25 км (37 км для одноместного варианта).

В феврале 1936 г. руководством РНИИ были утверждены Разработанные С.П. Королевым и Е.С. Щетинковым основные тактико-технические требования к ракетоплану РП-218. Заявленные данные в проекте ракетоплана РП-218 были в то время реально достижимы и обеспечивались применением конструктивных решений, практическая осуществимость которых

тогда уже не вызвала сомнений и которые уже тогда находились в стадии конструктивной разработки или в стадии испытаний и доводки. К ним относились, прежде всего, двигатели самолета [9. С. 399].

Двигатель ОРМ-70 (тактико-технические характеристики даны в табл. 7 прил. 1) был для ракетоплана РП-218 экспериментальным двигателем с тягой 300 кгс, работающий на азотной кислоте и керосине (рис. 2.11). Он был разработан в 1937 г. В этом двигателе использовано облегченное зажигательное устройство; центральный электрод токоприемника имел канал, служащий для замера давления в камере сгорания.

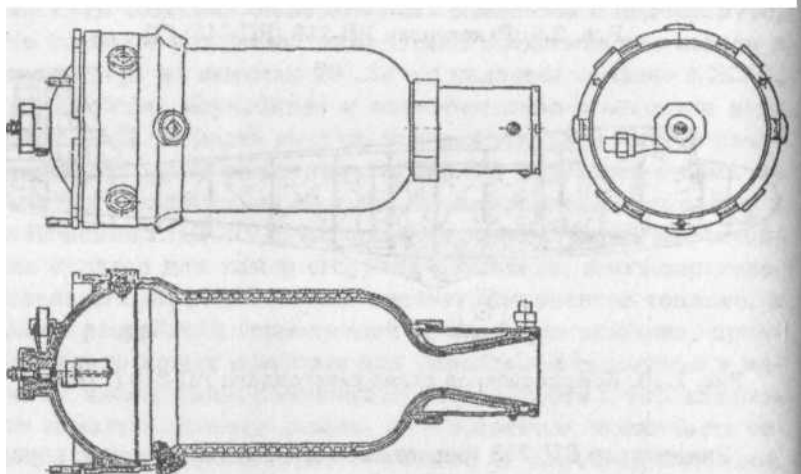


Рис. 2.11. Жидкостный ракетный двигатель ОРМ-70 [12]

Конструкция двигателя полностью разборная. Герметизация в местах сочленения головки (число форсунок — 8), камеры-сопла и их рубашек осуществлялась с помощью асбестовых прокладок. Материал головки и камеры-сопла — сталь ЭЯЗС, рубашек — дюралюминий. Максимальный диаметр камеры сгорания — 200 мм, длина — 500 мм. Вес двигателя около 5 кг. Двигатель изготовлялся в 1937—1938 гг., но не испытывался [12].

Двигатель создавался под руководством В.П. Глушко, коллектив которого еще в 1933 г. создал двигатель ОРМ-52 (тактико-технические характеристики приведены в табл. 7 прил. 1)

такой же тягой (рис. 2.12). Один из образцов ОРМ-52 прошел в 1935 г. стендовые испытания, развил тягу 300...320 кгс и сохранил полную работоспособность после 29 пусков с суммарной наработкой около 8 мин.

По словам самого В.П. Глушко: «К концу 1933 г. нам удалось преодолеть основные трудности, связанные с обеспечением надежной работы ЖРД. В этом году официальные стендовые испытания прошли ЖРД ОРМ-50 и ОРМ-52 тягой 150 и 300 кгс соответственно, с химическим зажиганием азотно-керосинового топлива. Эксплуатационные удобства и доступность азотно-кислотных окислителей заставили отдать им предпочтение по сравнению с криогенными окислителями. Давление в камере сгорания 20...25 атм. Последние испытания ЖРД ОРМ-52 дают удельный импульс 210 с. Эти двигатели допускали многократное использование» [13. С. 480].

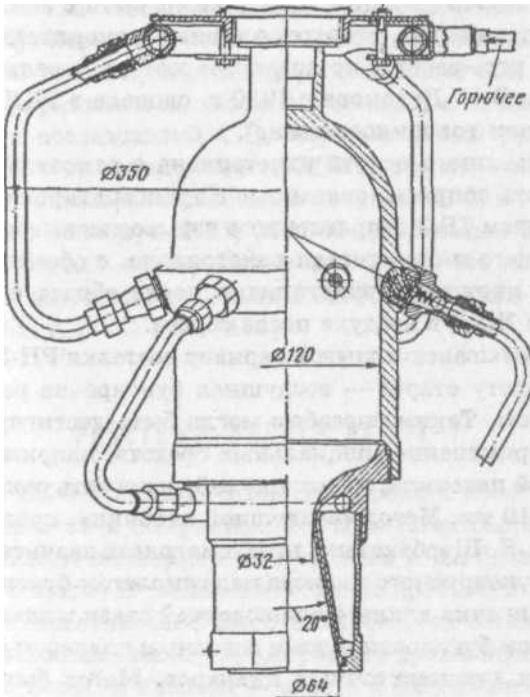


Рис. 2.12. Жидкостный ракетный двигатель ОРМ-52 [12]

Относительно новым решением, заложенным в конструкцию РП-218, была и герметичная кабина, обеспечивающая нормальную жизнедеятельность экипажа на большой высоте. Тогда уже имелся опыт постройки и эксплуатации таких кабин для стратостатов, решалась задача создания авиационных гермокабин регенеративно-инжекторного типа для высотного самолета БОК-1 и стратосферного планера СП, велись работы над высотными скафандрами (руководители работ В.А. Чижевский и А.Я. Щербаков).

Сложной задачей являлась и проблема достижения ракетопланом заданной высоты полета.

Предусматривались два варианта старта РП-218: самостоятельный взлет ракетоплана с земли и старт его в воздухе после подъема на высоту с помощью самолета-носителя или путем буксировки.

При старте с земли на ракетоплане могла быть достигнута высота 13...16 км. Для облегчения взлета с земли предполагалось применить твердотопливные ускорители взлета с тягой 150 кгс, работы по созданию которого велись под руководством В.И. Дудакова с 1930 г. сначала в ГДЛ, а затем в РНИИ (о чем говорилось выше).

Для успешного старта ракетоплана с самолета ТБ-3 надо было решить вопросы, связанные с транспортировкой самолетом-носителем ТБ-3 заправленного взрывоопасными компонентами горючего и окислителя ракетоплана, с обеспечением устойчивого движения ракетоплана после сброса с носителя, с запуском ЖРД в воздухе после сброса.

Прорабатывался и другой вариант доставки РП-218 на требуемую высоту старта — воздушная буксировка ракетоплана за самолетом. Таким способом могла быть достигнута высота 4...5 км. Применение специальных средств, например, метода «воздушной цепочки», позволяло забуксировать ракетоплан на высоту 8...10 км. Метод «воздушной цепочки», предложенный в 1935 г. А.Я. Щербаковым, предусматривал значительное превышение буксируемого планера над самолетом-буксировщиком путем увеличения длины буксировочной связи и введения между самолетом-буксировщиком и основным планером одного или нескольких промежуточных планеров. Метод был проверен 12 июня 1936 г. полетом «воздушной цепочки» из самолета Р-Z, промежуточного планера Г-12 и основного планера Г-9.

ОГНЕННЫЕ КРЫЛЬЯ

г этом полете летчик В.П. Федоров на планере Г-9 достиг высоты 12 105 м, имея превышение над самолетом-буксировщиком 4000 м. Воздушная буксировка обеспечивала более простой и безопасный старт ракетоплана на расчетной высоте после отцепки от буксировочного троса.

Как уже говорилось выше, многие конструктивные решения, примененные в проекте ракетоплана РП-218, находились в стадии испытаний и доводки. Но комплексно в конструкции одного самолета эти решения еще не применяли. Кроме этих проблем было много других еще не решенных вопросов, например, связанных с аэродинамикой самолета, его устойчивостью и управляемостью. Полное отсутствие опыта проектирования и создания таких самолетов требовало выполнения обширной программы значительных по объему и продолжительных по времени теоретических, опытно-конструкторских и экспериментальных исследований.

Одним из главных направлений экспериментальных исследований С.П. Королев считал отработку двигательной установки самолета, проверку и отладку работы двигателя, систем его питания и управления на наземных стендах, а также в полете. Для летных исследований С.П. Королевым был разработан и защищен на техническом совете РНИИ в ноябре 1936 г. проект экспериментального ракетного планера РП-218—1 (позднее РП-318—1) с опытным ЖРД ОРМ-65, разработки В.П. Глушко. Этот ракетный планер был создан на основе конструкции спортивного двухместного планера СК-9, созданного С.П. Королевым в 1935 г. [9. С. 399—402].

РАКЕТНЫЙ ПЛАНЕР РП-318—1

Планер СК-9 предназначался для дальних полетов на буксире за самолетом и по сравнению с обычными спортивными и тренировочными планерами того времени имел более высокую нагрузку на крыло и увеличенный запас прочности. Конструктивной особенностью СК-9 было наличие трех багажных отсеков, расположенных между лонжеронами крыла непосредственно у центра тяжести планера — одного в фюзеляже за кабиной пассажира и двух в центроплане у бортов фюзеляжа. Эти особенности сделали СК-9 наиболее пригодным для переоборудо-

вания в летающую лабораторию по отладке и летным испытаниям ЖРД, получив обозначение РП-318—1 (рис. 2.12, 2.13).

Двигатель ОРМ-65, который должен был иметь регулирующую в полете тягу от 50 до 175 кгс, устанавливался на консольной раме, крепившейся к силовому шпангоуту, замыкавшему хвостовую часть фюзеляжа планера. Для защиты руля направления от выхлопной струи двигатель закрывался сверху



Рис. 2.13. Ракетный планер РП-318—1

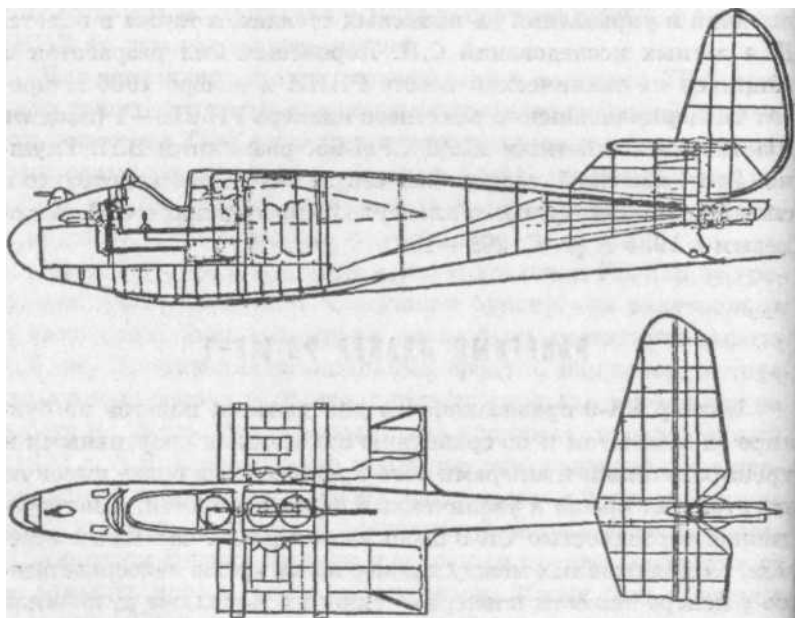


Рис. 2.14. Компоновочная схема ракетного планера РП-318—1

металлическим козырьком, а нижняя часть руля направления обшивалась листом нержавеющей стали. Три топливных бака емкостью по 20 литров для питания двигателя располагались последовательно друг за другом в фюзеляже. В отсеке задней кабины для пассажира устанавливался бак с горючим (керосином), а в фюзеляжном багажном отсеке размещались два бака с окислителем (азотной кислотой). На случай негерметичности баков с окислителем они устанавливались в специальных дюралюминиевых ваннах, имевших слив за борт. Общий запас топлива на борту ракетного планера (75 килограмм) обеспечивал непрерывную работу двигателя в течение 100 с. Компоненты топлива подавались в камеру сгорания двигателя по вытеснительной схеме — давлением сжатого воздуха из четырех баллонов емкостью по 5 л, расположенных в крыльевых багажных отсеках планера, по два баллона с каждой стороны фюзеляжа.

Двигательная установка ракетного планера РП-318—1 была полностью изготовлена, собрана и подготовлена к испытанию к 1 сентября 1937 г. [9. С. 402, 403].

Рассмотрим историю создания и конструкцию ЖРД ОРМ-65 (тактико-технические характеристики даны в табл. 7 прил. 1).

В 1936 г. для ракетного планера РП-318—1 и крылатой ракеты 212 потребовался ЖРД, разработкой которого был озадачен отдел РНИИ, руководимый В.П. Глушко. Двигатель должен был развивать тягу 150...160 кгс при продолжительности работы в течение одного пуска не менее 75 с и удельном импульсе не менее 180 с. Масса двигателя ограничивалась 10 кг. Разброс величины средней тяги при отдельных пусках двигателей в период установившейся работы не должен был превышать ± 3 кгс. Разность между значениями средней тяги и наибольшей и наименьшей тягой при одном пуске двигателя в период установившейся работы — не более ± 3 кгс. Давление подачи топлива — не более 35 атм. Двигатель должен был нормально работать в горизонтальном и вертикальном положении, а также при дросселировании входного давления с 35 до 12 атм путем изменения расхода топлива. Особое внимание было уделено обеспечению высокой надежности запуска и работы. В соответствии с этими требованиями в 1936 г. были спроектированы, построены и испытаны ОРМ-64 как экспери-

ментальный и ОРМ-65 как основной вариант двигателя. Двигатель ОРМ-65 (рис. 2.15) успешно прошел доводочные и официальные стендовые испытания в 1936 году как в вертикальном (соплом вниз), так и горизонтальном положениях. Он в свое время был наиболее отработанным и совершенным. Основные данные, полученные на испытаниях двигателя в 1936 г., существенно превышали заданные тактико-технические требования (ТТТ), кроме массы, и были следующие: тяга у земли на максимальном режиме — 175 кгс, на номинальном режиме — 155 кгс и на минимальном режиме — 50 кгс; удельный импульс на максимальном режиме — 1 923 м/с, на номинальном режиме в среднем за все время работы на установившемся режиме — 2109 м/с; давление в камере на максимальном режиме — 25 атм, на номинальном режиме — 23 атм и на минимальном режиме — 8 атм; расход топлива на максимальном режиме — 0,9 кг/с, на номинальном режиме — 0,738 кг/с. Способ пуска — ручной по сигнальной лампе, либо автоматический.

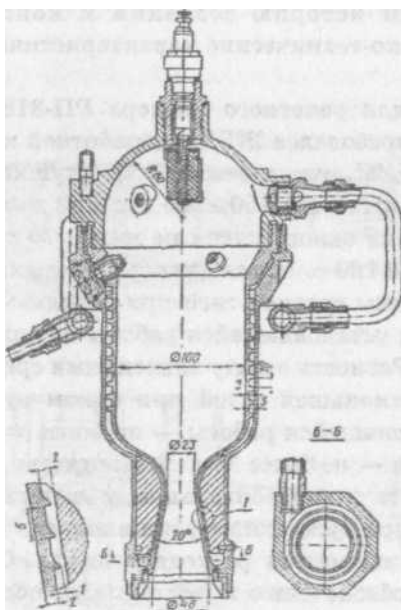


Рис. 2.15. Жидкостный ракетный двигатель ОРМ-65 [12]

Камера сгорания ОРМ-65 объемом 2,01 л состояла из трех стальных основных частей: форсуночной головки, камеры-сопла и рубашки, самоуплотняемых асбестовой прокладкой. Головка камеры, предназначенная для подготовки топлива к горению, с внутренним пленочным охлаждением имела рабочую температуру поверхности в 300..400°C. Камера-сопло представляла собой цилиндрическую часть камеры сгорания, изготовленную заодно с соплом, она оснащалась наружным проточным охлаждением. Для усиления теплоотдачи на камере-сопле на двух участках имелось винтовое оребрение. Перепад давления по тракту охлаждения — 3,5 атм при работе на номинальном режиме.

Необходимый зарубашечный зазор на сопле обеспечивался установкой двух алюминиевых профилированных вкладышей.

Сопло было снабжено компенсатором — свинцовой прокладкой, прижимаемой резьбовым кольцом. Такой компенсатор не препятствовал температурному удлинению камеры-сопла относительно более холодной рубашки (при этом свинец вытекал в кольцевой зазор между рубашкой и камерой-соплом) и в то же время обеспечивал герметичность уплотнения. После каждого испытания прижимное кольцо следовало подтягивать для восстановления герметичности.

Компоненты топлива впрыскивались в камеру сгорания через форсунки центробежного типа (три форсунки окислителя и три форсунки горючего — чередующиеся через 60°). Форсунки окислителя были установлены в головной части камеры под углом 60° к оси и направлены в сторону, противоположную соплу. Форсунки горючего устанавливались на головке нормально к ее оси.

Зажигательное устройство состояло в основном из свечетокосприемника, патронника с электрозапалом и зажигательной пиротехнической (нитратно-металлической) шашки.

При замыкании цепи проволочка, имеющаяся в электрозапале, перегорая, поджигала навеску бездымного пороха в патроннике. Раскаленные пороховые газы, выходя через каналы патронника, воспламеняли шашку. Зажигательная шашка, горящая с торца, имела цилиндрическую форму 24 мм в диаметре и 40 мм длиной с центральным внутренним каналом, бронированным дюралюминиевой трубкой.

Подача компонентов производилась только после надежного воспламенения зажигательной шашки. Это достигалось

тем, что в цепь зажигания параллельно с контрольной лампочкой, установленной на пульте управления, или автоматом пуска был включен шунт малого сопротивления, пропущенный через поперечное сверление в шашке. При перегорании шунта лампочка загорается в полный накал, что служит сигналом для открытия топливных клапанов при ручном пуске, либо приводится в действие автомат пуска. Расстояние шунта от торца шашки с воспламеняемым составом подобрано так, чтобы его перегорание происходило приблизительно через 4 с, когда шашка достаточно разгорится.

Двигатели ОРМ-65 выдерживали многократные пуски. Например, ОРМ-65 № 1 за 49 пусков наработал на земле 30,7 мин, в том числе:

- на стенде — 20 пусков (17 сентября — 5 ноября 1936 г.);
- на крылатой ракете 212 — 8 пусков (29 апреля — 9 сентября 1937 г. и 2 октября — 8 октября 1938 г.);
- на ракетном планере РП-318—1 — 21 пуск (16 декабря 1937 г. — 11 января 1938 г.).

При первом наземном огневом испытании на ракетопланере РП-318—1 (16 декабря 1937 г.) двигатель ОРМ-65 № 1 проработал в течение 92,5 с. В последующие 26 дней было проведено еще 20 подобных пусков. Число пусков в день доходило до пяти (например, 11 января 1938 г.).

Двигатель ОРМ-65 № 2 испытывался на РП-318—1 и крылатой ракете 212 — 16 раз; на шестом пуске он проработал на ракетном планере РП-318—1 при наземных испытаниях 11 марта 1938 г. непрерывно 230 с; после выполнения регламентных работ на ракетном планере наземные огневые испытания ОРМ-65 № 2 были продолжены. В период с 3 февраля по 15 сентября 1938 г. было проведено 9 пусков. Два пуска этого экземпляра двигателя были произведены в летных испытаниях на крылатой ракете 212 — 29 января 1939 г. Согласно актам летных испытаний запуск и работа двигателя ОРМ-65 были удовлетворительными [12].

Во всех испытаниях двигатель запускался сразу и плавно, работал устойчиво и легко останавливался. Испытатели отмечали, что материальная часть как самого планера РП-318—1, так и двигателя ОРМ-65 в течение всех наземных испытаний вела себя безукоризненно, не наблюдалось никаких неполадок или отказов. Установленная система уп-

давления и запуска двигателя оказалась достаточно удобной в работе при управлении из кабины летчика. После дополнительных 7... 10 наземных пусков двигателя предполагали провести летные испытания ракетного планера РП-318—1 летом 1938 г. по программе испытаний, составленной С.П. Королевым [9. С. 403].

Но в результате организационных перемещений (арестов ведущих специалистов) в структуре РНИИ испытания рП-318—1 были приостановлены, а затем эта тематика была передана из РНИИ в отдел специальных конструкций (ОСК) на заводе № 1 имени Авиахима, где под руководством А.Я. Щербакова были сосредоточены работы по освоению высотных полетов. Коллектив ОСК разрабатывал методику и технику буксировочных полетов, вел работу по созданию высотных планеров, авиационных герметических кабин, ПВРД, пригодных для установки на самолет. В ОСК в 1939 г. были возобновлены работы над ракетным планером РП-318—1, а также было принято решение установить на РП-318—1 (основные тактико-технические характеристики приведены в табл. 2 прил. 1) новый двигатель РДА-1—150 конструкции Л.С. Душкина (рис. 2.16). Он был создан на базе двигателя

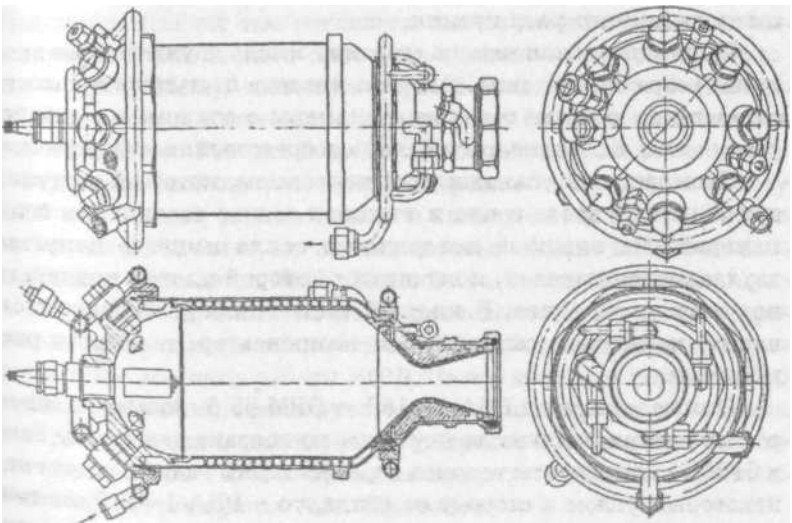


Рис. 2.16. Жидкостный ракетный двигатель РДА-1 —150 [12]

ОРМ-65 и имел максимальную тягу 150 кгс, минимальную — 50 кгс. Система подачи компонентов топлива — вытеснительная. Управление тягой осуществлялось при помощи дроссельных кранов на линиях подачи топлива.

Для обеспечения полной безопасности летчика систем питания и сам двигатель ракетоплана РП-318—1 были тщательно проверены при стендовых испытаниях, продолжавшихся более трех лет (1937—1940). Ведущим инженером по двигательной установке был А.В. Палло.

Рассмотрим конструкцию двигателя РДА-1—150, тактико-технические характеристики которого даны в табл. 7 прил. 1. Как уже говорилось, двигатель РДА-1—150 разрабатывался под руководством Л.С. Душкина и А.В. Палло на топливе, состоящем из азотной кислоты и керосина, и был рассчитан на тягу в 150 кгс. На неохлаждаемой сферической головке располагались центробежные форсунки — восемь основных топливных и две пусковых — так, что потоки компонентов топлива направлялись в центр полусферы, к зоне соединения головки с цилиндрической частью камеры. В верхней части головки по оси камеры имелась горловина для зажигательного устройства. Головка крепилась к цилиндрической части камеры с помощью резьбы. В месте стыка находился сальниковый компенсатор линейного расширения.

Цилиндрическая камера сгорания имела двухзаходные винтовые ребра охлаждения. Азотная кислота поступала в полость охлаждения в месте соединения камеры с соплом, а затем через прорези в головке поступала непосредственно к форсункам.

Съемное сопло охлаждалось керосином, который поступал за рубашку у среза сопла и выходил в зоне соединения его с камерой. На внешней поверхности сопла имелась винтовая двухзаходная нарезка, к вершинам которой плотно прилегали полувкладыши сопла. В нижней части сопла (у выходного сечения) находился сальниковый компенсатор линейного расширения.

Основное отличие РДА-1—150 от ОРМ-65 было в измененной расположении топливных форсунок на головке двигателя. Если в ОРМ-65 компоненты топлива впрыскивались радиально или под некоторым углом в сторону от сопла, то в РДА-1—150 все топливо направлялось к центру камеры, в сторону сопла, а форсунки располагались на одной окружности под одинаковым углом

камеры. Однако именно это отличие привело к существенно-
му снижению основных характеристик двигателя.

Стендовые испытания двигателя РДА-1—150 начались во второй половине 1938 г. Испытание проходили два одинаковых образца, с которыми провели около 20 пусков. В январе 1939 г. на зачетном испытании один из образцов проработал без повреждений 200 с.

С марта по сентябрь 1939 г. проводились комплексные испытания на ракетном планере совместно с системой подачи топлива и с системой управления. За этот период времени двигатель выдержал 108 огневых испытаний, показав следующие результаты: тяга — 140 кгс (175 кгс ОРМ-65), удельный импульс при давлении в камере 18 атм достигал 1 825 м/с (вместо 2060...2109 м/с ОРМ-65).

В результате испытаний РДА-1—150 была достигнута надежная работа двигателя, были отработаны запуск, управление режимом и выключение двигателя из кабины ракетного планера, получен опыт эксплуатации, позволявший экспериментаторам после наземных испытаний двигателя начать летные испытания [12].

28 февраля 1940 г. с взлетной полосы аэродрома Бюро особых конструкций (БОК), который находился в подмосковных Подлипках (сейчас там располагается территория головного научно-исследовательского института ракетно-космической отрасли — ЦНИИМаш), состоялся первый полет ракетного планера РП-318—1 с включенным двигателем (летчик-испытатель В.П. Федоров). Ракетный планер был забуксирован самолетом Р-5 (летчик Фиксон, пассажиры Щербаков и Палло) на высоту 2800 м за 31 мин, затем отцеплен и планировал до высоты 2600 м со скоростью 80 км/ч, где летчик перевел аппарат в горизонтальный полет и включил ЖРД. Через 5...6 с скорость возросла примерно до 140 км/ч в горизонтальном полете. Далее летчик перешел на набор высоты со скоростью 120 км/ч и выдержал эту скорость 110 с до конца работы ЖРД. За это время он набрал 300 м высоты (до 2900 м), после чего перешел на планирование, за время которого выполнил ряд глубоких спиралей и разворотов на скоростях 100...165 км/ч, и произвел посадку в намеченной точке. Полет сфотографировал А.Я. Щербаков.

^а Донесении о полете В.П. Федоров отмечал, что пример-
⁰ на пятой-шестой секунде после включения ЖРД скорость

И. ЕВТИФЬЕВ

планера возросла с 80 до 140 км/ч. На всем протяжении работы двигателя В.П. Федоров не ощутил ни вибраций, ни нарушения характеристик-управляемости РП-318—1. По его оценке, машина вела себя нормально. При выполнении первого полета РП-318—1 давление в камере сгорания ЖРД было ограничено 12 атм (вместо нормальных 18), что соответствовало тяге двигателя 90 кгс. В марте 1940 г. В.П. Федоров совершил еще два успешных полета на РП-318—1. Все полеты проводились над территорией аэродрома [9. С. 403].

Полет ракетного планера РП-318—1 имел большое значение для развития отечественных жидкостных ракетных двигателей и летательных аппаратов с этими двигателями.

В 1939 г. для ракетного планера РП-318—1 разрабатывался под руководством Л.С. Душкина и другой ЖРД, получивший обозначение РДА-300. Этот двигатель был рассчитан на тягу в 300 кгс и должен был обеспечить самостоятельный взлет ракетного планера без буксирования самолетом. Двигатель РДА-300 по своей конструкции отличался от двигателя РДА-1—150 только габаритами. В связи с требованием повышения удельного импульса до 1962 м/с расчетное давление в РДА-300 было увеличено. К концу первой половины 1939 г. проектирование и изготовление двигателя были закончены. Одновременно с этим разрабатывался вариант РДА-300, в конструкцию которого были внесены уже принципиальные изменения, намеченные после обработки результатов испытаний РДА-1—150. Повышалась надежность системы охлаждения благодаря использованию обоих компонентов; улучшились условия залуска и качество смесеобразования. Двигатель, прошедший огневые испытания, имел головку, по устройству и принципу работы существенно отличающуюся от головок всех предшествующих образцов. Она имела шнековые форсунки, направляющие поток в сторону сопла и обеспечивающие мелкий распыл и хорошее перемешивание компонентов. Азотная кислота из полости охлаждения цилиндрической части камеры поступала по каналам в головку к игльчатым запорным кранам на две форсунки каждый. Аналогично керосин из охлаждающего тракта поступал к игльчатым запорным кранам у керосиновых форсунок.

На головке размещались не только основные, но и пусковые форсунки, обеспечивавшие надежный запуск двигателя [112]

В том же 1939 г. был создан еще один двигатель **РДК-1—150**, работавший на спиртокислородном топливе (рис. 2.17).

Двигатель РДК-1—150 был создан с целью экспериментальной проверки возможности и целесообразности применения кислородных двигателей на пилотируемых летательных аппаратах, работающий на жидком кислороде и этиловом спирте. Конструкторы двигателя Л.С. Душкин и В.А. Штоколов выбрали для РДК-1—150 планер Г-14, который по сравнению с рП-318—1 обладал большей грузоподъемностью и позволял размещать в нем большие емкости для топлива.

При разработке двигателя РДК-1—150 широко использовался опыт работы РНИИ над азотнокислотными двигателями.

Головка двигателя РДК-1—150 представляла собой полу-сферу с двенадцатью центробежными форсунками для кислорода и форсуночным блоком с шестью спиртовыми форсунками. Между форсунками были установлены две авиационные свечи для зажигания. Вследствие малой мощности источника воспламенения в последующих образцах от такого метода зажигания отказались и стали применять пиротехническое и химическое зажигание.

Камера сгорания состояла из внутренней стенки, изготовленной из красной меди, и рубашки, выполненной из дюралюминия. Медная камера имела на наружной поверхнос-

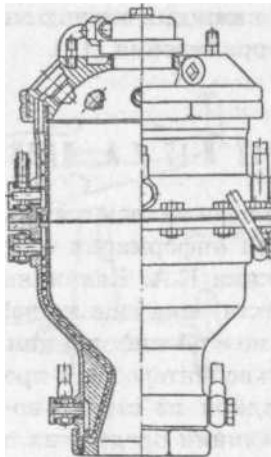


Рис. 2.17. Жидкостный ракетный двигатель РДК-1—150 [12]

ти винтовую четырехзаходную нарезку для протока жидкого кислорода.

Сопло и камера соединялись между собой с помощью фланцев. Сопло состояло из внутренней медной стенки, дюралюминиевой рубашки и вкладыша.

Четырехзаходная винтовая нарезка на наружной поверхности стенки образовывала каналы проточного тракта охлаждения, причем в качестве жидкости, охлаждающей сопло, использовалось горючее — спирт, который, пройдя по каналам охлаждения сопла, поступал по трубопроводам в верхнюю часть головки камеры и в стакан с форсунками.

Двигатель РДК-1—150 прошел серию огневых испытаний в мае 1938 года. На первых испытаниях камера прогорала в местах, где струйки кислорода попадали на стенки. После некоторых изменений конструкции головки разрушения прекратились. По результатам испытаний в сентябре 1938 г. при давлении в камере в 10 атм была зафиксирована тяга в 150 кгс и удельный импульс — 1 962 м/с.

В январе 1940 г. двигатель прошел огневые испытания на макете планера Г-14, проработав на режиме расчетной тяги 72 с при давлении в камере в 11 атм.

При сравнении двигателей РДА-1—150 и РДК-1—150, предназначенных для пилотируемых летательных аппаратов, с их эксплуатационным, экономическим и весовым показателям было установлено, что каждый из них может найти свою область рационального применения [12].

САМОЛЕТ К 15 К.А. КАЛИНИНА

В настоящее время появились статьи, в которых в малом объеме дается информация о проекте ракетного самолета К-15 конструкции К.А. Калинина, но серьезного рассмотрения этого проекта пока еще не наблюдается. У автора тоже нет пока такой полной информации, чтобы можно было расписать этот довольно интересный проект. Здесь я просто приведу выдержку одной из статей по ракетной авиации «В 1936 году К.А. Калинин предложил проект сверхзвукового самолета К-15 с ракетным двигателем. Это был самолет «бесхвостка» с треугольным крылом большой стреловидности 1

большим треугольным килем, в корневой части которого размещалась кабина летчика. Эта компоновка, спустя восемь лет, появилась в проектах самолетов немецких конструкторов д. Липпиша и братьев Хортен» [14].

БЛИЖНИЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ БИ

РАЗРАБОТКИ О К Б 293 В.Ф. БОЛХОВИТИНОВА

Первым отечественным экспериментальным истребителем-перехватчиком с ЖРД стал «ближний истребитель» — БИ, а не «Березняк и Исаев», как переводили, в основном, это обозначение.

Конструкторами «ближнего истребителя» были молодые инженеры А.Я. Березняк и А.М. Исаев сотрудники ОКБ-293 Виктора Федоровича Болховитинова. В начале марта 1941 г. они по своей инициативе начали разработку проекта самолета. В то время проект «ближнего истребителя» обозначался литерой «Г» (рис.2.18, 2.19).

Самолет проекта «Г» представлял собой нормальный низкоплан цельнодеревянной конструкции с фюзеляжем типа полумонокок. В носовом отсеке размещались две пушки ШВАК с боезапасом по 45 снарядов на ствол, под ними — два бака с горючим (керосином) и пять баллонов со сжатым воздухом.

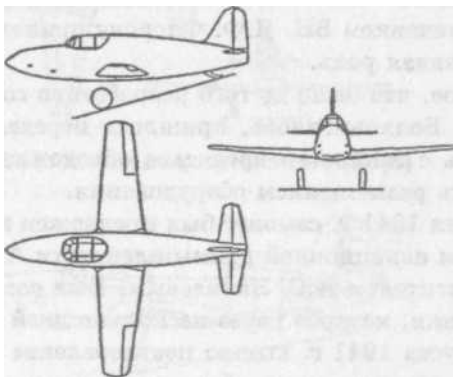


Рис. 2.18. Самолет проекта «Г»

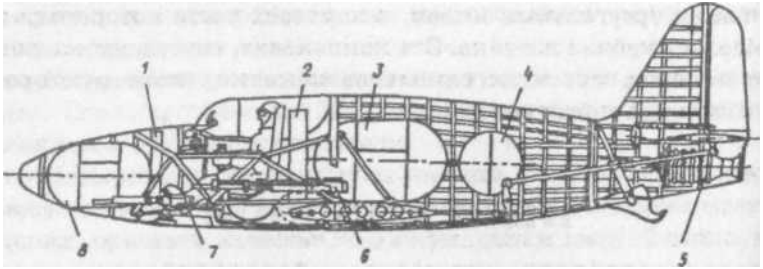


Рис. 2.19. компоновка самолета проекта «Г»:
1 — боезапас пулеметов калибра 7,62 мм; 2 — боезапас пулемета калибра 12,7 мм; 3 — баллон окислителя; 4 — баллон воздуха;
5 — камера ЖРД; 6 — пулемет калибра 12,7 мм;
7 — пулемет калибра 7,62 мм; 8 — баллон горючего

От кабины летчика носовой отсек отделяла стальная бронеперегородка толщиной 5,5 мм.

За наклонной бронеспинкой кресла размещались пять больших баков с азотной кислотой и воздушные баллоны вытеснительной системы подачи. Сепараторы и фильтры керосиновой и азотнокислотной систем были сгруппированы в отдельном блоке в хвостовой части фюзеляжа.

Этот вариант самолета был принят за основу. Дальнейшую разработку самолета возглавил опытный конструктор И.Ф. Флоров, перешедший в ОКБ-293 после прекращения работ по истребителю-биплану И-207 и роспуска его КБ. В создании облика самолета, вошедшего впоследствии в историю под обозначением БИ, И.Ф. Флорову принадлежит едва ли не самая главная роль.

Многое, что было до того разработано сотрудниками ОКБ-293 В.Ф. Болховитинова, пришлось переделывать. Начинать пришлось с эскизного проекта с обводов самолета «Г» и заканчивать размещением оборудования.

9 июня 1941 г. самолет был предложен в НКАП и одобрен Наркомом авиационной промышленности А.И. Шахуриным и его заместителем А.С. Яковлевым. Был составлен проект постановления, которое через несколько дней утвердили.

1 августа 1941 г. вышло постановление ГКО о строительстве и испытаниях истребителя-перехватчика БИ. Срок выпуска самолета был установлен жесткий — в 35 дней. Само-

лет был спроектирован и построен за рекордный срок. Через месяц и десять дней (15 сентября) после выхода постановления ГКО самолет в планерном варианте выкатили на взлетную полосу аэродрома [15].

Конструкция самолета — цельнодеревянная. Фюзеляж — фанерный монокок, оклеенный полотном. Крыло — многолонжеронное с фанерной обшивкой, оперение тоже из фанеры (толщина 2 мм). Рули и элероны — с полотняной обшивкой. Баки-баллоны — сварные из хромансиля. Шасси с колесами малых размеров убиралось пневматически в крыло в направлении оси самолета. Так как практически испытания проводились в значительной степени зимой, то колесное шасси заменили лыжами.

В фюзеляже самолета помещались баки для сжатого воздуха массой 22,4 кг, баки для керосина массой 31,2 кг и баки для азотной кислоты — около 80 кг. Масса различного оборудования — около 20 кг. Масса пустого самолета БИ-1 (рис. 2.20, 2.21) (опытного образца) составляла 790 кг, взлетная масса — 1650 кг [8. С. 272]. Основные тактико-технические характеристики самолета даны в табл. 2 прил. 1.

Первоначально летчику-испытателю Б.Н. Кудрину пришлось взлетать на буксире за Пе-2. В планерном варианте

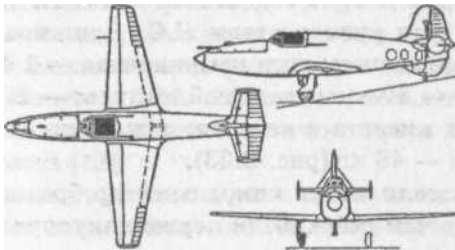


Рис. 2.20. Ближний истребитель БИ-Ц8]

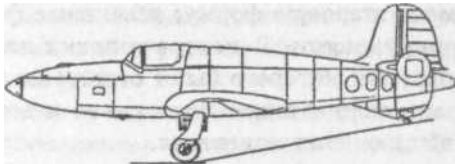


Рис. 2.21. Безмоторный вариант самолета БИ-1 [17]

с самолета были сняты основные аэродинамические характеристики, показавшие, что на пассивном участке полета самолет будет совершать движение без сюрпризов. Кроме этого, самолет был подвержен продувкам в натурной аэродинамической трубе Т-101 в ЦАГИ. Одновременно с этим в НИИ-3 (бывший РНИИ) работали над доводкой двигателя Д-1А-1100 для самолета БИ [15] (рис. 2.22).

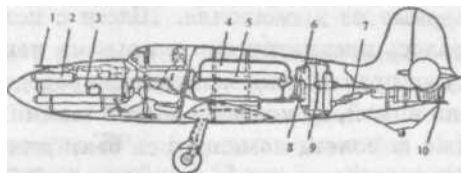


Рис. 2.22. Компоновочная схема самолета БИ-1:

1 — две пушки ШВАК; 2 — пять баллонов с воздухом для подачи горючего; 3 — два баллона с керосином; 4 — три баллона с кислотой; 5 — пять баллонов с воздухом для подачи кислоты; 6 — сепаратор системы подачи кислоты; 7 — фильтр системы подачи кислоты; 8 — сепаратор системы подачи керосина; 9 — фильтр системы подачи керосина; 10 — ЖРД

Двигатель Д-1-А-1100 создавался в РНИИ коллективом конструкторов под руководством Л.С. Душкина. Двигатель имел следующие данные: тяга номинальная — 1 100 кгс; давление в камере — 19 атм; удельный импульс — 2001 м/с; топливо — азотная кислота и керосин; зажигание — свеча накаливания; масса — 48 кг (рис. 2.23).

Сопло двигателя имело спиральное оребрение с постоянным шагом, причем ребра были перпендикулярны оси сопла, так что у среза они подходили к стенке под углом в 30°. Сопле охлаждалось керосином, а цилиндрическая часть камеры окислителем, протекающим по многозаходному винтовому тракту. Головка имела шаровую форму; шнековые форсунки располагались по окружности. В центре головки находился пусковой блок, форсунки которого были оснащены шариковыми клапанами, предотвращавшими подтекание и догорание компонентов при выключении двигателя.

Техническая задача по разработке двигателя Д-1-А-1100; (тактико-технические характеристики даны в табл. 7 прил.

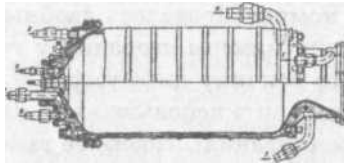


Рис. 2.23. Жидкостный ракетный двигатель Д-1-А-1100

для Л.С. Душкина была новой и сложной. Опыт по созданию ЙСРД с использованием в качестве компонентов топлива азотной кислоты и керосина ранее был накоплен в отделе РНИИ, которым руководил В.П. Глушко. Но он в это время в РНИИ уже не работал, а опыта по созданию ЖРД с тяговыми характеристиками в 1000 кгс и больше вообще не было в отечественной практике. Не менее сложной, чем разработка двигателя, была проблема разработки подачи топлива. По принятому распределению работ, создание топливных баков и всей системы питания ЖРД было возложено на ОКБ-293 В.Ф. Болховитинова по принципиальной схеме, выдаваемой из НИИ-3. Из первых опытов экспериментальной отработки насосной системы подачи для ЖРД Д-1-А-1100 стало ясно, что использование поршневых и колесных типов насосов невозможно, да и арсенал используемых материалов был весьма ограничен. Ввиду сложности доводки насосной системы подачи компонентов топлива, А.М. Исаев по предложению В.Ф. Болховитинова разработал совместно с М.В. Мельниковым к двигателю Д-1А-1100 вытеснительную систему подачи, применение которой потребовало пересмотра первоначального проекта самолета [12].

Это решение не являлось оптимальным, но позволяло существующими средствами создать двигательную установку. По техническому заданию, коллектив Л.С. Душкина должен был обеспечить переменный режим работы двигателя от 400 до 1 100 кгс тяги при постоянном давлении топлива и с многократным его запуском. Здесь пригодился опыт работы по ЖРД РДА-1—150 со схемой ступенчатого запуска с переходным пусковым режимом [17].

Из-за отсутствия нержавеющей стали, в конструкции ЖРД Д-1-А-1100 применялась углеродистая сталь С-54 с хромированием внешней и внутренней поверхностей. Межблочные уплотнения — жесткие (медные и алюминиевые кольца), тепло-

вое расширение компенсировалось двойным сальниковым уплотнением рубашки камеры сгорания у головки двигателя рубашки сопла по венчику диффузора. В качестве воспламенителя в первом варианте использовалась накаливая свеча (нихромовая нить накаливания). Позже ее заменили на селитовы: пуговичный элемент, причем последовательно с ним был включен еще один на приборной доске, для контроля. В ходе испытаний двигатель и его система питания совершенствовались, Первоначально испытания Д-1-А-1100 шли по двум направлениям. Сам двигатель отлаживался на стенде в КБ Л.С. Душк»на, а система питания — на «самолетном» стенде в ОКБ-29 В.Ф. Болховитинова [17].

Первой задачей было отладить герметичность всей системы и снять ее гидравлические характеристики. В целях ускорения времени отладки системы совмещали с отладкой элементов двигателя, в частности, зажигания пускового хода топлива. Отработку зажигания производили на открытой головке двигателя без сопла. На этих испытаниях первоначально не всегда четко происходило воспламенение пускового расхода, часто перегорала нить накаливания, а случалось и так, что внутри топливного жгута вспыхивал факел, не пламеня основную массу горючего. После на этом стенде СПЛИ проводили огневые испытания двигателя, в ходе которых произошла авария. Это случилось в эвакуации. С приближением немцев к Москве началась эвакуация многих предприятий на Восток, в том числе во второй половине октября 1941 года ОКБ-293 было эвакуировано на Урал в поселок Билимбай Свердловской области, а НИИ-3 эвакуировали в Свердловск.

20 февраля 1942 г. во время тренировки к запуску и эксплуатации ЖРД летчика-испытателя Г.Я. Бахчиванджи, когда прибывшего из Москвы, произошла авария.

А.В. Палло показал три раза Г.Я. Бахчиванджи, как запускается ЖРД с переходом на кратковременный рабочий режим. Затем Г.Я. Бахчиванджи занял место в кабине, спокойно и уверенно проверил напряжение в электросети, поднял давление в баках, произвел дренажирование топлива, затем включил накал селитового элемента, сектором газа открыл пусковой расход топлива, и двигатель вышел на пусковой режим. Послышался ровный глухой шум от горения пускового расхода топлива.

Затем по сигналу контрольной лампочки Бахчиванджи передвинул заблокированный для этого сектор газа на включение основного расхода топлива. Двигатель перешел на рабочий режим, и через 3...4 секунды произошел взрыв. При взрыве Г.Я. Бахчиванджи убрал сектор, чем перекрыл топливные краны. Но трубопровод окислителя был перебит головкой двигателя. Струя азотной кислоты облила лицо и одежду А.В. Палло. Все окуталось кислотными парами. Сопловый блок отбросило далеко в покрытый снегом водоем. А.В. Палло собирался выскочить из бокового выхода. Но его остановила мысль о летчике. Протянув руку в направлении кабины, он на ощупь обнаружил меховой воротник кожаного пальто Бахчиванджи, и сильно потянул за него. Вытолкнул пилота в передние входные ворота постройки. Там его подхватили механики и стали обмывать содовым раствором. А.В. Палло глубоко вдохнул свежий воздух, почувствовал сильное жжение лица и головой окунулся в снежный сугроб. Механики стенда вытащили его оттуда, увидели вместо лица зеленовато-желтую маску, опустили голову А.В. Палло в бак с содовым раствором. И все это происходило в течение нескольких минут. Прибежали руководители КБ, пострадавших срочно отправили в больницу, находившуюся в избе. А.В. Палло тогда очень повезло, глаза спасли очки, которые он одел в последний момент.

Тогда комиссия пришла к выводу, что случилось усталостное разрушение металла камеры сгорания под воздействием интеркристаллитной коррозии. Двигатель давно исчерпал свой ресурс (всего было изготовлено два, один из них использовался на отладочных испытаниях, второй предназначался к установке на самолет для летных испытаний). Стенд вскоре восстановили с внесением некоторых коррективов в систему питания ЖРД, и подготовка к первому полету была продолжена [17].

В связи с эвакуацией получилась задержка с установкой ЖРД Д-1-А-1100 на самолет. В Москве сделать не успели, а удалось сделать это только к весне 1942 г. в эвакуации.

30 апреля летчик-испытатель НИИ ВВС Г.Я. Бахчиванджи впервые запустил ЖРД из кабины самолета. Первый исторический полет был произведен 15 мая с аэродрома Кольцово. В этом полете продолжительностью 3 мин 9 с, за 60 с была достигнута высота 840 м, при максимальной скорости 400 км/ч зафиксирована скороподъемность 23 м/с.

Как происходил первый полет самолета БИ с включением ЖРД, рассказывал А.В. Палло: «Самолет пошел на взлет, быстро набрал скорость, поднялся энергичным набором высоты. Взлет зафиксировали в 21 ч 02 мин московского времени.

Выполнен левый разворот. Гул от работающего ЖРД слышался ясно. Наконец, исчезла в небе светящаяся течка от работающего двигателя, и появилось небольшое желтого цвета облако. Самолет в режиме планирования стал заходить на посадку, но почему-то слишком высоко. Бахчиванджи заметил это и стал выполнять попеременное скольжение на правое и левое крыло. Однако скорость оказалась недостаточной для выравнивания, машина приземлилась на повышенной вертикальной скорости, ударилась о землю шасси. Ось одного колеса разрушилась, и оно покатило вперед. Шасси подломилось! Самолет поднял столб пыли и остановился. Все произошло быстро и неожиданно. Все бросились со старта к распластанному на земле самолету. Я подсел на обгонявшую пожарную машину. Увидел: из самолета вылезает Г.Я. Бахчиванджи. ВЕ у него был явно обескураженный и растерянный. Почти одновременно подъехали члены летной комиссии П.И. Федоров и В.Ф. Болховитинов. Они усадили Григория Яковлевича в автомашину и уехали на командный пункт. Обслуживающий состав слил и завесил остатки топлива, сбросил давление из баллонов, снял приборы, обесточил машину и дегазировал незначительный разлив кислоты из сломанной при посадке трубки в хвостовой части самолета. Склонялись к тому, что неудача постигла Бахчиванджи из-за отсутствия опыта планерных полетов на БИ» [17].

Б.Е. Черток в то время руководил бригадой, занимающейся электросистемами для самолета БИ (он начал разработку системы наведения БИ на вражеские самолеты), в своей книге «Ракеты и люди» вспоминает: «В апреле мы почувствовали, что и на Урале может наступить весна. Первый самолет на двух грузовиках переправили в Кольцове на летную базу НИИ ВВС. Его собрали и поместили в ангаре, загородили брезентом и выставили часового. За брезент заходили только участники подготовки к полету. Ведущим инженером, руководившим подготовкой к летным испытаниям от нашего завода, Болховитинов, еще до эвакуации, назначил спокойного, очень дельного Алексея Рослякова.

Ведущим инженером от НИИ ВВС был назначен Михаил Таракановский, имевший уже богатый опыт авиационного инженера-испытателя. С началом испытаний все, имевшие к ним отношение, переселились в общежитие НИИ ВВС в Кольцова.

Самолет начали возить на буксире грузовика по полю аэродрома для проверки на «тряску». Сломали одну стойку шасси. Отремонтировали. Пробовали заправку, — обнаружили течь кислоты через кран. Кислоту слили, кран починили. Мелких замечаний было немного.

25 апреля 1942 г. появился приказ о создании Государственной комиссии по испытаниям. Председателем комиссии был назначен профессор Военно-воздушной академии генерал Владимир Пышнов. Госкомиссия утвердила программу, по которой испытания начинались с пробежки по аэродрому и подлетов на высоту одного — двух метров.

30 апреля Бахчи впервые провел огневые испытания двигателя на аэродроме. Это было сенсацией для военных летчиков, которые не могли понять, почему вокруг такой маленькой птички — планера — хлопочет большое число инженеров и высоких военных чинов.

2 мая Бахчи провел первую пробежку по аэродрому не на буксире грузовика, а с работающим двигателем. Это было уже вечером. Стемнело, и яркий сноп огня, с ревом вырывающийся из хвоста маленького самолетика, производил необычное впечатление. Во время пробежки Бахчи, убедившись, что хвост на скорости поднимается, прибавил газ, и машина оторвалась от земли. Самолет пролетел на высоте одного метра около пятидесяти метров и плавно приземлился. При осмотре была обнаружена парящая струя кислоты. Снова потребовался ремонт. Бахчи, выбравшись из кабины после подлета, доложил: «Самолет можно допустить к полету».

После пробежек и запусков были ремонты, регулировки, повторные проверки герметичности. Настраивали самописцы высоты, скорости, перегрузок, отклонения рулей и элеронов, занимались взвешиванием и балансировкой.

Первый полет был назначен на 12 мая. Дело было за хорошей видимостью на всем протяжении полета от взлета до посадки. Но с погодой не везло — шли дожди.

Никаких радиосредств на самолете не было. Тем более не существовали еще «черные ящики». Ни единого радиолокато-

ра на аэродроме тоже не было. Вся надежда была на визуальный контроль с земли, послепосадочный доклад летчика и работку записей установленных на самолете хрупких самописцев, если, даст бог, они сохранятся.

Председатель Государственной комиссии Пышнов провел заседание, рассмотревшее итоги стендовых испытаний, отчете о пробежках и подлетах, замечания ведущих инженеров Рслякова и Таракановского. Рассмотрели нарисованную на лист ватмана схему полета. Бахчи доложил, что к полету готов.

Наконец по совету метеослужбы назначили вылет на 12 15 мая. Но к этому времени снова все небо заволочило низкими тучами. Мы ругали погоду и сочувствовали сотням любопытных которые, несмотря на секретность, для лучшего наблюдения бирались на крыши ангаров, домов, влезали на деревья, СТЯмясь разглядеть нечто, ради чего на аэродроме с утра былашина. Были отменены все другие полеты. Впервые запрет! посадку боевых самолетов, использовавших Кольцово как *и* межоточный аэродром при перелете с сибирских заводов на фронт

После многих дней напряженной работы безделье в *о*ждании погоды создавало нервную обстановку. Нервничал Бахчи. В 16 часов начальник НИИ ВВС П.И. Федоров, нервничавший не меньше нас всех, предложил Бахчиванджи взлететь на учебном самолете, чтобы определить видимость аэродрома и ориентиров с воздуха. Через 20 минут, вернувшись после полета, Бахчи доложил: «Идет погода. Можно лететь!»-.)

День угасал, надо было лететь. Еще, в который раз, осмелился самолет. Больше всех принохивался к парам кислот Арвид Палло. Все, кому положено, доложили о готовности Болховитинов обнял и по-мужски поцеловал Бахчи.

Летчик легко влез в кабину и начал уstraиваться, в который раз потрогал сектор газа, покачал ручкой «на себя — себя», пошевельнул педали. Все отошли от самолета, кроме Палло. Он в последний раз хотел убедиться, что никакой течи нет. Внешне все было сухо.

Бахчи спокойно сказал: «От хвоста», — закрыл фонарь* включил подачу компонентов и зажигание.

Мы все столпились метрах в пятидесяти от самолета. Каждый из нас уже не раз видел работу двигателя на стенде и пробежках самолета здесь, на аэродроме. Когда из хвоста крохотного самолета вырвалось ослепительное пламя, все вздрог^

нули. Видимо, сказалось нервное напряжение длительного ожидания.

Рев двигателя над затихшим аэродромом и яркий факел возвестили начало новой эры. Сотни людей 15 мая 1942 г. наблюдали, как самолет стал быстро разбегаться по взлетной полосе. Он легко оторвался от земли и взлетел с резким набором высоты. С работающим двигателем самолет развернулся в одну сторону на 90 градусов, потом в другую, только успел перейти с крутого подъема на горизонтальный полет — и факел исчез.

Росляков, стоящий рядом, взглянул на остановленный хронометр: «Шестьдесят пять секунд. Топливо кончилось».

Садился БИ, стремительно приближаясь к земле с неработающим двигателем. Это была первая для Бахчи посадка в таком режиме. Она получилась жесткой. Одна стойка шасси подломилась, колесо отскочило и покатилося по аэродрому. Бахчи успел откинуть фонарь и выбраться из машины раньше, чем подъехали Федоров и Болховитинов, а также пожарная и санитарная машины. Бахчи был очень огорчен неудачной посадкой. Но подумаешь, какая беда — подломилось шасси» [18. С. 128-133].

В связи с поломкой стойки шасси, которая привела к разрушению хвостовой части, второй полет состоялся только 10 января 1943 г., к этому времени успели построить еще один экземпляр самолета — БИ № 2. Бахчиванджи отлично выполнил полетное задание. Самописцы зафиксировали высоту 1100 м, скорость — 400 км/ч, время работы ЖРД — 63 секунды.

Спустя несколько дней Бахчиванджи был вызван в Москву в НКАП для участия в макетной комиссии, где утверждался эскизный проект и макет ракетного истребителя 302 (по имени Главного конструктора А.Г. Костикова самолет получил обозначение Ко-1).

12 января в третий полет вместо Бахчиванджи пошел летчик-испытатель К.А. Груздев, который разогнал самолет в соответствии с заданием до 675 км/ч на высоте 2000 м. Тяга двигателя была отрегулирована на максимальное значение 1100 кгс. Летчик-испытатель успешно осуществил полет и посадку. Но при взлете у БИ № 2 (рис. 2.24) оторвалась правая лыжа, поэтому при посадке поврежденная стойка обломилась. Далее полеты возобновились только в марте. К началу марта

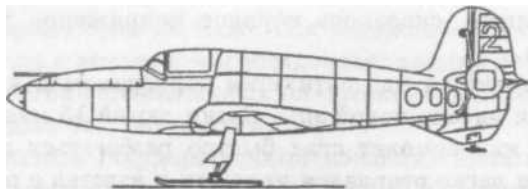


Рис. 2.24. Самолет БИ № 2 [17]

1943 г. самолет после ремонта был подготовлен к продолжению испытаний.

11 марта 1943 г. в четвертом полете при скороподъемности 82 м/с Бахчиванджи набрал высоту 400 м. Общая продолжительность полета составила 6 мин. Двигатель проработал 80 с. Успешно прошел и пятый полет 14 марта 1943 г. После этого полета самолет БИ № 2 был снят с испытаний, так у него потекли кислотные баки.

К этому времени был построен и подготовлен к летным испытаниям самолет БИ № 3 (рис. 2.25), который ничем не отличался от самолета БИ № 2. На этом самолете Бахчиванджи совершил первый полет, который стал шестым по счету полетом на самолете БИ. Взлетная масса самолета БИ № 3 была полной, тяга ЖРД — наибольшей. Этот полет Бахчиванджи выполнил без замечаний. Ему оставалось произвести проверку поведения самолета на более высоких скоростях. На следующий, седьмой, полет было дано задание на достижение наибольшей скорости: 750...800 км/ч. При осуществлении задания на 78-й секунде полета на высоте 200 м самолет вдруг опустился и вошел в пикирование под углом 45...50 градусов. Самолет врезался в землю, и Бахчиванджи погиб. Эта трагедия произошла 27 марта 1943 г.

Григорий Яковлевич Бахчиванджи был удостоен звания Героя Советского Союза только в 1973 г. — спустя 30 лет.

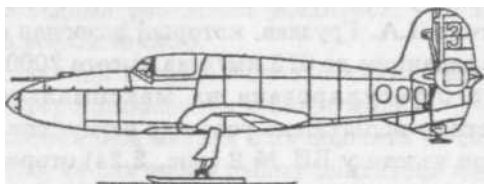


Рис. 2.25. Самолет БИ № 3 [17]

После продолжительного перерыва в летных испытаниях, связанного с расследованием причин катастрофы, на аэродром вышел следующий самолет — БИ № 4, вооруженный настоящими пушками ШВАК с боекомплектом. Для охлаждения затворных механизмов пушек между их стволами был поставлен небольшой воздухозаборник. На этом самолете летал Б.Н. Кудрин, но отстрел орудий при этом не производился. Вообще на БИ не производилось никаких стрельб ни на земле, ни в воздухе. На этом первый этап летных испытаний самолетов БИ был завершен.

Еще с середины 1942 г., параллельно с испытаниями опытного самолета БИ на заводе А.С. Москалева в условиях большой секретности был развернут выпуск войсковой серии самолетов БИ-ВС (рис. 2.26). От опытного самолета БИ № 4 серийные образцы отличались подвесной кассетой с 10 бомбами калибра более 2 кг, обладавшими внушительной убойной силой. Корпус бомб был выполнен из термитных магниевых сплавов, использован новый вид взрывчатого вещества. После гибели Г.Я. Бахчиванджи, уже построенные 30...40 самолетов БИ-ВС вынуждены были уничтожить [15].

Разработчики БИ в то время считали, что причиной гибели Бахчиванджи был недоведенный ЖРД. Для ускорения доводки двигателя и продолжения летных испытаний БИ, В.Ф. Болховитинов в феврале 1943 г. создал в своем ОКБ конструкторское бюро двигателей под техническим руководством А.М. Исаева, а после возвращения из эвакуации в мае 1943 г. он создал у себя в ОКБ отдел ЖРД под руководством Исаева. Так была решена дальнейшая судьба А.М. Исаева. С этих пор он стал работать только по конструированию ЖРД. Начало было трудное, т.к. в ОКБ Болховитинова не было ни литературы, ни знающих ЖРД людей. В это время в городе Казань

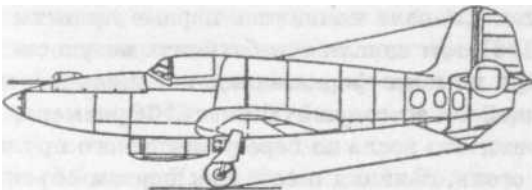


Рис. 2.26. Самолет БИ-ВС [17]

в «шараге» спецотдела № 4 НКВД по ЖРД работало КБ под руководством В.П. Глушко, и Болховитинов с Исаевым отправились туда в командировку. Получив в свое распоряжение! результаты, достигнутые пионерами ракетного двигателестения, экспериментальный ЖРД Л.С. Душкина и расчетные! методики и указания В.П. Глушко, А.М. Исаев за шесть ме-| сяцев к осени 1944 года создал свой первый двигатель, полу-| чивший обозначение РД-1 (тактико-технические характерней| тики даны в табл. 7 прил. 1) для самолета БИ.

В.П. Глушко вспоминал: «В 1942 г. наше ОКБ навестш| главный конструктор самолетостроительного ОКБ В.Ф. Бол-| ховитинов со своим сотрудником А.М. Исаевым. Имея годич-| ный опыт работы с ракетным самолетом БИ-1, А.М. Исаев ре-| шил изменить специальность и посвятить себя разработке! ЖРД. Они обратились с просьбой помочь в этом, и она была! удовлетворена. А.М. Исаев получил от меня интересовавшие! его методики и коэффициенты для расчета ЖРД и системы| охлаждения камеры сгорания» [13. С. 490].

Разобравшись в причине частого прогорания камеры ЖРД| Душкина, Исаев пришел к выводу, что вытеснительная пода-| ча не обеспечивала постоянной тяги ни на одном участке по-| лета. Тяга после запуска резко возрастала и после достиже-| ния пикового значения так же резко падала. Не рассчитанная| на такой заброс температуры, камера ЖРД, естественно, про-| горала. Этого бы не произошло при насосной подаче компо-| нентов, обеспечивающей стабилизацию тяги. Но ничего изме-| нить было уже невозможно. БИ из опытного истребителя стал| чисто экспериментальной машиной для изучения способное-| тей новых ракетных и реактивных двигателей. Двигатель! РД-1 А.М. Исаева обладал многими преимуществами перед су-| ществующими тогда в мире авиационными ЖРД [16].

Двигатель РД-1 А.М. Исаева (рис. 2.27) создавался с боль-| шим трудом. Сначала появились первые проекты отдельных! узлов РД-1. Потом начали отрабатывать новую систему зажи-| гания — при помощи форкамеры с авиационной свечой, вое-| лпамяющей бензовоздушную смесь. Форкамера, закреплен-| ная на берегу, что росла на берегу заводского пруда, с шумом! извергала огонь, заявляя о себе как первым объекте огневых| испытаний. Забота о будущих огневых стендах весьма зани-| мала тогда А.М. Исаева.

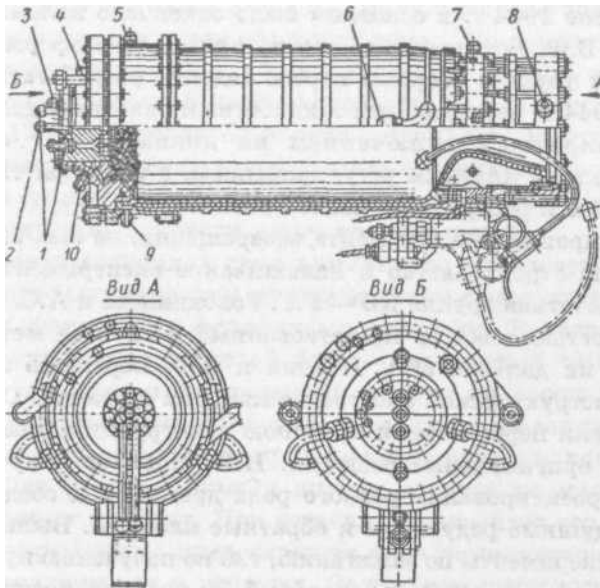


Рис. 2.27. Жидкостный ракетный двигатель РД-1 разработки А.М. Исаева [18]:

- 1 — штуцер подачи окислителя на форсунки пускового блока;
- 2 — штуцер подачи горючего на форсунки пускового блока;
- 3 — штуцер замера давления в камере;
- 4 — штуцер дренажа горючего;
- 5 — штуцер дренажа окислителя;
- 6 — штуцер подачи окислителя;
- 7 — штуцер дренажа горючего;
- 8 — штуцер подачи горючего;
- 9 — штуцер слива окислителя;
- 10 — штуцер слива горючего

На Первоуральском новотрубном заводе он доставал драгоценные нержавеющие трубы, похороненные под горой лома. Сотрудник ВИАМ И.Г. Лиференко внедрял в первые конструкции хромистый чугун. Т.К. Зилова из ВИАМ занималась диффузионным хромированием, преследующим цель придать простым сталям кислото- и жаростойкость. Конструкторы, овладев глушковскими расчетными методиками, развивали их дальше.

В середине мая 1943 г. ОКБ было перебазировано на старую базу в Химки. Началась организация отдела двигателей. В нем стали работать: Л.А. Пчелин, А.А. Толстов, В.Ф. Берглезов, И.И. Райков, Г.Г. Головинцова, В.Г. Ефремов, Н.И. Коровин. [18. С. 18, 19].

И. ЕВТИФЬЕВ

К весне 1944 г. в основном было закончено налаживание стендов. В.Ф. Болховитинов решил официально оформить через Совет труда и обороны первое задание разработать к октябрю 1944 г. авиационный жидкостный ракетный двигатель с многократным включением на диапазон тяг от 400 до 1100 кгс, с плавным регулированием, с удельной тягой не ниже 200 с и ресурсом не менее 30 мин.

Год, прошедший с момента возвращения, не был затрачен только на строительство и налаживание экспериментальной базы. Расчетная группа КБ — Г.Г. Головинцова и А.С. Гвоздева полностью освоила заимствованные у Глушко методики, развила их дальше. Л.А. Пчелин и В.Ф. Берглезов занимались конструкторской работой по камерам сгорания. Они уже критически пересмотрели прежнюю конструкцию, разработали свои оригинальные решения. Н.И. Новиков получил навык в проектировании разного рода дросселей и создал первые воздушные редукторы и обратные клапаны. Были проведены эксперименты по зажиганию, т.е. по получению пускового факела в камере сгорания, который бы надежно воспламенял рабочие компоненты. С этой целью опробовались форкамеры и свечи различных типов. Решение пока не было найдено, но опыт накапливался.

Какие недостатки были выявлены в двигателе Д-1-А-1100 конструкции Душкина? Это, прежде всего, ненадежность запуска и малый ресурс. Это и определило направление работы отдела. Двигатель сохранил основные размеры камеры и сопла, тип конструкции — сборная из механически обработанных поковок. Но решительно все детали были переконструированы. Основная деталь, определяющая ресурс двигателя, — сопло у двигателя Душкина имело оребрение, при котором образующие спирали были перпендикулярны к оси сопла. Кроме того, шаг резьбы был постоянным. Расчеты показали необходимость увеличения скорости охлаждающей жидкости в критическом сечении. Новое сопло было сделано с шестизаходной резьбой переменного шага и переменного наклона нитки резьбы, так что нитка на всей длине оставалась перпендикулярной поверхности стенки. При меньшей толщине стенки это обеспечивало большую жесткость детали и уменьшало ее деформацию, что способствовало уменьшению протекания охлаждающей жидкости в образовавшуюся щель поверх резьбы.

На выходе сопла были сделаны две сильфонные волны. Оболочка жестко зажимала оба конца сопла. По-прежнему сопло охлаждалось керосином, а цилиндрическая часть — кислотой. Для цилиндрической части использовали поковку из стали марки 12Х13. С головкой жестко соединялась внутренняя деталь камеры, а рубашка уплотнялась сальником. При этом избежали омываемых окислителем шпилек, которые на душкинском двигателе принесли много неприятностей.

Головка сохранила свою коническую (шатровую) форму. Форсунки были ввернуты по окружностям с чередованием кислотных форсунок с форсунками горючего. В центральную часть вставлялся пусковой блок — массивный цилиндр со своими подводами компонентов, в плоский торец которого были ввернуты семь форсунок горючего и двенадцать окислителя, с впервые тогда примененным сотовым расположением. Все форсунки имели внутри корпуса по маленькому шариковому клапану. При отсечке компонентов эти клапанчики закрывались, предотвращая слив компонентов в камеру из коллекторов и рубашек. Зажигание пускового факела осуществлялось от так называемого «дугового пускача». Два кривых электрода этого устройства, закрепленного под соплом, перед пуском вводились в камеру за критическое сечение и начинали там размыкаться и замыкаться. При каждом размыкании между электродами проходила вольтова дуга. На дугу попадала первая порция хорошо распыленных компонентов из пускового блока с расходом 400 г/с, после чего с помощью пневмореле дуги пускача выводились из камеры в исходное положение. Затем расход через пусковой блок удваивался, получался уже довольно мощный факел на 800 г/с. На этот факел подавались компоненты из всех рабочих форсунок. Двигатель выходил на режим малой тяги — 400 кгс. Все управление осуществлялось одной ручкой, так называемым «сектором газа». Движение этого сектора от заднего положения до промежуточного упора обеспечивало полный пусковой факел.

Сдвигом рычага от промежуточного упора вправо включалась малая тяга, а при движении рычага до второй прорези вперед тягу увеличивали до максимума — 1100 кгс. Сектор газа был связан рычагами с дроссельно-отсечным двухкомпонентным краном. Поворачивающиеся от рычага илнд-

ры с профилированными отверстиями плавно регулировали тягу, сохраняя соотношение секундных расходов компонентов [19. С. 24—26].

Двигатель останавливался обратным движением сектора — сначала до промежуточного упора, потом сдвигом его по упору влево и оттяжкой назад по первой прорези. ЖРД РД-1i в октябре 1944 г. был предъявлен на государственные стендовые испытания, которые отлично выдержал. На отработку было израсходовано всего два двигателя. Двигатель № 3 был предъявлен государственной комиссии, двигатель № 4 пошел на летные испытания.

Каким же оказался РД-1? Изменение конструкции сопла, устранившее деформации, создавшее необходимую скорость жидкости в критическом сечении и вообще по всей длине сопла, в соответствии с расчетом, дало заданный ресурс всему двигателю. Этот ресурс стал определяться постепенным нарастанием на омываемой керосином стенке углеродной пленки — «коксика», затрудняющей теплопередачу в жидкость. Но главное — заданные 30 мин были получены.

Система запуска (зажигание от «дугового пускателя» и вся автоматика) действовала безукоризненно. Двигатель был прост в эксплуатации и в управлении. Радикально был ликвидирован «хвост» при останове. У двигателя Душкина после останова из сопла еще долго шел огонь, выбрасывалось облако окислов, а в камере всегда оказывалась лужа смеси кислоты с керосином, которую механики выплескивали на землю скребками. В РД-1, благодаря запирающимся форсункам, скоростной 400-килограммовый факел обрезало мгновенно, камера оставалась совершенно сухой. Лишь иногда на одной-двух форсунках быстро догорали огоньки.

Программа государственных стендовых испытаний предусматривала проведение десяти пусков без подхода к двигателю. Это требование было неукоснительно выполнено. За весь период испытаний двигатель не требовал текущего ремонта. Он проработал заданное время и был разобран, при этом никаких дефектов не было обнаружено. Снятые характеристики подтвердили выполнение задания.

РД-1 был поставлен на самолет БИ, который выполнил серию полетов. В акте, подписанном главным конструктором В.Ф. Болховитиновым, говорилось, что двигатель РД-1 при

проведении летных испытаний работал устойчиво. Переход с одного режима на другой происходил плавно, следуя за сектором управления двигателем. Автоматический запуск двигателя был безотказен, а переход с пускового режима на рабочий — плавный. Управление двигателем, электросхема, автоматика и агрегаты двигательной установки работали удовлетворительно. Полученные при государственном испытании на стенде данные двигателя соответствовали расчетным [19].

К 1944 г. на заводе № 293 были изготовлены еще пять самолетов БИ (№5...№9). Они были использованы для установки опытных двигателей РД-1 конструкции А.М. Исаева (рис. 2.28).

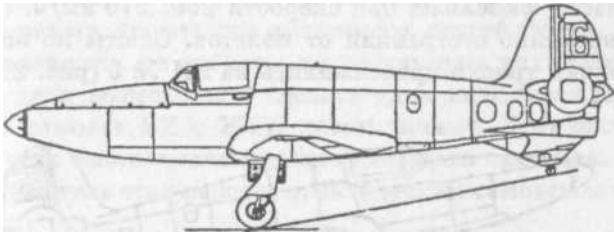


Рис. 2.28. Самолет БИ № 6 с ЖРД РД-1 [17]

На самолете БИ № 6 в виде эксперимента на концах крыла были установлены два прямооточных воздушно-реактивных двигателя. При этом на БИ № 6 не был установлен основной ЖРД, поскольку от Д-1А-1100 отказались, а РД-1 еще не был доведен. Во время экспериментальных полетов на самолете БИ № 6 с ПВРД летчик Б.Н. Кудрин не смог добиться одновременного запуска этих двигателей после отцепления от буксировщика Пе-2, и эксперименты были прекращены, а самолет был направлен для продувок в аэродинамической трубе в ЦАГИ (рис. 2.29).

В начале 1944 г. двигатель РД-1 А.М. Исаева был установлен на самолет БИ № 7. 24 января и 9 марта Б.Н. Кудрин совершил на нем два полета продолжительностью по 33 мин. На этом самолете, как и на всех оставшихся после отказа от Двигателя Л.С. Душкина, вооружение было заменено весовыми имитаторами. Все они отличались от первой партии самолетов БИ увеличенным рулем поворота и уменьшенной площадью подфюзеляжного фальшкиля.

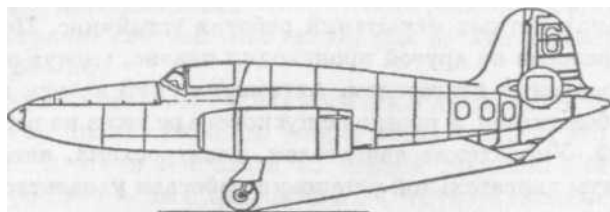


Рис. 2.29. Самолет БИ № 6 с ПВРД [17]

В результате переделок хвостового оперения и снятия расчалок во время полетов на БИ № 7 наблюдалась тряска хвостовой части фюзеляжа при скорости 250...270 км/ч. Этот самолет временно отстранили от полетов. Опыты по определению причин тряски продолжались на БИ № 5 (рис. 2.30).

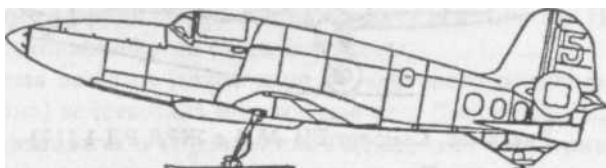


Рис. 2.30. Самолет БИ Ms 5 [17]

Этот самолет привели в полное соответствие с БИ № 7: установили имитаторы убранных лыж (прижатых к корпусу) и зализы крыла с корпусом, снятые с самолета БИ № 7. Под фюзеляжем прикрепили имитаторы обтекателей дуговых запальных устройств ЖРД А.М. Исаева РД-1 и сняли кок хвостового обтекателя. В шести полетах тряска не была обнаружена, но из-за того, что все же выяснить причину не удалось, полеты на БИ № 7 прекратили.

С 25 по 29 апреля 1945 г. были осуществлены полеты на БИ № 9; цифру «9» на его киле по какой-то причине перекрасили в цифру «6», и самолет получил в дальнейшем обозначение БИ № 6 взамен ушедшего на испытания в ЦАГИ «настоящего» БИ № 6. Летчики М.А. Байкалов и Б.Н. Кудрин провели испытания этого самолета с максимальной возможной нагрузкой на крыло (взлетная масса была до-

вседена с 872 до 1300 кг) на всех скоростях в диапазоне 220...360 км/ч.

Следы самолета БИ № 8 в архивах не были обнаружены. Л судьба этого самолета сегодня не известна.

В общей сложности на самолетах БИ было осуществлено 12 полетов.

Было сделано семь полетов с двигателем Д-1А-1100 конструкции Л.С. Душкина, два полета с двигателем РД-1 конструкции А.М. Исаева и три полета с ПВРД. В испытаниях нашего первого ракетного самолета принимали участие Г.Я. Бахчиванджи, К.А. Груздев, Б.Н. Кудрин и М.А. Байкалов [15].

В заключение о самолете БИ надо подчеркнуть тот факт, что программу испытаний «ближнего истребителя» так до конца завершить не удалось, но результаты испытательных полетов дали возможность сделать один немаловажный вывод, что самолет БИ с ЖРД летать может. Этот факт был больше всех многочисленных минусов этого самолета. Ближний истребитель стал первым практическим самолетом с ЖРД в России.

ПРОЕКТ САМОЛЕТА МП

Р.Л. **БАРТИНИ** С ЖРД В.П. ГЛУШКО

В 1941—1942 гг. Р.Л. Бартини разрабатывал два проекта реактивных самолетов. Один из них проект самолета Р-114 с ЖРД. Это был проект истребителя-перехватчика с четырьмя ЖРД В.П. Глушко по 300 кгс тяги каждый, со стреловидным крылом (стреловидность по передней кромке 33 градуса), имеющим управление пограничным слоем для увеличения аэродинамического качества крыла. Роль шасси выполняла одна Убираемая лыжа.

Для такого самолета были разработаны аэродинамические профили «R» и, в частности, профили с отсосом пограничного слоя. На самолете предполагалось установить разрабатываемый инфракрасный локатор. В разработке этого проекта участвовали: по технологии — Е.П. Шекунов, по прочности — *».Н. Беляев, по локатору — К.Е. Полищук. Это был опере-

дивший свое время проект, который в те годы осуществить не было возможности [8. С. 386].

К сожалению, рисунка этого самолета историкам пока удалось обнаружить и здесь еще есть над чем поработать.

ПРОЕКТ РАКЕТНОГО ПЕРЕХВАТЧИКА

СП. КОРОЛЕВА С ЖРД В.П. ГЛУШКО

В 1942 г. за короткий срок, учтя опыт предыдущих р; работок, СП. Королев разработал эскизный проект (ЭП) в объеме 58 листов расчетов компоновки и общий вид ракетного перехватчика с ракетным двигателем РД-1 (Пояснительная записка к ЭП датирована 16 декабря 1942 г.) (рис. 2.31).

Перед разработкой СП. Королев ознакомился с возможностями отечественных ракетных двигателей. У него возникло «естественное желание применить последние достижения в отечественном двигателестроении на практике в самолетах, которые можно было с большой эффективностью использовать против Германии.

Королев к этому времени был проинформирован, на каком уровне находятся работы по ЖРД РД-1 у В.П. Глушко. У СП. Королева возникли свои планы по использованию этого двигателя. Так как в декабре 1942 г. РД-1 должен был поступить на испытания и в течение первого квартала 1943 года двигатель предполагалось доработать по результатам испытаний, Королев предполагал уже в течение мая-июня 1943 г. установить этот двигатель на разрабатываемый им самолет. В то время РД-1 представлялся Королеву как четырехкамерный •ЖРД с турбонасосной системой подачи компонентов топлива (с ТНА). Тяга такого ЖРД ожидалась — 1200 кгс, а масса была бы около 180 кг.

В пояснительной записке к ЭП СП. Королев очень хорошо описал предполагаемый ракетный перехватчик. Во-первых, он определил предназначение этого перехватчика, по его представлению перехватчик предназначался для борьбы с авиацией противника в воздухе при обороне определенных пунктов — городов, укрепленных объектов и линий и т.д. СП. Королев ожидал от ракетного перехватчика резкого превосходства лет-

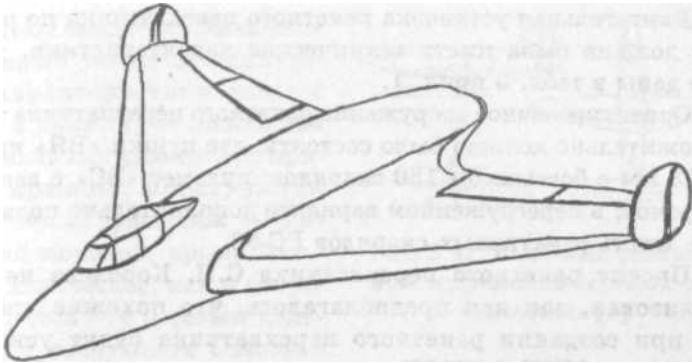


Рис. 2.31. Ракетный перехватчик СП. Королева с ЖРД РД-1 (эскиз)

ных качеств, которые должны были позволить этому перехватчику догнать и уничтожить любой тогда существовавший самолет, летящий с любой скоростью, на сколько угодно большой высоте и попавший в зону его действия. Предполагалось, что ракетный перехватчик можно будет использовать и для внезапной быстрой атаки наземных целей — танков, артиллерийских батарей, зенитных точек противника, переправ и так далее. По расчетам скороподъемность перехватчика составляла 2 мин на 10000 м при максимальной наклонной скорости 1000 км/ч. Расчетная продолжительность полета — 10... 18 мин при скорости 800...500 км/ч, а максимальная продолжительность полета 30 мин.

Ракетный перехватчик представлялся одноместным самолетом, монопланом с низким расположением крыла, фюзеляжем, несущим пилота, вооружение, часть баков, ДУ и хвостовое оперение. Шасси трехколесное. Конструкция самолета в основном из дерева (хвостовая часть фюзеляжа, несущая двигатель, изготовлена из дюрала), не требующая применения никаких специальных или дефицитных материалов. Топливные баки обычного типа, сварные из алюминия. ЖРД предполагалось устанавливать в хвостовой части фюзеляжа. Камера ЖРД с газогенераторной форкамерой, постоянно работающая.

Крыло, фюзеляж и оперение — деревянной конструкции, что делает их легкими в изготовлении и в обеспечении материалом.

Двигательная установка ракетного перехватчика по расчетам должна была иметь технические характеристики, которые даны в табл. 3 прил. 1.

Ориентировочное вооружение ракетного перехватчика предположительно должно было состоять: две пушки «ВЯ» калибра 23 мм с боезапасом 150 снарядов; пулемет «ВС» с запасом патронов; в перегруженном варианте дополнительно подвесить* шесть реактивных снарядов РС-82.

Проект ракетного перехватчика СП. Королева не был реализован, так как предполагалось, что похожие проблемы при создании ракетного перехватчика будут успешно решены в НИИ-3 НКОП, где создавали самолет 302 и в ОКБ-293 В.Ф. Болховитинова, где создавался самолет БИ (уже летал) [20].

ПРОЕКТ САМОЛЕТА «МАЛЮТКА»

Н.Н. ПОЛИКАРПОВА С ЖРД Л.С. ДУШКИНА

Осенью 1943 г. коллектив конструкторского бюро завода № 51 Н.Н. Поликарпова получил поручение разработать проект двухпушечного высотного реактивного истребителя-перехватчика. Самолет, получивший условное обозначение «Малютка» (рис. 2.32), имел некоторые необычные для своего времени черты: резко вынесенную вперед кабину летчика; шасси с носовым колесом, позволившее решить задачу максимального использования свободных объемов фюзеляжа для размещения топлива; предельно малые геометрические размеры. Запроектированная установка двухкамерного ЖРД РД-2М (характеристики даны в табл. 7 прил. 1) конструкции КБ НИИ-1 Л.С. Душкина, с турбонасосной подачей топлива и тягой **1100** кгс должна была обеспечить самолету «Малютка» набор высоты 5000 м за 1 мин и продолжительность полета 8... 14 мин при взлетной массе самолета, равной **2550 кг**. Расчетная максимальная скорость «Малютки» определялась равной 875 км/ч.

Этот экспериментальный истребитель-перехватчик кратковременного действия проектировался под те же тактико-технические требования (ТТТ), что и самолеты БИ и 302.

Схема самолета «Малютка» (основные тактико-технические характеристики даны в абл. 2 прил. 1) — низкоплан минимальных размеров, с прямым крылом. Конструкция смешанная: фюзеляж — фанерный монокок, крыло цельнометаллическое, как и оперение. Шасси — с носовым колесом. На вооружение самолета предполагали поставить две пушки калибра 23 мм.

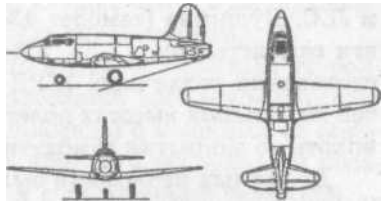


Рис. 2.32. Высотный реактивный истребитель-перехватчик «Малютка» [8]

В ЦАГИ уже начались исследования модели самолета в аэродинамической трубе больших скоростей. Но в это время умер Н.Н. Поликарпов, поэтому исследования вынуждены были прервать [8. С. 187].

В дальнейшем после смерти Н.Н. Поликарпова работы по этому самолету уже не производились.

САМОЛЕТЫ 4302 № 2 И № 3 И.Ф. ФЛОРОВА С ЖРД А.М. ИСАЕВА И С ЖРД Л.С. ДУШКИНА СООТВЕТСТВЕННО

Весной 1944 г. на базе завода № 293 и НИИ-3 был организован новый НИИ реактивной авиации (НИИ-1) НКАП. В.Ф. Болховитинов стал научным руководителем этого института.

В июле 1944 г. И.Ф. Флоров был назначен начальником самолетного сектора № 43 НИИ-1 НКАП. По решению ГКО в 1944 г. под руководством И.Ф. Флорова было начато создание экспериментального самолета 4302. На этом самолете предполагалось провести летные испытания с целью сравнить две системы подачи компонентов топлива в камеру сгорания ЖРД — насосной и вытеснительной.

Под руководством И.Ф. Флорова был спроектирован, построен и испытан экспериментальный самолет с ЖРД, рассчитанный на установку двигателей А.М. Исаева (самолет 4302 № 2)

и Л.С. Душкина (самолет 4302 № 3). Кроме сказанного выше, эти самолеты (рис. 2.33, 2.34) предназначались еще и для исследования различных ЖРД в области трансзвуковых скоростей на больших высотах полета. Работы продолжались до 1948 г. вплоть до закрытия самолетного сектора НИИ-1.

До летных испытаний был доведен лишь самолет 4302 № 2. Полеты проводились в 1947 г., всего было выполнено 20 полетов, из них 19 — в варианте планера. Дальнейшего развития эта тема не получила, так как достижение высоких скоростей в 1948 г. уже было возможно на самолетах с турбореактивными двигателями.

Самолет 4302 № 2 (основные тактико-технические характеристики даны в табл. 2 прил. 1) представлял собой одноместный экспериментальный цельнометаллический моноплан. Крыло прямое постоянного сечения по размаху и без поперечного V. Для улучшения поперечной устойчивости и с целью уменьшения демпфирующего крена концевые части крыла (ласты) были отогнуты вниз на 45 градусов. Профиль крыла ЦАГИ 13145 ламинарный, толщиной 13%.

Фюзеляж был сигарообразной формы, круглого поперечного сечения, максимальным диаметром 1150 мм. В носовой части снизу был установлен буксировочный замок для безмоторного взлета на буксире.

Горизонтальное оперение было свободонесущее, на нем были установлены круглые шайбы, дополняющие вертикальное опе-

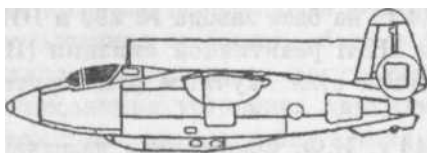


Рис. 2.33. Экспериментальный самолет 4302 № 2

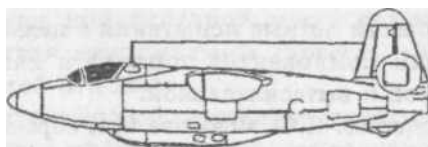


Рис. 2.34. Экспериментальный самолет 4302 № 3

рение. Киль конструктивно составлял одно целое с фюзеляжем. Обшивка всех рулей и элеронов была металлическая.

Шасси самолета 4302 № 2 было наиболее сложным устройством. Для первых полетов использовалось временное неубирающееся шасси (трехстержневая пирамида) с колесами от самолета Ла-5. В дальнейшем самолет 4302 № 2 оборудовали посадочной лыжей, хвостовой пяткой и сбрасываемой тележкой.

Посадочная лыжа была дюралевая, клепаная, с наружным кожухом из нержавеющей стали. В средний профиль лыжи были вклепаны два гнезда для штырей тележки. Трехколесная взлетная тележка была сварена из двух стальных взаимно перпендикулярных труб. Основные колеса 650 x 200 мм, снабжены двухкамерными дисковыми тормозами. Передние сдвоенные колеса 400 x 150 мм оборудованы гидравлическим демпфером «Шимми». Сцепление тележки с лыжей осуществлялось при помощи запорных крюков. Для уменьшения пробега тележки по земле после сброса на ней была смонтирована тормозная система, которая срабатывала после открытия крюков. Сброс тележки осуществлялся одновременно с движением уборки посадочной лыжи (поджатием ее к фюзеляжу). Лыжа была снабжена гидроамортизатором [8], [21].

Бывший двигательный отдел ОКБ-293 В.Ф. Болховитинова, ставший в 1944 г. ОКБ-2 НИИ-1 НКАП А.М. Исаева, должен был снабдить самолет 4302 № 2 двигателем. Двигателисты начали заниматься модернизацией двигателя РД-1, которая окончилась разработкой нового авиационного многолобового двигателя РД-1М (рис. 2.35). В июле 1946 г. он прошел стендовые испытания, а в декабре этого же года самолет 4302 с двигателем РД-1М сделал первые пробежки.

Несмотря на отличные, казалось бы, качества двигателя РД-1, модернизировать в нем было что. Он был тяжел (почти 100 кг), трудоемок и дорог, имел много элементов автоматики, усложненную электрическую схему, не очень большой для авиационного двигателя ресурс (всего 33 мин), слишком высокое давление подачи топлива (43,5 атм при 16 атм давления в камере).

Работа по модернизации двигателя РД-1М началась с головки. Было замечено, что на тепловые потоки сильно влияет строение факела, определяемого расположением форсунок. Конструкторы установили, что наличие на периферии головки форсунок

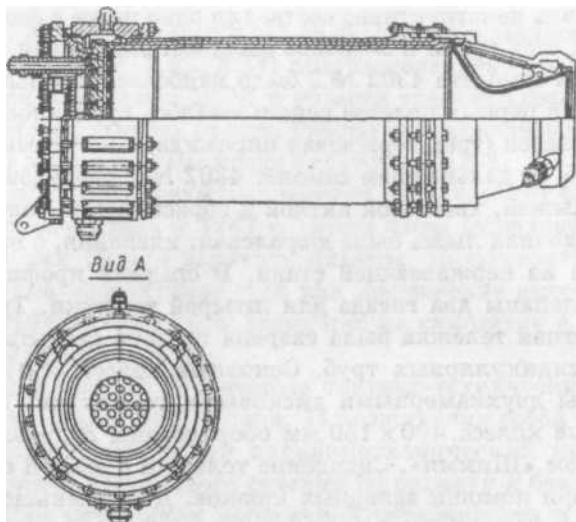


Рис. 2.35. Жидкостный ракетный двигатель РД-1М
А.М. Исаева [19]

окислителя поднимает нагрев стенок камеры против этих форсунок по всей длине камеры и сопла. Напротив, периферийные форсунки горючего снижают тепловой поток, сохраняют стенку. Стало ясно, что факел надо строить по-иному, что именно система впрыска определяет ресурс сопла, т.е. факел, воспринимаемый соплом, определяется расположением форсунок на головке. Это был весьма важный вывод, который сыграл решающую роль в дальнейшей работе. Шатровая (коническая) головка, доставшаяся по наследству от Л.С. Душкина, давала большое насыщение компонентами центра камеры в ущерб периферии. Такое состояние представлялось неоправданным; можно было предположить, что оно отрицательно влияет на удельную тягу.

Второй важный вывод: головка должна быть плоской. На гидростенде стали проводить «проливки» уже не отдельных форсунок, а головок целиком. Степень насыщения компонентами центра камеры определялась буквально на ощупь: рука, вставленная в поток, должна была ощущать равномерно мягкое давление по всей площади. Жесткое ядро в центре, бьющее по руке, считалось недопустимым. Велись работы по улучшению образования смеси по всей площади головка

РД-1М. Вместо кольцевого расположения форсунок, которое обеспечивало равномерного смещения компонентов, было принято расположение форсунок в шахматном порядке. При этом каждая форсунка горючего находилась в окружении четырех форсунок окислителя, и наоборот.

Головка РД-1М была сделана плоской. У периферийных форсунок окислителя сопла были скошены, что давало возможность направлять конусы распыла к центру, обеспечивая тем самым отсутствие окислителя в периферийном слое. В углах форсуночного квадратного поля были поставлены форсунки с увеличенным расходом горючего, что позволяло надежно прикрыть по две примыкающие к углам форсунки окислителя. Форсунки стали делать без клапанов. Хотя останов у РД-1 и был очень хорош, решено было им поступиться ради упрощения конструкции. Был придуман коллектор на головке, который получал из рубашки камеры охлаждавший ее компонент только сверху: при останове, таким образом, жидкость из рубашки в форсунки не сливалась, тем более что коллектор имел большое отверстие внизу для слива из него компонента при останове.

Все эти конструктивные решения позволили отказаться от оребренного сопла: оно стало гладким, и даже без сильфонных волн на выходе. И сопло, и камеру оказалось возможным охлаждать только одним окислителем. Благодаря уменьшению тепловых потоков сопротивление всего охлаждающего тракта снизилось до 3,7 атм (вместо 20,3 атм только на одном сопле РД-1). Цилиндрическая камера оставалась оребренной, но при этом резьбу дали не 6-, а 24-заходную: это и предохраняло ее от внешнего давления и существенно сокращало гидравлическое сопротивление. Вся конструкция камеры упростилась, стала более технологичной, а весила она (с агрегатами) 59 кг вместо 95 кг, как у РД-1. Охлаждение только кислотой покончило с нарастанием на охлаждаемой поверхности «коксыка». После часа работы камера не имела признаков порчи и была пригодна к дальнейшей эксплуатации. Ресурс двигателя был установлен равный одному часу.

Хотя «дуговой пускач», действовавший от электричества, себя ничем не скомпрометировал, было решено применить химическое зажигание. До осени 1945 г. никакой подходящей зажигательной жидкости не могли найти. Осенью 1945 г. было найдено горючее, с помощью которого удалось осуществить хи-

И. ЕВТНФЬЕВ

мическое зажигание на РД-1М. В качестве пускового окисли*..; теля употреблялся 4 % -ный раствор хлорного железа в азотной кислоте. Пусковые компоненты подавались с расходом 1,2 кг/в, (полный расход основных компонентов 5,8 кг/с) сразу во всей форсунки головки. Пускового блока в головке не выделялось;; Это был немаловажный шаг для дальнейшей разработки выхода двигателей на режим работающих на несамовоспламеняющихся компонентах. С тех пор применялся следующий принцип: не образовывать пускового факела, на который подавались бы основные компоненты — последние должны входить в ка- меру непосредственно за пусковыми компонентами.

Итоги отработки РД-1М (основные характеристики даны в табл. 7 прил. 1) дали следующие результаты: уменьшен вес, упрощена конструкция, увеличен ресурс, снижено давление подачи. Лишь удельная тяга не увеличилась, и причина этого осталась невыясненной. По отчету о заводских испытаниях удельная тяга РД-1М уменьшилась на 6 единиц. Конструкторы считали, что достигнутые преимущества компенсировали потери удельной тяги в 6 единиц.

Еще с осени 1944 г. в ОКБ все более прочным становилось убеждение в том, что перспективны не двигатели многократного использования, а двигатели разового применения. Параллельно с отработкой РД-1М были начаты работы и в этом направлении [18. С. 32-37].

Самолет 4302 № 3 ничем конструктивно не отличался от 4302 № 2 за исключением двигателя. На самолете 4302 № 3 должен был устанавливаться ЖРД РД-2М-3 (основные характеристики даны в табл. 7 прил. 1), но в связи с задержками с доводкой двигателя, был изготовлен только планер. Дальнейшие работы по 4302 № 3 были прекращены.

ИСТРЕБИТЕЛЬ И 270 ОКБ 155 А.И. МИКОЯНА

С ЖРД Л.С. ДУШКИНА

В соответствии с Постановлением СНК СССР № 472—191 от 26 февраля 1946 г. и приказом НКАП № 157 от 27 марта 1946 г. коллективу ОКБ-155 А.И. Микояна предписывалось построить экспериментальный истребитель-перехватчик в трех

экземплярах с предъявлением первого на летные испытания 1 ноября 1946 г.

Экспериментальный высотный истребитель-перехватчик И-270 (рис. 2.36) проектировался под установку двухкамерного ЖРД РД-2М-3В, создававшегося под руководством Л.С.Душкина.

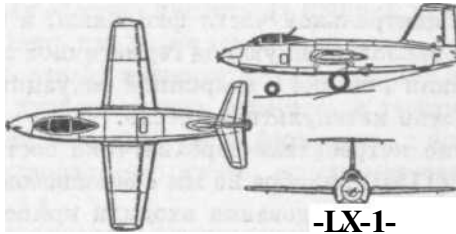


Рис. 2.36. Экспериментальный высотный истребитель-перехватчик И-270 (общий вид) [8]

Как и выше рассмотренные истребители-перехватчики с ЖРД, самолет И-270 должен был иметь выдающуюся для своего времени скороподъемность — высоту 5000 м он должен был набирать за 1 мин. Необходимость получения заданной скороподъемности, достижения практического потолка 18 000 м и максимальной скорости полета 1000 км/ч определили проектные и конструктивные особенности самолета И-270 (основные тактико-технические характеристики даны в табл. 2 прил. 1).

Истребитель И-270 (имевший также заводское обозначение «Ж») выполнялся по обычной для своего времени аэродинамической схеме одноместного цельнометаллического среднеплана с тонким прямым крылом площадью 12,0 м² и горизонтальным оперением небольшой стреловидности, установленным по Т-образной схеме на верхней части киля. Фюзеляж типа полумонок имел разъем по шпангоуту № 10 для облегчения доступа к агрегатам силовой установки. Вырез в центральной части фюзеляжа служил для установки крыла, которое представляло собой неразъемный пятилонжеронный кессон с толстыми металлическими панелями обшивки. Хвостовое оперение было выполнено Т-образным, с целью уменьшения влияния крыла на горизонтальное оперение. Кабина летчика герметичная, с вентиляцией была рассчитана на высоту поле-

та 18 000 м. Передней стенкой гермокабины являлась бронеплита толщиной 8 мм, защищавшая летчика, как и переднее бронестекло в козырьке пилотского фонаря, от огня из передней полусферы, например, при нападении сзади бомбардировщика с кормовой стрелковой установкой. Шасси самолета трехколесное с передней опорой. Основные стойки шасси, имевшие очень узкую колею, составляющую всего 1,6 м, убирались в ниши центральной части фюзеляжа, а носовая стойка — в нишу, расположенную под герметичной кабиной пилота. Для спасения летчика в аварийной ситуации на самолете было установлено катапультное кресло.

Вооружение истребителя-перехватчика состояло из двух пушек НС-23 (115П) калибра 23 мм с боезапасом по 40 патронов. В состав спецоборудования входили прицел ПКИ-1, радиополукомпас РПКО-10, радиостанция РСИ-6 и кислородный прибор КП-14.

Первоначальный проект самолета предусматривал использование крыла стреловидностью 20°. После проведения в ЦАГИ исследований и расчетов выяснилось, что полученных данных для рабочего проекта самолета с таким крылом недостаточно. В связи с этим в марте 1946 г. проект самолета был полностью пересмотрен, так как на нем было решено установить прямое крыло с относительной толщиной 9 %. Однако дальнейшие исследования, проведенные в ЦАГИ, выявили невозможность получения достаточных исходных данных и для самолета с таким крылом. Из-за этого работы были остановлены, а в апреле проект истребителя И-270 вновь пересмотрели под крыло с относительной толщиной 12 %. Однако в дальнейшем работу ОКБ-155 сильно тормозила задержка в получении как прочностных, так и аэродинамических характеристик такого крыла.

Двухкамерный ЖРД РД-2М-3В (основные характеристики даны в табл. 7 прил. 1) с насосной системой подачи компонентов топлива, устанавливался в хвостовой части фюзеляжа самолета. Камеры ЖРД располагались одна над другой. Двигатель развивал суммарную тягу 1450 кгс. ЖРД работал на смеси, состоявшей из азотной кислоты (использовавшейся в качестве окислителя) и керосина. Он проектировался на максимальную тягу 2000 кгс, из которой тягу 300 кгс развивала вторая дополнительная камера сгорания. При установке двй-

гателя РД-2М-3В на самолете И-270 его расчетная тяга была принята равной 1450... 1550 кгс. Подача окислителя и горючего в камеры сгорания осуществлялась с помощью ТНА, работавшего на парогазе (нагретая смесь кислорода и паров воды), получавшемся при каталитическом разложении 80 %-ной перекиси водорода. Общий запас этих компонентов составлял 2120 кг. Топливная система И-270 состояла из двенадцати баков: четыре для азотной кислоты (1 620 кг), один для керосина (440 кг) и семь для перекиси водорода.

В состав бортовой электросистемы входили генератор, работающий от турбонасосного агрегата, и генератор ГС-1000, расположенный в носовой части фюзеляжа, с приводом от небольшого двухлопастного винта, вращающегося от набегающего потока.

Особое внимание при изготовлении И-270 было уделено проблеме защиты его конструкции от разрушающего воздействия паров азотной кислоты. На все дюралевые детали, находящиеся в агрессивных зонах, наносили несколько слоев защитного покрытия, разработанного в ВИАМ. В зависимости от места расположения количество слоев доходило до девяти. Нанесение защитного покрытия на детали производили до их монтажа на самолет, а после сборки конструкцию последнего дополнительно покрывали слоем парафиноцерезиновой пасты.

В соответствии с утвержденным 15 мая 1946 г. графиком проектирования и постройки самолета И-270 («Ж»), первый экземпляр должны были выкатить на аэродром 20 октября 1946 г. Но построить и передать самолет на летные испытания к установленному правительством сроку не удалось.

Первый экземпляр истребителя-перехватчика И-270 («Ж») был закончен в производстве 28 декабря 1946 г. Ответственными за проведение заводских испытаний были назначены ведущий инженер А.Ф. Турчков и летчик-испытатель В.Н. Юганов. На самолете был установлен макет двигателя, что не позволило приступить к летным испытаниям с включениями ЖРД. В связи с отсутствием ЖРД испытания решили разделить на два этапа.

На первом этапе должны были выполняться буксировки И-270 («Ж») за бомбардировщиком Ту-2. После набора высоты происходила расцепка с самолетом-буксировщиком, а затем опытный самолет, пилотируемый В.Н. Югановым, как

планер, совершал самостоятельный полет и посадку. Перед проведением первого этапа испытаний проводилась тренировка на истребителе Як-9, который специально был загружен свинцовыми болванками для имитации характеристик продольной и поперечной устойчивости, сходных с расчетными характеристиками И-270. Этап буксировочных испытаний был завершен в июле 1947 г.

Между тем 8 мая 1947 г. на втором экземпляре И-270 («Ж») был установлен ЖРД РД-2М-3В, что позволило приступить ко второму этапу испытаний. Но при завершении отработки двигателя на земле вышла из строя его малая камера сгорания и была повреждена хвостовая часть самолета. Поэтому самолет отправили в ремонт, после которого 2 сентября 1947 г. состоялся первый вылет, оказавшийся к тому же и последним. Во время неудачной посадки второй экземпляр самолета И-270 («Ж») (летчик-испытатель А.К. Пахомов) потерпел аварию и был разрушен. Самолет было решено не восстанавливать.

Вскоре на первом экземпляре И-270 макет двигателя был заменен на натуральный ЖРД. 2 октября 1947 г. летчик-испытатель В.Н. Юганов выполнил на нем первый полет. Но из-за специфических особенностей и трудности эксплуатации ЖРД в зимних условиях, было принято решение законсервировать самолет до марта 1948 г. В 1948 г., вскоре после возобновления испытаний, первый экземпляр И-270 («Ж») совершил вынужденную посадку. При возвращении на аэродром не вышло шасси, а все попытки летчика его выпустить не увенчались успехом. В связи с этим В.Н. Юганов принял решение посадить самолет на фюзеляж, что и выполнил мастерски, посадив самолет на весьма ограниченную площадку, благодаря чему самолет получил минимальные повреждения. К этому времени заинтересованность к истребителям с ЖРД полностью прошла. В связи с этим первый экземпляр И-270 («Ж») также было решено не восстанавливать. Работы по теме были прекращены. :

Летные испытания двух самолетов И-270, проведенные В.Н. Югановым и А.К. Пахомовым, подтвердили выдающиеся характеристики скороподъемности истребителя. Продолжительность его моторного полета при максимальной тяге двигателя (когда работали обе камеры ЖРД) составила 4 мин 15 с, а при работе одной малой камеры — 9 мин 3 с на высоте 5000 м.

Прекращению работ по истребителям-перехватчикам с ЖРД объективно способствовали не только трудности массовой эксплуатации таких самолетов в войсковых частях, не только потенциальные возможности уже поступавших в авиационные части серийных истребителей с турбореактивными двигателями, но и, главным образом, появление в конце войны нового вида оружия — зенитных управляемых ракет, эксплуатационная и боевая эффективность которых могла быть значительно более высокой, чем эффективность пилотируемых истребителей, оснащенных ЖРД. По этой же причине были прекращены работы и по сверхзвуковому истребителю РМ-1 с двигателем РД-2М-3В, над которым небольшой коллектив главного конструктора А.С. Москалева работал с 1944 г. [8], [9].

ПРОЕКТ САМОЛЕТА РМ-1 А.С. МОСКАЛЕВА С ЖРД Л.С. ДУШКИНА

Проект сверхзвукового истребителя РМ-1 (рис. 2.37) с двухкамерным двигателем РД-2М-3В конструкции Л.С. Душкина разрабатывался с 1944 г.

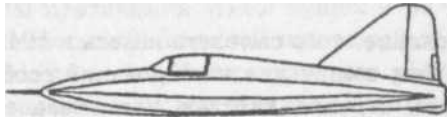


Рис. 2.37. Сверхзвуковой истребитель РМ-Ц9]

Самолет РМ-1 (основные расчетные тактико-технические характеристики даны в табл. 2 прил. 1) выполнялся по схеме «летающее крыло». Крыло было малого удлинения, впервые испытанное в полете на экспериментальном самолете «Стрела» конструкции А.С. Москалева еще в августе 1937 г.

Аэродинамическая схема самолета и треугольная с овальными передними кромками форма крыла в плане в сочетании с мощным двигателем обеспечивали достижение на РМ-1 весьма высоких для своего времени летно-технических данных. Проект получил положительное заключение специалистов

ЦАГИ, которые признали целесообразным строительство и проведение летных испытаний самолета для изучения особенностей его аэродинамической схемы. Однако главным направлением экспериментальных работ в то время было признано направление, связанное с изучением в полете особенностей аэродинамики стреловидных крыльев. В связи с тем, что по окончании войны появились более эффективные турбореактивные самолеты, самолет РМ-1 так и остался в проекте [9].

САМОЛЕТ «5» М.Р. БИСНОВАТА

С ЖРД Л.С. ДУШКИНА

Самолет «5» (рис. 2.38) строился под руководством М.Р. Бисновата.



Рис. 2.38. Экспериментальный самолет 5 [9]

Проектирование этого самолета велось в 1946—1947 годах. Этот самолет был создан для исследований особенностей крыльев с большой стреловидностью в диапазоне скоростей до $M = 1,13$. Он рассчитывался под установку двухкамерного ЖРД типа РД-2М-ЗВФ конструкции Л.С. Душкина с суммарной тягой обеих камер 1 600 кгс. Самолет выполнялся по схеме одноместного среднеплана с крылом стреловидностью 45° по линии четвертой хорд. В проекте самолета «5» получила свое дальнейшее развитие впервые предложенная С.П. Королевым при проектировании ракетоплана РП-218 идея старта ракетного самолета в воздухе с тяжелого самолета-носителя: самолет «5» проектировался как подвеска под фюзеляж четырехмоторного самолета-носителя Пе-8. Он должен был отделяться от Пе-8 на высоте 8000 м и достигать максимальной скорости 1200 км/ч. Посадка выполнялась на подфюзеляжную посадочную лыжу. Самолет в планерном варианте с полетной массой 1 551 кг был

испытан в 1947 г. летчиками-испытателями А.К. Пахомовым и Г.М. Шияновым. При этих испытаниях в России впервые были исследованы особенности отделения самолетов со стреловидным крылом от самолетов-носителей. В полете с работающим ЖРД самолет «5» не был испытан [9].

ПРОЕКТ САМОЛЕТА ИВС Л.Г. ГОЛОВИНА

В начале 1942 г. конструктор Л.Г. Головин предложил для постройки проект малоразмерного истребителя войскового сопровождения (ИВС). По представлению конструктора, перехватчик ИВС с летчиком, который находился в лежачем положении, должен был стартовать с помощью РДТТ с подвижной пусковой установки в расположении войск, охраняемых объектов или палубы корабля, находить бомбардировщики противника, наводиться летчиком на них и таранить.

Впоследствии, по рекомендации заказчика, проект ИВС (рис. 2.39) был доработан и в окончательном виде цельнодеревянный перехватчик с оживальным крылом малого удлинения приобрел классическую компоновку с сидячим расположением пилота. Теперь вместо РДТТ был установлен ЖРД, а в вооружении самолета появились пушки. Можно было уничтожать самолеты противника огнем пушек и не таранить их. Идея старта с подвижной наземной или корабельной установки в проекте сохранилась. Из проведенных расчетов получалось, что при среднем полетном весе около 270 кг можно было получить скорость 1060 км/ч, скороподъемность до 270 м/с и динамический потолок 7500 м. При этом крыло удлинением 3,6 имело площадь 1 м².

Проект этого самолета так и остался на бумаге. Так как экспертная комиссия посчитала, исходя из того, что у самолета-

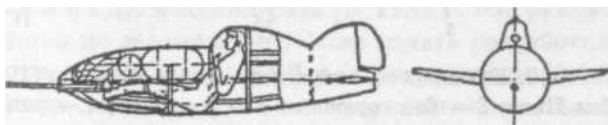


Рис. 2.39. Истребитель войскового сопровождения ИВС
Л.Г. Головина [22]

та малая высота действия (5500...7500 м), на которой могла успешно действовать зенитная артиллерия, самолет к постройке не стали допускать [22].

САМОЛЕТ-МОДЕЛЬ М.Р. БИСНОВАТА

С ЖРД А.М. ИСАЕВА

В 1946 г. сменилось руководство НИИ-1 НКАП. Директор стал известный ученый М.В. Келдыш. Он начал политику по превращению НИИ-1 в чисто научную организацию, для чего началось вытеснение с территории института проектно-конструкторских организаций. Так как у А.М. Исаева пока не было на примете новой территории, а которая появилась немного позже, требовала обустройства в виде стенда и помещений, чтобы как-то задержаться на территории НИИ-1, надо было заинтересовать новое руководство. Так и поступили. ОКБ А.М. Исаева приняло заказ на отработку ДУ для летающей модели сверхзвукового самолета конструкции М.Р. Бисновата (рис. 2.40).

Работа развернулась на том же производстве, с теми же конструкторами-самолетчиками, с которыми двигателисты работали и раньше, — сменилось лишь их руководство. Двигатель У-400—10 (на тягу 400 кгс с высотностью сопла 10000 м) уже в феврале 1947 г. прошел заводские испытания. Немного позднее была отлажена вся двигательная установка, и в том же году начались испытания летающей модели на полигоне,

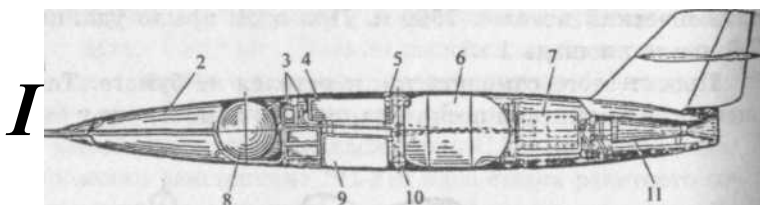


Рис. 2.40. Компоновка летающей модели самолета [19] :
 1 — трубка Пито; 2 — бак горючего; 3 — редуктор; 4 — рация, мутатор, модулятор; 5 — механизм подвески; 6 — бак окислит
 7 — автопилот; 8 — баллон с воздухом; 9 — парашют; 10 — тор
 вый бак с пусковым горючим; 11 — камера ЖРД У-400—10

то обогатило тогдашнюю зазвучившую аэродинамику. Доводкой всей установки и ее эксплуатацией на полигоне занимался Н.И. Новиков. Ему принадлежала и конструкция всех узлов автоматики [19. С. 53, 54].

Самолет-модель поднимался на высоту 10 000 м самолетом Ту-2, на этой высоте происходила отцепка, включался ЖРД. При этом самолет-модель развивал сверхзвуковую скорость. За полетом самолета-модели следили и оценивали ее рабочие характеристики. После выработки топлива самолет-модель планировал и приземлялся [23. С. 46].

В начале 1948 г. по представлению руководителя НИИ-1 НКАП М.В. Келдыша А.М. Исаев получил Сталинскую премию третьей степени за разработку и внедрение в эксплуатацию жидкостного ракетного двигателя. Это была первая Государственная премия А.М. Исаева за жидкостной ракетный двигатель [22. С. 46].

Работы по созданию в России самолетов с ЖРД в качестве основной силовой установки были завершены уже в послевоенное время. В конце 40-х годов, как уже говорилось выше, были проведены летные испытания трех экспериментальных самолетов с ЖРД. При испытаниях был накоплен значительный материал по аэродинамике крыльев различной стреловидности и при движении самого самолета на различных скоростях. Модель самолета М.Р. Бисновата преодолела сверхзвуковой барьер впервые в России. Опыт, накопленный при создании и испытании ракетных самолетов, пригодился в будущем. Но кроме этих работ в России велись работы с установкой ЖРД в качестве ускорителей на самолеты с поршневыми двигателями.

ИСТРЕБИТЕЛЬ И-4 С ЖРД В.П. ГЛУШКО

Одновременно с ГИРД работы по ЖРД для авиации развернулись и в ГДЛ в Ленинграде. В 1932 г. под руководством В.П. Глушко по заданию ВВС была начата разработка экспериментальной установки ЖРД для истребителя И-4 (АНТ-5) • с поршневым двигателем с целью улучшения основных летно-технических данных истребителя, прежде всего, увеличения ^{сг} скорости и скороподъемности в воздушном бою. Два ЖРД-Ускорителя типа ОРМ-52, по одному с каждой стороны фюзеля-

ляжа, предполагалось установить на нижнем крыле истребителя И-4. Двигатель ОРМ-52 с турбонасосной системой подачи компонентов топлива из азотной кислоты и керосина рассчитывался на тягу 300 кгс. Запаса топлива и окислителя на самолете должно было хватить для работы двух ОРМ-52 в течение 60 с. Официальные стендовые испытания ОРМ-52 состоялись в 1933 г., однако большая нагрузка коллектива В.П. Глушко другими важными темами (ракетами серии РЛА, морской торпедой) не позволила завершить работы по установке этого двигателя на самолет.

Таким образом, в начале 30-х гг. в России сформировались два основных направления работ по авиационному использованию ЖРД: в качестве основной силовой установки (РП-1 и РП-2) и в качестве вспомогательного двигателя-ускорителя для применения на самолетах с винтомоторной силовой установкой (И-4 с ОРМ-52) [9].

Технические условия на оборудование самолета И-4 реактивным двигателем представлялись в то время в таком виде: «По указанию ВВС РККА в план работ 2 отдела ГДЛ на 1933 г. включена установка на самолете И-4, как добавочное средство к винтомоторной группе. Предложено установить на подкрылках И-4 двух реактивных моторов — по одному с каждой стороны фюзеляжа. Каждый мотор должен развивать тяговое усилие в 300 кг, что дает суммарное усилие в 600 кг. Запаса жидкого топлива (АК + керосин) в количестве 120 кг должно хватить для работы обоих моторов в течение одной минуты.

1. Вся установка в целом является экспериментальной и служащей для выяснения возможностей и рентабельности применения реактивного мотора для самолета специального назначения.

2. Мощность реактивного мотора должна быть достаточной для увеличения полетной скорости самолета до 500 км/ч.

3. Реактивный мотор должен иметь суммарную длительность действия не менее одной минуты.

4. Пуск реактивного мотора в действие должен производиться с места пилота, быть безотказным и обеспечивающим повторное действие мотора в полете.

5. Реактивный мотор и его агрегаты так должны быть размещены на самолете, чтобы не мешать управлению самолетом и основным мотором стрельбе из пулемета и существенно не нарушать летных качеств самолета» [13. С. 448].

САМОЛЕТ ПЕ 2 В.М. ПЕШКОВА

С ЖРД В.П. ГЛУШКО

Сложная внешнеполитическая обстановка перед Великой Отечественной Войной (события на Халхин-Голе, советско-финский военный конфликт, агрессия фашистской Германии против ряда европейских стран) определила в 1940 г. начало работ над такими самолетами, как Пе-2 с маршевыми поршневыми двигателями и с ЖРД-ускорителями.

В 1939—1940 гг. в конструкторской группе под руководством В.П. Глушко, находящейся в «шараге» Спецотдела № 4 НКВД на авиамоторном заводе № 82 в Тушино, были разработаны конструкция газогенератора ГГ-3 с автономным питанием от турбонасосного агрегата и проект установки двух вспомогательных ЖРД тягой до 300 кгс с насосной подачей топлива на самолете «100».

В июле 1940 г. руководитель конструкторской группы В.П. Глушко, теперь уже находящейся в «шараге» Спецотдела № 4 НКВД на авиазаводе № 16 (ОКБ-16), предлагал установить на опытные самолеты «100» (прототип пикирующего бомбардировщика Пе-2) и Сталь-7 (прототип дальнего бомбардировщика Ер-2) вспомогательные ЖРД типа ОРМ-62 с тягой по 300 кгс для увеличения скорости полета в решающий момент воздушного боя.

По мнению автора проекта, благодаря двигателям-ускорителям эти самолеты приобретали ряд тактических преимуществ: они могли или быстро настичь самолет противника с поршневым двигателем, или, наоборот, быстро оторваться от преследования противника, или выйти из боя в случае необходимости. Предполагалось, что время работы такого двигателя-ускорителя может измеряться несколькими минутами. Предложение было принято, и В.П. Глушко поручили создание ЖРД-ускорителей, а его группу преобразовали в КБ-2 по ЯСРД в составе ОКБ-16 [9].

В начале 1943 г. КБ-2 В.П. Глушко в основном завершило работу по созданию авиационного ЖРД РД-1 (основные характеристики даны в табл. 7 прил. 1) с тягой 300 кгс и удельным расходом топлива 90 кг/мин.

Двигатель выполнялся по однокамерной схеме с насосной подачей в камеру сгорания топливных компонентов —

азотной кислоты и керосина. Основное назначение двигателя РД-1 — кратковременное увеличение скоростных и высотных данных, а также улучшение взлетных характеристик боевых самолетов с поршневыми двигателями. Предусматривалась возможность объединения двигателей РД-1 в многокамерную «связку» с тягой до 1200 кгс.

Одновременно с созданием и испытаниями двигателей РД-1 в КБ-2 В.П. Глушко под руководством его заместителя С. П. Королева был разработан проект реактивной установки РУ-1 с целью испытания и отработки реактивного двигателя РД-1 в полетных условиях на серийном двухмоторном фронтовом бомбардировщике Пе-2 (рис. 2.41) [9].

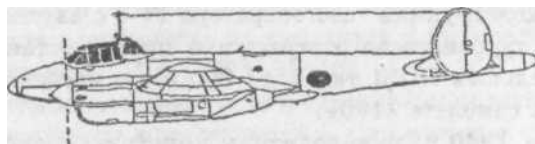


Рис. 2.41. Фронтовой бомбардировщик Пе-2 с ЖРД РД-1 В.П. Глушко

Возвращение Королева к ракетной тематике произошло еще в Омске, в конструкторском бюро А.Н. Туполева. Именно собственная настойчивость Королева, его непоколебимая вера в перспективность ракетной техники сыграли здесь определяющую роль. В ноябре 1942 г. его препровождают в Казань, где при авиационном заводе № 16 существовало Особое конструкторское бюро 4-го Спецотдела НКВД СССР.

По рассказам находившегося в те годы в Казани (также не по своей воле) известного двигателяста Д.Д. Севрука и бывшего представителя ВВС на заводе № 16 А.А. Колесникова, в разное время в ОКБ-16 Спецотдела № 4 НКВД входило несколько конструкторских коллективов со своей тематикой и главными конструкторами. В их числе коллектив А.Д. Чаромского, разрабатывавший дизельные авиационные моторы; КБ-2 В.П. Глушко по разработке авиационных ЖРД; группа Б.С. Стечкина, экспериментировавшая со своей оригинальной конструкцией воздушно-реактивного двигателя.

8 января 1943 г. здесь была создана группа № 5 по разработке авиационных реактивных установок (АРУ) на основе

двигателей Глушко. Ее руководителем и главным конструктором АРУ становится С.П. Королев. О начале и первых результатах работы по этим установкам можно судить по докладной записке Королева начальнику 4-го Спецотдела НКВД, датированной 18 октября 1943 г. *...Прибыв 19/Х1—1942 г. в Казань, я имел задание ознакомиться с работами, ведущимися по реактивным двигателям. ОКБ завода № 16 работало над созданием четырехкамерного реактивного двигателя РД-1 с тягой 1200 кгс на жидком топливе с питанием от автономно действующего турбонасосного агрегата для самолетов.

Эта работа была построена таким образом, что вначале отрабатывалась секция РД-1 в виде одной камеры с тягой 300 кгс и системой питания от постороннего источника энергии (на стенде — от электромотора). Объем всей работы по РД-1 достаточно велик и технически труден, и потому первый ее этап — однокамерный двигатель с приводом — являлся наиболее реальным и близким к осуществлению. Одновременно простейшие подсчеты показывали, что целесообразна установка однокамерного РД-1 с тягой 300 кгс в качестве вспомогательного двигателя для самолета Пе-2 с приводом от авиадвигателя М-105» [24].

Таким образом, становилась реальной не только задача в кратчайший срок испытать и отработать РД-1 в воздухе, но и самолет с реактивной установкой приобретал летные данные, могущие представлять самостоятельный интерес для боевого применения. «Проект установки, — пишет далее Королев, — однокамерного РД-1 на самолете Пе-2, как первый этап, а также проект чисто реактивного самолета-перехватчика РП, как второй этап этой работы уже с 4-х камерным РД-1, были составлены мною и переданы в 4-й Спецотдел вместе с краткими расчетными материалами («от 25 декабря 1942 г. № 329». — *Авт.*).

Конструкторские работы по АРУ выполнялись группой, организованной при ОКБ завода № 16 8/1 с. г. Компоновка проекта была сделана в январе месяце. Рабочие чертежи, около 900 шт., выпущены в период с 1/Н по 14/Ш с. г. и к этому сроку спущены в цехи ...»[24].

«...18/IX с.г. был проведен первый огневой пуск РД на самолете на земле. 1/Х с.г. был сделан первый полет на высоте 2 760 м с включенным РД в воздухе, с продолжительностью

работы 2 мин. За это время скорость самолета возросла от 340 км/ч до 420 км/ч по прибору. По горизонтали выполнено еще два полета...» [24].

В докладной рассматриваются и перспективные проблемы — создание более мощного ракетного ускорителя, сообщаемого самолету дополнительную тягу до 1 800 кгс, использование реактивной установки на истребителе для выполнения высотных (до 13...15 км) полетов с герметической кабиной а мощным вооружением со скоростью 720 км/ч [24].

Свои первые чертежи в качестве главного конструктора группы № 5 (встречается и другое ее название — «группа РУ») Королев подписывает 10 января 1943 г., то есть через два дня после своего назначения. С этого времени и до второй половины 1944 г. чертежи группы РУ имеют такие выходные данные: «ОКБ завода № 16. Начальник ОКБ Бекетов (имел звание подполковника госбезопасности и являлся заместителем начальника 4-го Спецотдела НКВД СССР. — *Авт.*), главный конструктор Королев». Затем шли фамилии конструктора-чертежника, технолога. В некоторых случаях упоминается и заместитель главного конструктора Н.С. Осипов [24].

Во второй половине 1944 г. чертежи подписываются иначе: «Начальник бюро Осипов», а Королев визирует чертежи без указания должности. Это было связано с изменениями в организационной структуре ОКБ завода № 16 и в судьбе его коллектива. Сейчас можно только предполагать, что руководило действиями высших органов государственной власти страны, но летом 1944 г. коллектив ОКБ в полном составе был освобожден из-под стражи. Согласно протоколу № 8 от 27 июня 1944 г. заседания Президиума Верховного Совета СССР, досрочно освобождается со снятием судимости и СП. Королев. К этому можно добавить, что через год с небольшим, 1 октября 1945 г. СП. Королев, как и ряд других работников, награждается орденом Знак почета.

В 1944 г. КБ-2 Глушко было выделено в самостоятельную организацию ОКБ СД (специальных двигателей) и продолжило работу над жидкостными ракетными двигателями. Из ведения НКВД оно было передано в систему НКАП. Главным конструктором ОКБ СД становится Глушко. Группа реактивных установок передается в его подчинение, и, соответственно Королев становится заместителем главного конструктора!

оставаясь в этой должности до августа 1945 г., практически по его командированию в Германию.

Иными словами, документы дают право сделать еще одно существенное уточнение: в должности заместителя В.П. Глушко С.П. Королев проработал ровно один год — с августа 1944 г. по август 1945 г. [24].

Реактивная установка РУ-1 (рис.2.42) состояла из двигателя РД-1» керосиновой, кислотной, воздушной систем и системы управления двигателем.

Двигатель РД-1 (камера сгорания с агрегатами пуска и управления насосного агрегата) устанавливался в хвостовой части фюзеляжа самолета Пе-2. Горючее и окислитель общей массой 850 кг размещались в фюзеляже в двух расположенных друг над другом баках: легкоиспаряющаяся азотная кислота — в верхнем, а тяжелый нелетучий тракторный керосин — в нижнем. Находившийся в левой гондоле двигателя насосный агрегат мощностью 45 л.с., связанный с основным поршневым двигателем М-105РА трансмиссионным валом с гидромуфтой, обеспечивал подачу компонентов топлива по проложенным в нижней части фюзеляжа самолета керосиновой и азотнокислотной магистралям в камеру сгорания двигателя РД-1. Управление двигателем было дублированное. Оно осуществлялось с места летчика и из кабины стрелка-радиста, причем включать двигатель мог только летчик, а отключать — и летчик, и экспериментатор. Максимальная расчетная продолжительность работы РД-1 на полной тяге в полете ограничивалась емкостью топливной системы и составляла около 10 мин.

Общая масса РУ-1 на самолете Пе-2 была равна 1050 кг, а масса двигателя РД-1 (камера сгорания с агрегатами пуска и управления, блок дроссельных клапанов, релейная коробка и насосный агрегат) — 56 кг. Нормальная взлетная масса самолета Пе-2 с РД-1 — 8200 кг, а средняя полетная масса для определения летно-технических характеристик самолета — 7 550 кг [9].

По аэродинамическому расчету С.П. Королева работа реактивного двигателя в течение 80... 100 с должна была увеличить максимальную скорость полета самолета Пе-2 с РД-1 на Ю8 км/ч на высоте 7000 м. При включении на взлете сократила длину разбега на 70 м. Вертикальная скорость самолета

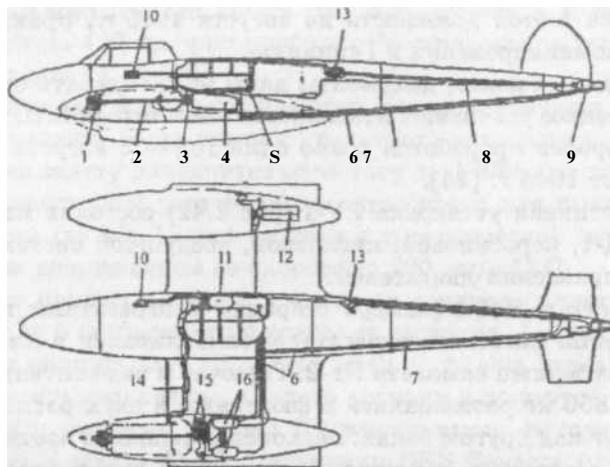


Рис. 2.42. Компоновка реактивной установки РУ-1 с ЖРД РД-1 на самолете Пе-2 [9]:

1 — привод на моторе М-105А; 2 — трансмиссионный вал с гидромуфтой; 3 — насосный агрегат; 4 — керосиновый бак; 5 — кислотный бак с предохранительным кожухом на нижней части; 6 — кислотный трубопровод; 7 — керосиновый трубопровод; 8 — магистраль воздушной системы; 9 — двигатель РД-1; 10 — приборный щиток летчика; 11 — заливной керосиновый бачок; 12 — два воздушных баллона воздушной системы РУ-1; 13 — приборный щиток экспериментатора; 14 — трубопровод системы дренажирования; 15 — предохранительные клапаны; 16 — компенсационные бачки кислотной и керосиновой систем

при отрыве от земли с работающим двигателем РД-1 могла возрасти на 30 %, соответственно увеличивался возможный угол набора высоты, что было важно при взлете с небольшого полевого аэродрома, ограниченного препятствиями [9].

Изготовление всех частей РУ-1 и переоборудование самолета Пе-2 велось очень быстрыми темпами. 7 августа 1943 г. начались летные испытания модифицированного самолета. Включение РД-1 на взлете и в воздухе в основном подтвердило ожидаемое улучшение летно-технических данных самолета Пе-2 в диапазоне высот от земли до расчетной, максимальная скорость самолета увеличилась на 46...68 км/ч. Время набора высоты 5000 м сократилось с 10 до 7 мин. Летчики-испытатели отме-

или. что работа дополнительного двигателя не усложнила пилотирование самолета: в первые секунды после включения рП-1 появлялся небольшой кабрирующий момент, и ощущалось ускорение самолета, но возникшее давление на штурвал легко устранялось. Условия пилотирования не ухудшались [9].

Первый этап заводских летных испытаний самолета Пе-2 с РД-1» которые проводили летчики-испытатели А.Г. Васильченко и А.С. Пальчиков при участии в полетах в качестве инженеров-экспериментаторов С.П. Королева и Д.Д. Севрука, показал, что двигатель РД-1 и реактивная установка РУ-1 в целом работают нормально. Опыт, полученный на первом этапе летных испытаний, был использован С.П. Королевым для разработки проектов модификации боевых самолетов Пе-2И, Пе-3, Ла-5 под установку реактивных двигателей-ускорителей РД-1. Необходимость проведения таких работ определялась не только стремлением улучшить основные летно-технические данные воевавших самолетов, но и сведениями о появлении у противника боевых реактивных самолетов [9].

Однокамерный реактивный двигатель РД-1 предназначался в качестве вспомогательного двигателя — ускорителя для самолетов с целью кратковременного улучшения их взлетных, скоростных и высотных характеристик.

Расчетные данные РД-1: топливо — азотная кислота (ОСТ-701—41) и тракторный керосин (ОСТ-6460); максимальная тяга у земли — 300 кгс; расход топлива на режиме максимальной тяги — 1,5 кг/с; давление в камере сгорания — 22,5 атм; продолжительность непрерывной работы на максимальной тяге — 30 мин; число оборотов вала насосного агрегата — 2000 об/мин; ресурс до первой переборки — 45 мин [12].

Двигатель РД-1 (рис. 2.43) состоял из следующих агрегатов, отдельно монтировавшихся на самолете: собственно двигателя (камеры сгорания с агрегатами пуска и управления), располагавшегося в хвостовой части фюзеляжа или мотогондолы или в крыльях самолета; насосного агрегата, приводимого от основного двигателя самолета либо непосредственно, либо через трансмиссионный вал; блока дроссельных вентиляй и магистралей азотной кислоты и керосина. Блок дроссельных вентиляй управлялся из кабины летчика, где находились также табло и щиток с приборами управления и контроля [12].

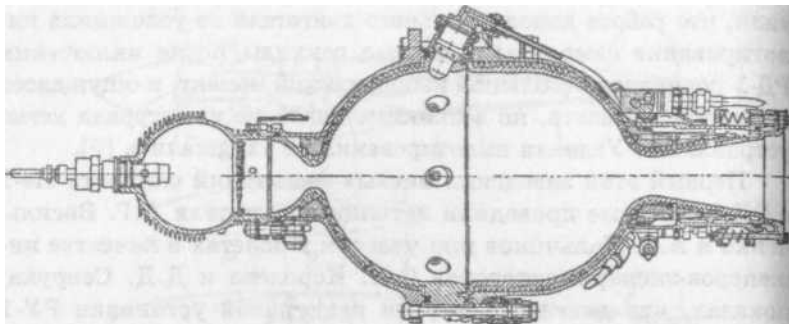


Рис. 2.43. Камера ЖРД РД-1 В.П. Глушко [12]

Система управления режимом работы питалась от бортовых аккумуляторов и баллонов сжатого воздуха. Двигатель допускал до пяти повторных пусков за один полет (лимитировала емкость пускового бачка).

Камера сгорания смонтирована на раме ракетного двигателя вместе со следующими агрегатами: агрегатом пуска, пусковым карбюратором, фильтрами кислотным и керосиновым, топливными клапанами кислотным и керосиновым и управляющим электромагнитным пневмоклапаном. Камера сгорания двигателя состояла из камеры зажигания и собственно камеры сгорания с соплом. Камера зажигания имела разъем; ее передняя половина, оребренная, охлаждалась воздухом, задняя — керосином. Камера сгорания состояла из головки, охлаждаемой керосином, и камеры-сопла, охлаждаемой азотной кислотой. Зазор для протока жидкостей выдерживался между контуром рубашек охлаждения головки и камеры-сопла и профильными разъемными вкладышами. В средней части головки камеры располагались форсунки азотной кислоты и керосина, центробежные, закрытые, с гидравлически управляемой иглой. Корпусы форсунок изготовлены были в основном из стеллита. Материал распылителей кислотных форсунок — стеллит, керосиновых — ЭЖ-2. Топливо, просочившееся через уплотнения форсунок, дренажировалось через запорные клапаны.

Стяжные болты камеры с пружинными шайбами допускали температурные расширения деталей камеры без нарушения герметичности соединений. Выходная часть сопла снаб-

ясалась сальниковым ушготнительным устройством, не препятствовавшим температурным перемещениям сопла относительно рубашки.

Пусковая эфирно-воздушная смесь подводилась в камеру зажигания через пусковой клапан, керосин — через штуцер в горловине рубашки головки, азотная кислота — через штуцер в горловине рубашки камеры-сопла. На камере сгорания были установлены свеча накаливания, пусковой клапан, реле давления, заливные и запорные вентили [12].

Авиационное применение ЖРД потребовало создания камеры сгорания с повышенным ресурсом работы, поэтому особое внимание уделялось интенсификации охлаждения. Для изготовления стенок камеры сгорания использовались металлы, обладающие пониженными значениями модуля упругости, коэффициента линейного расширения, коэффициента Пуассона и повышенными значениями коэффициентов теплопроводности и прочности при рабочей температуре. Это в сочетании с малой толщиной стенки и эффективным ее ребрением со стороны, смачиваемой охлаждающей жидкостью, должно было обеспечивать повышенную стойкость стенок камеры сгорания.

С 1941 г. разрабатывались методы интенсификации теплообмена путем уменьшения толщины пограничного слоя и удаления из него продуктов парообразования и газификации.

Турбулизация пограничного слоя в наиболее напряженных участках камеры в области втекания и в критическом сечении сопла достигалась с помощью системы сверлений в алюминиевом вкладыше сопла, позволявшей через дозирующие жиклеры отбирать компонент из областей с повышенным давлением [12].

Насосный агрегат крепился к плите передним фланцем. В составном алюминиевом корпусе насосного агрегата располагались два валика из нержавеющей стали, сделанные за одно целое с шестернями, нагнетающими азотную кислоту. На шлицы тех же валиков были посажены ведущие шестерни, нагнетающие керосин, а между зубьями кислотных шестерен устанавливался гарантированный зазор, исключавший их касание и срабатывание. Каждый валик имел три игольчатых опорных подшипника и с одного конца — два упорных шариковых подшипника. При этом обеспечивался также гарантированный зазор между корпусом и торцами шестерен насоса окислителя. Уп-

лотнение создавалось графитированными асбестовыми сальниками. Просачивающаяся через сальники жидкость отводилась по внутренним сверлениям в полости всасывания насоса. На насосном агрегате были установлены редуцирующие клапаны, выполнявшие также функции предохранительных клапанов, защищавших тракты от гидравлического удара [12].

В 1944 г. в ОКБ В.П. Глушко А.А. Мееровым были разработаны нитромасло и нитросмазка, не реагирующие с азотной кислотой. Они успешно применялись в уплотнениях и шарикоподшипниках двигателей РД-1, РД-1ХЗ, РД-2 и РД-3.

В реактивной установке для серийного самолета Пе-2 двигатель РД-1 устанавливался в хвостовой части фюзеляжа. В левой мотогондоле за передним лонжероном крепились насосный агрегат, компенсационные и сливные бачки. Управление двигателем было дублированное и осуществлялось с места летчика, а также из кабины стрелка-радиста. М

Для отработки зажигания было выполнено 24 полета самолета Пе-2 на высотах до 7000 м. После проведения отладочных наземных огневых испытаний в 1943 г. на этом же самолете были выполнены 38 пусков двигателя РД-1 на земле и 11 — в полете. Наибольшая длительность непрерывной работы РД-1 на режиме полной тяги в полете составляла 10 мин и определялась емкостью топливных баков [12]. Включение ЖРД РД-1 на взлете и в воздухе в основном подтвердило ожидаемое улучшение летно-технических характеристик самолета Пе-2 (рис. 2.44).

В 1944—1945 гг. двигатели РД-1 также проходили наземные и летные испытания на самолетах-истребителях конструкции С.А. Лавочкина (Ла-7), А.С. Яковлева (Як-3), П.О. Сухого (Су-6), о чем будет сказано в дальнейшем. Испытания самолета Пе-2 с РД-1 были продолжены в 1944—1945 гг. с целью увеличения надежности и высотности системы зажигания. С этой целью были проведены 49 наземных и 38 летных огневых испытаний. Предпочтение было отдано хорошо отработанной к тому времени системе повторного химического зажигания, вместо примененной ранее эфирно-воздушной системы зажигания со свечей накаливания и кислородной подпиткой.

Усовершенствованный двигатель РД-1 с химическим зажиганием и с конструктивными нововведениями, получил название РД-1ХЗ (рис. 2.45) (основные характеристики даны в

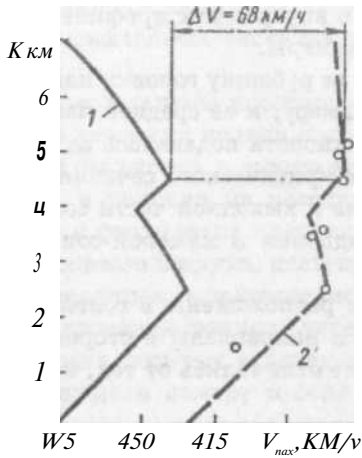


Рис. 2.44. Максимальные горизонтальные скорости самолета Пе-2 [9]:
1 — с выключенным РД-1; 2 — с работающим РД-1

табл. 7 прил. 1). Обе внутренние детали камеры сгорания двигателя РД-1ХЗ (камера-сопло, изготовленная из нержавеющей стали ЭЖ-2, и головка из жаростойкого алюминиевого сплава ДПС) были соединены при помощи стальных рубашек из ЭЖ-2. Между рубашками и внутренними деталями камеры был образован проход для азотной кислоты в камере-сопле и керосина — в головке. Для улучшения условий охлаждения на наружных поверхностях камеры-сопла и головки камеры сгорания сделали продольные и спиральные оребрения. У горловины головки и у сопла были поставлены разъемные алюми-

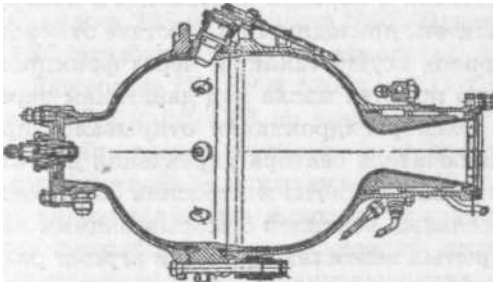


Рис. 2.45. Камера ЖРД РД-1ХЗ В.П. Глушко [12]

ниевые вкладыши с внутренним профилем, соответствующим профилю деталей камеры.

Керосин входил за рубашку головки камеры сгорания и проходил, охлаждая камеру, к ее средней части — к форсуночному поясу. Азотная кислота подавалась за рубашку камеры-сопла через штуцер у критического сечения, получала закрутку и проходила сначала к выходной части сопла, а затем по ребрению между вкладышем и камерой-соплом направлялась к форсункам.

Форсунки были расположены в головке камеры сгорания наклонно к ее оси и направлены в сторону от сопла. По устройству форсунки не отличались от тех, которые применялись в двигателе РД-1.

По оси камеры была расположена пусковая форсунка, через центральную часть которой проходило пусковое горючее, а по кольцевому пространству вокруг этого клапана — азотная кислота.

В качестве пускового горючего, самовоспламеняющегося при смешении с азотной кислотой, в двигателе РД-1ХЗ применяется разработанный в ОКБ в 1945 г. А.А. Мееровым продукт Б23—75, представляющий собой смесь 75 % (по весу) карбинола и 25 % бензина Б-70. Химическое зажигание двигателя РД-1ХЗ вначале было отработано на стенде, а затем на самолете Пе-2 [12].

Насосный агрегат двигателя РД-1ХЗ состоял из двух секций — азотно-кислотной и керосиновой. Насос шестеренчатого типа, причем керосиновые шестерни являлись ведущими, обеспечивая гарантированный зазор по зубьям и торцам шестерен кислотного насоса.

Азотная кислота и керосин подавались в камеру сгорания насосным агрегатом, приводимым в действие от основного авиадвигателя. Привод осуществляется через фрикционную муфту, включаемую подачей масла под давлением через электрогидроклапан. Электрогидроклапан открывался при помощи концевого выключателя сектора управления двигателем.

Напорные линии кислоты и керосина были соединены через блок дроссельных вентилях с всасывающими линиями насоса. При закрытых вентилях насосный агрегат развивал наибольшее давление подачи, что соответствовало максимальной тяге двигателя. При открытии вентилях давление кислоты и керо-

на „адало, обуславливая снижение тяги. Так регулировалась тяга ЖРД при неизменном числе оборотов авиационного двигателя.

Предохранительные клапаны насосного агрегата открывались при повышении давления подачи сверх максимального и стравливали избыток жидкости в линию всасывания.

Азотная кислота и керосин из насосного агрегата через фильтры подавались к топливным клапанам, которые открывались при помощи сжатого воздуха, поступающего через электромагнитный пневмоклапан, а закрывались пружинами. При работе двигателя компоненты топлива через клапаны подавались в камеру сгорания, причем азотная кислота перед входом в форсунки охлаждала камеру и сопло, а керосин — головку.

Запуск двигателя осуществлялся одновременной подачей в пусковую форсунку азотной кислоты и пускового горючего. Азотная кислота подавалась насосным агрегатом, а горючее — из бачка. Пусковое горючее при контакте с азотной кислотой самовоспламенялось и образовывало зажигательный факел. Возникающее при этом небольшое давление в камере использовалось для открытия топливных клапанов и перехода на основной режим [12].

С целью исключения гидравлического удара и взрывов в камере при запуске (как и в двигателе РД-1), в полость охлаждения предварительно заливали компоненты топлива, затем следовал ступенчатый режим запуска. Предусматривался слив компонентов из гидравлических трактов камеры при ее выключении. Фактический ресурс двигателя РД-1ХЗ был доведен до нескольких часов [12].

В процессе отработки двигателя РД-1ХЗ было проведено 2200 пусков, из них 228 на самолете Пе-2. Одновременно двигатели РД-1ХЗ отработывались на самолетах А.С. Яковлева (Як-3), С.А. Лавочкина (Ла-7Р и 120Р) и П.О. Сухого (Су-7).

Двигатели РД-1 и РД-1ХЗ во время войны выпускались малой серией. Они прошли стендовые и летные испытания, а РД-1ХЗ — государственные испытания в 1946 г. [12].

С целью увеличения тяги вдвое по сравнению с РД-1 и РД-1ХЗ был разработан однокамерный двигатель РД-2 (рис. 2.46), у которого были увеличены длина цилиндрической части камеры-сопла, число топливных форсунок и внесен

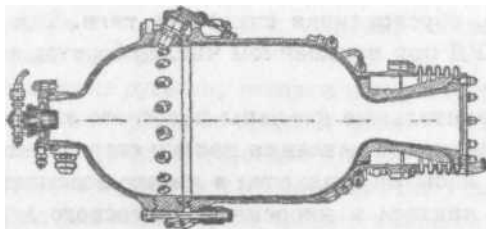


Рис. 2.46. Камера ЖРД РД-2 В.П. Глушко [12]

ряд конструктивных изменений, которые отразили опыт предшествовавших исследований [12].

В двигателе РД-2 (основные характеристики представлены¹ в табл. 7 прил. 1), так же, как и в предыдущих двигателях этого семейства, применялся насосный агрегат шестеренчатого типа, отличавшийся от насосного агрегата двигателя РД-1ХЗ повышенным числом оборотов (число оборотов вала насосного агрегата — 2300 об/мин) [12].

Пневмогидравлические схемы двигателей РД-2 и РД-1ХЗ были сходны между собой, но в схему РД-2 были введены усовершенствования, обеспечившие более мягкий запуск [12].

Пневмогидравлическая и электрическая схемы двигателя РД-2, как более доработанные по отдельным элементам, были приняты в порядке унификации и для двигателя РД-1ХЗ со второй половины 1946 г. [12].

Двигатель РД-2 прошел в 1947 г. государственные испытания и имел фактический ресурс несколько часов. Ресурс лимитировался износом шестерен насоса [12].

Рассматриваемую серию двигателей завершает опытный трехкамерный ЖРД РД-3 (основные характеристики даны в табл. 7 прил. 1), проходивший в 1944—1945 гг. стендовые испытания. Он представлял собой автономный двигатель, так как для подачи азотной кислоты и керосина впервые использовался турбонасосный агрегат, насосы которого приводились во вращение от газовой турбины. Рабочим телом турбины ТНА являлись продукты сгорания топлива ЖРД (азотной кислоты и керосина), вырабатывавшиеся в специальном агрегате — газогенераторе. В двигательную установку РД-3 входили три камеры сгорания типа РД-1, каждая из которых была укомплектована обслуживающими агрегатами: карбюратором, реле давле-

яя газа, фильтрами, топливными и управляющими электромагнитными пневмоклапанами, заливочными вентилями. Тяга двигателя у земли составляла 900 кгс, в пустоте — 1000 кгс; РД-3 мог регулироваться по тяге от 100 до 1000 кгс. На режиме форсажа (разбег, форсированный набор вертикальной и горизонтальной скорости) работали все три камеры, изменяя тягу в диапазоне от 300 до 900 кгс; на режимах горизонтального полета, рулежки и посадки могла работать лишь одна камера, обеспечивая тягу в диапазоне от 100 до 250 кгс [12].

Управление двигателем было полностью автоматизировано, введена автоблокировка для исключения аварий при неправильном запуске двигателя. Включение камер и управление двигателем (запуск, регулирование тяги, остановка) осуществлялись с помощью лишь одной ручки сектора управления, снабженного концевым выключателем и связанного с блоком дроссельных вентилях газогенератора. Дросселированием устанавливалось определенное давление в газогенераторе и соответствующее ему число оборотов турбонасосного агрегата, следовательно, и тяга двигателя. Конструкция двигателя включала дистанционное управление пусками и остановками [12].

Газогенератор включал в себя три камеры: зажигания, сгорания и смешения. Турбонасосный агрегат состоял из активной одноступенчатой турбины, редуктора числа оборотов, масляного агрегата, кислотного, керосинового и водяного насосов. Подшипники турбины — скользящие; один из них имел водяное охлаждение. Максимальное число оборотов вала турбины — 26 000 об/мин [12].

В первом варианте ТНА применялся высокооборотный трехступенчатый центробежный кислотный насос, ротор которого вращался на шарикоподшипниках. Лопастные керосиновый и водяной насосы этого варианта имели одинаковую конструкцию. Роторы их были уравновешены, а корпуса имели профилированный контур. Для обеспечения нормальной работы керосиновый и водяной насосы снабжались предохранительными клапанами. Во втором варианте ТНА все насосы были центробежными. Компоненты топлива в газогенератор поступали из бачков под давлением сжатого газа [12].

Таким образом, за период с 1940 по 1946 гг. конструкторское бюро, возглавляемое В.П. Глушко, создало серию двига-

телей РД, отличавшихся рядом достоинств. Предназначаясь для самолетов, они обеспечивали изменение тяги в широком диапазоне, были вполне надежными. Двигатели допускали многократные запуски. Несмотря на многие сотни повторных запусков двигателя без съема со стенда не достигли предела его работоспособности. Поэтому в инструкциях по эксплуатации этих двигателей указывалось, что число допустимых повторных пусков в пределах ресурса не лимитируется. В этих двигателях впервые было применено пакетное соединение нескольких камер, получившее в дальнейшем широкое развитие в отечественном ракетном двигателестроении, введены турбонасосные агрегаты и газогенераторы к ним. Наконец, процессы пуска управления и выключения двигателей были полностью автоматизированы. Путь доводки двигателей до такой степени совершенства не был легким. В процессе отработки в эксплуатационных условиях электрической и пневмогидравлической схем двигателей неоднократно происходили аварии, к счастью, ограничивавшиеся лишь повреждением материальной части [12].

В 1946 г. была разработана конструкция автономного двигателя РД-4 (основные тактико-технические характеристики даны в табл. 8 прил. 1) с тягой 1000 кгс, ТНА которого приводился продуктами разложения перекиси водорода, а редуктор числа оборотов отличался малым весом и габаритом благодаря переходу на высокооборотные центробежные насосы для всех компонентов. Однако дальнейшее развитие эта разработка не получила в связи со специализацией ОКБ В.П. Глушко по разработке мощных ЖРД для ракет дальнего действия [12].

САМОЛЕТ ЛА 7Р ОКБ С.А. ЛАВОЧКИНА

С ЖРД В.П. ГЛУШКО

В марте 1944 г. С.А. Лавочкин поручил выполнение задачи по испытанию своих поршневых истребителей с ускорителями ЖРД своему заместителю СМ. Алексееву, который работал в это время в филиале ОКБ С.А. Лавочкин (опытный завод № 81) в г. Москве. Само ОКБ тогда еще находилось в

эвакуации в г. Горьком на заводе № 21. Филиал этот находился на территории авиационного завода № 381 и выпускал самолеты Ла-7. 21 октября 1944 г. под данное задание была закончена переделка первого серийно выпускавшегося Ла-7, который получил индекс — Ла-7Р-1 (рис. 2.47) (основные тактико-технические характеристики даны в табл. 4 прил. 1). Далее последовал еще один истребитель с индексом Ла-7Р-2. На самолетах была доработана хвостовая часть фюзеляжа для размещения там РУ-1 с ЖРД РД-1 и дополнительно, связанным с ним оборудованием. Центральный бензобак был заменен баком с запасом азотной кислоты до 270 кг, а в правом крыле установили бак с запасом тракторного керосина 60 кг. По расчетам этого топлива должно было хватить для работы РД-1 в течение 3,5...3,8 мин. Запас бензина для поршневого двигателя АШ-82ФН был сокращен с 340 до 210 кг. Для подачи компонентов топлива в камеру сгорания РД-1 применили помпу, которая приводилась во вращение специальным валом, имеющим фрикционное соединение с храповиком на задней крышке двигателя АШ-82ФН.

Давление в магистралях подачи кислоты и керосина составляло 40... 50 атм. Давление в камере сгорания РД-1 - 23 атм. Для управления работой РД-1 использовались ручка сектора газа и пусковой воздушный кран.

Для защиты от коррозии, к которой приводили даже незначительные пары азотной кислоты, была сделана тщательная изоляция в конструкции самолета, а в системе подачи и

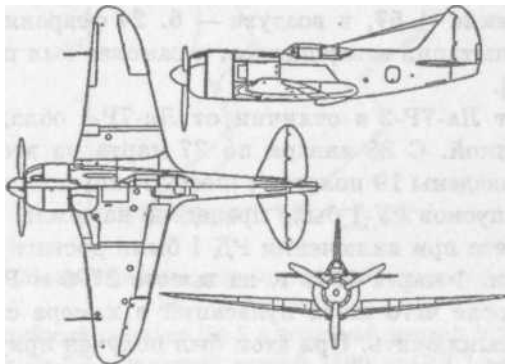


Рис. 2.47. Самолет Ла-7Р с РД-1 В.П. Глушко [27]

хранения кислоты применили более стойкие к кислотной ереде материалы (алюминий и его сплавы, нержавеющей сталь). 27 октября 1944 г. начались заводские испытания Ла-7Р-1. Для начала совершили два полета с целью опробовать двигатель АШ-82ФН без включения РД-1. При этом обнаружили, что недостаточен крутящий момент, передаваемый насосному агрегату РУ-1 приводом от АШ-82ФН. После устранения этого замечания испытания продолжили. Были произведены 6...S зажиганий и четыре запуска РД-1 на высотах 3000...3200 м, два из них провели до полной выработки топлива. Зажигание и запуск РД-1 прошли нормально. Но по мере выработки топлива, где-то через 2,5 с, наблюдались пульсации в выхлопе РД-1, при этом давление в камере сгорания РД-1 колебалось до 8 атм. В трех следующих полетах произвели повторные огневые запуски РД-1. В первом полете РД-1 полностью отказал. Во втором полете после первого запуска РД-1 проработал 15 с и при повторном запуске отказал. В третьем полете были произведены два запуска РД-1, который проработал по 15 с, но при еще одной попытке запуска отказал. Причины установить не удалось. В трех следующих полетах надо было определить максимальную горизонтальную скорость самолета на высоте 3000 м на номинальном режиме работы АШ-82ФН с неработающей и работающей РУ-1. Наиболее удачным получился третий полет, в котором при работающем РД-1 был достигнут прирост скорости 85 км/ч. Летчик-испытатель А.В. Давыдов совершил на самолете Ла-7Р-1 всего 15 полетов, в том числе пять с включением РД-1. Общее количество запусков РУ-1: на земле— 57, в воздухе— 6. 24 февраля 1945 г. заводские испытания завершились, и самолет был поставлен на ремонт [27].

Самолет Ла-7Р-2 в отличии от Ла-7Р-1 обладал лучшей аэродинамикой. С 26 января по 27 марта на этом самолете были произведены 19 полетов с шестью запусками РУ-1 в воздухе. 45 запусков РУ-1 было проведено на земле. В двух случаях в полете при включении РД-1 были достигнуты приросты скорости. 1 марта 1945 г. на высоте 2700 м РД-1 работал 1,5 мин, после чего из-за пульсаций в камере сгорания его пришлось выключить. При этом был получен прирост скорости 80 км/ч. 10 марта 1945 г. на высоте 2600 м, работая РД-1 прибавил около 95 км/ч. В целом РД-1 отработал неудов-

летворительного. Из 45 случаев запуска в 15 был зафиксирован отказ, в 6-ти отказало зажигание [27].

На рис. 2.48 представлен график с кривыми, по которым видно, какое улучшение летно-технических характеристик получается на самолете Ла-7 с включением ЖРД РД-1.

27 марта 1945 г. в полете на Ла-7Р-2 на высоте 6000 м РД-1 не включился, попытки повторного запуска на высоте 3000 м привели к сильному взрыву в камере сгорания РД-1. рули самолета были сильно повреждены, и он потерял управляемость, сделал «бочку». Кабину летчика заполнили пары азотной кислоты, но летчик-испытатель Г.М. Шиянов с большим трудом все же смог посадить самолет. До 14 апреля 1945 г. Ла-7Р-2 подвергся ремонту. Заменяли поврежденные оперение и камеру сгорания, а также устранили мелкие дефекты, появившиеся в результате взрыва. На самолете Ла-7Р-2 установили РД-1, имеющий диафрагмы с отверстиями диаметром до 20 мм для обеспечения давления от факела эфирно-воздушного зажигания на земле до 0,5 атм. Попытки запустить новый РД-1 на высотах 5000...6000 м ни к чему не привели. Далее в связи с этим РД-1 был усовершенствован, как уже говорилось выше, и как РД-1ХЗ стал устанавливаться на всех экспериментальных самолетах вместо РД-1. Установка РД-1ХЗ началась 29 апреля 1945 г. Двигатель РД-1ХЗ оказался не надежнее своего предшественника. 12 мая 1945 г. при наземных огневых испытаниях на Ла-7Р-2 разорвалась камера сгорания РД-1ХЗ [27].

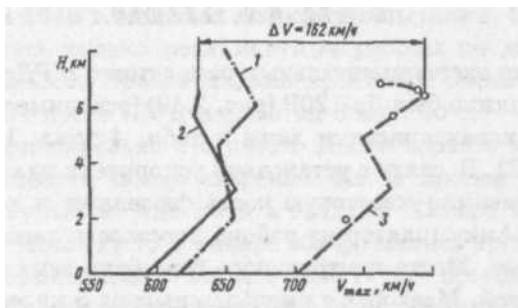


Рис. 2.48. Максимальные горизонтальные скорости самолетов Ла-7 и Ла-7Р [9]:

- 1 — серийный самолет Ла-7 с полетной массой 3 235 кг;
- 2 — самолет Ла-7Р с полетной массой 3500 кг (РД-1 не работает);
- 3 — самолет Ла-7Р с полетной массой 3500 кг (РД-1 работает)

И. ЕВТНФЬЕВ

Лабораторные исследования показали, что причиной взрывов явились гидравлические удары в камере сгорания, возникшие вследствие резкого повышения давления в «рубашках» камеры сгорания в момент открытия топливных клапанов. Гидравлический удар сбивал факел зажигания, происходило накопление компонентов внутри камеры сгорания, зажигание которых приводило к взрыву.

Двигатель РД-1ХЗ новой модификации для Ла-7Р-2 пришел из ОКБ-16 14 июня 1945 г. Его оборудовали специальными пусковым и сливным клапанами, ввели последовательное включение форсунок обоих компонентов топлива, существенно повышающее эффективность зажигательного факела и делающее запуск двигателя плавным, без удара. Двигатель был установлен на Ла-7Р-2 25 июля 1945 г. [27].

До 16 сентября 1945 г. на этом самолете было совершено 14 полетов. Из 49 запусков двигателя 8 произвели в воздухе. За этот период были заменены 4 камеры РД-1ХЗ и два насоса. Двигатель отказывал 23 раза, но на долю зажигания выпало только 2 отказа. Испытания довели до конца. На Ла-7Р-2 была достигнута максимальная скорость полета 795 км/ч на высоте 6300 м [27].

САМОЛЕТ ЛА-120Р ОКБ С.А. ЛАВОЧКИНА

С ЖРД В.П. ГЛУШКО

Третьим экспериментальным самолетом с ЖРД-ускорителем С.А. Лавочкина был Ла-120Р (рис. 2.49) (основные тактико-технические характеристики даны в табл. 4 прил. 1) постройки завода № 21. В связи с установкой ускорителя на самолете полностью заменили хвостовую часть фюзеляжа и вертикальное оперение. Аккумулятор из района хвостового люка переместили на лафет. Место центрального бензобака занял бак с азотной кислотой. Маслбак с уменьшенным на 5 кг запасом масла убрали с лафета, где поместили керосиновый бак и воздушный баллон, и поставили на редуктор мотора. Вместо двух пушек НС-23 поставили одну НС-23 и одну Б-20. Сам мотор АШ-83 передвинули на 70 мм вперед. Схема питания РД-1ХЗ на Ла-120Р была такая же, как и на Ла-7Р-2, равно как и установка всасы-

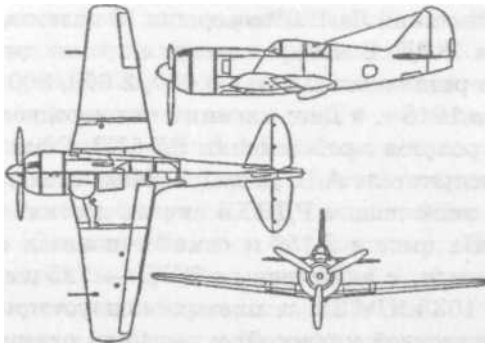


Рис. 2.49. Самолет Ла-120Р с ЖРД РД-1ХЗ В.П. Глушко [27]

вающего патрубка и насосного агрегата. Но Ла-120Р имел лучшую аэродинамику, чем его предшественники. Летные испытания машины Ла-120Р начались 2 июля 1945 г.

Уже после первых двух полетов 12 июля и 25 сентября 1945 г. обнаружился чрезмерный перегрев масла из-за конструктивных дефектов маслосистемы, и самолет отправили в цех для устранения этого дефекта. ОКБ С.А. Лавочкина переехало на территорию завода № 301, что несколько замедлило работы. Поэтому Ла-120Р вышел на испытание 12 апреля 1946 г. В самолете были устранены дефекты, а в правое крыло установили дополнительный бак с 70 кг бензина. МАП очень долго до 1 июля 1946 г. не давал добро на испытания. На самолете проводились только регламентные работы по двигателям АШ-83 и РД-1ХЗ. Производились кратковременные огневые запуски. В 21 пуске ЖРД заработал 8 мин 20 с.

Было зафиксировано 7 отказов. После первого же вылета пришлось заменять камеру сгорания. После замены произвели 23 огневых пуска, из них пять в воздухе. Камера заработала 11 мин 55 с. После этого в камере обнаружались трещины. Камеру снова заменили, и 27 августа 1946 г. был произведен огневой запуск. После второго включения были обнаружены трещины. 31 августа приступили к испытаниям с новой камерой, в которой после третьего запуска тоже появились трещины. 1 октября была установлена камера из нержавеющей стали, которая ^{Во} время четырех проб зажигания и трех огневых пусков общей продолжительностью в 50 мин работала стабильно. Всего за вре-

Н. ЕВТНФЬЕВ

мя летных испытаний Ла-120Р совершил 16 полетов, из них семь с включением ЖРД. В четырех полетах производилась проверка запуска на различных высотах 3 000, 2 000, 800 и 70 м [27].

18 августа 1946 г. в День авиации над аэродромом в Тушино Ла-120Р пролетел с работающим РД-1ХЗ. Самолетом управлял летчик-испытатель А.В. Давыдов. Максимальной скорости Ла-120Р при включенном РД-1ХЗ смогли достичь только в одном полете. На высоте 2 150 м самолет показал скорость без ЖРД — 622 км/ч, с включенным ЖРД — 725 км/ч. Прирост получился в 103 км/ч. Из-за плохих эксплуатационных условий (работа с азотной кислотой) и выработки ресурса поршневого двигателя АШ-83 работы с Ла-120Р по указанию С.А. Лавочкина были прекращены [27].

Весной 1946 г. началась постройка следующего и последнего самолета С.А. Лавочкина с ЖРД на базе цельнометаллического самолета Ла-130. Этот самолет получил индекс Ла-130Р. В 1946 г. собирались изготовить два таких самолета, а после успешного испытания были планы начать серийное производство Ла-9 с ЖРД. Когда в цехах уже заканчивалась сборка агрегатов и планера самолета, тема была закрыта, и все работы по этому самолету прекратили [27].

Довести двигатели РД-1 и РД-1ХЗ за два года так и не удалось. Из-за дефектов в них создавались проблемы. Проблемы создавала и сложность эксплуатации самолетов с такими ЖРД. Азотная кислота разрушала обшивку рулей направления и высоты, ее пары попадали даже в кабину пилота. Эти причины, стали определяющими при принятии в октябре 1946 г. решения о прекращении работ с ускорителями ЖРД.

САМОЛЕТ СУ 6 И ЕГО МОДИФИЦИРОВАННЫЙ

ВАРИАНТ САМОЛЕТ СУ 7 ОКБ П.О. СУХОГО

С ЖРД В.П. ГЛУШКО

Сведения о работах в Казани поступили в КБ П.О.Сухого, я - в ноябре 1943 г. в инициативном порядке был завершен предварительный эскизный проект варианта самолета Су-6 с М-82 ФНВ 2 ТК-3 и РД Глушко. Не было подробной информа-

я о РД-1 " поэтому вопрос размещения этого ЖРД на самолете практически не был решен. Однако проект был отправлен в НКАП, где работа была одобрена. О чем свидетельствует докладная записка заместителя начальника 4 спецотдела НКВД подполковника госбезопасности В.А.Бекетова, направленная 16 февраля 1944 г. начальнику 2 отдела Главного управления истребительно-авиационной службы ВВС генерал-майору Левину. Где сообщалось: «Согласно Вашему запросу направляю предварительные материалы по установке РД-1 на самолетах Пе-2, Је-3 и Пе-2 в высотном варианте с М-82-ТК-3.

Одновременно сообщаю, что конструктор самолета т. Сухой ведет работы по установке РД-1 на свой самолет в высотном варианте...».

В начале марта работа по самолету Су-6 с М-82 ФН 2ТК-3 и РД-1 была включена в проект плана опытного строительства самолетов ВВС на 1944 г. Одновременно был подготовлен проект приказа НКАП, который обязывал директора и главного конструктора завода М° 289 П.О.Сухого выпустить к 15 мая 1944 г. одноместный экземпляр самолета Су-6 с реактивным двигателем РД-1 В.П. Глушко с заменой мотора М-71 на М-83 с 2ТК-3. Но нарком приказ не подписал.

В постановление ГКО от 22 мая 1944 г. самолет не был включен. И только приказ НКАП № 371 от 30 мая 1944 г. обязал главного конструктора П.О.Сухого спроектировать и построить экспериментальную модификацию самолета Су-6 под мотор АШ-82ФН 2ТК-3 или М-83 с установкой двигателя РД-1 В.П. Глушко, со следующими летно-техническими данными:

Максимальная скорость на высоте 7500 м без включения РД - 590 км/ч.

Максимальная скорость на высоте 12 000 м с включением РД — 700 км/ч.

Продолжительность полета без включения РД на высоте Ю 000 м при скорости 450 км/ч — 1 ч. 40 мин.

Вооружение — 2 пушки калибра 20 мм с боезапасом 370 патронов.

Самолет надо было предъявить на летные испытания к ¹ сентября 1944 года.

К работе над эскизным проектом в окончательном варианте в КБ приступили в начале апреля. 22 апреля 1944 г. были Утверждены тактико-технические требования к проектируемо-

му самолету. Этот самолет предназначался для перехвата и уничтожения самолетов противника и ведения активного воздушного боя, главным образом на больших высотах во фронтовой зоне и в системе ПВО.

Эскизное и рабочее проектирование, а также производство проводились параллельно. Задачу облегчало то, что за основу нового самолета был принят один из двух построенных экземпляров опытного одноместного бронированного штурмовика Су-6. В связи с этим отпала необходимость в изготовлении макета и постройке экземпляра для статических испытаний. Задержка окончания постройки самолета произошла из-за несвоевременной подачи заводу № 289 турбокомпрессоров, привода к насосному агрегату ЖРД и самого двигателя РД-1.

25 ноября работы по самолету были завершены. Самолет получил в КБ обозначение Су-7 № 82Г (рис. 2.50). Началась подготовка к заводским летным испытаниям. Испытания были разбиты на два этапа. На первом — отработка винтомоторной группы и турбокомпрессоров, а на втором — РУ-1.

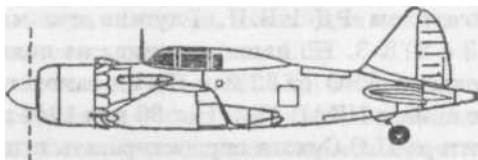


Рис. 2.50. Самолет Су-7 с ЖРД РД-1ХЗ В.П. Глушко

При наземной отработке ВМГ были выявлены два дефекта — подтекание масла из-под фланца специального привода двигателя АШ-82ФН и образование факелов в выхлопном коллекторе. Последний дефект доставил много хлопот. Испытали семь вариантов выхлопных систем, которые отличались степенью охлаждения роторов турбин ТК и выхлопных патрубков, но устранить факеление так и не удалось. Специалисты ЦИАМ считали главной его причиной перегрев выхлопных патрубков.

19 декабря летчиком-испытателем Г.И. Комаровым была выполнена рулежка и подтверждена готовность самолета к летным испытаниям.

29 декабря вышел приказ НКАП № 706 о проведении заводских летных испытаний самолета Су-7. Летчиком-испы-

тателем этого самолета был назначен Г.И.Комаров. Была утверждена бригада по обслуживанию в составе — ведущего инженера по самолету М.И.Зуева и бортмеханика П.Ф.Самсонова.

Первый полет самолета без включения ТК-3 состоялся 12 января 1945 года. В последующие дни выполнялись еще 7 полетов с включением и выключением ТК-3 на высоте 4500 м. Было замечено сильное факеление, приведшее к обгоранию краски левого борта фюзеляжа. В связи с этим пришлось значительно удлинить защитный металлический экран фюзеляжа. 26 января, по указанию заместителя Наркома П.В. Дементьева, полеты с ТК-3 были прекращены. За это время были выполнены 4 полета, и двигатель АШ-82ФН наработал 6 ч. 40 мин., из них в воздухе 1 ч. 47 мин.

До конца января была доработана выхлопная система без ТК, а затем началась отработка РД-1 на земле. Было произведено 18 включений РД-1.

18 февраля были начаты летные испытания самолета Су-7 с РД-1, которые продолжались с небольшими перерывами до 23 марта. В этот день в полете при повторном включении РД-1 в воздухе произошел взрыв, вызвавший незначительные повреждения хвостового оперения и полное разрушение РД-1 (ЖРД вообще оторвался от самолета), но все обошлось — Г.И. Комаров успешно посадил поврежденный самолет.

Для установления причин аварии самолета по приказу заместителя Наркома А.С. Яковлева была назначена комиссия. Было установлено, что после неудавшегося высотного запуска при повторной попытке произвести его произошел взрыв. Причиной взрыва послужила ненадежная работа системы эфировоздушного зажигания со свечой накаливания.

10 мая 1945 года после замены зажигания на химическое модифицированный двигатель РД-1ХЗ поступил на завод № 134 и к 15 мая его установили на самолет, но на следующий день его отправили на завод № 16.

Только 14 июля был получен доработанный двигатель РД-1ХЗ с новым насосным агрегатом и рядом измененных деталей. В связи с этим пришлось переделать обтекатель (капота) ракетного двигателя и некоторые установочные детали на самолете. Также была выполнена проверка кислотной системы на возможность ее дальнейшего использования.

11 августа самолет Су-7 был перевезен с завода на Тушинский аэродром, и в этот же день он перелетел на Центральный аэродром для продолжения заводских летных испытаний, где отработка РД-1ХЗ на земле, а также устранение неисправностей АШ-82ФН затянулись до 11 октября.

Полеты по программе заводских летных испытаний были возобновлены 12 октября и с перерывами продолжались до 19 декабря 1945 года. Всего за время испытаний с 31 января по 20 декабря были выполнены 18 полетов общей продолжительностью 9 часов. Официально работы по самолету прекратились 8 декабря 1945 года.

Испытания показали, в целом, неплохие результаты, если учитывать низкую надежность двигателя РД-1. За время испытаний были заменены 5 двигателей. Было зафиксировано 29 случаев их отказов в работе на земле и в воздухе, произошли 2 взрыва, причем 1 в воздухе.

В январе 1946 г. отчет об испытании двигателя РД-1 на опытном самолете Су-7 конструкции О.П.Сухого был отправлен в НКАП.

Действительно, в 1942—43 гг. в КБ было выполнено несколько эскизных проектов истребителей на базе штурмовика Су-6, но они не получили одобрения НИИ ВВС КА, так как не отвечали ТТГ ВВС КА на 1942—43 гг.

Самолет Су-7 с АШ-82ФМ 2ТК-3 и РД-1 по схеме был свободносущим монопланом смешанной конструкции, с низкорасположенным крылом, нормальным оперением и убирающимся в полете шасси.

Крыло двухлонжеронной конструкции с дюралевой обшивкой состояло из центроплана и двух отъемных консолей.

Фюзеляж — типа монокок был выполнен из дерева. Внутри фюзеляжа, под полом кабины пилота, располагался бензобак двигателя АШ-82ФН емкостью 640 л. Бак окислителя, емкостью 296 л., размещался между шпангоутами 6 и 7, а керосиновый бак емкостью 100 л, — в обтекателе фонаря.

Оперение — однокилевое, с деревянным килем и цельнометаллическим стабилизатором. Рули металлические с полотняной обшивкой, имели весовую и аэродинамическую компенсацию и были снабжены триммерами.

Шасси — трехопорное с хвостовым колесом. Основные опоры убирались в центроплан назад, с поворотом колес на 90° , а хвостовое колесо в фюзеляж.

Управление самолетом смешанное: элеронами и рулем высоты — жесткое, а рулем поворота и триммерами — тросовое. Управление уборкой и выпуском шасси и закрылками осуществлялось при помощи гидросистемы.

Винтомоторная группа состояла из поршневого двигателя воздушного охлаждения АШ-82ФН мощностью 1850 л.с. и четырехлопастного цельнометаллического воздушного винта изменяемого шага. Двигатель имел специальную комплектацию и отличался от серийного улучшенным дефлектированием, дополнительной спиртоводной системой охлаждения головок цилиндров и специальным приводом для насосного агрегата ракетного двигателя. ВМГ имела турбокомпрессорную установку (2ТК-3). Двигатель монтировался на сварной мотораме. Подкапотное пространство продувалось воздухом, с выходом через полукольцевые щели с регулируемыми юбками. Бензосистема питания двигателя АШ-82ФН была спроектирована с учетом работы его на высотах до 12 000—12 500 м.

Насосный агрегат двигателя РД-1 имел привод, состоящий из специальной фрикционной муфты и длинного вала, проходящего под полом кабины летчика от двигателя АШ-82ФН. Мощность, потребляемая насосным агрегатом, — 40 л.с.

Заправка баков тракторным керосином и азотной кислотой осуществлялась от специального наземного агрегата. Управление двигателем было полностью автоматизировано.

Запас реактивного топлива на Су-7 обеспечивал работу ЖРД в течение 4 мин (основные тактико-технические характеристики даны в табл. 4 прил. 1) [8].

Пуск, регулирование тяги и останов двигателя осуществлялся при помощи сектора управления и электропневматической системы автоматического управления. Для работы пускового карбюратора использовался этиловый эфир — ректификат. Двигатель РД-1 монтировался в хвостовой части фюзеляжа на сварной раме, крепящейся к последнему шпангоуту фюзеляжа. Все агрегаты ракетного двигателя располагались в герметизированном отсеке фюзеляжа, позади летчика [8], [27].

САМОЛЕТ ЯК-ЗРД ОКБ 115 А.С. ЯКОВЛЕВА

С ЖРД В.П. ГЛУШКО

Як-ЗРД (рис. 2.51) представлял собой одноместный экспериментальный истребитель со смешенной силовой установкой и являлся модификацией серийного самолета Як-3 № 18—20 с ВК-105ПФ2 [28]. Главное отличие Як-ЗРД состояло в том, что наряду с поршневым двигателем ВК-105ПФ2 на нем был дополнительно установлен в качестве ускорителя ЖРД РД-1 конструкции В.П. Глушко. Двигатель РД-1 тягой в 300 кгс установили в хвостовой части фюзеляжа под вертикальным оперением на специальной ферме и закрыли легкосъёмным капотом, не выступающим за обводы фюзеляжа. Керосин и окислитель (концентрированная азотная кислота) находились в двух специальных крыльевых баках. Запасы керосина 50 кг и кислоты 200 кг обеспечивали продолжительность работы РД-1 на режиме максимальной тяги в течение 3 мин.

Насосный агрегат размещался непосредственно за телом. Под полом кабины летчика находились фильтры керосина и кислоты, заправочные вентили, сливные пробки и бак для сбора подтекающей кислоты. Вся система трубопроводов была герметизирована. Автомат пуска двигателя РД-1 с электрическим зажиганием размещался в хвостовой части фюзеляжа. В связи с установкой РД-1 в конструкцию Як-3 были внесены следующие основные изменения [28].

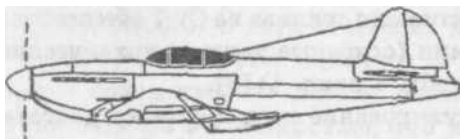


Рис. 2.51. Самолет Як-ЗРД с ЖРД В.П. Глушко

По планеру — в крыле были оборудованы четыре (вместо двух) люка для размещения бензобака и баков с компонентами для РД-1. Руль направления срезали снизу. Для сохранения площади руля направления его хорду увеличили. Рули высоты также были несколько срезаны в средней части. По-

лотняную обшивку рулей заменили дюралевой. Двигатель ВК-105ПФ2 был снабжен специальным приводом к насосному агрегату двигателя РД-1. Емкости двух крыльевых бензобаков «расходного бачка уменьшены соответственно до 260 и 12 л (нормальный запас горючего — 200 кг). Водяной и масляный радиаторы объединили в один агрегат и разместили в прямом тоннеле водяного радиатора. Всасывающий патрубок двигателя был сделан односторонним и выведен в левый лобовой зализ крыла. Вооружение — вместо одной пушки ЦИВАК и двух синхронных пулеметов УБС установили одну мотор-пушку НС-23 калибра 23 мм и боезапасом 60 снарядов. В результате этого переоборудования полетная масса Як-3РД увеличилась и составляла 2980 кг. Як-3РД был изготовлен в ОКБ А.С. Яковлева в одном экземпляре в декабре 1944 г. и проходил заводские испытания с 22 декабря 1944 г. по 15 мая 1945 г. (летчик В.Л. Расторгуев, ведущий инженер по испытаниям Б.С. Моторин, механик Н.И. Макеев). Был произведен 21 полет (с 22 января по 14 мая 1945 г.) общей продолжительностью 7 ч 11 мин, в том числе 8 полетов с использованием РД-1 [28].

Установленный на самолете ЖРД РД-1 № 009 конструкции В.П. Глушко наработал 18 мин 50 с и имел при этом 40 пусков, из которых три были осуществлены в полете. В процессе испытаний выяснилось, что электрическая система зажигания РД не соответствует заявленным данным и не обеспечивает необходимой высоты. Двигатель РД-1 № 009 был заменен двигателем РД-1ХЗ № 018 (с химическим зажиганием), который наработал 6 мин и имел 10 пусков, в том числе один пуск в полете. 14 мая в полете при пуске произошла вспышка, разрушившая сопло двигателя. По заключению В.П. Глушко, причиной явилось засорение пускового клапана стружкой, попавшей в двигатель при его сборке на заводе, и общая недоведенность пусковой химической системы. Плохо работала автоматика РД, не раз приводившая к непроизвольному выключению двигателя [28].

Двигатели РД-1 и РД-1ХЗ при земной регулировке тяги на 300 кгс в полете на высоте недодавали в среднем 15 кгс тяги. При включении ЖРД скорость возрастала следующим образом, см. табл. 5 при л. 1.

ЕВТНФЬЕВ

При сравнении с исходным Як-3 ВК-105ПФ2 из прироста скорости следует вычитать примерно 40 км/ч — снижение скорости из-за установки ЖРД. (Исходный самолет до установки ЖРД имел скорость 650 км/ч на высоте 5000 м) [27].

11 мая 1945 г. при заданной постановлением ГКО скорости 780 км/ч фактически была получена скорость 782 км/ч на высоте 7800 м.

В связи с тем, что с подъемом на высоту прирост скорости от применения ускорителя непрерывно увеличивался, то на высоте 10 000 м этот прирост составил около 340 км/ч.

В мае 1945 г. самолет поставили в цех ОКБ, где на нем заменили ЖРД, произвели полный технический осмотр самолета и устранили обнаруженные дефекты. Полеты с новым двигателем возобновились 14 августа для подготовки к воздушному параду. Во втором полете, 15 августа, после нормального включения ЖРД через 10... 15 с упала тяга при одновременном падении давления керосина. Спустя еще несколько секунд кабина наполнилась брызгами и парами бензина, попавшими в лицо и глаза летчика, что крайне затруднило пилотирование. Летчик выключил ЖРД и благополучно сел на Центральном аэродроме. На земле комиссия обнаружила обрыв шунтовой трубки керосиновой магистрали высокого давления. Неисправность устранили. В полете 16 августа после выключения ЖРД самолет набрал высоту 2500 м, сделал «площадку» и плавно перешел в планирование, угол которого стал постепенно увеличиваться. На пикировании, сначала почти отвесном, а у земли 45...50 градусов, самолет врезался в землю. Летчик-испытатель В.Л. Расторгуев погиб. Причину катастрофы установить не удалось, но достоверно известно, что не было взрыва ЖРД, пожара или явного разрушения самолета в воздухе. В акте комиссии высказано предположение, что причиной катастрофы могли быть потеря летчиком способности управлять самолетом или поломка в системе управления рулем высоты. В связи с появлением в послевоенное время турбореактивных двигателей работа по оснащению поршневых самолетов жидкостными ракетными ускорителями потеряла актуальность и была прекращена [28].

ПРОЕКТ ВЫСОТНОГО ИСТРЕБИТЕЛЯ ЛА-5ВИ

С.П. КОРОЛЕВА С ЖРД В.П. ГЛУШКО

Учитывая опыт работ по ЖРД РД-1 и РД-3, С.П. Королев предложил в декабре 1944 года эскизный проект истребителя с комбинированной двигательной установкой (ПД + ЖРД) на базе истребителя Ла-5, который назвал высотным истребителем - Ла-5ВИ (рис. 2.52).

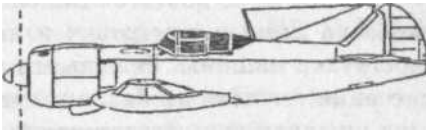


Рис. 2.52. Самолет Ла-5ВИ с ЖРД РД-1 В.П. Глушко, предложенный С.П. Королевым

В пояснительной записке к ЭП истребителя Ла-5ВИ в водной части он рассмотрел два типа реактивных установок — ускорителей [29], [30].

1. Реактивные установки с однокамерным РД-1 тягой 300 кгс с приводом от авиадвигателя, небольшой запас ракетного топлива обеспечивал работу ЖРД в продолжение 3...4 мин.

2. Мощные реактивные установки с трехкамерным ЖРД РД-3 с максимальной тягой 900 кгс или тремя ЖРД РД-1.

Питание ЖРД этого самолета должно было осуществляться приводом от авиадвигателя или автономно действующего ТНА [29], [30].

В записке указывается на особенность истребителя с однокамерным двигателем РД-1, которая заключалась в том, что в отдельные короткие моменты полета или боя должна была дать преимущество скорости. Наряду с этим должны были сохраняться во все остальное время полета (без включения РД-1) почти неизменными летно-тактические качества, присущие данному типу самолетов. При оборудовании истребителя трехкамерным ЖРД РД-3 в виде вспомогательного двигателя это позволило бы превзойти лучшие самолеты с ПД того времени, открывая новую широкую область возможного так-

тического использования. Стал бы доступен догон с дальней дистанции и атака с преимущественного положения любых самолетов с ПД, а также их перехват на значительной высоте. Высоты 14 000...16 000 м должны были стать боевой высотой такого истребителя. Наличие ПД должно было обеспечить такому самолету достаточный радиус полета и в случае необходимости потребного времени барражирования, при сохранении преимуществ ЖРД [29], [30].

Для РД-3 потребовалось бы значительное количество топлива, а размещение его на одномоторном легком истребителе связано с трудностями из-за достаточных свободных объемов, узкого диапазона летных центровок и необходимости значительной перегрузки машины. Решить эти задачи можно было путем вынесения кислотных баков в отдельные отсеки (в гондолы под крыльями) и соответствующим делением системы баков на группы по порядку расходования жидкости. Нормальные взлетно-подъемные свойства и маневренность при наличии перегрузки и разноса масс могут быть обеспечены самолету кратковременным использованием РД-3 на взлете, наборе высоты и при маневре (например, на виражах). Название самолета «высотный истребитель— ВИ» получилось из-за его предполагаемых высоких летных качеств на больших высотах и значительного потолка. Ожидалось, что Ла-5ВИ найдет широкое применение и как истребитель средних и малых высот. С.П. Королев взял за основу истребитель Ла-5 с ПД М-82Ф-НВ, с трехлопастным винтом изменяемого шага (ЗСМВ-14, диаметром — 3,2 м) и дополнительно установленными на самолет двумя турбокомпрессорами ТК-3. Бронировалась на самолете только спинка сиденья летчика [30].

Установка трех РД-1, в первоначальном варианте одного в хвостовом коке, а затем еще двух в гондолах, позади кислотных баков, или трехкамерного РД-3 в обоих случаях с приводом для вращения насосного агрегата от ПД. Для питания ЖРД возможно было также использование автономно действующего ТНА с расположением его позади кабины пилота. Но это представлялось менее выгодным, по сравнению с приводом от ПД при форсированных оборотах насоса для обслуживания трех камер. Запас горючего для ЖРД выбирался максимальным с

целью наиболее полного удовлетворения тактических требований. Топливо для ЖРД предполагалось размещать: азотной кислоты (1000 кг) в баках в подвесных гондолах под крыльями с наружной стороны от стоек шасси; керосин (200 кг) в двух баках центральной части фюзеляжа (в среднем баке центроплана и в баке за спинкой летчика). Первый вариант установки ЖРД на самолете Ла-5ВИ (основные тактико-технические характеристики приведены в табл. 6 прил. 1) должен был состоять из:

- однокамерного РД-1, состоящего из камеры сгорания, ТНА и автоматики;
- специального привода на ПД М-82Ф-НВ с передаточным валом для вращения ТНА;
- кислотной и керосиновой систем;
- пусковой воздушной системы;
- электросистемы.

Камера должна была располагаться в хвосте и отделяться от фюзеляжа герметической перегородкой. Для запуска двигателя и обеспечения надежной подачи топлива из баков к насосному агрегату в носках гондол должны были устанавливаться четыре баллона со сжатым воздухом. Запуск и управление РД-1 предполагалось осуществлять сектором газа из кабины летчика [30].

Во втором варианте самолета Ла-5ВИ предлагалось установить ЖРД РД-3, камеры сгорания которого должны были устанавливаться: одна в хвосте и две — в гондолах позади кислотных баков. Питание топливом должно было осуществляться от того же насосного агрегата, производительность которого повышается за счет увеличения числа оборотов, для чего устанавливалась другая передача привода [30].

При трех камерах кислотная и керосиновая системы остались почти без изменений, добавили лишь трубопроводы высокого давления от насосного агрегата к камере сгорания, расположенные в гондолах. Установку насосного агрегата и прокладку топливных трубопроводов предполагалось производить в герметизированных отсеках. Увеличение лобового сопротивления самолета ожидалось небольшим, вследствие малого миделя гондол и хорошего сочетания их с крылом [30].

САМОЛЕТЫ С ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Турбореактивный двигатель тоже является воздушно-реактивным, но в этом разделе для лучшего представления материала он не рассматривается (будет рассмотрен в разделе 2.4).

В этом разделе для лучшего представления сначала рассмотрим, что же такое прямоточный воздушно-реактивный двигатель и что такое пульсирующий воздушно-реактивный двигатель, так как именно эти двигатели сначала стали применять для отечественных самолетов.

ПВРД (рис. 2.53) является одной из разновидностей воздушно-реактивных двигателей (ВРД). Работа ПВРД заключается в том, что атмосферный воздух, попадая во входное устройство двигателя со скоростью, равной скорости полета, сжимается за счет скоростного напора и поступает в камеру сгорания. Впрыскиваемое топливо сгорает, повышается теплосодержание потока, который истекает через реактивное сопло со скоростью, большей скорости полета. За счет этого и

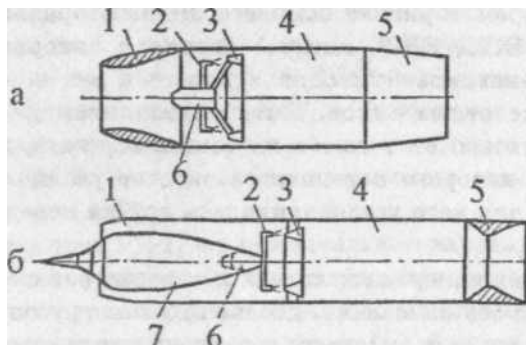


Рис. 2.53. Схемы прямоточных воздушно-реактивных двигателей:

- а — дозвукового; б — сверхзвукового;
- 1 — диффузор; 2 — форсунки; 3 — стабилизатор;
- 4 — камера сгорания; 5 — сопло; 6 — форкамера;
- 7 — центральное тело (конус диффузора)

создается реактивная тяга ПВРД. Основным недостатком ПВРД является неспособность самостоятельно обеспечить взлет и разгон летательного аппарата (ЛА). Требуется сначала разогнать ДА до скорости, при которой запускается ПВРД и обеспечивается его устойчивая работа. В зависимости от скорости полета — расчетного числа M полета ПВРД (в соответствии с градацией по скоростям) делятся на дозвуковые ($M < 1$), сверхзвуковые ($1,2 < M < 5$) и гиперзвуковые ($5 < M < 20$). В дозвуковых и сверхзвуковых ПВРД сгорание топлива происходит в дозвуковом потоке, а в гиперзвуковых ПВРД (ГПВРД) сгорание топлива происходит в свехзвуковом потоке.

Идея ПВРД была выдвинута французским инженером Рене Лореном в 1913 г. Он описал свое изобретение в статьях, опубликованных в 1913 г. в журнале «Аэрофиль» [31. С. 17].

Много сил теоретическим и инженерным исследованиям этой схемы двигателя посвятил Ф.А. Цандер. Первые упоминания о воздушно-реактивных двигателях у него наблюдаются в стенограммах, датированных 1922 г. Ф.А. Цандер предлагает применять схему ПВРД в больших крылатых летательных аппаратах для облегчения их взлета с поверхности земли. Он указывает, что если использовать кислород атмосферы, то экономия в весе и габаритах летательного аппарата получают весьма существенные [2. С. 77,87, 108—123].

В 1924 г. К.Э. Циолковский в своем труде «Космический корабль» также обращается к вопросу о применении ПВРД на атмосферном участке полета, применительно к космическому кораблю для уменьшения его веса за счет использования кислорода атмосферы [3. С. 189, 191].

Англичанин Бенжамин Картер в 1926 г. взял патент на ПВРД для артиллерийских снарядов, но сведений об испытании его изобретения не имеется [31. С. 17].

Б.С. Стечкиным в 1929 г. была разработана теория ВРД и впервые доказана практическая возможность создания ПВРД [32. С. 96—103].

Идея ПуВРД была впервые высказана в 1906 г. русским инженером В.В. Караводиныным, который в том же году запатентовал «Аппарат для получения пульсирующей струи газа значительной скорости вследствие периодических взрывов горючих смесей» (привилегия № 15375). В 1908г. В.В. Караводин построил газовую турбину с пульсирующей камерой и ус-

И. ЕВТНФЬЕВ

пешно провел ее испытания. Через год после работ В.В. Караводина немецкий исследователь Барбецат провел исследования по распределению давления при пульсирующем горении, открыл и описал принцип самовоспламенения в ПуВРД. В том же году исследователь Марконнет предложил использовать этот двигатель для самолета и взял на это патент. В 1930 г. идею Марконнета повторил Пауль Шмидт.

После 1930 г. ПуВРД активно развивались в Германии для беспилотных летательных аппаратов.

Простейший пульсирующий воздушно-реактивный двигатель (ПуВРД) Пауля Шмидта (рис.2.54) был впервые применен во время Второй мировой войны на снаряде FZG-76, общеизвестном под названием крылатой ракеты «Фау-1». Разработка ФАУ-1 началась в Германии в 1942 г. Двигатель производился фирмой «Аргус». По существу он состоял из цилиндра, с одного конца закрытого клапанной решеткой. Горючая смесь поджигалась внутри цилиндра посредством запальной свечи. Выделявшиеся при этом газы сильно расширялись и вместе с нагретым воздухом и продуктами сгорания истекали через открытый конец цилиндра. Даже в том случае, когда давление внутри цилиндра падало до уровня давления окружающей атмосферы, газы в выхлопной трубе обладали достаточным запасом кинетической энергии, чтобы продолжать движение и создавать определенное разряжение в камере сгорания. Благодаря этому, через створчатые клапаны решетки и отверстия для подачи топлива в камеру сгорания поступала новая порция рабочей смеси, и цикл возобновлялся. Частота рабочих циклов в таком двигателе зависела главным образом от резонанса камеры сгорания, выхлопной трубы и клапанов. Обычно частота циклов достигала порядка 300 циклов в секунду, сливаясь в характерный для немецких «летающих» бомб воющий звук. После первых нескольких вспышек начало процессу сгорания каждого последующего цикла в пульсирующем воздушно-реактивном двигателе дают остаточные горячие газы и сильно нагретые детали. Высокие температуры сгорания допустимы в данном случае вследствие периодического действия двигателя.

В пульсирующем воздушно-реактивном двигателе тяга возрастает как функция скорости воздушного потока, ибо последняя служит источником повышения степени сжатия, от чего

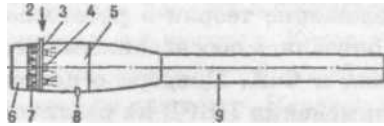


рис. 2.54. Схема пульсирующего воздушно-реактивного двигателя: 1 — воздух; 2 — топливо; 3 — топливный коллектор; 4 — форсунка; 5 — камера сгорания; 6 — воздухозаборник; 7 — клапанная решетка; 8 — запальная свеча; 9 — выхлопная труба

в свою очередь зависит давление в камере сгорания, следовательно, и термический КПД двигателя. Кроме того, при высоких скоростях полета, в двигатель всасывается больше воздуха, следовательно, возрастает и масса воздуха, проходящая через двигатель за единицу времени. Поскольку сила тяги зависит от массы газов, проходящих через двигатель, то соответственно возникает и объясняющаяся этой зависимостью усиленная тяга. Такая силовая установка совершенно не требует дорогостоящих компрессоров и турбин, необходимых для турбореактивного двигателя. В отличие от прямоточных, пульсирующие воздушно-реактивные двигатели развивают значительную силу тяги даже при малых скоростях полета. Но, к сожалению, их использование ограничено относительно небольшими скоростями и весьма малыми КПД, да и топлива они расходуют гораздо больше, чем турбореактивные двигатели. Пульсирующие воздушно-реактивные двигатели находят применение, прежде всего, на летающих мишенях, где требуется сравнительно дешевый двигатель однократного действия [33. С. 41—44].

В ГИРД в 30-е гг. исследованиями и разработками ПВРД и ПуВРД занималась 3-я бригада, возглавляемая Ю. А. Победоносцевым.

Впервые в нашей стране использовали идею ПВРД и ПуВРД Ю.А. Победоносцев и М.С. Кисенко, взяв в качестве объекта артиллерийский снаряд калибра 76 мм, а в качестве топлива белый фосфор. В 1933—1935 гг. сначала в ГИРД, а далее в РНИИ (в 1933 году из ГИРД и ГДЛ путем слияния создается РНИИ НКТП) проводятся серии испытаний таких снарядов, которые двигались со скоростью 2М, такой скорости до тех пор не достигала ни одна ракета в мире. Эти эксперименты

подтвердили положение теории о работоспособности ПВРД и таким образом оказались обоснованными теоретические выводы Б.С. Стечкина и Ф.А. Цандера о целесообразности и эффективности применения ПВРД на различных ЛА [34].

После таких экспериментов стал вопрос о создании ПВРД, способного превысить лобовое сопротивление, которое испытывает корпус двигателя одетый в удобообтекаемый кок. Решением такой задачи занялся И.А. Меркулов, при этом был использован весь опыт по ПВРД, приобретенный в ГИРД и РНИИ.

С 1935 г. в реактивной секции Стратосферного комитета Центрального Совета Осоавиахима велись опытно-конструкторские работы по созданию ПВРД для ракет и самолетов.

19 мая 1939 г. были проведены официальные испытания ракеты Р-3 с ПВРД конструкции И.А. Меркулова, которые показали возможность создания ПВРД, способного развить тягу, превышающую лобовое сопротивление и даже сумму сил лобового сопротивления и веса.

После успешного испытания ракет с ПВРД в 1939 г. в отделе специальных конструкций (ОСК) завода № 1 имени Авиахима под руководством И.А. Меркулова началось создание авиационных ПВРД [9], [35].

В 1937 г. РНИИ НКТП преобразуется в НИИ-3 НКОП, а работы по ПВРД продолжают. В 1939—1940 гг. проводились испытания ПВРД на самолетах конструкции Н.Н. Поликарпова, сначала И-15 бис (И-152), потом И-153 «Чайка». Результаты испытаний получили положительную оценку НКАП 16 декабря 1940 г. [36].

В Казани в 1941—1942 гг., находясь в заключении, работал по созданию ПуВРД Б.С. Стечкин. Первый вариант такого двигателя удалось построить довольно быстро, но заработал он не сразу. Были и свои скептики в части нормальной работы неуправляемых клапанов двигателя. Двигатель состоял из камеры сгорания, которая с одного конца переходила в длинную резонансную трубу, а с другого была закрыта клапанной решеткой. В камере, куда подводили бензин и зажигание, при взрыве горючей смеси давление повышалось и клапаны закрывались. Газы мощно вылетали из открытого конца трубы, в камере же создавалось разрежение, из-за чего открывались клапаны, впуская порцию наружного воздуха для по-

вторения цикла. Двигатель работал в импульсном режиме, и каждый импульс напоминал выстрел. Когда его впервые запустили, и он издал свой резкий необычный звук, весь завод замер: такого здесь еще не слышали. Нередко рвались клапаны, нужно было менять их ход, материалы, возникли трудности с системой зажигания, и, наконец, стали гореть свечи, проработав всего несколько часов.

С этим недостатком справились, появилась надежда, что двигатель действительно получится, хотя с большими трудностями, чем ожидалось. Были получены данные, которые заинтересовали самолетчиков. Был разработан самолетный вариант двигателя. Этот ПуВРД назвали УС — ускоритель Стечкина.

УС предполагалось устанавливать на самолеты Туполева и Петлякова. На тяжелый поршневым бомбардировщик предполагали ставить двенадцать таких ускорителей — по шесть в каждом крыле. Были сделаны компоновки. Все было согласовано с самолетчиками. Но Стечкина очень огорчало, что не удалось получить ожидаемого высокого значения КПД этого двигателя. Тем не менее он сделал свой ускоритель раньше и в более короткий срок, чем немцы. Требовалась доводка этого ускорителя. В 1943 г. Б.С. Стечкина неожиданно освободили из заключения и работы были прекращены [37. С. 122—124], [38. С. 134—135].

Разработкой ПуВРД занимались и другие группы специалистов. Много этим вопросом занимался В.Н. Челомей и его ПуВРД нашли практическое воплощение в авиации, они ставились на самолеты С.А. Лавочкина.

ПРОЕКТ ИСТРЕБИТЕЛЯ ИВС А.Я. ЩЕРБАКОВА

С ПВРД К.А. МЕРКУЛОВА

В 1937 г. А.Я. Щербаков предложил проект высотно-скоростного истребителя — ИВС, который 29 сентября 1940 г. получил положительную оценку в ВВС. Но этот проект не получил практического воплощения в условиях тех лет. Истребитель одноместный по схеме «Эркобры» с дополнительным двигателем ПВРД в хвосте фюзеляжа для кратковременного

М. ЕВТИФЬЕВ

увеличения скорости в бою. Поршневым двигателем ИВС — М-120 мощностью 1650 л.с. у земли и 1500 л.с. на высоте 6000 м. 18-ти цилиндровый трехрядный под 120 градусов. ПВРД разрабатывал И.А. Меркулов. Под фюзеляжем находился радиатор этиленгликолевого охлаждения. Нагревавшийся в нем воздух поступал к форсункам ПВРД, топливом для которого служил тот же бензин. Схема самолета, хороший обзор и рекордная скорость (расчетная) 700 км/ч, с включенным ПВРД — 825 км/ч, потолок — 12 000 м, с ПВРД — 14 000 м. Все это вызвало интерес у ВВС, но с началом войны и в военное время осуществить такой проект не было возможности [8. С. 295, 296].

ПВРД разрабатывался в ОСК под руководством И.А. Меркулова специально для ИВС. Рассматривался вариант ИВС вообще без ПД. Такой самолет методом «воздушной цепочки» должен был буксироваться на большую высоту, и после отцепки в планировании развивать скорость, обеспечивающую возможность включения и устойчивую работу ПВРД. После чего работающий ПВРД должен был развить тягу, достаточную для самостоятельного полета самолета с увеличением скорости и высоты полета. К сожалению, рисунка этого самолета найти не удалось.

ИСТРЕБИТЕЛЬ И 15 БИС (И-152)

Н.Н. ПОЛИКАРПОВА С ПВРД И.А. МЕРКУЛОВА

Одновременно с созданием ПВРД для самолета ИВС И.А. Меркулов предложил применить ПВРД и для других самолетов с ПД в качестве «дополнительного мотора», позволяющего летчику этого самолета в случае необходимости увеличить скорость полета.

3 июля 1939 г. Меркулов сделал на совещании Технического совета НКАП доклад о результатах экспериментов с ПВРД на ракетах и о задачах дальнейших работ по исследованию ВРД, усовершенствованию его конструкции и применению в авиации.

Он предложил применить ПВРД в сочетании с установленной на самолете винтомоторной группой. ПВРД должны были

использоваться в качестве дополнительных моторов (ДМ) для увеличения максимальной скорости полета.

Применение ПВРД в качестве ДМ было удобным еще и из-за того, что он не требовал дополнительных запасов специального топлива, и мог питаться тем же бензином, что и основной мотор.

В августе 1939 г. были спроектированы и изготовлены первые образцы авиационных ПВРД — дополнительных моторов ДМ-1 (основные тактико-технические характеристики даны в табл. 12 прил. 1), предназначавшихся для наземных испытаний. Стендовые испытания двигателей были проведены в сентябре 1939 г.

Имеется акт испытаний ПВРД ДМ-1:

«Акт об испытании воздушно-реактивного двигателя...

17 сентября 1939 года на аэродроме ст. Планерная состоялись испытания воздушно-реактивного двигателя...

Целью испытаний ставилась проверка надежности двигателя при продолжительной работе и доведение продолжительности непрерывной работы двигателя до 30 минут.

Испытания проводились с двигателем, имеющим дюралевый обтекатель и шпангоуты.

Зажигание осуществлялось двумя электросвечами.

В целях проверки сохранности свечей в двигателе были установлены в различных точках еще две свечи.

В 15 часов 26 минут двигатель был запущен в работу и бесперебойно работал до 15 часов 57 минут, когда были закрыты краны горючего и воздуха.

Таким образом, продолжительность работы двигателя составляла 31 минуту. После испытания была проведена проверка исправности двигателя.

Двигатель оказался в полной сохранности, электросвечи повреждений не получили.

Таким образом, испытания позволили установить полную надежность двигателя при работе продолжительностью в полчаса.

Нач. ОРПИ — Кольцов, Конструктор двигателя — Меркулов, Инженер завода — Маслов, Авиамеханик завода — Карев» [36].

Успешное испытание двигателя ДМ-1 позволило перейти к ^{к Из}готовлению двигателей для установки на самолет.

И. ЕВТНФЬЕВ

В сентябре 1939 г. были изготовлены три экземпляра ДМ-2.

Непрогораемость камеры сгорания дополнительных моторов обеспечивалась специальной системой охлаждения, причем, в качестве охлаждающей жидкости использовался поступающий в двигатель бензин.

Устойчивость горения бензина в камере сгорания достигалась специальным устройством, так называемым защитным кольцом, установленным внутри камеры. Защитные кольца создавали в камере небольшие зоны с малыми скоростями потока воздуха. В этих защищенных зонах — форкамерах — осуществлялось воспламенение и устойчивое горение небольшой доли бензина. Пламя, выходящее из-под защитных колец, обеспечивало распространение горения на всю основную массу бензовоздушной смеси. Для обеспечения зажигания в пределах температур от -60°C до $+60^{\circ}\text{C}$ и возможности многократных запусков в полете при любых скоростях был сконструирован специальный электроприбор зажигания, который употреблялся в течение всех полетов.

Двигатели ДМ-2 (основные тактико-технические характеристики даны в табл. 12 прил. 1) были весьма компактны. Здесь приведем некоторые характеристики диаметр выходного сечения сопла — 300 мм, вес одного двигателя без мотора — 12 кг, с моторамой — 19 кг [36].

Для исследования работы ПВРД перед летными испытаниями была построена специальная аэродинамическая труба АТ-1. После модернизации она получила наименование АТ-2. Максимальная скорость потока воздуха в ее рабочей части составляла 75 м/с. Испытание дополнительных моторов сначала в трубе АТ-1, а затем в АТ-2 дало возможность проверить безопасность работы двигателей, отработать зажигание, устойчивость процесса горения и определить параметры ПВРД.

Далее эти испытания проводились в течение всего периода летных исследований ДМ, как с целью проверки конструктивных усовершенствований, вносимых в процессе летных испытаний, так и с целью периодического контроля за работой и состоянием материальной части двигателей.

Испытание двух экземпляров двигателя ДМ-2 началось в октябре 1939 г.

22 октября 1939 г. состоялись официальные испытания ДМ-2 в аэродинамической трубе, имеется акт этих испытаний:

22 октября 1939 г. на центральном аэродроме им. Фрунзе состоялись испытания воздушно-реактивного двигателя конструкции инженера И.А. Меркулова.

На испытании присутствовали парторг ЦК на заводе т. Одинокое Г.В., директор завода т. Воронин П.А., гл. инженер т. Дементьев П.В.

Испытания проводились в специальной аэродинамической трубе.

Воздушно-реактивный двигатель работал на обычном авиационном бензине с этиловой жидкостью.

Управление двигателем состояло из выведенной к пульту ручки, регулирующей подачу бензина, и кнопки, включающей электроток к свечам двигателя.

Величина силы тяги двигателя определялась с помощью однокомпонентных весов.

Во время испытаний двигатель был запущен в работу три раза.

Органы управления работали исправно. Двигатель показал полную надежность и безопасность в отношении взрыва.

В трубе при испытании двигателя была достигнута скорость 120 км/час. При данной скорости двигатель дал тягу величиной в 10 кг, что соответствует расчетным цифрам» [36].

После успешных испытаний ПВРД в АТ они были установлены для летных испытаний на самолет конструкции Н.Н. Поликарпова И-15 бис (И-152) № 5942 (рис. 2.55). Два двигателя ДМ-2 с моторамой подвешивались на месте бомбовых балок под нижним крылом И-152, хвостовая часть фюзеляжа и оперение которого имели листовую дюралевую обшивку для защиты силовой конструкции от влияния выхлопной струи двигателя. В кабине летчика был установлен еще один сектор газа с вмонтированным в него тумблером зажигания ДМ-2. Питание горючим * дополнительных моторов» осуществлялось несколько модифицированной топливной системой самолета, ДМ-2 потребляли тот же бензин, что и основной поршневым двигателем самолета. Общий запас бензина обеспечивал продолжительность полета самолета с кратковременными включениями «дополнительных моторов» в течение не более 35 мин [36], [9].-

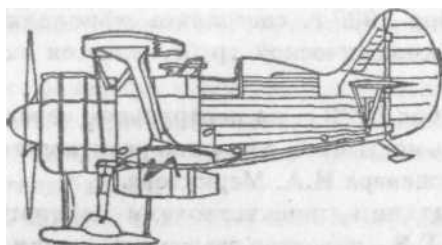


Рис. 2.55. Самолет И-15 бис (И-152) с ПВРД ДМ-2
И. А. Меркулова

При первых испытаниях ПВРД самолет, на котором они были установлены, явился, по сути дела, летающей лабораторией, предназначенной для исследования работы ПВРД.

Летные испытания самолета И-152 с ДМ-2 (основные тактико-технические характеристики даны в табл. 11 прил. 1) начались в декабре 1939 г.

Первые пять полетов были совершены для оценки летных качеств самолета с гондолами двигателей. Затем были полеты для испытания системы зажигания и запуска двигателей в воздухе. В результате этих первых полетов удалось добиться надежного запуска и устойчивой работы ПВРД.

25 января 1940 г. летчик-испытатель П.Е. Логинов провел официальные испытания И-152 с работающими двигателями ДМ-2. В этом полете, проходившем над Москвой (над центральным аэродромом имени Фрунзе), П.Е. Логинов несколько раз включал и выключал ДМ-2, выводил «дополнительные моторы» на режим с максимальным расходом горючего, при котором длина факела из сопла ПВРД превышала длину фюзеляжа истребителя, совершал виражи с работающими ДМ-2. Последующие летные испытания И-152 с ДМ-2 позволили специальной комиссии сделать выводы, что создан авиационный ПВРД, работающий на самолете, и что этот ПВРД в среднем на 15 км/ч увеличивает скорость полета самолета-лаборатории И-152. Комиссия посчитала целесообразным провести дополнительные летные испытания ПВРД на скоростных истребителях, где они в силу особенностей своего газодинамического процесса дадут больший эффект, а также провести доводку ПВРД в направлении повышения их КПД, надежности системы зажигания и уменьшения расхода горючего. Предполага-

лось также провести работы по существенному уменьшению лобового сопротивления «дополнительных моторов» как за счет облагораживания формы гондол двигателей, так и за счет лучшего их сочетания с крылом, а также путем введения в конструкцию самолета «дополнительных моторов», гондолы которых минимально выступали бы за аэродинамические обводы самолета [36], [9].

В феврале, марте и мае 1940 г. были продолжены испытания ПВРД на самолете И-15 бис. Эти полеты осуществлялись с целью проверки внесенных конструктивных усовершенствований, направленных на сокращение времени запуска, улучшение процессов горения и повышение эффективности ПВРД. Затем были осуществлены полеты для замера прироста скорости благодаря работе дополнительных моторов. В этих полетах, кроме П.Е. Логинова, приняли участие летчики-испытатели А.В. Давыдов и Н.А. Сопочко. Всего на самолете И-15 бис с ДМ-2 было сделано 54 полета из них: Логиновым — 34 полета, Давыдовым — 18 полетов, Сопочко — 2 полета.

Скорость самолета при включенных ПВРД увеличивалась в среднем на 18...20 км/ч. Испытания проводились на скоростях 320...340 км/ч. ПВРД при этих полетах развивали мощность примерно 100 л.с.

При подвеске двигателей скорость самолета несколько уменьшалась, и чистый прирост скорости был меньше указанных величин.

При использовании И-15 бис в качестве летающей лаборатории, незначительное снижение его скорости не имело большого значения, а при практическом использовании самолета предполагалось существенно уменьшить его сопротивление путем хорошего капотирования или даже введением ПВРД в конструкцию самолета, что прорабатывалось уже параллельно с летными испытаниями.

Результаты испытаний самолета И-15 бис (И-152) с ПВРД приведены в табл. 9 при л. 1.

Для хорошего представления об испытаниях рассмотрим одно из заключений, сделанных летчиком-испытателем Логиновым:

«Заключение летчика Логинова о работе реактивных двигателей конструкции Меркулова И.А.

И. ЕВФИФЬЕВ

1. Двигатели дают некоторый прирост скоростей на самолете И-152.
2. Управление работой двигателей просто и доступно (одна ручка с включателем).
3. Работа двигателей на всех скоростях устойчива и при защитительной обшивке нижней поверхности плоскости самолета металлом в противопожарном отношении безопасна.
4. Несколько продолжительно включение в работу двигателей, время включения равно 40...50 с. Надо бы сократить период вступления двигателей в работу до 5... 10 с.
5. Двигатели не проверялись на фигурах высшего пилотажа.

Летчик-испытатель — Логинов.
10 июля 1940 г.».

Специальная комиссия, назначенная приказом Наркома, составила следующий акт:

«Акт об испытании самолета И-15 бис с воздушно-реактивными моторами.

На основании результатов летных испытаний, комиссия констатирует, что работами завода «Авиаким» создан авиационный ВРД, который работает на самолете и увеличивает скорость полета.

Безопасность, огнеупорность и долговечность двигателя проверена продолжительными испытаниями на земле и в полете...

Испытаниями установлено, что воздушно-реактивные двигатели увеличивают скорость самолета при собственной его скорости 315 км/ч в среднем на 15 км/ч...

Комиссия считает целесообразным провести испытание на скоростных машинах, где в силу характера воздушно-реактивных двигателей они дадут наибольший эффект. Одновременно комиссия считает необходимым проводить доводку двигателей в направлении повышения их коэффициента полезного действия и доработки зажигания, и произвести точное определение расхода горючего, потребляемого воздушно-реактивными двигателями.

Председатель комиссии — Шумовский, ст. военпред завода — Францев, нач. отд. изобретений — Блайман, конструктор — Меркулов» [36].

ИСТРЕБИТЕЛЬ И 153 «ЧАЙКА» Н.Н. ПОЛИКАРПОВА С ПВРД И.А. МЕРКУЛОВА

После испытаний самолета И-152 с ПВРД были произведены испытания ПВРД на самолете конструкции Н.Н. Поликарпова И-153, хорошо известного под именем «Чайка». Для испытания был выделен самолет И-153 за № 6034.

Летные испытания самолета И-153 с ПВРД ДМ-2 начались в сентябре 1940 г. Их выполняли летчики-испытатели П.Е. Логинов, А.И. Жуков и А.В. Давыдов. Средний прирост скорости при включении ДМ-2 на самолете «Чайка» составил около 30 км/ч. Сведения о результатах полетов приведены в табл. 10 прил. 1.

В августе 1940 г. были изготовлены новые ПВРД ДМ-4, отличавшиеся от ДМ-2 большими размерами. Конструкция ДМ-4 является дальнейшим развитием конструкции ДМ-2. Новый ПВРД ДМ-4 устанавливался на самолеты И-15 бис (И-152) (рис. 2.56) и И-153 «Чайка».

3 октября 1940 г. состоялся первый полет самолета И-153 с ПВРД ДМ-4 (основные тактико-технические характеристики даны в табл. 11 прил. 1). Самолет поднялся на высоту 2000 м и при собственной скорости 388 км/ч, благодаря включению ПВРД, увеличил скорость на 42 км/ч, доведя ее до 430 км/ч.

Во время последующих полетов с двигателями ДМ-4 средний прирост скорости составил примерно 40 км/ч по сравнению с полетом, когда ПВРД не работал.

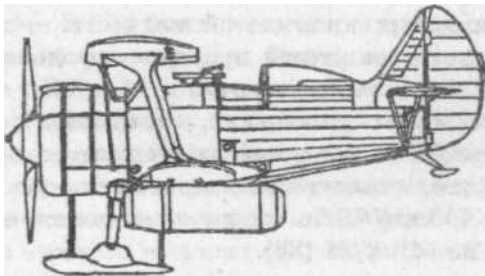


Рис. 2.56. Самолет И-15 бис (И-152) с ПВРД ДМ-4
И.А. Меркулова

И. ЕВТЯФЬЕВ

27 октября 1940 г. на самолете И-153 с ПВРД ДМ-4 на высоте 2000 км было получено увеличение скорости с 389 км/ч до 440 км/ч, т.е. прирост скорости составил 51 км/ч. Но при этом расход бензина у ПВРД оказался большим, чем у ПД и составил около 20 кг/мин [36].

По результатам летных испытаний самолета И-153 с ПВРД был составлен акт, в котором говорилось: «В октябре 1940 г. отдел изобретений завода провел летные испытания самолета И-153 с воздушно-реактивными двигателями конструкции инженера Меркулова И.А. Воздушно-реактивные двигатели были установлены на самолете в качестве дополнительных моторов под нижними плоскостями и укреплены на существующих бомбовых балках.

Вес двух дополнительных моторов составил 60 кг.

Питание горючим дополнительные моторы получали из имеющегося на самолете бензобака одновременно с мотором М-62.

Управление дополнительными моторами осуществлялось одной ручкой, установленной в кабине пилота.

Испытание самолета И-153 производил летчик Логинов П.Е. на Центральном аэродроме им. Фрунзе. Программа испытаний состояла из 20 полетов, предусматривающих проверку прочности самолета с дополнительными моторами, испытание работы дополнительных моторов и определения прироста максимальных скоростей.

Летные испытания позволили полностью установить факт эффективной работы воздушно-реактивных двигателей и увеличения благодаря их действию максимальной скорости полета.

Испытанные воздушно-реактивные двигатели обладают способностью работать на любом сорте авиационного бензина независимо от дозировки этиловой жидкости.

Долговечность двигателей проверена продолжительными испытаниями на земле и в полете.

Летные испытания установили, что самолет И-153 при полете на высоте 2000 метров при работе воздушно-реактивных двигателей, увеличивает свою максимальную скорость с 389 км/ч до 440 км/ч, т.е. увеличивает максимальную скорость полета на 51 км/ч» [36].

Результаты летных испытаний получили положительную оценку в приказе Наркома авиационной промышленности № 391 от 16 декабря 1940 г.

В то же время летные испытания позволили выявить основные недостатки двигателей и задачи дальнейшей исследовательской и конструкторской работы в области их совершенствования. Этими задачами, как ясно показали летные испытания, являлись исследование процесса горения в камере ПВРД и его улучшение в целях повышения полноты сгорания, усовершенствование системы зажигания и доводка конструкции ПВРД в отношении ее дальнейшего облегчения, а также оснащение двигателей контрольно-измерительной аппаратурой и автоматикой.

Всего при испытании обоих самолетов с ПВРД ДМ-2 и ДМ-4 было сделано 74 полета, выполненных без единой аварии.

Работа по проектированию и летным испытаниям ПВРД на самолетах Н.Н. Поликарпова была начата в Отделе специальных конструкций руководимым А.Я. Щербаковым и продолжена в Отделе изобретений завода «Авиаким» под руководством В.В. Кольцова и Блаймана.

Ее выполняла конструкторская группа, в состав которой входили конструкторы И.А. Меркулов, А.П. Масолов, А.А. Мельников, Б.А. Никольский, техники А.А. Гонсовская, З.В. Толстикова, авиамеханики И.А. Чарный, П.В. Карев, А.Н. Ильин и моторист Г.П. Рыбаков [36].

Параллельно с испытаниями ПВРД, успешно проходили работы этого коллектива и в области освоения высотных полетов в стратосфере.

К концу 1940 г. эти работы завершались созданием ряда герметических кабин, в которых были осуществлены полеты на высотах свыше 12 000 м.

На самолете И-153 была установлена герметическая кабина отечественной конструкции. Она прошла государственные испытания в НИИ ВВС и была рекомендована для установки на ряд боевых самолетов.

Этот успех с созданием герметических кабин, высотные полеты на планерах, освещенные в отечественной и зарубежной прессе, и успешные испытания ПВРД послужили основанием выхода важного решения ЦК ВКП (б) и СНК СССР об организации опытного завода, на котором должны были быть продолжены работы по освоению высокоскоростных самолетов [36].

И. ЕВТНФЬЕВ

В январе 1941 г. на имя И.В. Сталина поступило от наркома НКАП А.И. Шахурина письмо с докладом о работах по реактивным двигателям:

«Кратковременное использование ВРД дает возможность самолету получить преимущество в бою за счет максимальной скорости, что позволяет догнать противника или уйти от него. В настоящее время высокий расход топлива ВРД не позволяет еще говорить о непосредственном применении его на боевых самолетах. Потребуется доработка двигателя, для чего в ЦАГИ организуется специальная группа по изучению проблемы реактивного двигателя. Кроме того, для проведения дальнейших конструкторских экспериментальных работ по развитию ВРД и его применению намечено организовать опытную базу по герметическим кабинам и реактивным двигателям в промышленном здании бывшей суконной фабрики, занимаемой в данное время домом инвалидов-хроников около станции Владыкино под Москвой» [39].

Завод начал организовываться во втором квартале 1941 г. в непригодных помещениях, и в то время, когда он только начал свою производственную деятельность, грянула Великая Отечественная война, которая не дала возможности продолжать работы в этом направлении в намечавшихся плане и масштабах.

САМОЛЕТ И-207 № 3 А.А. БОРОВКОВА

И И.Ф. ФЛОРОВА С ПВРД И.А. МЕРКУЛОВА

Самолет И-207 № 3 конструкции А.А. Боровкова и И.Ф. Флорова с двигателем М-63 без редуктора мощностью 930 л.с. имел оригинальные убирающиеся шасси (втягивались вертикально в фюзеляж) и достигал скорости 486 км/ч на высоте 5 300 м во время заводских испытаний (на государственных испытаниях показатели были хуже). К 1940 г. этот самолет вышел со скоростными характеристиками недостаточными требованиям времени. В связи с желанием повысить скоростные показатели самолета И-207 № 3 в 1940—1941 гг. на нем проводили испытания ПВРД ДМ-4 конструкции И.А. Меркулова, которые устанавливали под нижним крылом в узлах под-

вески баков. Было произведено около 20 полетов с включением ПВРД, при этом самолет прошел испытание без аварий [5. С. 65].

Основные тактико-технические характеристики И-207 № 3 с ПВРД представлены в табл. 11 при л. 1.

ПРОЕКТЫ САМОЛЕТОВ И-207 № 10 А.А. **БОРОВКОВА**

И И.Ф. ФЛОРОВА С ПВРД Н.А. МЕРКУЛОВА

У конструкторов И.Ф. Флорова и А.А. Боровкова к началу войны были разработаны и другие не менее интересные проекты поршневых самолетов с ПВРД.

В одном из них в самолете И-207 № 10, или, как его еще называли, «Изделие 10» (рис. 2.57), они предусмотрели установку дополнительного мотора внутри фюзеляжа, за кабиной летчика. В обычном полете ДМ не мешал, но когда требовалось резко увеличить скорость, например, догнать противника, должны были открыться прикрывающие створки и включиться ПВРД.

Самолет № 10 предполагалось использовать в трех вариантах:

- скоростной маневренный истребитель,
- истребитель сопровождения,
- пикирующий бомбардировщик.

Вооружение самолета должно было состоять из легкоосъемных установок. Первоначальный вариант — 2 ШКАС и 1 БС, которые можно было легко снять и в полевых условиях заменить двумя пушками калибра 23 мм.

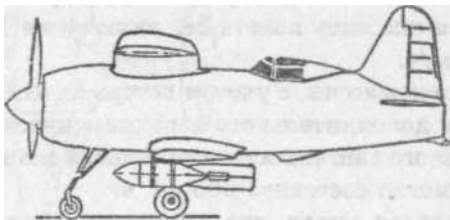


Рис. 2.57. Самолет И-207 № 10 с ПВРД ДМ
И.А. Меркулова (1939) [21]

К дополнительным нововведениям стоит отнести шасси с носовой стойкой. Несомненным катализатором использования этой новой схемы шасси следует назвать исследовательские работы ЦАГИ и испытания, проведенные на самолете СБ. Сразу несколько проектов перспективных самолетов имели в 1940 г. шасси с носовой стойкой. Что касается самолета И-207 № 10, то здесь выбранное решение было продиктовано необходимостью, так как хвостовая часть была занята ДМ [21].

Эскизный проект этого самолета был представлен в НКАП летом 1940 году.

3 августа 1940 г. проект И-207 № 10 был рассмотрен комиссией под председательством академика Б.Н. Юрьева, которая посчитала постройку самолета целесообразной, но в облегченном варианте, считая основным использованием его как маневренного истребителя. Подвеска бомб была принята только в перегрузочном варианте, и бомбовая нагрузка должна была составить 2 x 250 кг и 4 x 100 кг бомб.

В варианте пикирующего бомбардировщика конструктивные отличия от предыдущих вариантов сводились к тому, что верхнее и нижнее крылья были изогнуты в виде «чайки».

Хвостовая часть фюзеляжа должна была изготавливаться из дюрала в виде монокока с работающей обшивкой. Шасси — трехколесное, убирающееся.

Максимальная бомбовая нагрузка должна была составлять 1000 кг (2 x 500 или 4 x 250). Стрелковое вооружение должно было включать 2 пулемета калибра 12,7 мм и 2 пулемета калибра 7,62 мм. Предусматривалась подвеска 8 РС-82.

Бронирование включало бронеспинку из цементированной брони толщиной 8,5 мм и бронесидения толщиной 4...4,5 мм.

В качестве основного мотора конструкторы выбрали М-71. Максимальная скорость полета без включения ПВРД по проекту — 658 км/ч.

По мнению комиссии, с учетом потерь на охлаждение мощного мотора и дополнительного аэродинамического сопротивления реактивного двигателя, максимальная скорость без включения ПВРД могла составить 605 км/ч.

Отсюда делался вывод, что в варианте самолета поля боя скорость получилась бы не менее 550 км/ч. Этот вариант И-207 № 10 в полной мере мог оказаться эффективным само-

детом поля боя. С реальным мотором М-82А максимальная скорость полета могла бы быть не менее 520 км/ч [21].

Основные тактико-технические характеристики самолета И-207 № 10 представлены в табл. 11 прил. 1.

ПРОЕКТЫ САМОЛЕТОВ И-207 № 11 А.А. БОРОВКОВА

И И.Ф. ФЛОРОВА С ПВРД И.А. МЕРКУЛОВА

Следом за проектом № 10 появился следующий — самолет И-207 № 11 или «Изделие 11» (рис. 64). В этом проекте видно возвращение к схеме шасси с хвостовым колесом. Такое решение было связано с предполагаемой установкой двух ДМ с воздухозаборником в боковых выемках фюзеляжа. В пространстве между реактивными двигателями нашлось место для установки костыльного колеса. В этом проекте конструкторы рассматривали самолет И-207 № 11 только как маневренный истребитель. С этим были связаны все изменения в конструкции будущего самолета, которые были направлены на уменьшение массы. Проект самолета И-207 № 11 датируется осенью 1940 г.

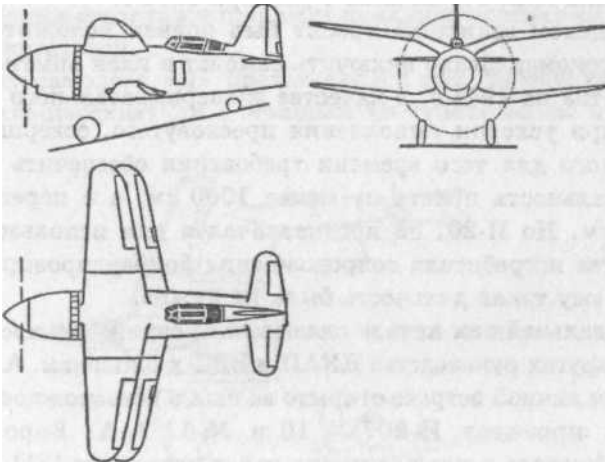


Рис. 2.58. Самолет И-207 № 11 с ПВРД ДМ
И.А. Меркулова (1940) [21]

И. ЕВТНФЬЕВ

Эскизный проект И-207 № 11 был переработкой проекта самолета № 10 под основное назначение, которое было высказано в требованиях комиссии Юрьева. Основные отличия сводились к тому, что на самолете устанавливались два двигателя Меркулова. Мотор М-71 предполагалось использовать с удлиненным валом.

Бомбовое вооружение включало всего 2 бомбы по 250 кг. Вместо бомб предусматривалась установка двух пушек ПТБ-23 калибра 23 мм. Кроме того, на самолете устанавливались 2 синхронных пулемета калибра 12,7 мм и 2 калибра 7,62 мм.

Максимальная скорость на высоте 5830 м по проекту без включения ПВРД — 654 км/ч, а с бомбовой нагрузкой составляла 611 км/ч. Время набора высоты 5 000 м, соответственно, 3,7 и 4,5 мин.

По мнению комиссии, без бомб максимальная скорость могла быть равной 630 км/ч. Тогда с бомбами можно было ожидать скорость порядка 585 км/ч.

Комиссия посчитала для начала построить экспериментальный самолет. Яковлев согласился включить работу в план экспериментальных работ.

Эскизный проект самолета И-207 № 11 был рассмотрен в октябре 1940 г. в НИИ ВВС. Заключение на проект было утверждено П.В. Рычаговым 9 декабря 1940 г.

В целом эскизный проект был оценен положительно, и было рекомендовано включить самолет в план опытного строительства на 1941 г. в качестве экспериментального истребителя при условии выполнения пресловутого, совершенно нереального для того времени требования обеспечить скоростную дальность полета не менее 1000 км, а в перегрузку — 1400 км. Но И-207 не предназначался для использования в качестве истребителя сопровождения бомбардировщиков, поэтому ему такая дальность была не нужна.

В дальнейшем начало сказываться отрицательное отношение в кругах руководства НКАП и ВВС к бипланам. А.С. Яковлев при личной встрече открыто заявил о невозможности включения проектов И-207 М° 10 и № 11 А.А. Боровкова и И.Ф. Флорова в план будущих работ наркомата [21].

Основные тактико-технические характеристики самолета И-207 № 11 представлены в табл. 11 прил. 1.

В этих условиях А.А. Боровков и И.Ф. Флоров сделали еще одну попытку перспективной разработки, которая оказалась весьма оригинальной.

ПРОЕКТ САМОЛЕТА ф А.А. **БОРОВКОВА**
И И.Ф. ФЛОРОВА С ПВРД И.А. МЕРКУЛОВА

В оригинальном проекте самолета «Д» основная ставка делалась на прямоточные воздушно-реактивные двигатели И.А. Меркулова, с помощью которых А.А. Боровков и И.Ф. Флоров хотели добиться значительного увеличения максимальной скорости, скороподъемности и потолка. Разработка самолета с ПД М-71 и двумя ПВРД ДМ-12 И.А. Меркулова была начата в конце 1940 г. Эскизный проект самолета «Д» (рис.2.59) был закончен в начале 1941 г.

В короткий срок проект был одобрен экспертным советом НКАП, перспективную разработку решено было продолжать.

Авторами проекта было рассмотрено большое количество вариантов и схем, прежде чем они остановились на одной из них. Наиболее целесообразной была признана схема одномоторного двухбалочного моноплана с толкающим воздушным винтом, балки-фюзеляжи при этом являлись корпусами реактивных двигателей.

Проект самолета «Д» представлялся как перспективный истребитель-перехватчик с мощным наступательным пушеч-

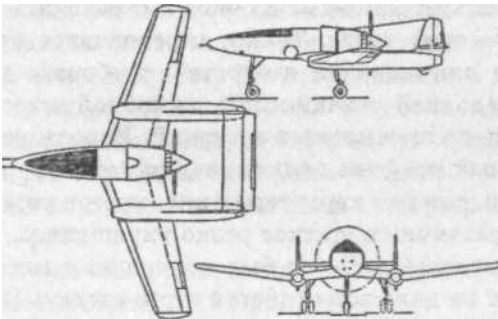


Рис.2.59. Самолет «Д» с ПВРД ДМ-12 И.А. Меркулова (1941) [21]

ным вооружением. Задуманный самолет воплощал в себе все достижения аэродинамики предвоенного периода. У него был вытянутый фюзеляж, ламинарный профиль стреловидного крыла, мощнейший двигатель М-71 (его мощность 2 000 л.с. тогда была еще в проекте) в сочетании с ДМ. Все эти данные должны были позволить новому истребителю разогнаться до скорости 850 км/ч.

Весной 1941 г. был закончен аэродинамический и весовой расчет проекта самолета «Д». Полным ходом шли конструктивные проработки и увязки элементов планера самолета. Большинство задумок нигде ранее не встречались, поэтому пришлось хорошо поработать головой. Компоновка с толкающим винтом хотя и позволяла улучшить обтекание фюзеляжа (устранение обдувки фюзеляжа потоком от воздушного винта позволяло затянуть ламинарный характер обтекания поверхности и улучшить тем самым аэродинамику), однако являлась не вполне удачной с точки зрения аварийного покидания. Пилот, оставляя в воздухе кабину, непременно попадал во вращающийся воздушный винт. Отечественных катапульт тогда еще не было, поэтому конструкторам пришлось самим их изобретать. Поначалу планировалось установить сбрасываемый люк, затем решили установить откидывающийся вниз и назад фрагмент пола с креслом пилота. Задуманная схема должна была обезопасить летчика при покидании самолета, на ней он не попадал в зону вращения воздушного винта.

Носовая часть фюзеляжа для удобства технического обслуживания и ремонта могла сдвигаться вперед по специальным направляющим. Это оригинальное решение позволяло отказаться от эксплуатационных лючков и обеспечить чистоту поверхности носовой части. Тонкое стреловидное крыло, предназначенное для высоких скоростей, требовало применения мощной посадочной механизации, способной довести посадочную скорость до приемлемых значений. Используемый в крыле ламинарный профиль не позволял размещать на нем много механизации, так как характеристики его при установке предкрылков и различных щитков резко ухудшались.

Проект самолета «Д» не был воплощен в металл. Начавшаяся война не дала возможности этого сделать [21].

В июле 1941 г. ОКБ-207 А.А. Боровкова и И.Ф. Флорова было расформировано, часть конструкторов вернулась на се-

рийный авиазавод в Горьком, а небольшая группа сотрудников во главе с А.А. Боровковым и И.Ф. Флоровым перешла в ОКБ-293 В.Ф. Болховитинова, где они приняли участие в создании ракетного самолета БИ, о чем было уже сказано [21].

В 1943 г. А.А. Боровков вернулся на авиазавод № 21, а в конце 1944 г. перешел работать в самолетный сектор НИИ-1 НКАП.

В феврале 1945 г. под Киевом произошла катастрофа самолета, в которой погибла комиссия авиаспециалистов, возглавляемая генералом П.И. Федоровым, в составе которой был и А.А. Боровков.

Основные тактико-технические характеристики самолета «Д» представлены в табл. 11 прил. 1.

ПРОЕКТ САМОЛЕТА «Р» Р.Л. БАРТИНИ

Проект самолета «Р» разрабатывался в 1941—1942 гг. под руководством Р.Л. Бартини. Это должен был быть околовзвучной одноместный истребитель типа «летающее крыло» с крылом малого удлинения с большой переменной по размаху стреловидностью передней кромки, с двухкилевым вертикальным оперением на концах крыла и с однолыжным убираемым шасси. На самолете «Р» Р.Л. Бартини предлагал применить плоские комбинированные ПВРД, которые собирался разместить в крыле с предусмотренными для них выходными соплами, выполненными в виде щелей на верхней поверхности крыла [8. С. 386].

Двигательная установка была скомпонована по принципу газодинамического слияния несущих и тянущих устройств — слияния двигателя и крыла. Это предполагалось достичь превращением внешних отсеков крыла в плоские прямоточные комбинированные двигатели, в которых бы применялась инжекция воздуха перегретыми парами топлива и окислителя с рекуперацией внутреннего и внешнего нагрева поверхности конструкции [40].

Основные тактико-технические характеристики самолета *Р» представлены в табл. 11 прил. 1.

К сожалению, рисунка этого самолета пока еще не обнаружено.

И. ЕВТНФЬЕВ

САМОЛЕТ ЯК-7Б ОКБ 115 А.С. ЯКОВЛЕВА

С ПВРД И.А. МЕРКУЛОВА

Як-7Б с М-105ПФ и двумя ДМ-4С конструкции И.А. Меркулова (рис. 2.60) являлся летающей лабораторией для испытания и отработки двигателей ДМ-4С, основные характеристики которого приведены в табл. 12 прил. 1. [28].

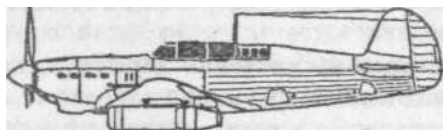


Рис. 2.60. Самолет Як-7Б с ПВРД ДМ-4С И.А. Меркулова (1944)

ПВРД размещались под крылом Як-7Б, по одному на каждой консоли. Горючим для них служил бензин из основных баков самолета. ПВРД использовались как ускорители для кратковременного увеличения максимальной скорости полета. Для летных испытаний ДМ-4С был выбран Як-7Б не зря. Этот самолет обладал достаточно высокой максимальной скоростью, хорошими устойчивостью и управляемостью и, кроме того, позволял легко оборудовать вторую кабину, благодаря чему в испытаниях мог принять участие инженер-экспериментатор [28], [41].

Двигатели ДМ-4С были спроектированы еще в 1941 г. и изготовлены в начале 1942 г.

Всесторонние огневые испытания ПВРД, одни из первых в мире, были подготовлены и проведены специальным конструкторским бюро (СКБ) и МАИ им. С. Орджоникидзе.

В те годы редко кто соглашался помогать энтузиастам ракетной техники. Счастье, что директором МАИ тогда был А.И. Михайлов. Он на свой риск, чтобы помочь СКБ, учредил в МАИ специальную экспериментально-исследовательскую группу (СЭИГ), и утвердил тему «Доработка и испытание дополнительных моторов специального типа».

При содействии А.И. Михайлова и его заместителя профессора Н.В. Иноземцева удалось преодолеть разнообразные и иногда довольно сложные препятствия, возникавшие из-за трудностей военных лет.

В 1942 г. инженеры и техники СКВ и сотрудники СЭИГ МАИ смонтировали стальную аэродинамическую трубу.

Эта труба имела длину 17 м и диаметр рабочей части 1 м. Скорость потока воздуха в рабочей части трубы составляла около 50 м/с. АТ была оснащена измерительной аппаратурой для одновременного замера 22-х параметров — температур, скоростей и давлений в разных точках ПВРД.

Из-за войны конструирование образцов ПВРД осуществлялось И.А. Меркуловым далеко от Москвы, и для испытаний и доводки эти образцы летным путем доставлялись в Москву.

В конструкторской разработке двигателей принимали участие: В.И. Бухарин, Н.И. Зайкин, Д.Н. Чеклетов, О.С. Оганесов и др. Проектирование установки двигателя на самолете, систем бензопитания, электропитания и управления двигателем выполняли инженеры Б.А. Николаевский, Б.Р. Пастуховский, И.А. Чарный и Е.А. Асадчиков. В Москве душой дела, организатором испытаний и инициатором различных усовершенствований был неутомимый изобретатель, парторг кафедры физики МАИ Б.Р. Пастуховский.

При огневых испытаниях ПВРД возникало множество непредвиденных трудностей. В преодолении некоторых из них помощь оказывали члены кафедры П.В. Моторин и С.А. Лапушкин.

При наземных огневых испытаниях ПВРД надо было в первую очередь изучить условия, обеспечивающие достаточно полное сгорание топлива и изменение давления по газовоздушному тракту двигателя, т.е. те процессы, которые влияют на величину скорости истечения газа из сопла ПВРД. Нужно было также проверить и отработать надежность зажигания, устойчивость горения, жаропрочность всех элементов конструкции двигателя.

Чтобы подойти к решению этих вопросов измерялись скорости потоков на входе, выходе, а также в рабочей части измерялось статическое давление по оси двигателя перед диффузором, в нескольких точках в диффузоре и в камере. Измерялась температура воздуха после сжатия в диффузоре, температура в камере и температура в выходном сечении сопла на оси и вблизи стенок. По этим данным производился расчет всех процессов с достаточной точностью.

Летные испытания на самолетах Н.Н. Поликарпова позволили выявить как положительные свойства этих двигателей —

Н. ЕВТИФЬЕВ

безопасность, длительный ресурс, способность работать на любом сорте авиационного бензина, устойчивость процесса горения, достаточную надежность системы зажигания, так и их недостатки, главным из которых были низкая полнота сгорания. Поэтому вскоре после окончания летных испытаний, в 1941 г. было проведено исследование двигателя ДМ-4 в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-104. Эти исследования позволили выявить причины низкой полноты сгорания бензина. В новые двигатели ДМ-4С, предназначенные для испытания на самолете А.С. Яковлева, были внесены изменения с целью повысить полноту сгорания и снизить потери давления. Кроме того, в двигателе ДМ-4С были сделаны съемные диффузоры и сопла различных размеров, чтобы в процессе испытаний подобрать оптимальные геометрические параметры двигателя. В дополнение к основному варианту диффузора был разработан диффузор с инжектором, в котором рабочим телом служил парообразный бензин. Устанавливаемые в камере сгорания защитные кольца так же были разработаны в нескольких вариантах.

Поскольку исследования в АТ Т-104 показали, что периферийная подача горючего не позволяет получить равномерную бензовоздушную смесь, в новых двигателях были устроены кольцевые горелки, более равномерно распределяющие горючее по всему сечению камеры сгорания. Горелки имели различные устройства для стабилизации пламени.

Зажигание в ПВРД осуществлялось прибором ЭПЗ-ДМ-5, получавшим питание от аккумулятора 12-А-30.

В сеть, питающую ток прибором зажигания, был включен автомат АЗ-ДМ-1, производящий автоматическое разъединение электросети после начала работы двигателя.

В результате неправильного затухания двигателя, вследствие, например, временного проектирования подачи бензина, автомат АЗ-ДМ-1 должен был включать ток в прибор зажигания.

Три съемных диффузора имели диаметры входного сечения 230, 280 и 330 мм. Съемные сопла имели диаметры входного сечения 300, 340 и 360 мм.

В середине августа **1942 г.** начались испытания двигателя в трубе АТ-2. Первый этап проводимых испытаний состоял в опробовании двигателей в работе после выпуска их с производства, подгонке и проверке в работе всего комплекса варья-

руемых агрегатов и устранения производственных дефектов, главным образом, течи бензина в сварных швах и штуцерах и протекание газов в местах стыковки съемных головок с корпусом. Большое внимание было уделено испытаниям и отработке систем зажигания ПВРД.

Параллельно производилось опробование в работе вновь установленной на трубе измерительной аппаратуры.

Сохранились акты испытаний и вот один из них:

«Акт № 1. Настоящий акт составлен Комиссией в составе: начальника испытательной станции Чарного И.А., ст. инженера испытательной станции Асадчикова Е.А., инженера Николаевского Б.А. в том, что двигатель ДМ-4С № 14 был установлен в аэродинамической трубе АТ-2 17 августа 1942 г. с целью испытания зажигания и горения.

После первого воспламенения горючего двигатель был выключен и осмотрен. Обнаружены подтеки горючего под наружным кольцом.

При втором пуске двигателя со снятым наружным кольцом, замечено пламя под конусом корпуса двигателя, вследствие этого двигатель был выключен.

Установлено протекание горючего в полость под конусом корпуса по причине негерметичности сварных швов корпуса.

Без устранения этого дефекта дальнейшие испытания не могут продолжаться.

Воспламенение топлива в двигателях в первом и втором случае происходило нормально».

Дефекты устранялись собственными силами. 22 августа 1942 г. в АТ был поставлен второй двигатель ДМ-4С № 15. При первых четырех запусках отказывало зажигание. После наладки электроприбора зажигание двигателя в трех попытках не включалось из-за засорения расходомера, через который поступал бензин. 29 августа испытания двигателя № 15 были продолжены. Двигатель включился в работу нормально. Горение бензина происходило по всему сечению камеры [41]. Резко выделялись три языка пламени, центрами которых являлись штуцеры, подводящие бензин к горелке. При скорости потока воздуха в рабочей части трубы 47 м/с и при подаче горючего в количестве 120 см³/с длина факела доходила до 1...1,5 м. Продолжительность работы двигателя на различных расходах бензина от 50 до 150 см³/с составила 3 мин.

31 августа 1942 г. провели пять опытов. При первом из них двигатель не заработал, а четыре последующих прошла нормально.

Так, день за днем проводились доводка и исследование ПВРД ДМ-4С в СЭИГ МАИ.

Проведенные при первых опытах измерения и визуальные наблюдения позволили определить характер пламени в камерах сгорания при различных горелках и внести уточнения в распределение форсунок по трубкам горелок.

Испытания проводились на двух экземплярах № 14, № 15 с целью — выявить необходимые исправления и окончательные варианты арматуры и системы распределения форсунок внести в предназначенные для летных испытаний экземпляры ДМ-4С № 16, № 17, избежав на летных экземплярах промежуточных переделок.

По окончании первого этапа испытаний были исследованы рабочие характеристики реактивных двигателей.

В результате проведения всех испытаний в АТ и выполнения доводочных работ была установлена безопасность двигателей ДМ-4С в эксплуатации, проверена жаропрочность всех элементов их конструкции и достигнута надежная работа двигателей. Таким образом, совместной работой МАИ и СКВ ПВРД ДМ-4С были подготовлены к летным испытаниям на самолете Як-7Б [41].

В то же время исследования этих двигателей показали, что температура газов в камере сгорания и скорость их истечения оказались несколько ниже расчетных величин.

Первоначально ДМ-4С были установлены и опробованы в работе на находящемся в 12 Гвардейском истребительно-авиационном полку ПВО Москвы опытном экземпляре учебно-тренировочного истребителя УТИ-26—2 конструкции А.С. Яковлева. Эта попытка оказалась неудачной, так как подвеска двигателя под крыло смещала центровку самолета недопустимо вперед, а также не были приняты меры к обеспечению противопожарной безопасности (непротектированные бензобаки из-за вызываемой двигателями вибрации часто текли) [28].

Вслед за наземными испытаниями ПВРД в 1944 г. были проведены работы по оборудованию самолета Як-7Б для установки на него ДМ-4С.

Об этом свидетельствует акт:

«Акт выполненных работ на самолете Як-7Б № 820803 с мотором М-105ПФ № 45—32.

23 февраля 1944 г. Мы нижеподписавшиеся: гл. инженер завода т. Ромадин В.А., нач. цеха № 6 т. Лаптев Н.С., за нач. ОТК з-да т. Цесарский Г.А. и ведущий инженер т. Николаевский Б.А. составили настоящий акт в том, что на заводе № 482 НКАП были проведены следующие работы по самолету:

1. Подвеска дополнительных двигателей.
2. Монтаж бензопровода к дополнительным двигателям.
3. Установка агрегатов бензосистемы (дополнительная помпа, краны).
4. Монтаж управления **кранами**.
5. **Монтаж** электропроводки зажигания дополнительных двигателей.
6. Монтаж контрольных приборов.
7. Оборудование задней кабины для наблюдателя.
8. Отработка шасси и пневмосистемы.
9. Тарировка приборов.
10. Устранение дефектов по ведомости ОТК.
11. Окраска самолета.

Вышеперечисленные работы произведены по чертежам, эскизам КБ нач. т. Меркулов И.А. и по указаниям ведущего инженера самолета т. Николаевского Б.А.

Все указанные работы приняты ОТК завода» [41].

Летные испытания были начаты в 1944 г. в ЛИИ на Як-7Б М-105ПФ и проходили с 24 марта по 12 декабря 1944 г. Первый полет с включенными ДМ-4С состоялся 15 мая 1944 г. Самолетом управлял ведущий летчик-испытатель ЛИИ С.Н. Анохин. Двигатели ДМ-4С запускались на высотах до 5000 м. Конструкция ДМ-4С позволяла производить остановки и последующие запуски двигателей в полете. Эксплуатация ДМ-4С была простой. Управление двигателями в полете затруднений не вызывала. Двигатели работали на бензине из тех же баков, что и основной двигатель.

Была достигнута равномерная работа обоих двигателей. После проведения этого этапа летных испытаний предполагалось снять подробные тяговые характеристики при различных параметрах конструкции двигателя и дальнейшем его совершенствовании. Поэтому запуск ПВРД и другие задачи первого этапа испытаний обрабатывались с произвольными агрега-

тами и параметрами двигателя, а не с теми, которые на основании теоретических расчетов и исследований в трубе представлялись оптимальными. Однако после выполнения первого этапа, летные испытания были прекращены по мотивам большого расхода бензина на работу ДМ-4С.

Максимальная горизонтальная скорость самолета при неработающих ДМ-4С из-за их лобового сопротивления уменьшилась до 460 против 494 км/ч у Як-7Б № 803 без ДМ-4С. При работе ДМ-4С на высоте 2340 м максимальная горизонтальная скорость увеличивалась до 513 км/ч, т.е. на 53 км/ч, но она была лишь на 19 км/ч больше, чем скорость исходного Як*7Б. При оценке этого результата следует учесть, что оба ПВРД были подвешены под крыльями без зализов или обтекателей, и что при такой подвеске была весьма велика интерференция двигателя и крыла.

Предполагалось, что при повышении расхода топлива с 22 до 30 кг/мин на истребителе, имеющем скорость полета порядка 600 км/ч, дополнительные двигатели ДМ-4С смогут обеспечить прирост скорости в 130 км/ч, а при установке двигателей на более скоростные самолеты эффект от их применения станет еще больше. Установка ДМ-4С осуществлялась весьма просто и могла быть выполнена даже в полевых условиях, что позволяло оборудовать этими двигателями существующий парк самолетов. Таким образом, для ВВС был создан резерв на случай непредвиденных обстоятельств. Предполагалась установка ПВРД также на Як-1, при этом ожидался прирост скорости 100 км/ч в течение 10 мин. Но этот проект не был реализован. ПВРД практически не использовались в связи с окончанием войны и последующим появлением турбореактивных двигателей, которые имели преимущества перед ПВРД в тяге [28], [41].

Основные тактико-технические характеристики самолета Як-7Б с ПВРД ДМ-4С приведены в табл. 11 прил. 1.

САМОЛЕТ ЛАГГ-3 ОКБ С.А. ЛАВОЧКИНА

С ПВРД М.И. БОНДАРЮКА

Наибольшее применение ВРД в комбинации с ПД осуществлялось на истребителях С.А. Лавочкина. Первые попытки установки ПВРД на поршневого самолет ЛаГГ-3 были осуществ-

ствлены еще в 1942 г. В августе 1942 года летные испытания прошел ЛаГГ-3 № 31213173 с двумя ПВРД ВРД-1, которые разработал молодой коллектив ОКБ-3 НИИ ГВФ под руководством М.М. Бондарюка. Целью испытаний была проверка эксплуатационных качеств и эффективности первого ПВРД ВРД-1 конструкции М.М. Бондарюка. На испытание были предоставлены два варианта ВРД-1: нормальный (основные характеристики даны в табл. 12 прил. 1) и так называемый форсированный вариант с входным диаметром 170 мм, длиной 1 900 мм и весом 16 кг. Двигатели устанавливали под крыло около второй нервюры. Двигатель ВРД-1 питался тем же бензином, что и основной ПД. Подача топлива в него производилась с помощью бензонасоса БНК-1 [39], [42].

Перед летными испытаниями решили провести пробное включение ВРД-1 на земле, воздействуя скоростным напором от винта впереди стоящего самолета.

Как вспоминал М.М. Бондарюк: «Мы оказались в сложном положении, так как до этого работали только с моделями, а в данном случае привезли Лавочкину настоящий большой агрегат, не имея, к сожалению, условий для его испытаний. У нас не было настоящих лабораторий, но все же мы нашли выход... Выход действительно нашли необычный и остроумный: один за другим поставили два самолета. Впереди обычный, серийный, позади — машину, под крылом которой подвесили ускоритель. Чтобы запустить ускоритель, нужен был воздушный поток. Его-то и создал винт первого самолета. Методика, порожденная почти полным отсутствием испытательной аппаратуры, чуть не привела к беде. Думали, что при запуске ускоритель даст небольшой конусообразный поясок пламени. А получилось все иначе. Воздушный поток от винта первого самолета оказался сильно завихренным. Конусок пламени вытянулся в длинный шлейф. Огромный факел, вырвавшийся из выходного отверстия ускорителя, едва не поджег завод» [43. С. 100, 101].

Двигатель удалось запустить только два раза. При такой статистике, естественно, выводов о работе ВРД-1 сделать не удалось. 5 августа 1942 года состоялся первый полет с целью проверить крепление ВРД-1 к крыльям. Далее было проведено шесть полетов для отработки системы подачи топлива, регулировки состава смеси и системы зажигания, проверки за-

пуска и работы ВРД-1 на различных высотах и скоростях. В семи полетах исследовали пусковые качества и эффективность двигателей, определили потерю максимальной скорости при наличии и отсутствии обтекателей узлов подвески. До 16 августа 1942 г. на ЛаГГ-3 с ВРД-1 летал летчик-испытатель капитан Мищенко, который совершил всего 14 полетов [39].

Прирост скорости по отношению к скорости полета с выключенными ВРД-1 на высоте 1500 м составил 12...15 км/ч. Аэродинамическое сопротивление ВРД-1 с узлами подвески снижало скорость на 35...40 км/ч. Процесс горения в ВРД-1 стабилизировать не удалось. Расчетным путем было установлено, что при полете ЛаГГ-3 № 31213173 с ПД М-105ПФ увеличение максимальной скорости от включенных ВРД-1 должно было составить 23 км/ч на высоте 4000 м и 17 км/ч на высоте 1500 м для нормального варианта. Для форсированного варианта 49 и 40 км/ч соответственно. Так как производительность бензонасоса БНК-10 была недостаточна, форсированный вариант не стали проверять. По результатам летных испытаний было сделано заключение, что необходимо форсировать работы по улучшению режима горения, запуску на большой высоте, автоматическому регулированию состава смеси и конструированию рациональных форм подвески и ВРД, обеспечивающих более органичную связь с самолетом [39], [42].

Основные тактико-технические характеристики самолета ЛаГГ-3 с ПВРД ВРД-1 представлены в табл. 11 прил. 1.

САМОЛЕТ ЛА-126 ОКБ С.А. ЛАВОЧКИНА

С ПВРД М.М. БОНДАРЮКА

М.М. Бондарюк продолжил свои работы по ПВРД. В 1944 г. был создан новый ПВРД-430, основные характеристики которого даны в табл. 12 прил. 1. Через два года С.А. Лавочкин возвратился к работам по установке ВРД на свои самолеты. В марте 1946 г. в ОКБ-301 С.А. Лавочкина был выполнен эскизный проект самолета «120» с двумя ПВРД-430, но впоследствии выбор пал на другой истребитель «126» (Ла-126) (рис. 2.61).

Самолет Ла-126 переоборудовали под установку ПВРД-430, и он получил заводской индекс «164». При этом был учтен пре-

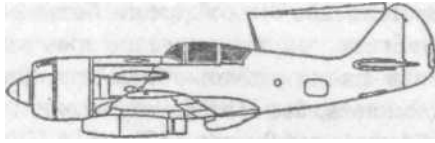


Рис. 2.61. Самолет Ла-126 с ПВРД-430
М.М. Бондарюка (1946) [39]

жний опыт разработчиков. Были поставлены четыре легко-съемных узла крепления ПВРД возле нервюры № 2 крыла, а между крылом и корпусом двигателя были установлены металлические обтекатели. На левом крыле над ПВРД-430 установили приемник воздушного давления (ПВД). Были усилены узлы крепления стабилизатора и лонжерона руля высоты. В кабине пилота установили оборудование для управления режимами работы ПВРД-430. На место двух пушек — левой и крайней правой, их боекомплектов и патронных ящиков были установлены агрегаты управления и системы питания ПВРД-430 [39].

С 26 июня по 4 сентября 1946 г. проводились совместные заводские летные испытания самолета «164», при этом ставилась задача получить исходные данные для определения эффективности работы и эксплуатационных качеств ПВРД-430. Было совершено 34 полета (летчики-испытатели завода А.В. Давыдов — 29 полетов, А.А. Попов — 5 полетов) общей продолжительностью 12,5 ч на высотах 200, 500, 1000, 2000, 3000 и 4800 м [39].

На этих испытаниях в 30 полетах включались ПВРД-430, которые проработали в общем 46 мин. Было всего произведено 110 включений, из которых 20 включений были с отказами системы зажигания (неполадки в системе зажигания и подачи топлива). Один отказ произошел при исправных системах зажигания и топливоподачи. После анализа отказов пришли к выводу, что причиной отказа являлись: перегар боины, нештатная работа пусковой форсунки из-за засорения или нарушения регулировки дросселя. На испытаниях максимальная скорость самолета при включенных ПВРД-430 достигала 694 км/ч на высоте 2340 м и 663 км/ч на высоте 1235 м. Соответственно получался прирост скорости 109 и 104 км/ч, что соответствовало расчетным данным и говорило о хорошей работе ПВРД [39].

М. ЕВТИФЬЕВ

Но эти двигатели все же создавали большое аэродинамическое сопротивление, ухудшающее летные характеристики самолета. В связи с таким положением дел прирост скорости относительно самолета, без ПВРД, на указанных высотах составил только 64 км/ч и 62 км/ч [39].

При дальнейших работах по доводке ПВРД-430, в части регулировки подачи горючего и улучшения аэродинамики подвески двигателя к крылу можно было получить прирост скорости на самолете «164». На высоте 2000 м и отрезке 10...15 км можно было довести прибавку скорости до 75...80 км/ч, а на высоте 5 000 м до 90... 100 км/ч [39].

Взлет такого самолета отличался от обычного серийного истребителя продолжительностью и требовал большей длины разбега приблизительно на 100... 125 м.

По результатам испытаний приняли решение после устранения выявленных дефектов установить ПВРД-430 на самолет «130» с большим запасом горючего и после проведения заводских испытаний передать его на государственные испытания.

Основные тактико-технические характеристики самолета Ла-126 («164») с ПВРД приведены в табл. 11 прил. 1.

САМОЛЕТ ЛА 138 ОКБ С.А. ЛАВОЧКИНА

С ПВРД М.М. БОНДАРЮКА

В начале 1947 г. появился опытный самолет «138» (Ла-138), созданный на базе серийного истребителя Ла-9, с двумя ПВРД-430 (крепились под крылом на трех регулируемых узлах). В связи с переоборудованием на самолете Ла-9 под установку ПВРД-430 на нем сняли крайнюю правую пушку с боезапасом. На ее место поставили оборудование для обслуживания и управления ПВРД-430. Было построено два самолета «138» и «138Д». В феврале 1947 г. их выкатили на заводские испытания. Всего на двух самолетах было совершено 58 полетов («138» — 20 полетов, «138Д» — 38 полетов). Из всех полетов задание было выполнено только в 10 полетах. В 19 полетах вина по невыполнению задания легла на неисправности

ПВРД-430. Эти двигатели работали надежно лишь на высотах до 3000 м. Прирост максимальной скорости самолета по отношению к серийному Ла-9 составил около 60 км/ч. Наблюдалось значительное возрастание высотности ПД. Надежность двигателя ПВРД-430 оставляла желать лучшего. Испытания самолета «138» приостановили, с целью довести двигатель и после этого возобновить испытания, но этого не произошло. Работы были вообще прекращены [39].

Основные тактико-технические характеристики самолета Ла-138 с ПВРД приведены в табл. 11 прил. 1.

САМОЛЕТ Л А 7 ОКБ С.А. ЛАВОЧКИНА

С ПУВРД В.Н. ЧЕЛОМЕЯ

Кроме ПВРД на самолетах С.А. Лавочкина устанавливались еще и ПуВРД Д-10 и Д-13, которые разрабатывались на заводе № 51 НКАП под руководством В.Н. Челомея.

Работы по установке двух Д-10 (основные характеристики даны в табл. 12 прил. 1) разработки В.Н. Челомея на самолет Ла-7 С.А. Лавочкина закончились в ноябре 1945 г. (рис. 2.62).

В августе 1946 г. этот самолет прошел летные испытания (летчик-испытатель завода № 51 Н.В. Гаврилов). На испыта-

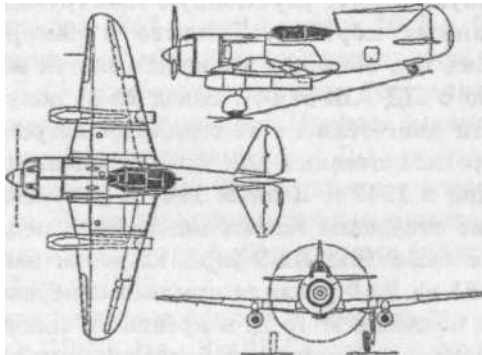


Рис. 2.62. Самолет Ла-7 с ПуВРД Д-10 В.Н. Челомея (1945) [39]

Н. ЕВТИФЬЕВ

ниях были показаны хорошие результаты, которые превосходили расчетные данные. Прирост скорости полета Ла-7 при включенных ПуВРД на высоте 3000 м составил 119 км/ч, расчетные данные давали прирост на 29 км/ч меньше. Двигатели Д-10 работали не на режиме оптимальной тяги из-за того, что предельная скорость самолета с работающими Д-10 была ограничена 630 км/ч. Полного прироста скорости самолета Ла-7 при включенных Д-10 достичь не удалось. В течение годовой эксплуатации самолет выработал свой ресурс и 15 октября 1946 г. его сняли с полетов. Рекомендовалось установить ПуВРД Д-10 на Ла-9. В 1946 г. двигатели Д-10 установили на трех самолетах УТИ-Ла-7, которые подготовили к участию в Первомайском параде. Эти самолеты с ПуВРД Д-10 прошли испытания, но в параде участие так и не приняли [39].

САМОЛЕТ ЛА-9 ОКБ С.А. ЛАВОЧКИНА

С ПУВРД В.Н. ЧЕЛОМЕЯ

В.Н. Челомей продолжал работу по улучшению характеристик своих ПуВРД. Появилась модификация двигателя Д-10. Модифицированный двигатель получил название Д-13 (основные характеристики даны в табл. 12 прил. 1) и был предназначен для установки на самолет Ла-9. Двигатели Д-13 имели более совершенную форму, улучшенную конструкцию диффузоров и клапанных коробок. Топливо в камеру сгорания Д-13 подавалось под большим давлением из тех же баков, что и для основного ПД АШ-82ФН. Завод № 51 получил задание установить эти двигатели на 12 серийных истребителей Ла-9 (рис. 2.63), предназначенных для участия в воздушном параде в День авиации в 1947 г. В июле 1947 г. двигатели Д-13 прошли заводские стендовые испытания и были подготовлены к установке на самолеты Ла-9 (производства завода № 21). На заводе № 51 на Ла-9 усилили крыльевые нервюры, где крепились балки подвески ПуВРД, и крепление законцовки горизонтального оперения. Установили более прочную заднюю стяжную ленту капота мотора с дополнительным ее креплением я новый триммер руля высоты. Топливная система Ла-9 была до-

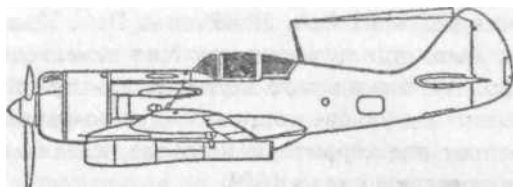


Рис. 2.63. Самолет Ла-9 с ПуВРД Д-13 В.Н. Челомея (1947) [39]

работана с учетом питания двух Д-13. Оставили из четырех пушек две, снизив тем самым полетный вес, убрали весь боекомплект и бронеспинку, для смещения центровки самолета вперед на картере редуктора укрепили груз весом 60 кг. В кабину пилота установили дополнительные приборы. В августе 1947 г. начались заводские испытания самолета Ла-9 с Д-13. Были проверены надежность запуска Д-13 и нормальная их работа на всех режимах полета.

30 августа 1947 г. 12 самолетов Ла-9 с ПуВРД Д-13 приняли участие в воздушном параде, где они пролетели над аэродромом Тушино на высоте около 100 м. За освоение новой техники после парада летчики-испытатели ГК НИИ ВВС, которые приняли участие в испытаниях этих самолетов, были награждены орденами СССР [39].

В ноябре 1947 г. заводские испытания Ла-9 с Д-13 были прерваны, и самолеты были переданы в ГК НИИ ВВС для проведения на них специальных летных испытаний по определению прироста горизонтальной скорости полета за счет двух Д-13. С 21 ноября 1947 г. по 13 января 1948 г. было произведено 10 полетов Ла-9 общей продолжительностью 4 ч 11 мин. Каждый из Д-13 наработал по 27 мин. Результаты испытаний получились далеко не блестящие. Прирост фактической максимальной скорости при включенных Д-13 составил 127 км/ч. Относительно самолета без ПуВРД прирост скорости оказался всего 70 км/ч. Из-за аэродинамического сопротивления самого Д-13 и подвесных балок с обтекателями снижение скорости составило 57 км/ч [39].

Полученный прирост скорости оказался чуть больше, чем на самолете с ПВРД. Но у ПуВРД имеется одна не очень приятная особенность, он по шумам и вибрациям превосходит все виды ВРД.

М. ЕВТНФЬЕВ

Сотрудник ОКБ-301 С.А. Лавочкина В.А. Кривякин вспоминал: «Это были удивительно громкие двигатели. Я в жизни не слышал такого адского шума. Когда при подготовке к параду машины с пульсирующим воздушно-реактивным двигателем прошли над территорией завода, казалось, что начинается светопреставление...» [39].

В связи с сильным шумом и вибрациями ухудшалось пилотирование самолета из-за утомляемости летчика. Кроме этого, у самолета Ла-9 с ПуВРД были свои особенности: увеличивался разбег, чтобы достичь нужной скорости для перевода самолета на набор высоты его необходимо было выдержать над землей длительное время. На вертикальных фигурах Ла-9 с Д-1-3 быстрее терял скорость, горизонтальные же фигуры выполнялись вяло. Во время испытаний оба двигателя Д-13, как правило, не включались одновременно, часто происходило произвольное отключение одного из них [39].

Основные тактико-технические характеристики самолета Ла-9РД с ПуВРД Д-13 приведены в табл. 11 прил. 1.

ПРОЕКТЫ САМОЛЕТОВ С ВРДК

РАЗРАБОТКИ ЦАГИ

Применение в качестве дополнительных моторов ПВРД и ПуВРД на подвесках под крылом съедало большую часть прироста скорости по причине большого аэродинамического сопротивления. Еще в 1940 г. возникли проекты, в которых предполагалось устанавливать ПВРД в фюзеляже. В частности В.М. Мясищев направил свой подобный проект в НКАП, где он подлежал научно-технической экспертизе. Анализ этого проекта поручили молодому доктору технических наук начальнику лаборатории № 4 «старого» ЦАГИ Г.Н. Абрамовичу. Он имел признанный авторитет в области теории струйных течений газа и был соавтором проекта натуральных аэродинамических труб «нового» ЦАГИ. Главной задачей в этой работе стала оценка эффективности использования ПВРД, тогда никаких методик определения тяги двигателя не существовало. Но это не испугало молодого ученого. Г.Н. Абрамович, будучи аэродинамиком, хорошо понимал разницу в условиях работы

подвешиваемых под крыло ПВРД и находящихся глубоко внутри фюзеляжа самолета. Возможные потери скоростного напора для ПВРД могли привести к тому, что ПВРД вообще терял работоспособность.

Абрамович занялся созданием необходимых научных методик и стал добиваться включения нового направления в тематику подчиненного ему коллектива. Руководство же ЦАГИ загруженное текущими проблемами, не горело желанием разворачивать работы еще по одному направлению. Однако настойчивость Абрамовича и его обращение непосредственно к наркому авиапромышленности А.И. Шахурину сделали свое дело. В ЦАГИ был создан новый отдел реактивных систем, начальником которого был назначен Г.Н. Абрамович. В 1941 г. отдел Г.Н. Абрамовича выпустил отчет с результатами исследований внутренней аэродинамики ПВРД и его термодинамического цикла. В отчете был сделан вывод, что на скоростях 400...500 км/ч ПВРД неэффективен и имеет малую величину развиваемой тяги из-за малого полного давления на входе. Нужен был компрессор для повышения давления, но он требовал привода. В таком случае наилучшим вариантом стала бы турбина, но до успеха в этом направлении было слишком далеко. Для увеличения скорости истребителей эту проблему надо было все равно решать. Тут Г.Н. Абрамович предложил свой всесторонне исследованный вариант — мотокомпрессорный двигатель (воздушно-реактивный двигатель компрессорного типа (ВРДК)). Идея мотокомпрессорного двигателя принадлежит нашему соотечественнику инженеру Горохову, а уже чуть позже, независимо от него, такую же идею высказал румынский авиатор Анри Коанд. Результаты своих исследований Абрамович доложил на научно-техническом совете ЦИАМ. Этот доклад вызвал большой интерес у руководства ЦИАМ и его начальник В.И. Поликовский создал у себя специальное КБ под руководством К.В. Холщевникова.

Коллективу этого КБ была поставлена задача проработать различные схемы ВРДК. Центр тяжести работ по ВРДК переместился в ЦИАМ только в 1944 г., а до этого в ЦАГИ занялись не своей работой по анализу компоновочных принципов " расчетом лётно-тактических характеристик самолетов с ВРДК. Абрамович для ЦАГИ добился в НКАП разрешения на проектные исследования по самолетам с ВРДК. Его поддер-

жал научный руководитель ЦАГИ академик С.А. Чаплыгин. 16 марта 1942 г. он направил в НКАП письмо, в котором предложил определить основной научной задачей ЦАГИ создание самолетов с реактивными двигателями. В коллегии НКАП дали добро на такие работы, и в ЦАГИ был образован отдел реактивных систем под руководством Абрамовича. В этот отдел вошло КБ из ЦАГИ и фронт работ расширился. В отдел входили группы, занимающиеся исследованиями процессов горения под руководством доктора технических наук Д.А. Франк-Каменецкого, рабочих процессов — под руководством кандидата технических наук Г.В. Миклашевского и аэродинамики под руководством В.А. Кузнецова. В марте 1943 г. Г.Н. Абрамович закончил обобщенную работу под названием: «О перспективах использования реактивных двигателей в авиации». В этой работе, помимо рассмотрения вопросов о принципах регулирования параметров ВРДК, содержались описания проектов самолетов С-1ВРДК-1 (рис. 70) и С-2ВРДК-1 (рис. 2.64) [44], [45].

Самолет С-1ВРДК-1 был представлен цельнометаллическим свободнонесущим низкопланом с трапециевидным крылом с прямыми законцовками. В носовой части фюзеляжа располагался осесимметричный воздухозаборник с центральным телом, в котором находилась пушка ШВАК с боезапасом 60 патронов. За входным конусом размещался четырехступенчатый компрессор диаметром 1300 мм с направляющим аппаратом, который приводился во вращение звездообразным мотором М-82 с соосным редуктором. Еще в предыдущих работах у Аб-

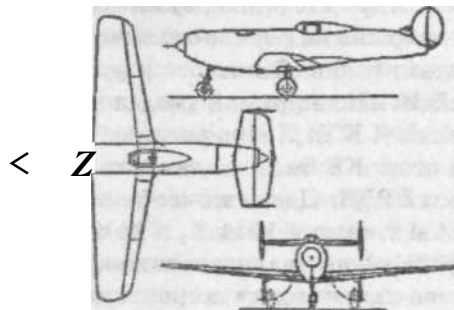


Рис.2.64. Самолет С-1ВРДК-1 с ВРДК К.В. Холщевникова [45]

рамовича было показано, что оптимальная степень сжатия для компрессора ВРДК составляла 1,3... 1,4. После компрессора воздух обтекал цилиндры мотора, нагреваясь от них. Дополнительный нагрев создавал проток для охлаждающего воздуха. Оптимальное значение температуры горения воздушно-бензиновой смеси в камере сгорания по расчетам составляло 1500 °С. Тяга ВРДК должна была регулироваться подачей бензина, оборотами приводного мотора и продольным перемещением хвостового конуса. Сложной по конструкции была хвостовая часть фюзеляжа, в которой должна была располагаться камера сгорания диаметром — 1,5 м и длиной — 4,2 м. На самолете предполагалось применить трехопорное шасси с носовой стойкой. Горизонтальное оперение должно было располагаться над фюзеляжем на специальном пилоне для обеспечения большей жесткости и исключения возможного попадания выхлопных газов. Вертикальное оперение все по той же причине необходимой прочности должно было выполняться в виде двух шайб. Из расчетов получалась максимальная скорость самолета примерно 800 км/ч. Крыло проектировалось двухлонжеронным с дополнительной стенкой. Между лонжеронами размещались топливные баки по 200 л и места для основных стоек шасси. Основной бензобак емкостью 1200 л должен был размещаться между мотором М-82 и кабиной пилота. Дополнительный бак предполагалось устанавливать в центроплане. Общий вес горючего должен был составить 1800 кг. Самолет с ВРДК за счет особенностей работы этого двигателя (даже без подачи бензина в камеру сгорания реактивная тяга ВРДК создается за счет использования тепла от остывающего ПД и тепла его выхлопных газов в зоне высокого давления без компрессора) при средней скорости полета может находиться в воздухе в течение 3...3,5 часов, а при полетах на максимальных скоростях — 15...20 мин [44], [45].

Все расчеты определили тактическое назначение этого самолета, как барражирующего истребителя-перехватчика.

В ЦАГИ также были проведены расчеты по двухдвигательному самолету С-2ВРДК-1 (рис. 2.65), которые показали возможность такого самолета получить выигрыш в скорости порядка 50 км/ч по сравнению с самолетом С-1ВРДК-1 при взлетной массе 11 900 кг. Параллельно с рассмотренными вариантами велись работы по проекту истребителя с ВРДК,

у которого приводным мотором предлагался двигатель водяного охлаждения АМ-39Ф, который обладал большей по сравнению с М-82 высотностью. Предполагалось, что такой самолет сможет достичь максимальной скорости 850 км/ч на высоте 8 000 м. Но время барражирования ограничивалось 1,5 ч. Эта разница такого самолета с самолетом С-1ВРДК-1, у которого выхлоп газов мотора осуществлялся непосредственно в тракт ВРДК, объяснялась тем, что выхлоп мотора АМ-39 осуществлялся в атмосферу [44], [45].

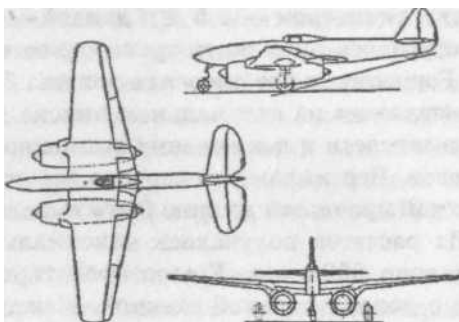


Рис. 2.65. Самолет С-2ВРДК-1 с ВРДК К.В. Холщевникова [45]

По расчетам в ЦАГИ был сделан вывод, что при отборе на компрессор 30% мощности авиамотора можно было получить от ВРДК дополнительную тягу, равную тяге винта. Это должно было дать прирост к максимальной скорости 120... 150 км/ч при одновременном увеличении взлетной массы на 800... 1000 кг. Схема была промежуточной между самолетом с ПД и самолетом с ВРД, но она сохраняла взлетные и маневренные качества серийных истребителей с ПД [44], [45].

В феврале 1943 г. был представлен проект менее радикальный: на истребитель Як-9 предполагалось установить ВРДК (рис. 2.66). Для реализации этого проекта существовал уже испытанный мотор М-105 РЕН, аналог штатного М-105Ф, но имевший дополнительный редуктор на мощность 250 л.с.

Предлагаемая схема требовала незначительной переделки силовой фермы фюзеляжа Як-9 для подвески камеры сгорания ВРДК и снятия некоторых элементов вооружения. Предполагали использовать трехступенчатый компрессор диамет-

ром 600 мм, приводимый во вращение двумя валами через два промежуточных редуктора.

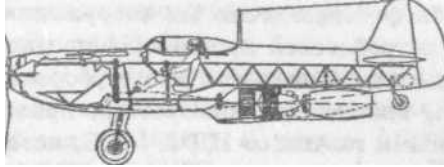


Рис. 2.66. Самолет Як-9ВРДК [45]

Напрямую соединить вал мотора с компрессором мешала силовая нервюра в диаметральной плоскости крыла, которую надо было обойти. Перед компрессором размещался маршевый мотор. Впоследствии от такого расположения отказались из-за неэффективного охлаждения, и в последующих проектах радиатор занял место позади компрессора. Задняя часть ВРДК с блоком форсунок и охлаждаемой камерой сгорания диаметром 620 мм должна была крепиться к корпусу на сильфонном обводе, так как при посадке и взлете ее необходимо было поднимать на 7° вверх, чтобы не задевать за грунт. Установка редуктора на М-105 требовала демонтажа пушки ШВАК, что снижало боевые возможности истребителя, а утяжеление на 115 кг за счет установки ВРДК и его привода ухудшало вертикальный маневр. Мощности М-105 РЕН разной 1100 л.с., явно не хватало для работы «на два фронта», в результате прирост максимальной скорости Як-9ВРДК составлял всего 80 км/ч в сравнении с серийным Як-9 с ПД. В результате авторы проекта пришли к выводу, что эффект такого проекта незначительный и его реализация нецелесообразна [44], [45].

Высокие результаты ожидали от другого проекта самолета, в котором использовалась комбинация, состоящая из ПД АМ-39Ф (1 620 л.с.) в носовой части самолета и встроенного в хвостовую часть фюзеляжа самолета ВРДК (рис. 2.67). Такой проект самолета был разработан в ЦАГИ к октябрю 1943 г. Предполагалось, что самолет сможет достичь максимальной скорости 830 км/ч на высоте 8000 м и расчетного времени полета 2,5 ч. Этот самолет рассматривался как истребитель-перехватчик.

В октябре 1943 г. был предложен на рассмотрение еще один проект ЦАГИ, который существенно отличался от предыдущих проектов. Самолет по этому проекту предполагалось использовать, как фоторазведчик без вооружения. На самолете для ухода от истребителей противника предполагалось установить под крыльями два почти что турбореактивных двигателя. Турбина, вращающая компрессор, приводилась в действие выхлопными газами от ПД АЧ-ЗОВ, который был дизелем, использующимся на тяжелых бомбардировщиках Пе-8 и Ер-2. При этом была учтена экономичность двигателя и возможность противодействия на выхлопе. Выхлопные газы предполагалось по теплоизолированным трубам в носках крыльев подводить к ВРДК, размещенным в обтекаемых гондолах. Компактность компоновки обеспечивала малые потери скоростного напора в воздухозаборнике, а короткая выхлопная труба гарантировала низкое гидравлическое сопротивление. В этой схеме отсутствовали массивный редуктор и валы, что давало самолету иметь хорошую весовую отдачу. Такой фоторазведчик должен был держаться в воздухе в течение 3 ч, и в случае атаки на него истребителей противника летчик включал ВРДК и на скорости 800 км/ч с набором высоты он мог уйти от преследования [44], [45].

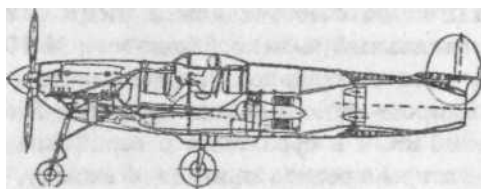


Рис. 2.67. Истребитель-перехватчик с ПД АМ-39Ф и ВРДК [45]

В феврале 1944 г. в ЦАГИ на представительной конференции с докладом о проделанной работе выступил Г.Н. Абрамович. В числе приглашенных на конференции присутствовали и главные конструкторы А.И. Микоян и П.О. Сухой, КБ которых не были заняты заботами о серийных машинах и поэтому могли себе позволить заниматься экспериментальными самолетами с ВРДК. Они выбрали наиболее кратчайший и наименее рискованный путь к созданию КДУ из ПД и ВРДК. В каче-

стве ПД легче входили в такую компоновочную схему двигателя с жидкостным охлаждением. В 1944 г. наивысшими характеристиками обладал ПД ВК-107А. Сложности с охлаждением ПД не испугали конструкторов. Водорадиатор имел принудительный обдув [44], [45].

Летом 1944 г. Абрамович перешел на работу в **НИИ-1 НКАП** на должность заместителя начальника этого института, где проработал до 1948 г. С уходом Абрамовича из ЦАГИ тематика ВРДК в ЦАГИ была закрыта. Последним проектом ЦАГИ был проект установки ВРДК на самолет Ла-5, который по уровню проработки уступал предыдущим [44], [45].

САМОЛЕТ И 250 («Н») ОКБ-155 А.И. МИКОЯНА С ВРДК К.В. ХОЛЩЕВНИКОВА

22 мая 1944 г. вышло официальное правительственное постановление о разработке истребителя И-250 с комбинированной двигательной установкой в составе ПД ВК-107А и ВРДК (рис. 2.68). К октябрю 1944 г. в ОКБ-155 был изготовлен макет самолета, получившего заводской шифр «Н» [46].

Истребитель выполнялся по схеме цельнометаллического моноплана с низкорасположенным трапециевидным крылом, оснащенным элеронами и закрылками, и традиционным хвостом

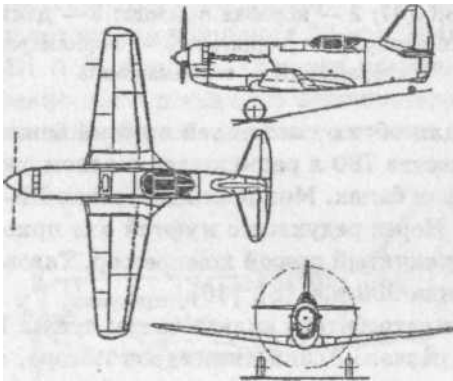


Рис. 2.68. Самолет И-250 № 1 с ВРДК К.В. Холщевникова

товым оперением. Шасси было убирающимся, с хвостовым колесом [8].

В передней части фюзеляжа самолета располагался рядный поршневой двигатель жидкостного охлаждения ВК-107Р конструкции В.Я. Климова с трехлопастным воздушным винтом. Он представлял собой модификацию серийного мотора ВК-107А с коробкой приводов для отбора мощности на вращение компрессора турбокомпрессорного воздушно-реактивного двигателя ВРДК конструкции К.В. Холщевникова, а помимо — воздухозаборник и канал подвода воздуха к ВРДК. Внутри этого канала перед кабиной летчика размещался осевой компрессор ВРДК, а под кабиной — радиатор системы охлаждения. Далее канал переходил в реактивную камеру его, рания — за спрямляющим аппаратом был установлен блок форкамер впрыска и смешения топлива. Собственно камера сгорания располагалась уже за кабиной и заканчивалась в хвостовой части фюзеляжа реактивным соплом с регулируемыми створками (рис.2.69) [46].

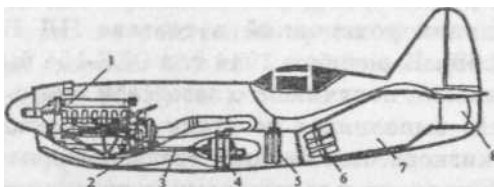


Рис. 2.69. Компоновка самолета И-250 [9]:

- 1 — мотор ВК-107; 2 — коробка привода; 3 — длинный вал;
4 — осевой компрессор; 5 — радиатор; 6 — форкамера; 7 — камера сгорания; 8 — створка сопла

Топливом для обоих двигателей служил бензин, запас которого в количестве 780 л размещался в одном фюзеляжном и шести крыльевых баках. Мощность двигателя ВК-107Р составляла 1650 л.с. Через редуктор с муфтой вал приводил во вращение двухступенчатый осевой компрессор. Тяговая мощность ВРДК составляла 900 л.с. [8], [46].

Вооружение истребителя включало три пушки Б-20 калибра 20 мм (одну в развале блока цилиндров мотора, стреляющую через вал винта, и две синхронные по бокам носовой части фюзеляжа). Закрытая, смещенная далеко назад кабина летчи-

а имела переднее и заднее бронестекла, а сиденье — бронеспинку [8], [46].

Выпуск чертежей истребителя И-250 был завершён к концу ноября 1944 года. В феврале 1945 г. первый опытный экземпляр самолета был выведен на аэродром. Первый полет на нем был выполнен 3 марта 1945 г. летчиком-испытателем ОКБ-155 А.П. Деевым. Ведущим инженером по испытаниям был назначен В.Н. Сорокин, обязанности техника выполнял Г.Е. Павлов. В марте 1945 г. в одном из полетов на самолете И-250 на высоте 7800 м была достигнута скорость полета 825 км/ч. Эта скорость была больше на 150...175 км/ч показателей скорости серийных отечественных истребителей «Як» и «Ла» и на 30 км/ч больше самого скоростного в то время в СССР опытного самолета Ла-7Р с дополнительным ЖРД.

Прирост скорости при включении ВРДК составлял почти 150 км/ч. Высоту 5000 м самолет И-250 набирал за 3,9 мин (с включенным ВРДК) и за 4,6 мин (с выключенным), практический потолок составлял 11 900 м (без использования ВРДК — 10 500 м) [46].

Успехи, достигнутые на первом этапе испытаний самолета «И», были омрачены трагедией: в одном из полетов в 1945 г. над Ходыньским полем в Москве на высоте 250 м у истребителя произошло разрушение стабилизатора. Самолет упал на землю в том месте, где сейчас располагается Дворец спорта ЦСКА, похоронив под своими обломками летчика А.П. Деева [46].

После катастрофы испытания были продолжены на втором опытном экземпляре (И-2) (рис. 2.70).

Первый полет на нем выполнил 26 мая 1945 г. летчик-испытатель ЛИИ А.П. Якимов. Самолет отличался от первого прототипа увеличенной площадью вертикального оперения и измененной схемой уборки хвостового колеса. В целях безо-

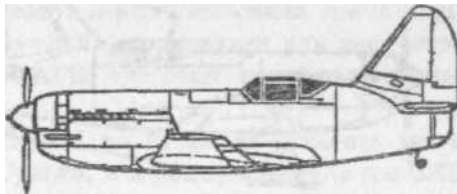


Рис. 2.70. Самолет И-250 № 2 с ВРДК К.В. Холщевникова

пасности скорость полета И-250 была ограничена 800 км/ч. Испытания Н-2 подтвердили высокие летные характеристики самолета, и в июле 1945 г. было принято решение о запуске его в серийное производство на авиационном заводе № 381, В декабре 1945 г. второй опытный экземпляр потерпел аварию на посадке, пилотировавший его летчик-испытатель ОКБ-155 А.Н. Чернобуров почти не пострадал [46].

В 1946 г. завод № 381 выпустил малую серию из 8 истребителей И-250. На воздушном параде 7 ноября 1946 г. они были продемонстрированы зрителям. Полет выполнялся на высоте 200...300 м со скоростью более 700 км/ч, однако низкая облачность в тот день не позволила москвичам как следует рассмотреть новинку. Все, что они смогли увидеть — это длинный, почти пятиметровый огненный хвост, тянувшийся за соплом ВРДК этих необычных самолетов. В следующем году серийные самолеты были представлены на государственные испытания. Они проходили в период с 9 октября 1947 г. по 8 апреля 1948 г., ведущим летчиком-испытателем был И.М. Сухомлинов. По результатам госиспытаний в мае 1948 г. И-250 был принят на вооружение под обозначением МиГ-13 (рис. 2.71). Незначительное количество построенных самолетов поступило в полки авиации ВМФ (Северный и Балтийский флоты). Эксплуатация их продолжалась недолго: к началу 50-х гг. в СССР уже было развернуто массовое производство значительно более совершенных истребителей с реактивными двигателями [46].

В 1950 г. самолеты МиГ-13 были сняты с вооружения. Тем не менее они внесли заметный вклад в историю отечественной авиации. На И-250 была достигнута максимальная скорость 825 км/ч на высоте 8000 м и потолок 11 900 м. Многие реше-

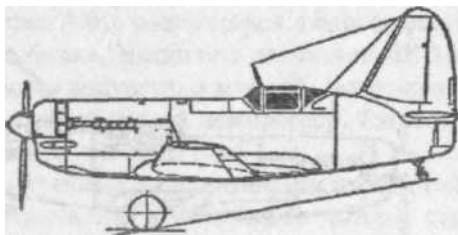


Рис. 2.71. Самолет МиГ-13 с ВРДК К.В. Холщевникова

найденные в ходе проектирования и доводки этого самолета были позднее использованы при создании будущих реактивных самолетов «МиГ» [46].

САМОЛЕТ СУ 5 (И-107) ОКБ П.О. СУХОГО

С ВРДК К.В. ХОЛЩЕВНИКОВА

Первые работы по самолетам с ВРДК в ОКБ П.О. Сухого начались в 1942 г. В годовом отчете завода № 289 за 1942 год, где в то время находилось ОКБ П.О. Сухого, упоминается о проекте одноместного экспериментального самолета с ВРД, разрабатываемого в октябре 1942 года [72].

В качестве силовой установки на этот самолет предполагалось устанавливать мотокомпрессорный ВРД, т.е. ВРДК.

Этот самолет по схеме представлял собой моноплан с низкорасположенным трапециевидным крылом, нормальным однокилевым хвостовым оперением и убирающимся в полете шасси.

Носовая часть самолета — эллиптическая гондола с кабиной пилота, бортовым оборудованием и топливным баком — крепилась к фюзеляжу на шести стойках, образуя кольцевую щель воздухозаборника.

Внутри фюзеляжа размещался девятицилиндровый поршневой двигатель с воздушным охлаждением — М-62 или М-63, который должен был приводить во вращение двухступенчатый осевой компрессор. За поршневым двигателем располагался ВРД, в составе: завихритель (турболизатор), топливный коллектор с форсунками и камера сгорания с нерегулируемым реактивным соплом.

Других данных по этому проекту не сохранилось, но есть общий вид самолета и компоновочная схема ВРД.

Данный проект был направлен для рассмотрения в реактивный отдел ЦАГИ, где было получено отрицательное заключение.

Работы в ЦИАМ по ВРДК не остались без внимания со стороны П.О. Сухого, и к концу 1943 г. в его ОКБ уже велись предварительные проработки проекта одноместного истребителя с комбинированной силовой установкой, выполненной по

схеме А.И. Толстова. Принципиальной особенностью которой являлось использование авиационного дизеля М-30Б с воздушным винтом в качестве основного двигателя самолета, а двух ВРДК, расположенных под консолями крыла, как ускорителей, необходимых для кратковременного увеличения скорости полета. В данной схеме ВРДК турбина, вращавшая осевой компрессор, приводилась в действие выхлопными газами основного двигателя самолета.

К началу 1944 г. работы по такому самолету были прекращены в связи с большими трудностями, возникшими при создании данной схемы ВРДК. Однако следует отметить, что в начале 1945 г. П.О.Сухой еще раз вернулся к этой силовой установке, но уже применительно к самолету Ер-2.

Далее работы по применению ВРДК на самолетах в ОКБ П.О. Сухого были продолжены. В январе 1944 г. в ОКБ П.О. Сухого по своей инициативе приступили к эскизному проектированию одноместного истребителя с комбинированной силовой установкой конструкции А.А. Фадеева и К.В. Холщевникова.

К середине февраля был готов 1-й вариант проекта. Самолет по схеме представлял собой свobodнонесущий моноплан, цельнометаллической конструкции с однокилевым хвостовым оперением и убирающимся в полете шасси [72].

КДУ состояла из основного поршневого двигателя М-107А конструкции ОКБ В.Я. Климова с воздушным винтом и дополнительного ВРДК, выполнявшего функцию ускорителя. Компрессор приводился во вращение двигателем М-107А при помощи двух валов и промежуточного редуктора. Забор воздуха для ВРДК осуществлялся двумя воздухозаборниками, расположенными в носках центроплана крыла. Воздушные каналы пролегли внутри центроплана, затем входили в фюзеляж и объединялись в один общий канал, который подводил воздух к осевому одноступенчатому компрессору, затем сжатый воздух поступал к передней части камеры сгорания с установленными в ней форсунками. Задняя часть камеры сгорания переходила в нерегулируемое реактивное сопло.

Эскизный проект 2-го варианта одноместного истребителя с КДУ (М-107А и ВРДК) А.А. Фадеева и К.В. Холщевникова был завершен в начале марта 1944 года. Этот проект имел ряд

успешных отличий от первого варианта. Учитывая то, что крыльевые воздухозаборники имеют значительные потери полного давления, связанные с большим количеством изгибов воздушных каналов, а также с увеличенными скоростями потока из-за малых размеров проходных сечений, во втором варианте приняли решение разместить воздухозаборник под коком воздушного винта двигателя М-107А, это привело к изменению компоновки самолета. Кроме того, изменения коснулись мест размещения маслорадиатора и радиатора системы охлаждения М-107А, упростилась трансмиссия привода компрессора ВРДК. Был еще ряд других отличий.

Второй вариант проекта был направлен в НКАП СССР и там включен в проект плана опытного строительства самолетов на 1944 г.

В марте 1944 г. был подготовлен проект постановления правительства, в котором, наряду с самолетами других ОКБ, был включен и истребитель П.О.Сухого с ВРДК.

В начале июня в ОКБ приступили к проектированию самолета, первоначально получившего обозначение И-107, или «Д», а уже в процессе заводских летных испытаний ему было дано обозначение Су-5 (рис. 2.72).

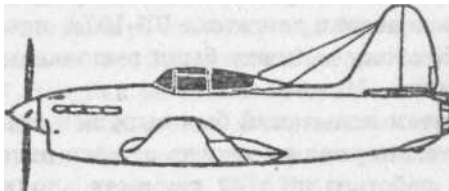


Рис. 2.72. Самолет Су-5 (И-107) (1945) [9]

За основу был принят второй вариант эскизного проекта одноместного истребителя с М-107А и ВРДК ЦИАМ, который после доработки был предъявлен на рассмотрение руководству НКАП и ВВС.

Параллельно с эскизным проектированием велись работы по техническому проекту и постройке макета. В июле, еще до полного изготовления чертежей, приступили к постройке экземпляра самолета для статических испытаний.

На заседании совместной макетной комиссии в середине сентября были высказаны замечания по оборудованию каби-

II. ЕВТНФЫЕВ

ны, по ПД и ВРДК, по вооружению и ряду других систем. По замечаниям были срочно внесены изменения в конструкцию строящегося опытного самолета.

Протокол макетной комиссии был утвержден 24 октября 1944 года.

Экземпляр самолета для статических испытаний был построен и передан в ЦАГИ 23 ноября 1944 года.

Из-за несвоевременной подачи силовой установки летный экземпляр самолета был передан на летно-испытательную станцию завода № 134 лишь 24 марта 1945 года. В этот же день летчиком-испытателем Г.И. Комаровым были выполнены первые рулежки. 6 апреля первым полетом экспериментального истребителя Су-5 были начаты заводские летные испытания.

17 апреля 1945 г., с некоторым опозданием, была утверждена бригада по обслуживанию летных испытаний, в которую от завода № 134 вошли: летчик-испытатель — Г.И. Комаров, ведущий инженер по самолету — С.Я. Горбунов, бортмеханик — А.М.Зуев и моторист — И.Н. Осипенко, а ЦИАМ представляли: ведущий инженер по ВРДК — А.И. Комиссаров и механик Мазанов.

Испытания самолета проводились на Тушинском аэродроме. 15 июня из-за аварии двигателя ВК-107А испытания были прекращены. К этому моменту были выполнены 23 полета с общим налетом 8 ч. 50 мин.

По результатам испытаний был выпущен отчет:

«... 1. Винтомоторная установка в части питания, смазки и охлаждения работает на всех режимах вполне удовлетворительно.

2. Управляемость и устойчивость самолета на различных скоростях и эволюциях — нормальная.

3. При производстве полета на сверхмаксимальную скорость никаких элементов срыва и вибраций не наблюдалось.

4. Полученная максимальная скорость на высоте 4 350 м равна 793 км/ч. При дальнейших полетах подтвердить полученную однажды скорость не удалось...», что объяснялось недоброжелательностью ВРДК.

За время вынужденного простоя из-за отсутствия двигателя на самолете было установлено новое крыло с ламинаризованным профилем ЦАГИ. Кроме этого, в связи с подготов-

й к авиационному параду, по распоряжению НКАП, ЛИС завода № 134 была передислоцирована на Центральный аэродром [72].

Новый двигатель ВК-107Р (модификация ПД ВК-107А с трехлопастным винтом) с 15-часовым ресурсом (вместо 25-часового) был получен 7 июля 1945 года, а доработанный компрессор ВРДК еще позже — 2 августа.

Летные испытания были возобновлены 7 августа и продолжались до 18 октября. Полеты вынуждены были прекратить из-за выработки ресурса двигателя. К этому времени были выполнены 42 полета. С включением ВРДК 11 полетов. 17 ч. 49 мин таким был общий налет.

1 ноября 1945 г. был готов второй летный экземпляр самолета. Чтобы выяснить причины значительного недобора скорости этого экземпляра, его передали в ЦАГИ для исследований в аэродинамической трубе Т-104.

К началу 1946 г. на самолете И-250 ОКБ А.И. Микояна с такой же КДУ при летных испытаниях уже была достигнута максимальная скорость 823 км/ч на высоте 7000 м, что соответствовало заданной скорости для самолета Су-5 ОКБ П.О. Сухого. Однако на самолете ОКБ П.О. Сухого была получена скорость значительно меньше заданной, и, плюс к этому, не удалось выявить причину недобора скорости.

Была начата постройка опытной серии самолета И-250 на заводе № 381, так как он оказался лучше отработанным.

Ограниченное количество двигательных установок не давало возможности обеспечить ими одновременно двух самолетов И-250 и Су-5, поэтому в НКАП было дано указание, чтобы ЦИАМ передал очередной испытанный двигатель заводу № 381 для установки на самолет И-250 [72].

Таким образом, судьба самолета Су-5 была предreshена. До конца 1946 года новая силовая установка для него так и не поступила, а 30 ноября 1946 г. вышло постановление Правительства «О прекращении работ по потерявшим актуальность самолетам плана опытного самолетостроения МАП». В него, «Реди прочих, был включен и самолет Су-5 [72].

Самолет Су-5 — экспериментальный истребитель-перехватчик, созданный для перехвата и уничтожения самолетов противника и ведения активного воздушного боя, главным образом, на больших высотах, представлял собою свободносущий

цельнометаллический моноплан с нормальным однокилевым оперением и убирающимся в полете шасси.

Масса пустого самолета составляла 2954 кг, полетная — 3804 кг.

Крыло однолонжеронной конструкции с дюралевой обшивкой (площадь крыла — 17,0 м²) состояло из двух отъемных частей, стыкующихся с фюзеляжем по бортовым нервюрам. В крыле размещались два бензобака общей емкостью около 180 л и маслорадиатор. Предусматривалась возможность установки дополнительного бензобака емкостью 130 л. Щитки и элероны цельнометаллические. Элероны имели весовую и аэродинамическую компенсацию, на левом элероне размещался триммер.

Фюзеляж Су-5 (рис. 2.73) — цельнометаллический монокок овального сечения. Внутри фюзеляжа, под полом кабины пилота располагались компрессор ВРДК и радиатор системы охлаждения двигателя ВК-107А, а в хвостовой части фюзеляжа — камера сгорания ВРДК. За кабиной пилота, над радиатором, размещался бензиновый бак емкостью 500 л [72].

Оперение, включающее свободнонесущий цельнометаллический нерегулируемый стабилизатор и цельнометаллический киль, крепилось к хвостовой части фюзеляжа. Рули имели весовую и аэродинамическую компенсацию и были снабжены триммерами.

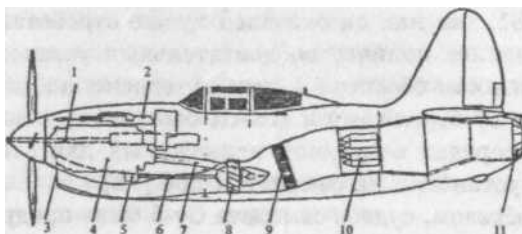


Рис. 2.73. Компоновка самолета Су-5 (И-107) [9]:

- 1 — пушка НС-23 в развале блока цилиндров двигателя ВК-107Р;
- 2 — два синхронных пулемета УБС; 3 — воздухозаборник ВРДК;
- 4 — поршневой двигатель ВК-107Р; 5 — редуктор привода компрессора ВРДК; 6 — вал привода компрессора ВРДК; 7 — воздухозаборный канал (всасывающий патрубок) поршневого двигателя;
- 8 — компрессор ВРДК с приводом от поршневого двигателя;
- 9 — водорадиатор системы охлаждения поршневого двигателя;
- 10 — форсунки ВРДК; 11 — регулируемые створки сопла ВРДК

Шасси — трехопорное с хвостовым колесом. Основные опоры убирались вдоль размаха в носок крыла, а хвостовое колесо в небольшой обтекатель.

Винтомоторная группа (ВМГ) состояла из поршневого двигателя жидкостного охлаждения ВК-107А, мощностью в 1650 л.с. с коробкой привода компрессора и четырехлопастно-цельнометаллического винта изменяемого шага, диаметром 2,9 м. Двигатель крепился на мотораме ферменной конструкции, сваренной из стальных труб. Воздух в приводной центробежный нагнетатель (ПЦН) мотора поступал из-за компрессора ВРДК. Радиатор системы охлаждения двигателя размещался в воздушном канале, между компрессором и камерой сгорания. Регулировка охлаждения двигателя осуществлялась с помощью шунта. Маслорадиатор располагался в тоннеле левой консоли, воздух для охлаждения подводился через заборник в носке крыла, с выходом на его нижней поверхности. Маслбак крепился на противопожарной перегородке [72].

ВРДК состоял из осевого компрессора Э-3020, длинного вала привода компрессора, камеры сгорания с системой форкамер и форсунок. Воздух для ВРДК поступал из носового воздухозаборника, расположенного под коком воздушного винта. Воздушный канал пролегал под ВК-107А и через вырез в лонжероне крыла подходил к осевому компрессору, и далее следовал к передней части камеры сгорания с установленными в ней форкамерами и форсунками. Задняя часть камеры сгорания была оборудована створками для регулирования проходного сечения реактивного сопла. Камера сгорания охлаждалась воздухом, забираемым за компрессором и поступавшим в промежуток между кольцевым экраном и наружной стенкой камеры сгорания. Питание ВРДК осуществлялось из фюзеляжного и правого крыльевого баков. При заводских испытаниях ВРДК в ЦИАМ, закончившихся в апреле 1945 года, были получены следующие данные: максимальная сила тяги — 344 кг; расход горючего на номинальном режиме — 1235 кг/час; масса двигательной установки — 140,9 кг.

Скорость при работе ВРДК предполагалась увеличить до 810 км/ч, а практический потолок — 12 000 м. Выигрыш в скорости должен был составить порядка 100 км/ч в течение трех минут, но без работы ВРДК получалась постоянная потеря 30...40 км/ч [8].

И. ЕВТНФЬЕВ

На самолете предусматривалась установка пушки Н-23 с боезапасом в 100 патронов и двух синхронных пулеметов УБС-12,7 с суммарным запасом в 400 патронов.

Бронирование включало бронеспинку толщиной 10 мм козырек и заголовник из прозрачной брони толщиной 65 мм. Предусматривалась возможность установки дополнительной брони для защиты левой руки, головы пилота и двигателя.

САМОЛЕТ ЯК-7Р ОКБ-115 А.С. ЯКОВЛЕВА

С ЖРД Л.С. ДУШКИНА И ПВРД И.А. МЕРКУЛОВА

В архиве ОКБ А.С. Яковлева есть проект истребителя-перехватчика Як-7Р (буква «Р» означает — реактивный), который создавался на базе самолета Як-7. Решение о создании реактивного истребителя-перехватчика путем модификации уже освоенного в серийном производстве и полностью оправдавшего себя в массовой эксплуатации самолета Як-7 в условиях военного времени являлось целесообразным, поскольку сводило к минимуму неизбежный в таких условиях риск, позволяло создать самолет в кратчайшие сроки и с минимальными издержками. Это решение было принято после тщательного рассмотрения шести эскизных проектов оригинальных конструкций реактивного самолета. Предполагалась комбинированная двигательная установка из двух ПВРД ДМ-4С И.А. Меркулова и одного ЖРД Д-1-А-1100 Л.С. Душкина (рис. 2.74). Основные тяговые двигатели ДМ-4С располагались под крылом, а ЖРД Д-1-А-1100 — в хвостовой части фюзеляжа. Он предназначался для кратковременного использования при взлете и наборе скорости, для запуска ПВРД при догоне и перехвате воздушной цели. Горючим для ДМ-4С служил бензин из крыльевых баков. В Д-1-А-1100 в качестве горючего использовался керосин, а в качестве окислителя — азотная кислота. У самолета должно было быть четыре бензобака в крыле (по два в каждой консоли), два бака для керосина позади кабины и один бак для азотной кислоты там же. В связи с принципиально новой ДУ убирались: винт, двигатель М-105ПА, моторама, капот двигателя, масло- и водосистемы и так далее.

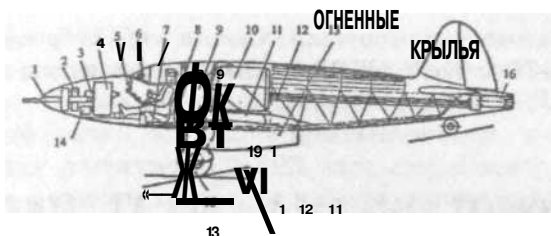


Рис. 2.74. Проект самолета Як-7Р [28]:

1 — пулемет Березина; 2 — патронный ящик; 3 — баллон с воздухом; 4 — турбонасос; 5 — приборная доска; 6 — прицел; 7 — ручное управление; 8 — бронестекло; 9... 11 — бак с топливом; 12 — трубопровод; 13 — ПВРД; 14 — аккумулятор; 15 — шасси; 16 — ЖРД

Из винтомоторной группы Як-7 оставались лишь четыре крыльевых бензобака с проводкой. Вместо хвостового колеса с резиновой пневматикой предусматривался металлический ролик. Вместо двигателя на четырех узлах крепления моторной рамы к фюзеляжу подвешивалась кабина летчика, представляющая собой каркас из стальных труб, обшитый листовым дюралем. Вынесение кабины вперед привело к удлинению самолета на 1,325 м. На месте кабины устанавливались баки для керосина и азотной кислоты. В связи с установкой в хвостовой части фюзеляжа ЖРД руль направления был обрзан в нижней части и нарощен в верхней. Общая высота вертикального оперения увеличилась на 0,042 м. Вооружение — два пулемета УБС в носовой части кабины с боезапасом по 200 патронов. Проектирование было закончено 27 августа 1942 г. Проект не был реализован из-за отсутствия в то время надежных в работе серийных ПВРД. Имелся только ЖРД Д-1А-1100, который использовался на ракетном самолете БИ конструкции В.Ф. Болховитинова. Значение Як-7Р состояло в том, что на этом самолете в ОКБ был принципиально решен комплекс вопросов, связанных с установкой на самолет воздушно-реактивных и ракетных двигателей. Опыт работы над Як-7Р был использован впоследствии при создании Як-3РД и Як-7В. ПВРД представляли подвешиваемые под крыло самолета пустотелые цилиндры обтекаемой формы, в которых происходило горение бензина, приводящее к развитию дополнительной тяги, увеличивающей скорость полета [28], [47].

Основные тактико-технические характеристики самолета Як-7Р с КДУ (ЖРД + ПВРД) приведены в табл. 13 прил. 1.

САМОЛЕТ «302» НИИ-3 С ЖРД Л.С. ДУШКИНА
И ПВРД В.С. ЗУЕВА

В середине 1940 г. в НИИ-3 (бывший РНИИ), которым в то время руководил главный инженер А.Г. Костиков, была начата разработка одного из первых в СССР реактивных самолетов. Проект одноместного истребителя, получившего индекс «302» (рис. 2.75). Этот проект предусматривал использование комбинированной силовой установки, состоящей из двух маршевых прямоточных воздушно-реактивных двигателей и стартового, или как его тогда называли, разгонного ЖРД.

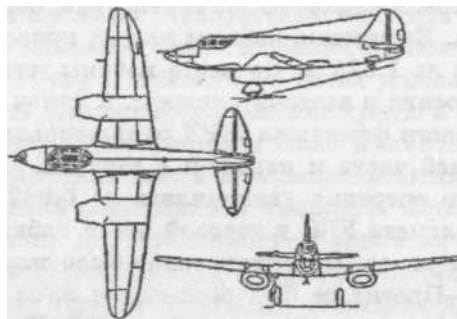


Рис. 2.75. Проект самолета «302»

ЖРД РД-1400 с номинальной тягой 1100 кгс и максимальной — 1400 кгс разрабатывался в НИИ-3 бригадой Л.С. Душкина. В качестве горючего использовался тракторный керосин, а окислителем служила концентрированная азотная кислота. Компоненты топлива заправлялись в фюзеляжные баки, имеющие насосную подачу к камере сгорания. В аварийном случае баки могли быть опорожнены в полете через специальные клапаны и сливные патрубки. Сам ЖРД устанавливался на трубчатой ферме в хвостовой части фюзеляжа [48].

Маршевые ПВРД по замыслу конструкторов должны были ючаться ^{посл}е взлета самолета на высоте около 50 м при ^{не}меньше 260 км/ч. Горючим для ПВРД служил " виапиронный бензин, залитый в крыльевые баки.

Поскольку развиваемая ПВРД тяга существенно зависит ^{от} скорости и высоты полета, ее рабочее значение в расчетах обычно заменяют более стабильной характеристикой — удельным импульсом, который в данном случае равнялся для каждого двигателя 699...800 с. На самолете «302» ПВРД были рас-положены на расстоянии 1,75 м от плоскости симметрии ма-шины. В НИИ-3 проектированием ПВРД занималась бригада В.С. Зуева, научное руководство разработкой газодинамическо-го тракта и экспериментальные исследования по этой теме возглавлял доктор технических наук Г.Н. Абрамович, создав-ший для этого в подведомственном ему отделении ЦАГИ спе-циальное подразделение.

Из-за прожорливости ЖРД и ПВРД активный участок по-лета перехватчика «302» ограничивался несколькими мину-тами, в течение которых истребитель должен был набрать вы-соту и атаковать противника, после он должен был выйти из боя и планировать на свой аэродром. Учитывая это обстоя-тельство, максимальное внимание конструкторы уделяли не столько аэродинамике скоростного полета, сколько снижению сопротивления машины. Планер самолета «302» имел аэроди-намическое качество, величина которого достигала 14,6. Это-го удалось достичь благодаря повсеместному облагораживанию внешних обводов самолета [48].

Крыло самолета было набрано переменными по размаху профилями и сильно сужено. В центроплане крыла профиль RAF-34 обладал относительной толщиной 15%, а профили консолей НАСА-230 сводились с 15 до 8 % на законцовках. Для обеспечения нормальной поперечной устойчивости центроплан имел поперечное $V = 2^\circ 37'$, консоли — 6° . Угол стре-ловидности крыла по передней кромке достигал 8° . На 64 % Размаха крыла размещались посадочные щитки, отклоняемые при посадке на 5° . Крыло было деревянной конструкции [48].

Фюзеляж представлял собой полумонокк овалного сече-ния, выклеенный из полос березового шпона и усиленный де-ревянными лонжеронами. В его носовой части под дюралевым Капотом монтировались две пушки ШВАК. Поскольку для

И. ЕВТИФЬЕВ

улучшения обзора вперед — вниз габариты носового отсека были предельно обжаты, патронные ящики устанавливали тандемом, что привело к смещению правой пушки вперед относительно левой.

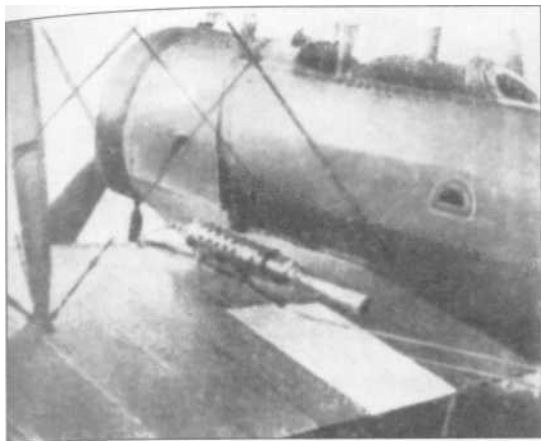
Для увеличения массы секундного залпа под кабиной пилота размещались еще две такие пушки. Суммарный боезапас — 400 патронов. Кроме этого предполагалась подвеска под крылом реактивных снарядов типа РС-82 или РС-132. Для действий по наземным целям самолет мог оснащаться двумя бомбами до 125 кг [48].

От вражеского огня летчика защищало бронестекло в неподвижном козырьке фонаря и расположенная под приборной доской бронеплита. Для входа и выхода из кабины крышка фонаря откидывалась вправо [48].

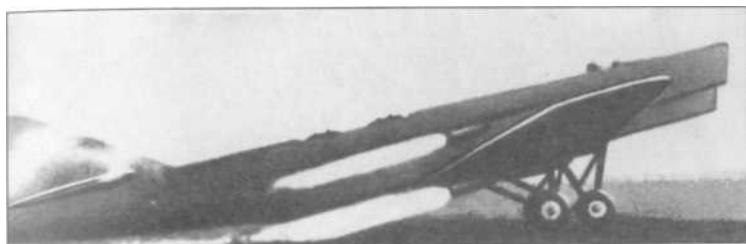
Киль конструктивно выполнялся зацело с фюзеляжем, а стабилизатор крепился к нему над отсеком ЖРД. Рули и элероны собирались на дюралевом каркасе с обтяжкой полотном. Управление рулем поворота было жесткое, элеронами и рулем высоты — тросовое [48].

В таком виде проект истребителя «302» был представлен весной 1941 г. техническому совету НИИ-3 и утвержден как очередной объект в плане на ближайшее время. Однако уже на второй день начавшейся Великой Отечественной войны выпуск чертежей рабочего проекта остановили, так как главной тематикой института и опытного завода, решением ГКО определили реактивные минометы типа БМ-13 («Катюши»), которые целиком загрузили коллектив и самого главного конструктора А.Г. Костикова [48], [50], [51].

В октябре 1941 г. НИИ-3 был эвакуирован в Свердловск (в настоящее время Екатеринбург), где работы по самолету продолжались энтузиастами в нерабочее время, то есть в основном ночью. В январе 1942 г. проект был сначала представлен комиссии ВВА им. Н.Е. Жуковского, а затем его направили в ЦАГИ. В июле представительная комиссия в составе А.К. Мартынова, С.А. Христиановича, А.В. Чесалова, С.Н. Шишкина и др. утвердила этот проект. В конце 1942 г. А.Г. Костиков добился приема у наркома обороны Ворошилова с целью ознакомиться с разработкой высшего руководство страны. После ознакомления с проектом И.В. Сталин лично утвердил эскизный проект самолета «302», а А.Г. Костикова назначил глав-



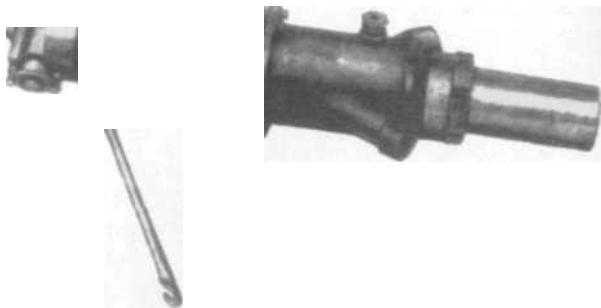
Самолет У-1
с РДТТ



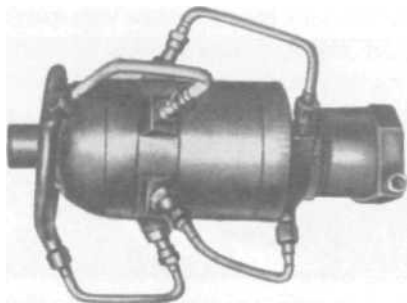
Самолет ТБ-1 с РДТТ



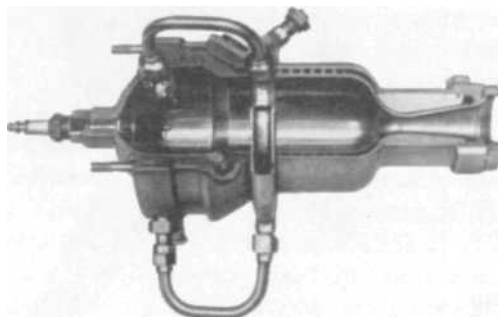
Летающая
лаборатория
ЛЛ-3



ЖРД ОР-2 конструкции Ф.А. Цандера



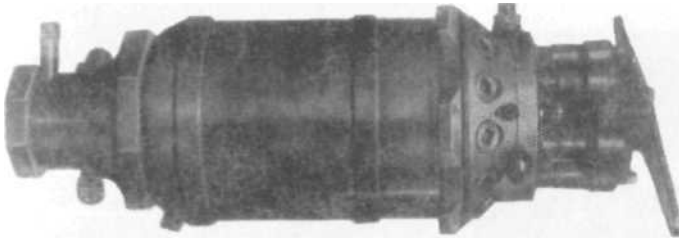
ЖРД ОРМ-52 конструкции В.П. Глушко



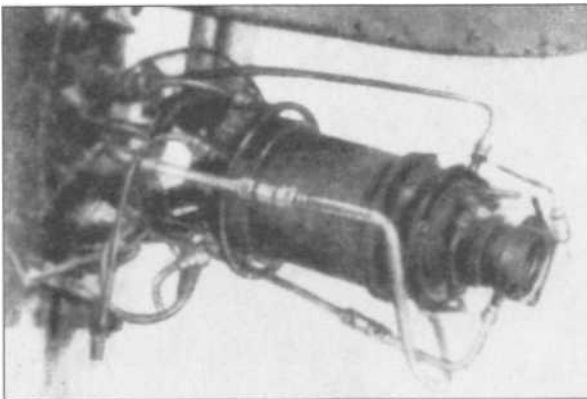
ЖРД ОРМ-65 конструкции В.П. Глушко



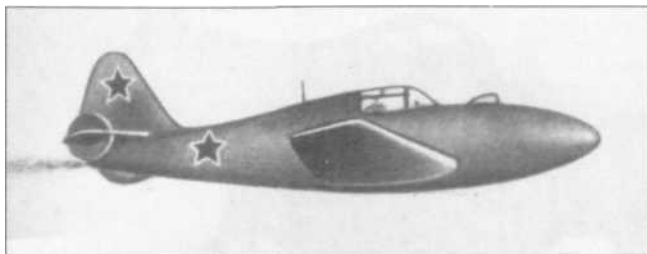
ЖРД РДК-1-150 конструкции Л.С. Душкина [12]



ЖРД РДА-300 конструкции Л.С. Душкина [12]



ЖРД РДА-1-150 Л.С. Душкина, установленный в хвостовой части фюзеляжа РП-318-1



Самолет БИ-1 в полете (1942 г.)

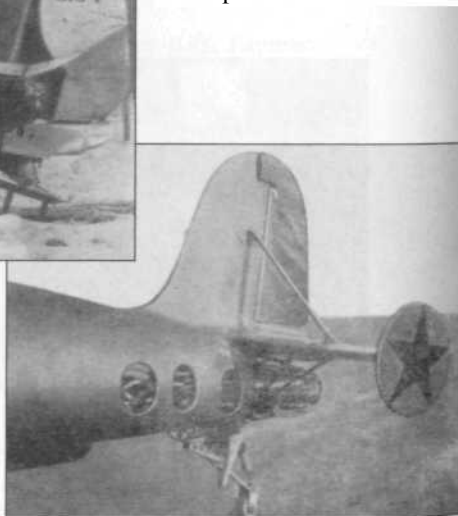


Ближний истребитель БИ № 6 (бывший № 9) ,
на аэродроме



Хвостовая часть ракетного
планера РП-318-1

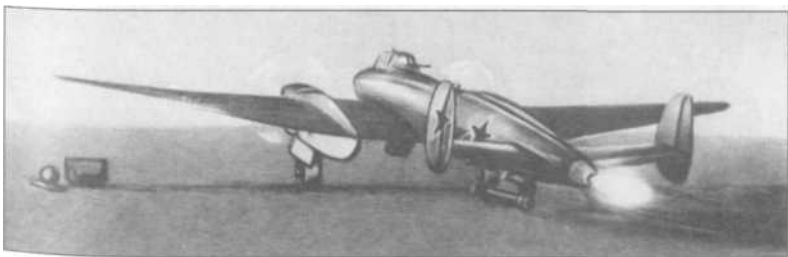
Ближний истребитель
БИ-1
с ЖРД Д-1-А-1100
(снят обтекатель) [12]



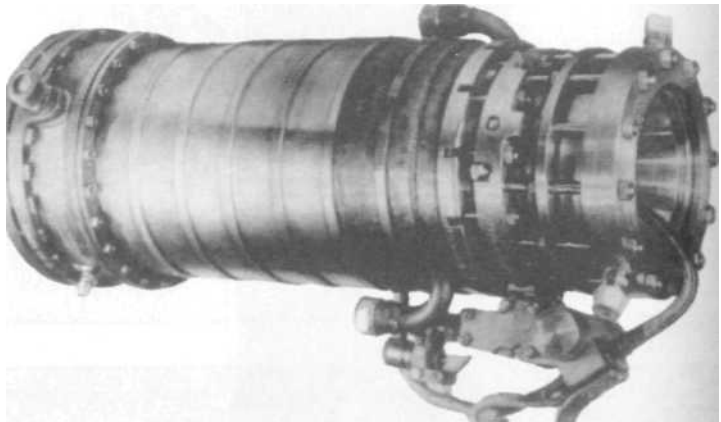
Модель самолета
«Малютка»
Н.Н. Поликарпова



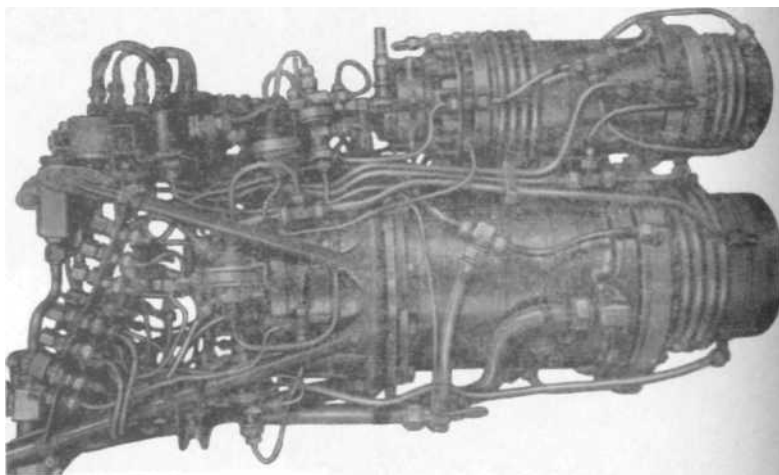
Самолет И-270(«Ж») в цехе опытного завода № 155



Бомбардировщик Пе-2 на сиридриме перед взлетом с включенным
ЖРД РД-1 В.П. Глушко



ЖРД РД-1 разработки А.И. Исаева для самолета БИ-1 (1944 г.)



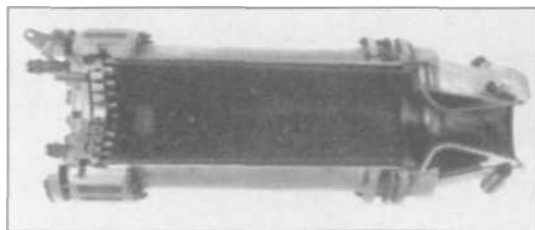
ЖРД РД-2М-3 разработки Л.С. Душкина
для самолета 4302 № 3 [12]



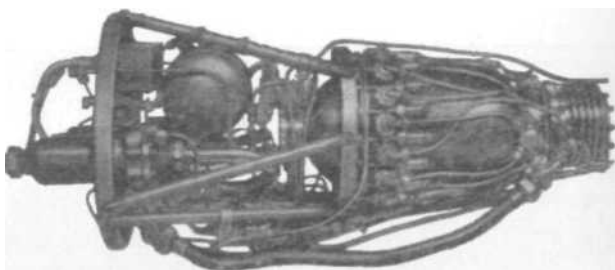
Самолет Ла-7Р № 1 с ЖРД В.П. Глушко



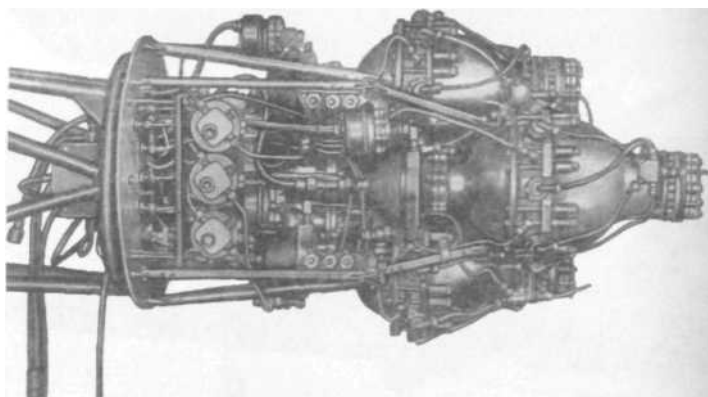
Самолет Ла-7Р № 2 с ЖРД В.П. Глушко



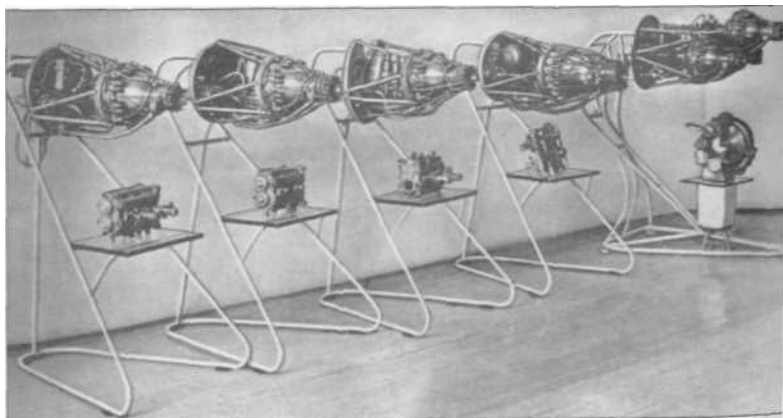
ЖРД РД-1М разработки А.И. Исаева для самолета 4302 № 2



ЖРД РД-2 конструкции В.П. Глушко [12]



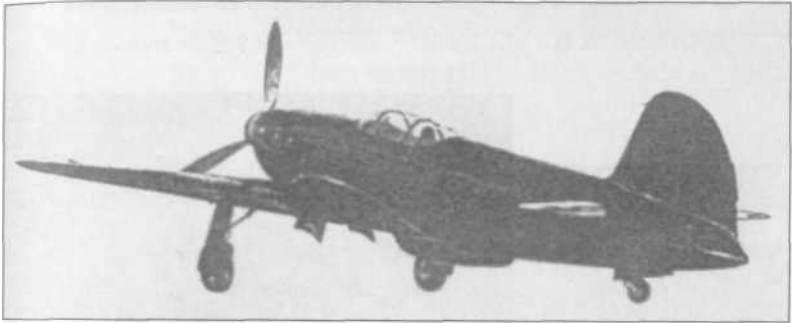
ЖРД РД-3 конструкции В.П. Глушко [12]



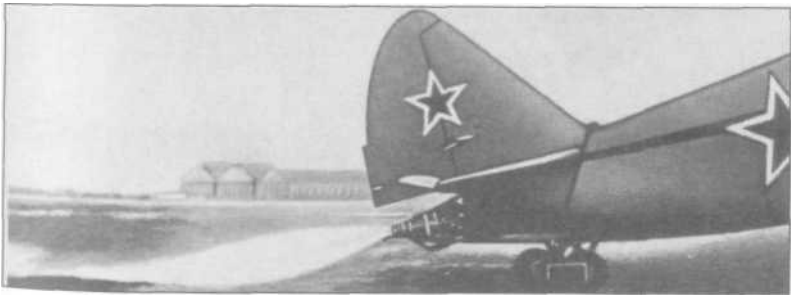
Ряд ЖРД, разработанных в ОКБ В.П. Глушко (1941—1945)



Самолет Пе-2 с ЖРД в полете



Самолет Як-3РД

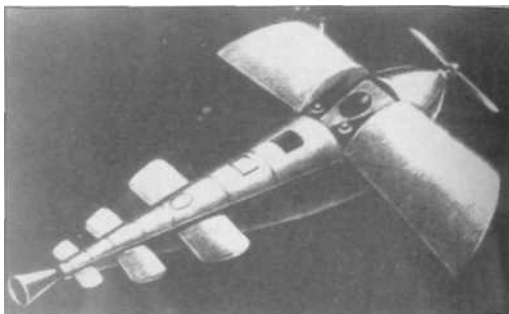


Самолет Ла-120 с РД-1ХЗ В.П. Глушко



Проект самолета
Ла-5ВИ
с ЖРД РД 1
В.П. Глушко,
предложенный
С.П. Королевым

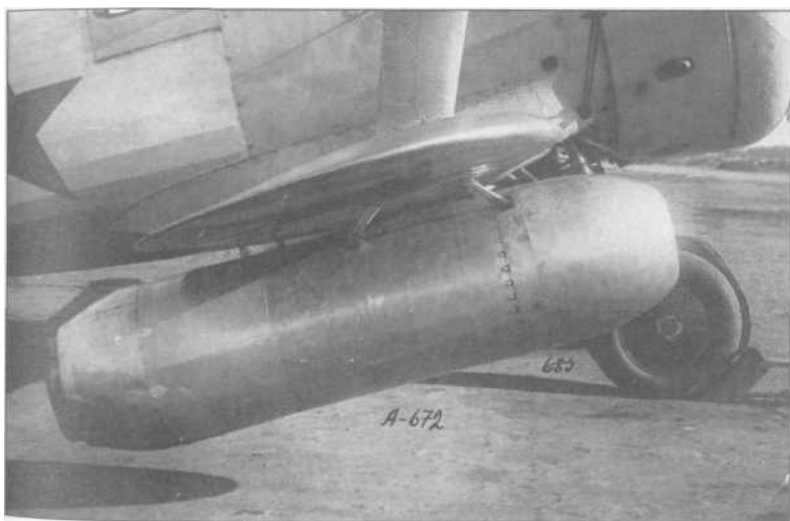
Проект самолета
с ПВРД
Ф.А. Цандера



Истребитель И-15-бис (И-152) с ПВРД (1940 г.)



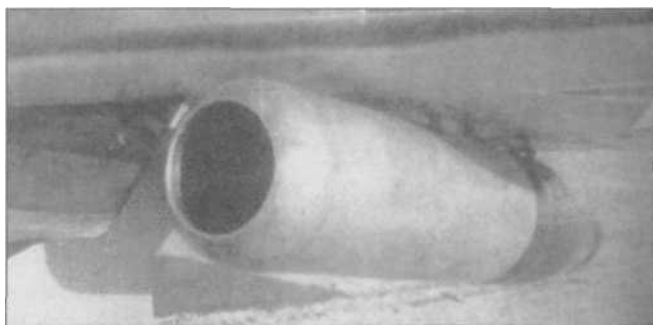
Истребитель И-153 «Чайка» с ПВРД ДМ-4 И.А. Меркулова
(вид сбоку) [12]



ПВРД ДМ-4 И А Меркулова под крылом самолета И-153 «Чайка»



Истребитель Як-7Б с ПВРД ДМ-4С И.А. Меркулова (1942 г.)



ПВРД ДМ-4С И.А. Меркулова под крылом истребителя Як-7Б



Самолет И-250(«Н») ОКБ-155А.И. Микояна
с ВРДК К.В. Холшевникова (вид сзади)



Самолет МиГ-13 ОКБ-155 А.И. Микояна
с ВРДК К.В. Холшевникова (вид сбоку) [45]



Самолет И-107 (Су-5) ОКБ П.О. Сухого
с ВРДК К.В. Холшевникова (вид сбоку) [45]



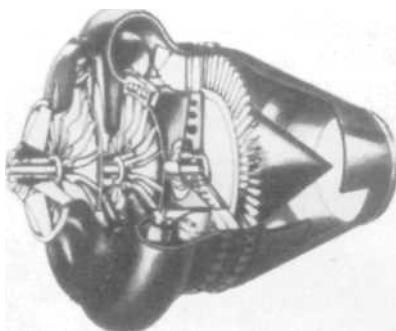
Истребитель
Me-163S
в воздухе (СССР)
[63]

Модель самолета
EF-131 [63]



Немецкий истребитель Me-262 на аэродроме ЛИИ (СССР) [63]

Проект первого отечественного
ТРД с центробежным
компрессором — РТД-1
А.М. Люльки [55]



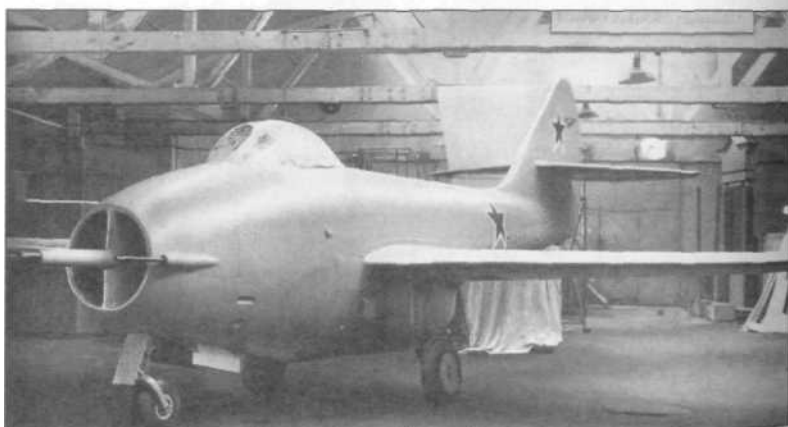
Модель турбореактивного самолета Су-10
ОКБ П.О. Сухого [8]



Турбореактивный самолет МиГ-9 ОКБ-155 А.И. Микояна на ВПП



Самолет «346П» под крылом самолета Ту-4 (вид спереди) [63]



Турбореактивный самолет И-300 ОКБ-155 А.И. Микояна
в заводском цехе

ным конструктором и директором опытного завода № 55. Это давало основания рассчитывать на действенную помощь НКАП, но и накладывало жесткие обязательства по срокам [48], [49].

В феврале 1943 г. в НИИ-3 было организовано ОКБ-55 во главе с М.Р. Бисноватым и его заместителем А.А. Андреевым. Этих конструкторы имели солидный опыт работы в авиации. Один долго работал в ЦАГИ и у Н.Н. Поликарпова, а второй — в ЦКБ и в ОКБ С.А. Кочеригина. Параллельно с выпуском рабочих чертежей шло строительство деревянного макета [48].

Если планер не вызывал особых сложностей, то ситуация с двигателями была тяжелой. Разработка ПВРД потребовала серьезных исследований как теоретических, так и экспериментальных. Отработка внутренней аэродинамики выдвинула ряд совершенно новых проблем, для решения которых требовалось развернуть новое направление научных изысканий. Это и было сделано в 1944 г., но в судьбе «302» мало что решило [48], [49].

Также выяснилось, что не только нет работоспособных ПВРД, но и ЖРД не дает заданной тяги. Чтобы обеспечить заложенные в тактико-техническом задании характеристики, конструкторы рассматривали даже вариант с маршевыми компрессорными двигателями, состоявшими из двух установленных в фюзеляже ПД М-11 и приводимых ими во вращение крыльчаток осевых компрессоров в подкрыльевых воздушно-реактивных двигателях. Однако и эта схема больше ставила вопросов, чем давала ответов, и в конечном итоге эксперименты с силовой установкой были прекращены. Усилия сконцентрировались на варианте с одним ЖРД РД-1400, получившем к тому времени новое название РД-2М, находящемся в разработке. Отказ от ПВРД заставил перекомпоновать крыло в сторону уменьшения размаха с 11,1 м до 9,55 м. Кроме того, центропланые баки вместимостью по 180 л стали теперь служить емкостями для горючего ЖРД. Общая масса керосина на самолете достигла 505 кг, окислителя (азотной кислоты) — 1230 кг [48], [49], [50].

В такой конфигурации перехватчик, получивший обозначение «302П» (рис. 2.76), поступил на испытания в ЛИИ. Ведущим инженером по испытаниям был назначен В.Н. Елагин. В ходе десятков полетов в планерном варианте самолет хорошо изучили. Устойчивость и управляемость самолета по-

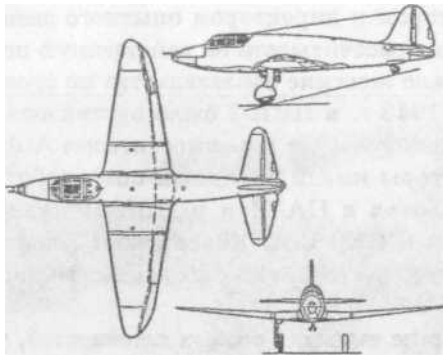


Рис. 2.76. Самолет «302Ш

лучили высокую оценку летчиков испытателей С.Н. Анохина, М.Л. Галлая и Б.Н. Кудрина [48], [49], [50], [51].

В начале 1944 г. второй экземпляр самолета «302П» прошел испытания в натурной аэродинамической трубе Т-104 ЦАГИ и был готов к полетам с работающим ЖРД, но до этого не дошло. В момент полной готовности к установке ЖРД на облетанный планер в НКАП было принято крайне недальновидное решение о закрытии темы «302». Мотивировалось это наличием малой серии самолетов БИ, а также отсутствием потребности фронтовой авиации и авиации ПВО в ракетном перехватчике с малым радиусом действия. Тактические возможности «302», как и БИ, были крайне малы, но эти самолеты являлись первой ступенькой к натурным исследованиям аэродинамики высоких дозвуковых скоростей и могли стать экспериментальной платформой для отработки новых ЖРД. Тем более что ЖРД-ускорители были поставлены на истребители Ла-7 и Як-3, а ОКБ Н.Н. Поликарпова в мае 1944 г. получило задание на ракетный перехватчик «Малютка» с ЖРД РД-2М-3. Кроме того, удалось довести и ПВРД, которые прошли испытания на БИ № 6 [48], [49], [50].

В печальной судьбе «302» не возможно обвинить одного человека, поскольку к закрытию темы приложили руку многие видные деятели того времени, существовавшие в атмосфере постоянных аппаратных интриг и сами же ее нагнетавшие [48], [49].

Обратимся к воспоминаниям одного из участников разработки самолета «302» Л.С. Душкина: «Эта машина нередко преподносится как показатель его (от *авт.* А.Г. Костиков) авантюризма в ракетной технике и краха славы, как творца новой техники, который завершился снятием его с работы, арестом, преданием суду, выбрасыванием самолета на свалку, ликвидацией РНИИ и созданием вместо него НИИ-1 в системе НКАП.

История разработки и постройки ракетного самолета «302» сложна. Кроме того, она запутана не без помощи ряда заинтересованных влиятельных лиц. И поэтому представляет интерес не только для оценки деятельности А.Г. Костикова, но и для восстановления истинной картины развития реактивной авиации в нашей стране. Как свидетель и непосредственный участник создания конструкции жидкостного ракетного двигателя с насосной подачей топлива (ЖРД с ТНА), предназначавшегося для самолета «302», считаю необходимым осветить «тайные страницы» истории, связанные с созданием машины, основываясь на известных мне фактах.

Разработка проекта ракетного самолета «302» производилась в РНИИ под руководством Костикова в середине 1942 г. в порядке дальнейшего развития работ, начатых совместно с В.Ф. Болховитиновым по созданию истребителя-перехватчика БИ. Убедившись после начала летных испытаний, что он не может обеспечить получения требуемых летно-технических характеристик, Андрей Григорьевич, при поддержке ведущих сотрудников РНИИ, предложил осуществить создание нового ракетного самолета на основе идей, сформировавшихся в институте в 1940 г. Я имею в виду новый тип ракетного истребителя-перехватчика с использованием ЖРД с ТНА в сочетании с прямоточным воздушно-реактивным двигателем.

На этой почве пути-дороги В.Ф. Болховитинова и А.Г. Костикова разошлись. Первый занялся усовершенствованием существующего образца ЖРД, а второй, совместно с М.К. Тихонравовым, принялся разрабатывать новый ракетный самолет. В этой работе принимали активное участие крупные специалисты по теории авиации из ВВА ипл. Н.Е. Жуковского — Юрьев, Кан, Курицкес, Шишкарев, Гаврошенко и др.

Предлагая проект «302», ни Андрей Григорьевич, ни его помощники в РНИИ не имели в виду взяться за создание самолета своими силами. Они хотели ограничить роль институ-

та разработкой двигательной установки, рассчитывая, что постройку самой машины возьмет на себя один из известных авиаконструкторов, в частности Н.Н. Поликарпов.

Летом 1942 г. проект был доложен И.В. Сталину. Тот одобрил его, возложив функции главного конструктора самолета на А.Г. Костикова, обосновывая это решение суждениями о том, что предлагаемый ракетный самолет «302» является не механизмом, а единым с двигательной установкой организмом, и что его создание может быть успешно осуществлено конструктором, не владеющим традиционными методами проектирования самолетов обычного типа. Устанавливался годичный срок его создания.

Для обеспечения работ РНИИ был передан из систем НКБ в подчинение СНК СССР. При нем создавался авиазавод № 55. К работе привлекались квалифицированные специалисты из Наркомавиапрома. Заместителем Андрея Григорьевича был назначен М.Р. Бисноват, имевший некоторый опыт создания истребителей.

Однако развернувшиеся работы не всем пришлись по душе. Главным и влиятельным противником стал А.С. Яковлев, известный авиаконструктор, первый заместитель наркома авиационной промышленности. Он считал проблему создания ракетных и реактивных самолетов делом отдаленного будущего. В соответствующих кругах он создавал мнение о нереальности достижения заявленных по самолету «302» данных, обосновывая это заключениями комиссий, состоявших из числа подчиненных ему специалистов НКАЛ.

В конце 1943 г. были успешно проведены летные испытания самолета «302» как планера. Известный летчик-испытатель С.Н. Анохин дал ему высокую оценку. Впервые в рабочем режиме хорошо показала себя конструкция ЖРД с ТНА многократного действия с регулируемой тягой. Казалось бы, все шло нормально. И тут...

Воспользовавшись тем, что Костиков с устного разрешения Г.М. Маленкова, лично следившего за этой машиной, внес в середине 1943 г. изменения в последовательность выполнения работ по самолету, отодвинул конечные сроки и не оформил это постановлением правительства, А.С. Яковлев с помощью верных ему людей обвинил Андрея Григорьевича в обмане правительства и лично И.В. Сталина.

Реакция со стороны «вождя народов» была быстрой и строгой: работы по самолету «302» прекратить, РНИИ ликвидировать, создать вместо него НИИ-1 в системе НКАП, А.Г. Костикова отдать под суд. У «302П», находившегося на испытаниях на аэродроме ЛИИ, отпилили хвост, сам самолет, обладавший отличными летными качествами, выбросили на свалку. Такая же участь готовилась и для двигателя, однако, работу над ним удалось продолжить в системе НИИ-1. Завершилась она в январе 1945 г. успешным проведением государственных стендовых испытаний.

Ну а дальше события развивались следующим образом. Летом 1944 г. на фронтах войны появился немецкий ракетный самолет Me-163, схожий по идее с «302П», но обладавший худшими характеристиками. А через несколько месяцев были успешно завершены работы по созданию первых отечественных конструкций ЖРД с ТНА многоразового действия (однокамерного РД-2М и двухкамерного РД-2М-3В) и конструкции ПВРД. Вскоре А.С. Яковлев был снят с поста консультанта в ГКО по авиационной технике.

В связи с необоснованностью обвинений в техническом авантюризме и обмане правительства при создании самолета «302», в феврале 1945 г. А.Г. Костиков был реабилитирован»[50].

После реабилитации Костикову довелось заниматься активно-реактивными снарядами по теме «Гром», где он проявил себя и как конструктор, и как организатор работ высокого уровня [52].

Основные тактико-технические характеристики самолетов «302» и «302П» даны в табл. 13 прил. 1.

ПРОЕКТ РАКЕТНОГО БОМБАРДИРОВЩИКА РАЗРАБОТКИ НИИ-1 НКАП

В 1944 г. в Германии был опубликован отчет Зенгера и Ирен Бредт, в котором обосновывалась возможность создания дальнего бомбардировщика с ЖРД (бомбардировщика-«антипода»). Этот проект попал в руки советских конструкторов и ученых "Ри изучении немецкого опыта в Германии после войны.

29 ноября 1946 г. начальником НИИ-1 НКАП был назначен выдающийся ученый нашей страны академик М.В. Келдыш [53. С. 7].

М.В. Келдышу было дано задание разобраться с проектом самолета Зенгера и Бредт и подумать о работах в НИИ-1 по внедрении ЖРД и ПВРД в авиации.

22 февраля 1947 г. М.В. Келдыш направил в НКАП письмо с просьбой обсудить тематические и организационные вопросы НИИ-1 НКАП.

1 апреля 1947 г. состоялось заседание Научного совета НКАП, где М.В. Келдыш выступил с докладом о перспективах реактивного двигателестроения и направлениях развития НИИ-1 НКАП. В докладе был в частности затронут проект самолета Зенгера и дан предварительный анализ развития ЖРД и ВРД на тот момент времени [53. С. 16—19].

3 апреля 1947 г. М.В. Келдыш направил в НКАП докладную записку о необходимости развития исследовательских работ по самолетам с ЖРД, где говорилось, что для самолетов обычных схем самостоятельное применение ЖРД является малоэффективным, так как эти двигатели чрезвычайно малой экономичности, также говорится о возможности создания ЖРД с чрезвычайно большими тягами. Решится вопрос с ЖРД с большими тягами, будет поставлен по-новому вопрос о самолете с ЖРД. В связи с этим упоминался проект Зенгера и сведения о работе по этой теме американцев.

В конце этой записки был сделан вывод о невозможности построить в данный момент дальний ракетный самолет из-за того, что не решены научно-исследовательские проблемы, поэтому работы по ним следует считать своевременными [53. С. 20].

8 июля 1947 г. М.В. Келдыш направил в НКАП докладную записку о развитии экспериментальной базы НИИ-1. Из этой записки видно, какое большое значение он придавал развитию экспериментальной базы с учетом перспектив [53. С. 21].

Из докладных записок указанных выше видно, как М.В. Келдыш определяет путь, по которому надо идти, чтобы создать проект ракетного самолета подобного проекту самолета Зенгера, а также смотрит в перспективу применения ЖРД и ПВРД в авиации. В 1947 г. в НИИ-1 НКАП был выполнен, научно-технический отчет под руководством М.В. Келдыша. В этом отчете исполнителем главы *О силовой установке стра*

тосферного сверхскоростного самолета» был сам М.В. Келдыш. В своей главе он рассматривает проект самолета Зенгера и предлагает свой проект самолета дальнего действия (рис. 2.77) с комбинированной двигательной установкой (СПВРД и ЖРД), исходя из существующих в то время взглядов.

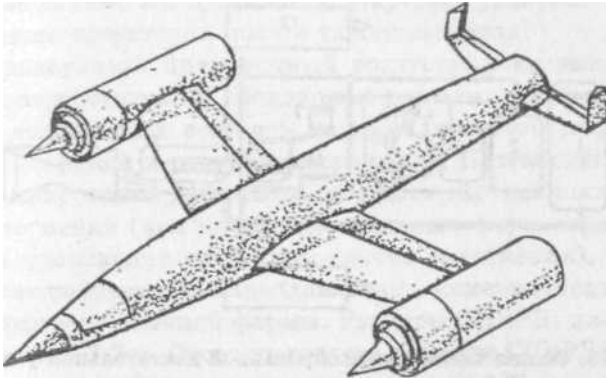


Рис. 2.77. Самолет дальнего действия проект НИИ-1 НКАП

В этой главе делается вывод, что параметры ЖРД, принятые в работе Зенгера и приводящие к интересным вариантам, вряд ли могут быть достигнуты в ближайшее время при существующих топливах. Используя бензин и кислород, тогда можно было достичь наименьшей удельной тяги 300 с и то в высотных условиях. Получить удельную тягу 400 с, которая была принята в основных вариантах расчетов Зенгера, тогда было просто невозможно. В главе также говорится, что ЖРД Зенгера малой экономичности. У него получаются весьма малые конечные веса конструкции, а вес топлива доходит до 90 % от веса самолета. Если применить более экономичный ПВРД (применение в ПВРД диффузора с косыми скачками уплотнения Дает возможность добиться большой тяги при малом весе) после отрыва от стартового устройства в начале разгона с последующим включением ЖРД, то это позволит достичь нужных результатов. При конечном весе самолета в 22 % скорость бы получилась порядка 5 км/с, а дальность 12 000 км. Ракетный самолет разработки НИИ-1 должен был иметь крыло и фюзеляж рациональной сверхзвуковой формы: фюзеляж — полу-

оживильная форма, крыло — предположительно треугольного профиля. Основные расчетные характеристики самолета НИИ-1 НКАП даны в табл. 14 прил. 1.

Кроме всего этого в главе М.В. Келдыша были рассмотрены устройство и работа КДУ (рис. 2.78) такого самолета.

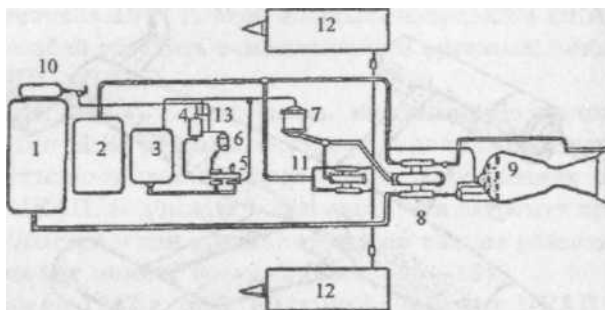


Рис. 2.78. Общая схема комбинированной двигательной установки,* ракетного самолета разработки НИИ-1:

1 — кислородный бак; 2 — бак керосина; 3 — бак с перекисью водорода; 4 — пускорегулирующий бак; 5 — насос; 6 — парогенератор пускорегулирующего блока; 7 — парогенератор; 8 — турбонасос ЖРД; 9 — ЖРД; 10 — баллон со сжатым воздухом; 11 — турбонасос СПВРД; 12 — СПВРД; 13 — кран

Комбинированная двигательная установка ракетного самолета разработки НИИ-1 работала следующим образом: после разгона стартовой ракетой в работу включаются два СПВРД, а затем, после окончания их работы и сбрасывания с самолета, на высоте 20 000 м, включался ЖРД. Питание топливом СПВРД и ЖРД осуществляется с помощью турбонасосов 8 и 11. Питание двигателей керосином шло из одного и того же бака 2. Питание ЖРД кислородом из бака 1. По выключению / СПВРД турбонасос 11 отключается, и вместо него вступает в работу турбонасос 8. Турбины насосов 8 и 11 работают на парогазе, вырабатываемом в парогенераторе 7 за счет разложения концентрированной перекиси водорода. Пуск двигателей осуществляется путем создания давления в пускорегулирующем баке 4 сжатым воздухом из баллона 10. Из бака 4 перекись подается в парогенератор пускорегулирующего блока 6, приводящего в действие насос 5, подающий пере-

кись водорода из бака 3 в пускорегулирующий бак 4. При закрытом кране 13 излишек перекиси из бака 4 сливается обратно в бак 3, а при открытом кране подается в основной парогазогенератор 7, приводящий в действие основные топливные насосы двигателей 8 и 11. В главе приведены данные расчета и рассмотрены устройство и основные данные ПВРД, схема и основные данные ЖРД самолета, стартовая ракетная установка, а также траектория полета такого самолета.

Сверхзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель разработки М.М. Бондарюка для самолета разработки НИИ-1 должен был состоять из сверхзвукового диффузора, камеры сгорания и регулируемого сопла. Путем специального профилирования диффузора создается система косых скачков уплотнения (при диффузоре обычных форм торможение воздуха происходит при одном скачке уплотнения), которая позволяет получить большие давления в камере сгорания, чем при диффузоре обычной формы. Размеры СПВРД: диаметр — 2 м, длина — 7,2 м. Скорость воздуха в камере СПВРД 100 м/с, а расчетные температуры не превышают 850 °С, что позволило сделать двигатель из имеющихся тогда сталей при кратковременном действии двигателя порядка 3 мин. ЖРД ракетного самолета НИИ-1 — РКДС-100 разработки Л.С. Душкина, в силовой установке он как один из самостоятельных двигателей. Он вступает в работу после остановки и сброса СПВРД на высоте 20 000 м, обеспечивая самолету дальнейший набор скорости и высоты полета. Насосная система подачи топлива с самостоятельным турбинным приводом для насосов, питаемых от парогазогенератора, работающего на принципе разложения маловодной перекиси водорода. Основные расчетные характеристики РКДС-1 представлены в табл. 15 прил. 1.

В заключение главы на основе проведенных расчетов был сделан вывод о возможности создания КДУ (СПВРД + ЖРД), которая может обеспечить дальность полета ракетного самолета порядка 12 000 км и при этом сумма масс конструкции планера и полезного груза составит 22 % от стартовой массы, а сумма масс топлива и СПВРД составит 78 % от стартовой массы самолета, и приблизительно больше в 2 раза дальности полета самолета с ЖРД при удельном импульсе тяги 300 с, в предлагаемом проекте Зенгера [53. С. 23—34].

Отметим, что в своей главе М.В. Келдыш впервые в СССР предлагает применить комбинацию СПВРД с ЖРД на ракетном самолете большой дальности, а также доказывает возможность создания такого самолета в ближайшее время, если будут решены все проблемы с КДУ.

САМОЛЕТЫ С ТУРБОРЕАКТИВНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

ТУРБОРЕАКТИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

Турбореактивный двигатель (рис. 2.79) состоит из следующих основных частей: входного устройства (диффузора), компрессора, камеры сгорания, газовой турбины и выходного устройства (сопла). Принцип работы ТРД заключается в следующем. Атмосферный воздух поступает в диффузор и из него в компрессор, где происходит сжатие воздуха. Далее сжатый в компрессоре воздух поступает в камеру сгорания и туда же впрыскивается мелкораспыленное топливо. Воздух и горючее (топливо) образуют смесь, которая при сгорании образует горячие газы. Газы, выходя из камеры сгорания, приводят во вращение турбину и далее с большой скоростью вырываются из реактивного сопла наружу, создавая при этом силу тяги.

Потенциальная энергия горячих газов, полученная в процессе предварительного сжатия воздуха в компрессоре и по ледующего подвода к нему тепла в процессе сгорания, частично используется в турбине и идет на привод компрессора всех вспомогательных агрегатов, обеспечивающих работу дв

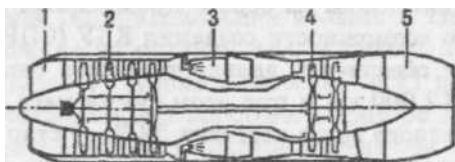


Рис. 2.79. Схема турбореактивного двигателя:
1 — воздухозаборник; 2 — компрессор; 3 — камера сгорания; 4 — турбина; 5 — реактивное сопло

гателя. Оставшаяся неиспользованная в турбине потенциальная энергия преобразуется в кинетическую энергию в реактивном сопле в процессе расширения газов. В результате достигается ускорение потока газов и естественно высокая скорость истечения их из двигателя. Таким образом, создается реактивная тяга.

Наибольшее распространение нашли ТРД с осевым компрессором. В отличие от ТРД с центробежным компрессором он позволяет получить большую степень повышения давления воздуха и обеспечивает получение больших секундных расходов воздуха, в связи с этим получается больше и тяга. Но преимуществом центробежных компрессоров является то, что они более просты в конструктивном отношении и менее трудоемки в изготовлении, чем осевые.

Преимущественное развитие ТРД объясняется особенностями газовой турбины и, прежде всего, огромными мощностями, которые могут быть получены в турбине при сравнительно малых ее размерах и весе. Эти двигатели при существующих скоростях полета способны создавать огромную тягу, которая намного превышает тягу поршневого двигателя.

В Англии в 1928 г. впервые в мире учащийся авиационной школы в Крэнуэлле Ф. Уиттл предложил проект турбореактивного двигателя, на который получил патент в январе 1930 г. Но реализовать этот проект он не мог еще 7 лет. Но годы борьбы за проект закалили смелого инженера. В 1937 г. при поддержке частных фирм «Пауэр Джетс» и «Бритиш Томсон-Хьюстон Компани», Уиттл все же построил первый в мире ТРД. 12 апреля 1937 г. во время стендовых испытаний первого ТРД W/U произошло разрушение турбины. Тем не менее двигатель показал свою работоспособность, поэтому был построен новый ТРД «Уиттл-1(X)» WI(X) с центробежным компрессором и одноступенчатой турбиной. В марте 1938 г. Великобритания действительно приступила к созданию своего первого практического ТРД, когда Уиттл получил контракт от министерства авиации на серийное производство двигателей.

Успехи англичан в реактивной авиации заинтересовали ВВС США. В 1941 г. в США был создан Комитет Дюранда под эгидой ВВС и ВМФ совместно с несколькими фирмами: «Дженерал Электрик», «Вестингауз», «Аллис-Чалмерс». По инициативе командующего ВВС США генерал-майора Генри Арноль-

да, который в апреле 1941 г. посетил Англию и ознакомился с новейшими достижениями англичан (ему продемонстрировали ТРД Уиттла и самолет Глостер Е. 28/39), из Англии в США был прислан образец ТРД Уиттла и его рабочие чертежи. В Англию была командирована большая группа английских специалистов для передачи опыта фирме «Дженерал Электрик» (ранее занималась промышленными газовыми турбинами). Группа английских специалистов приступила к постройке американской модификации ТРД Уиттла W-2В. На совместном совещании руководства ВВС и представителей «Дженерал Электрик», состоявшемся 4 сентября 1941 г., было принято решение о производстве партии из 15-ти ТРД и трех опытных самолетов под эти двигателей.

В Германии примерно в 1933 г. физик Ганс Пабст фон Охайн и его ассистент Ган провели в лабораториях Геттингенского университета ряд успешных экспериментов с реактивным двигателем. В 1935 г. они разработали первый образец немецкого ТРД, который долго не привлекал к себе внимания авиационных специалистов, хотя и обещал достижение скорости в 900...1000 км/ч.

Весной 1936 г. Эрнст Хейнкель, ознакомившись с идеями фон Охайна, пригласил обоих ученых в свою штаб-квартиру в Ростоке, где в обстановке строгой секретности они приступили к созданию турбореактивного двигателя, пригодного для установки на летательных аппаратах. В сентябре 1937 г. был создан первый образец воздушной турбины, использующей газово-жидкостную топливную смесь. Двигатель, получивший обозначение HeS-1, на испытаниях развил мощность 129,46 кгс. Следующий образец, HeS-2, впервые в мировой практике мог работать на обычном авиационном горючем, но еще не мог развить требуемой мощности.

Улучшенный ТРД HeS-3, установленный под фюзеляжем поршневого самолета Э. Хейнкеля He-118, был испытан в полете. В ходе экспериментальных полетов (летчики-испытатели Варзиц и Кюнцель) производилось полное выключение поршневого двигателя, и легкий самолет свободно продолжал полет только на работающем ТРД.

27 августа 1939 г. впервые в мире поднялся в воздух турбореактивный самолет Хейнкеля — He-178. На этом самолете был установлен ТРД Хейнкель-Хирт HeS-3В тягой 500 кгс.

В СССР в 1937 г. А.М. Люлька, опираясь в своих расчетах на теорию по воздушно-реактивному двигателю профессора Б.С. Стечкина, которая была опубликована в 1929 г., пришел к выводу, что можно в короткие сроки создать ТРД. В 1938 г. А.М. Люлька, тогда работавший в Харьковском авиационном институте (ХАИ) в коллективе, создававшем паротурбинную силовую установку для тяжелого бомбардировщика А.Н. Туполева, разработал проект реактивного турбодвигателя РТД-1 с тягой 500 кгс с одно- или двухступенчатым центробежным компрессором с приводом от газовой турбины. Особенностью этого двигателя была относительно низкая температура газов перед турбиной (650...700 °С). По расчетам, выполненным А.М. Люлькой, получалось, что одноместный самолет с двигателем РТД-1 может достичь скорости 900 км/ч.

Теоретическое обоснование применения газовой турбины в авиации в 1935 г. было дано профессором В.В. Уваровым. В 1938—1939 гг. под руководством В.В. Уварова были построены опытные газотурбинные установки ГТУ-3 мощностью по 1150 л. с. для самолета ТБ-3, выполненные по схеме турбовинтового двигателя (ТВД) [54].

К началу 1940 г. появляются первые практические результаты работ по ТРД А.М. Люльки. Перед войной ТРД А.М. Люльки был готов на 70 %. Не только война (группа А.М. Люльки работала на территории Кировского завода в Ленинграде) заставила временно прекратить работу по РТД-1, но и недостаточное понимание в руководстве СССР о необходимости в таком двигателе.

Шесть лет ушло на то, чтобы была преодолена инерция привычного старого представления об основном принципе устройства силовой установки самолета.

Даже в конце 1944 г., когда шла война, и было уже известно, что у противника появились первые опытные реактивные самолеты, находились люди, отвергавшие саму идею применения реактивных двигателей в авиации.

В 1944 г. А.М. Люлька получил возможность разрабатывать новый ТРД С-18 с тягой 1250 кгс.

Первый отечественный, выпущенный малой серией, ТРД ТР-1 появился в 1947 г.

ПРОЕКТ САМОЛЕТА ХАИ-2 А.П. ЕРЕМЕНКО

С ТРД А.М. ЛЮЛЬКИ

Первый проект отечественного турбореактивного самолет относится к концу 30-х гг.

Студент Харьковского авиационного института (ХАИ А.П. Еременко, ставший впоследствии профессором и ректором этого ВУЗа, в инициативном порядке разрабатывал кизный проект легкого одноместного самолета ХАИ-2 (рис. 2.80) под «реактивный турбодвигатель» РТД-1 тягой о 500 кгс, который был спроектирован инженером кафедры тепловых машин ХАИ А.М. Люлькой. Двигатель должен бы размещаться за кабиной летчика с выходом сопла под : товую часть фюзеляжа. Воздухозаборник, помещенный под фюзеляжем, был продолжен плавно скривленным каналом»" поднимающимся под углом к центробежному компрессору двигателя. В остальном все агрегаты самолета оставались традиционными для 1937 г.

Смелый замысел схемы ХАИ-2 даже сегодня не может таться без внимания, поскольку расположение силовой установки, предложенное в проекте А.П. Еременко и А.М. Люль-1 ки, предвосхитило подобные решения, реализованные в метал-1

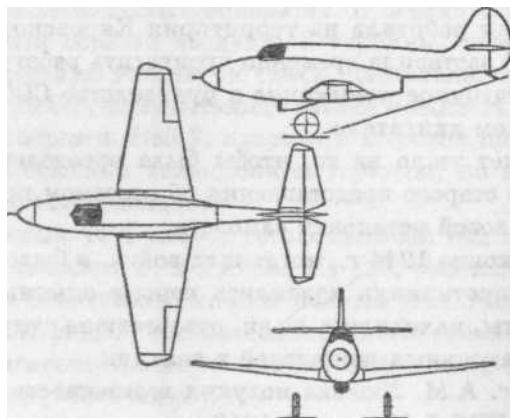


Рис. 2.80. Проект самолета ХАИ-2 с пеовым отечественным ТРД РТД-1 А.М. Люльки [54]

ле, на целых десять лет. А в то время не только об этой компоновке, но даже об осуществимом проекте турбореактивного самолета вообще никто не помышлял. Расчетные данные ХАИ-2 пока еще не найдены, но по имеющемуся общему виду можно предположить, что взлетный вес самолета не должен превышать 1,5 т, а наибольшая скорость должна быть не меньше 500 км/ч при посадочной скорости порядка 120...130 км/ч.

Разумеется, что самолет ХАИ-2 так и остался на бумаге. К концу 30-х гг. винтомоторная авиация еще не достигла своего совершенства и не нуждалась в замене, а технология моторостроения еще не была готова для производства газотурбинных двигателей, т.к. она не располагала приемлемыми термостойкими материалами, высокооборотными подшипниками и так далее [54].

Основные расчетные тактико-технические характеристики даны в табл. 17 прил. 1.

ПРОЕКТ САМОЛЕТА ЛАГГ - 3 З Р Д М.И. ГУДКОВА

С ТРД А.М. ЛЮЛЬКИ

Как мы уже знаем, что к лету 1941 г. ТРД А.М. Люльки, получивший обозначение РД-1, был готов уже на 70 %. Разразившаяся война заставила отложить эту работу на неопределенный срок. Но все же начатое дело не кануло в лету. В октябре 1942 г. авиаконструктор М.И. Гудков ознакомился в НКАП с чертежами двигателя РД-1 А.М. Люльки и предложил ему сделать проект реактивного самолета на базе винтомоторного истребителя ЛаГГ-3 (рис. 2.81).

Предварительные расчеты показали, что на машине такого типа с установкой ТРД А.М. Люльки вместо штатного мотора М-105П можно получить скорость в 1000 км/ч.

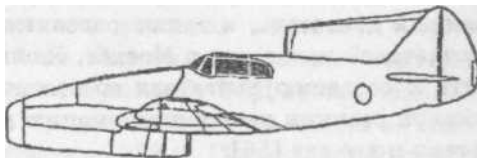


Рис. 2.81. Самолет ЛаГГ-3 ВРД с ТРД РД-1 (один из видов) [54]

Сегодня эту круглую цифру можно с полным основанием подвергнуть сомнению, т.к. для тяги РД-1, равной 530 кгс, скорость более 700 км/ч просто нереальна. Даже при тяговозд усилении в 900 кгс, которое развивал двигатель самолета Як-15, имеющего схожую с ЛаГГ-3 размерность и меньший-вес, была получена максимальная скорость всего 805 км/ч, # на серийных экземплярах и того меньше — 786 км/ч. Однако проект М.И. Гудкова сделал свое дело: замороженная тематика турбореактивных двигателей была возобновлена.

Проект самолета ЛаГГ-3 с РД-1 предусматривал размещение двигателя по реданной схеме [54].

Основные расчетные тактико-технические характеристики самолета ЛаГГ-3 даны в табл. 17 прил. 1.

А теперь посмотрим, как проект самолета ЛаГГ-ЗВРД представляется с точки зрения архивных документов.

Проект ЛаГГ-ЗВРД (Гу-ВРД) был рассмотрен в НИИ ВВС. Резолюция руководства института от 10 апреля 1943 г. в адрес начальника самолетного отдела гласила: «Срочно дайте заключение по проекту сверхскоростного истребителя-перехватчика с двигателем Люльки конструкции Гудкова». Начальник отдела И.И. Сафронов в своей резолюции исполнителю от 17 апреля 1943 г. писал: «... самолет летать, по-видимому, будет с указанной скоростью, но беда в том, что двигателя, кроме фамилии автора, на сегодня нет. Следовательно, упор на двигатель». Под этим предлогом эскизный проект Гу-ВРД был отклонен, инициатива Гудкова не нашла поддержки.

Между тем в объяснительной записке к проекту Гудков указывал, что на тот момент уже была успешно испытана камера сгорания двигателя А.М. Люльки, построен и испытан двухступенчатый осевой нагнетатель (компрессор), дающий степень сжатия в одной ступени 1,25 при КПД 0,75, что тоже было вполне успешным. Был спроектирован и на 70 % изготовлен опытный образец двигателя с тягой 750 кгс у земли, а не 530 кгс, как говорилось выше. При этом Гудков отмечал, что изготовленный двигатель, а также основные кадры коллектива его создателей находятся в Москве. Люлька планировал приступить к созданию двигателя со статической тягой 1500 кгс. Никакой реакции на эту информацию не последовало: нет двигателя и все тут [56].

Что представлял собой предлагаемый М.И. Гудковым самолет (рис. 2.82), если обратиться к архивным материалам?

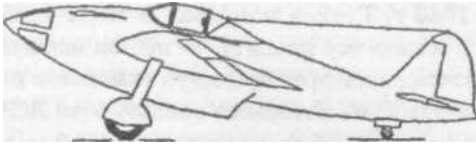


Рис. 2.82. Проект самолета Гу-ВРД с РД-1 А.М. Люльки [56]

Это был моноплан с ТРД, размещенным снизу и немного сзади носовой части фюзеляжа. За обрезом реактивного сопла образовывался уступ, после которого хвостовая часть фюзеляжа имела заметно меньшее сечение, чем носовая [56].

В зарубежных источниках мы встречаемся с высказываниями, что эта схема появилась у нас под влиянием проектов немецких реактивных машин, относящихся к 1944—1945 гг., о которых у нас стало известно только после войны. Как видим, реданная схема появилась в отечественной реактивной авиации в 1943 г. без всякого внешнего влияния и даже раньше в 1937 г. — самолет ХАИ-2.

Заостренный нос самолета имел четыре входных канала для забора воздуха в двигатель. Крыло трапециевидное в плане с закругленными законцовками. Хвостовое оперение обычное. Шасси с хвостовым колесом, убирающееся. Взлетная масса самолета — 2250 кг. Запас топлива — 400 кг, масса — 12 кг. Масса двигателя — 700 кг, диаметр — 0,9 м, длина — 2,1 м. Площадь крыла относительно небольшая — 11,0 м².

Вооружение самолета должно было размещаться сверху у носовой части фюзеляжа и включать одну пушку ШВАК с запасом 200 снарядов и один крупнокалиберный пулемет БС с запасом 200 патронов. Статическая тяга двигателя предполагалась 1500 кгс. По расчетам Гудкова максимальная скорость полета у земли должна была составить 870 км/ч, а на высоте 6000 м — 900...1000 км/ч. Время набора высоты 5000 м — 1,39 мин. Дальность полета на скорости $M = 0,8$ от максимальной — до 700 км. Основные расчетные тактико-технические характеристики самолета Гу-ВРД даны в табл. 17 прил. 1. Соответственно, продолжительность полета — около 1 ч. Длина разбега по расчету — 222 м. Последующий опыт постройки самолетов с ТРД показал, что этот прогноз был слишком оптимистичен. Посадочная скорость — 141 км/ч [56].

9 апреля 1943 г. Гудков направил в НИИ ВВС пояснительную записку к эскизному проекту. В ней он излагал совершенно правильные взгляды на преимущества самолетов с ТРД по сравнению с самолетами, на которых используются ЖРД и ПВРД — большую продолжительность полета — около 1 часа (у самолета БИ продолжительность моторного полета 100 с, а у «302» — 15 мин), что «делает машину боевой машиной, очень грозной для противника». В связи с этим Гудков писал, что создание полноценных боевых самолетов с использованием в качестве основного двигателя ЖРД бесперспективно. С ЖРД целесообразно создавать лишь экспериментальные самолеты для исследовательских полетов на больших скоростях. Последующая практика подтвердила справедливость этой точки зрения [56].

В конце письма Гудков сообщил, что он заканчивает разработку проекта скоростного бомбардировщика с двумя ТРД А.И. Люльки со статической тягой по 1500 кгс. Полетная масса самолета 6500 кг. Экипаж — 3 чел. Максимальная скорость на высоте 6000 м — 780...800 км/ч. Дальность полета — 1200...1500 км. Бомбовая нагрузка — 1200...1500 кг. Стрелково-пушечное вооружение — одна пушка и один пулемет БС [56].

Схема самолета Гу-ВРД, помещенная в материалах эскизного проекта, имеет значительное отличие от самолета на рисунке, который часто публикуется в различных источниках. В частности, такой рисунок опубликован во втором томе книги «Советское самолетостроение» издательства ЦАГИ [56].

Из всего этого можно сделать вывод о том, что, возможно, существовало два проекта: один ЛаГГ-3 РД-1 под ТРД РД-1 с тягой 530 кгс действительно на базе истребителя ЛаГГ-3 и другой под ТРД РД-1 с тягой 750 кгс совершенно новый под названием Гу-ВРД.

ПРОЕКТ САМОЛЕТА ЛА-ВРД ОКБ С.А. ЛАВОЧКИНА

С ТРД А.М. ЛЮЛЬКИ

В мае 1944 г. вышло постановление правительства о проектировании реактивного истребителя под ТРД А.М. Люльки в ОКБ С.А. Лавочкина. Сроком предъявления самолета на лет-

ные испытания назначили март 1946 г. [57]. В конце февраля 1944 г. в очередной сводке военпреда при ОКБ завода № 21 инженер-капитан В.Р. Ефремов сообщалось, что в ОКБ осуществляется разработка проекта истребителя Ла-ВРД (рис. 2.83) с ТРД Люльки со статической тягой 1250 кгс [56].

Машина создавалась в московском филиале ОКБ под руководством С.А. Алексева, установившим с двигателями тесные контакты. Несмотря на огромные трудности, к концу 1944 г. КБ А.М. Люльки удалось собрать стендовый образец ТРД. На заводе № 21 разработали предварительный проект экспериментального реактивного истребителя, который в документах ОКБ обозначался как Ла-ВРД. По компоновочной схеме самолет представлял собой двухбалочный двухкилевой моноплан с высокорасположенным крылом, боковыми воздухозаборниками, трехколесным шасси (переднее колесо убиралось назад за бронеспинку летчика, а основные стойки складывались назад в сочленении балок с крылом) и являлся непосредственным развитием известной схемы двухбалочных истребителей с толкающим воздушным винтом. Для обеспечения хорошего подвода воздуха к ТРД, расположенному за кабиной пилота, последнюю пришлось сильно ужать, а вооружение, обычно располагаемое на самолетах такой схемы в носовой части фюзеляжа, перенести в балки крыла. Самолет вооружили двумя пушками калибра 23 мм с общим боезапасом 120 патронов [57].

Предполагалось, что Ла-ВРД будет иметь максимальную скорость у земли 890 км/ч, время набора высоты 5000 м — 2,5 мин, практический потолок 15 000 м. Эти данные были

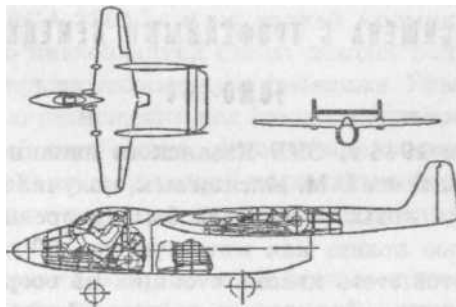


Рис.2.83. Самолет Ла-ВРД конструкции С.А. Алексева [57]

весьма приблизительны, поскольку реальные тяговые характеристики двигателя не были точно известны. Тем не менее конструкторы, впервые взявшись за проектирование реактивного истребителя, ввели в его схему основные элементы, впоследствии рекомендованные ЦАГИ для широкого применения: высокорасположенное крыло, трехколесное шасси с носовым колесом, размещение кабины летчика в носовой части самолета [57].

Надо отметить, что так же, как у Гу-ВРД, у Ла-ВРД расчетные летные данные в основном были вполне реальными. В.Р. Ефремов отмечал только, что не решен вопрос о приемистости двигателя А.М. Люльки. Тем не менее было принято решение о постройке этого самолета с передачей первого экземпляра на летные испытания к 1 марта 1946 г. К 1 ноября 1944 г. был закончен эскизный проект, но по независящим от его создателей причинам Ла-ВРД тоже не пошел в производство. В результате начало серьезного развертывания работ по созданию турбореактивных самолетов в России было задержано на полтора-два года [56].

Уточним, что основным идеологом проекта был СМ. Алексеев, о чем говорит, в частности, двухбалочная схема самолета. С.А. Лавочкин ни до, ни после никогда не применял такой схемы, считая второй хвост для истребителя «архитектурным излишеством». СМ. Алексеев, став в 1946 г. главным конструктором ОКБ-21, использовал двухбалочную схему в последующих своих проектах [57].

ПРОЕКТ САМОЛЕТА ПЕ-2И-РД ОКБ

В.М. **МЯСИЩЕВА** С ТРОФЕЙНЫМИ НЕМЕЦКИМИ ТРД

JUMO-004

В феврале 1944 г. ОКБ Казанского авиационного завода № 22, возглавляемое В.М. Мясищевым, получило задание срочно разработать новый фронтальной бомбардировщик, обладающий скоростью полета как минимум на 100 км/ч большей, чем у самолетов этого класса, стоящих на вооружении. В то время наибольшая скорость серийных Пе-2 не превышала 500...530 км/ч.

Для ускорения создания и внедрения новой модели в производство приходилось рассчитывать лишь на использование технологической оснастки серийного завода. Поэтому при разработке более скоростной машины конструкторы взяли за основу самолет Пе-2. Первый опытный экземпляр нового двухместного бомбардировщика Пе-2И был спроектирован и построен за 63 дня. Его испытания (летчик-испытатель К.И. Жданов и ведущий инженер Г.Н. Назаров) были начаты в мае 1944 г. и показали, что усовершенствованная машина отвечает предъявленным требованиям. С бомбовой нагрузкой в 500 кг самолет развивал скорость 556 км/ч в полете у земли, 617 км/ч на высоте 2950 м и 656 км/ч на высоте 5650 м.

Дальность полета самолета Пе-2И оказалась большей, чем у серийного самолета на 1000 км, и составляла 2275 км. Высоту 5000 м он набирал за 7 мин, т.е. быстрее исходной машины на 2,5 мин [58].

Новый скоростной бомбардировщик, способный наносить удары по наземным целям с горизонтального полета и с пикирования, отличался от прототипа более высокой энерговооруженностью, а также более совершенной внешней и внутренней аэродинамикой. Помимо улучшения летных данных это позволило значительно повысить самый главный показатель боевого летательного аппарата — бомбовую нагрузку. Одновременного роста перечисленных выше характеристик удалось достичь в результате проведения ряда мероприятий и нововведений. Моторы М-105ПФ были заменены ВК-107А значительно большей мощности (1650/1450 л.с. против 1210/1180 л.с). Крыло получило новые теоретические контуры, образованные из дужек улучшенных скоростных профилей. От носка до переднего лонжерона — «НАСА-23012» и до задней кромки — профиль «В-BS». Вместо низкопланной схемы самолет получил среднее расположение крыла относительно фюзеляжа. Крыло было приподнято с целью размещения под его центропланом более вместительного бомбового отсека, позволяющего нести авиабомбу калибром в 1000 кг, для ударов по мощным фортификационным сооружениям противника, крупным наземным и морским Целям [58].

Для расширения возможностей боевого применения самолетов Пе-2И в составе звеньев, эскадрилий и даже полков была предусмотрена частичная замена (в заводских или полевых

условиях) бомб на пушки. В передней зоне бомбового отсека можно было установить две пушки ШВАК калибра 20 мм или 37 мм. В таком варианте Пе-2И превращался в двухместный истребитель сопровождения [58].

Столь мощный и разнообразный арсенал боевого оснащения для заключительного периода Второй мировой войны позволял экипажу уверенно вести не только бомбометание по самым различным целям, но разведку и даже воздушный бой с любым противником.

Эти работы совпали с наметившимся развертыванием широким фронтом качественного перехода авиационной техники на реактивную тягу.

Коллектив В.М. Мясищева в этот период претерпевал поэтапную реэвакуацию с казанского завода на самостоятельную опытно-производственную базу в Москву (на территорию бывшего завода № 133, с 1942 г. занятую ремонтной базой ГВФ) с образованием нового завода № 482. Для конструкторов ОКБ-482 Пе-2И представлял собой ту реальную модель, которую можно было оперативно переоснастить двумя ТРД путем ремонтных переделок. Испытанный еще в Казани экспериментальный Пе-2РУ с жидкостным ракетным ускорителем РД-1ХЗ конструкции В.П. Глушко, как бомбардировщик дальнейшей перспективы не имел. Он был лишь пробой использования реактивных ускорителей для увеличения скорости и высоты полета винтомоторного самолета. Создание и успешное применение самолетов с ТРД на фронтах Второй мировой войны Германией и Англией доказали всему миру будущность именно таких силовых установок для авиации. И на первых порах для мясищевцев использование Пе-2И в новом качестве представляло определенный интерес. Соблазн был настолько велик и очевиден, что главного конструктора буквально засыпали предложениями по установке трофейных немецких ТРД на самолет Пе-2И. Он, конечно же, и сам видел такую возможность. К тому же по единодушному мнению ведущих специалистов ОКБ, потенциал их винтомоторного Пе-2И (с точки зрения повышения летных данных) был исчерпан далеко не полностью. Более совершенные моторы типа ВК-108 не могли обеспечить роста характеристик в широких пределах. Их можно было еще применять для повышения дальности полета или бомбовой нагрузки (испытания

опытных бомбардировщиков ВБ-108 и ДБ-109 подтвердили это), но заставить десятитонную машину лететь со скоростью более 750...800 км/ч они оказались не в силах [58].

Было принято решение о создании реактивного бомбардировщика на базе Пе-2И. Главным проектировщиком реактивного Пе-2И в ОКБ-482 был назначен Л.Л. Селяков, а ведущим конструктором оставили Г.А. Назарова, т.к. он занимался темой Пе-2И с самого начала и едва ли не первым высказал Мясищеву известную точку зрения по поводу установки ТРД именно на этом самолете. Работе по проектированию первого реактивного бомбардировщика В.М. Мясищев придавал особое значение, поскольку дотоле перспективные темы дальних бомбардировщиков ДВБ-202 и ДВБ-302 повисли на волоске в связи с назревавшим решением Кремля о копировании американского В-29 под маркой Ту-4. Вместе с Назаровым и Селяковым они ездили по конструкторским бюро, знакомились с освоением и испытаниями тех образцов ТРД, которые были выбраны для серийного выпуска на наших моторных заводах. В результате пришли к решению отказаться от переделки Пе-2И под новую силовую установку. Вскоре после начала проектных работ по Пе-2И-РД (рис. 2.84) конструкторы убедились, что принятая полумера не решит задачу, поскольку создание полноценного реактивного бомбардировщика (как и любого другого самолета с ТРД) потребовало специфических узконаправленных конструктивных решений едва ли не по всем статьям: от аэродинамики и прочности до конструкции отдель-

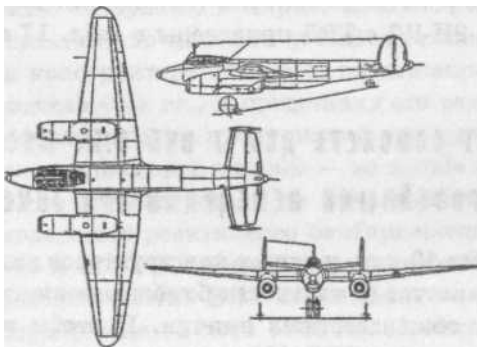


Рис.2.84. Проект самолета Пе-2И-РД с ТРД Јumo-004 [58]

ных агрегатов и устройства целевых систем. По этой причине коллектив бригады проектов при сопутствующих консультациях с другими подразделениями ОКБ и производства был безотлагательно перенацелен на разработку принципиально нового самолета в соответствии с духом времени без жестких привязок к реально существующим прототипам, пусть даже собственного производства [58].

Кроме того (это отнюдь не являлось главной причиной отказа от разработки коллективом Пе-2И-РД), на исходном типе ни гондолы с двигателями Jumo-004, ни крыло не позволяли сделать добротным убираемое шасси без осложнений для аэродинамики самолета. Ни под ТРД, ни в крыле, ни в фюзеляже стойки с колесами не помещались. Предложение втягивать двухколесную ногу шасси в переднюю зону отсека для бомб представлялось неплохим выходом из положения, однако вопросы теории и эксплуатации крупных самолетов на велосипедном шасси с хвостовой опорой в 1945 г. были совершенно не изучены, а размещение ниши убранного взлетно-посадочного приспособления в бомбоотсеке начисто лишало возможности применять машину в качестве истребителя сопровождения, вооруженного артиллерийской батареей, а также и в качестве носителя бомбы массой 1000 кг. И то и другое еще в 1944 г. было намечено и осуществлено на Пе-2И. Перевод же этих видов вооружения в категорию внешних подвесок (дабы сохранить боевой арсенал машины) для улучшения скоростных и высотных характеристик также был бы непригоден из-за ухудшения аэродинамики в еще большей степени [58].

Основные расчетные тактико-технические характеристики самолета Пе-2И-РД с ТРД приведены в табл. 17 прил. 1.

ПРОЕКТ САМОЛЕТА ДСБ-17 ОКБ В.М. МЯСИЩЕВА

С ТРОФЕЙНЫМИ НЕМЕЦКИМИ ТРД JUM0004

В середине 40-х гг. у наших конструкторов должного опыта создания самолетов (в частности бомбардировщиков) с ТРД не было в силу общеизвестных причин. И чтобы не изобретать велосипед коллектив ОКБ-482 стал изучать опыт бывших противников и союзников по войне. Анализ чужих достижений»

быть может, и не был приятным с профессиональной точки зрения, но польза от этого все-таки была. И не просто ощутимой, но зачастую решающей. Так, общая компоновочная схема (правда, в более крупных размерных и весовых показателях), возможно, была принята по типу германского двухдвигательного многоцелевого самолета Арадо Аг-234. Некоторые недвусмысленные сходства (опять-таки схемного характера), вероятно, были подсмотрены у американских экспериментальных бомбардировщиков ХВ-42 и ХВ-43. Были, конечно, и другие прототипы или аналоги. Такой информационный обзор с анализом и последующим отбором материала с целью конкретной ориентации для любого нового дела (что в авиационной промышленности, что и во всякой другой) является вполне естественным и закономерным. Основные научные и конструктивные решения, воплощенные в этих самолетах, после изучения были по мере надобности переосмыслены и учтены при разработке проекта нового бомбардировщика — ДСБ-17. Таким образом, работали и будут работать все проектанты новой техники, базируясь на достижениях предшественников. В разработке реактивного бомбардировщика В.М. Мясищев среди отечественных авиаконструкторов шел первым. Другие взялись за проектирование своих тяжелых машин с ТРД на полтора-два, а кто и на три года позднее [58].

В.М. Мясищев предполагал представить самолет своего ОКБ к лету 1946 г. Это было реально. Но некоторые конкуренты, чье влияние на правительство страны было весьма существенным, единогласно подставили ОКБ-482 В.М. Мясищева под сокращение, как «ненужное в мирное время». А.С. Яковлев, главный консультант по авиации у И.В. Сталина, лично составил список конструкторских бюро, подлежащих закрытию во второй половине 40-х гг., и представил его вождю. Ликвидация и растаскивание этих предприятий проводилось под лозунгом «Войне — конец, все лишнее — во вред!» [58].

ОКБ-482 было ликвидировано на начальной стадии создания первого советского реактивного бомбардировщика ДСБ-17 (ИДД-17, РБ-17 и ВМ-24), спроектированного в 1945 г. (самолет проектировался в ОКБ В.М. Мясищева, как скоростной дневной бомбардировщик с лета 1945 г.). Проект был выполнен по тем временам отлично. Даже с сегодняшних высот опыта и знаний имеет смысл отметить, что силовая установка (в час-

тности), завязанная, на первый взгляд, не совсем правильно, является вполне целесообразной. Она получилась такой вынужденно, поскольку первые образцы ТРД, с которыми наши самолетостроители столкнулись в конце войны, не отличались особой компактностью и завидной удельной тягой, с чем пришлось, как на безрыбье, примириться. И в этой ситуации надо отдать должное В.М. Мясищеву, который утвердил схему силовой установки, составленной из двух вертикальных спарок двигателей Jumo-004. Под высокорасположенным крылом (вполне естественным для бомбардировщика) были обеспечены только два монтажных места для подвески четырех ТРД. Такой прием свидетельствовал об убежденности В.М. Мясищева в том, что через каких-нибудь год-два появятся более совершенные турбореактивные двигатели, способные обеспечить самолету достаточную тяговооруженность при вдвое меньшем их количестве [58].

В 1946—1947 гг. нашим правительством были закуплены и быстро (через год-полтора) промышленностью освоены английские лицензионные ТРД с характеристиками, приемлемыми для замены трофейных немецких Jumo-004, под которые был изначально рассчитан самолет ДСБ-17 (рис. 2.85, 2.86). Это говорит о дальновидности конструктора Мясищева.

Каким же был бомбардировщик ДСБ-17 на последней стадии освоения? Согласно эскизному проекту, завершённому в декабре 1945 г., самолет представлял собой цельнометаллический моноплан с прямым трапециевидным крылом и хвостовым оперением, а также с трехколесным шасси, убираемым в фюзеляж. Экипаж бомбардировщика состоял из трех человек. В передней гермокабине (полеты должны были производиться на высоте от 9000 до 11 500 м) располагались: на левом сиденье — летчик и ниже, чуть впереди справа от него, — штурман-бомбардир. Кабина имела хороший круговой обзор за счет широкого фонаря и переднего и бокового остекления носовой зоны. Входная дверь (с иллюминатором) открывалась с правого борта. За пределами гермокабины размещалась ниша носовой стойки шасси, а над нишей колеса — протектированный топливный бак [58].

Носовая часть фюзеляжа, контуры которой были образованы параболоидом вращения, завершалась стыковым шпангоутом. С помощью фланцевого болтового соединения она кре-

пилась к средней части фюзеляжа, которая представляла собой цилиндр диаметром 2 м и длиной 6 м. Выше строительной горизонтальной плоскости были установлены три керосиновых бака сегментного поперечного сечения (также протектированных) и насквозь поперек проходящий кессон центроплана крыла. Нижнее пространство под топливными емкостями и крылом занимал бомбовый отсек, позади которого в сложенном состоянии находились узлы основного шасси (пневматики 1200 x 450 мм), стойки, подкосы механизма и привода. Внутри задней части фюзеляжа были проложены различные коммуникации бортовых систем (тяги управления, тросовая, гидравлическая, электропроводка и т.д.) к кормовой гермокабине стрелка-радиста и агрегатам хвостового оперения.

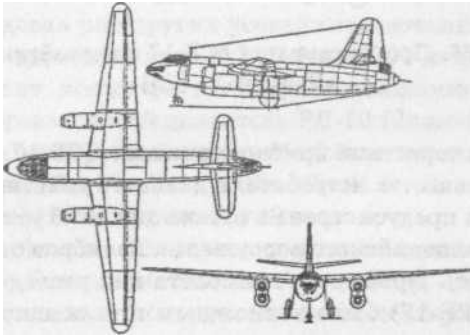


Рис. 2.85. Проект самолета ДСБ-17 с ТРД Jumo-004 [58]

Нормальная бомбовая нагрузка самолета составляла от 1000 кг до 2000 кг, предельная — 3000 кг (при внутренней подвеске одной бомбы в 3000 кг). Состав бомбардировочного вооружения мог варьироваться в зависимости от боевого применения в следующих значениях, указанных в табл. 16 прил. 1.

Оборонительное вооружение было представлено неподвижной носовой пушкой НС-23 с боекомплектом в 150 патронов и кормовой установкой с пушкой Б-20 или с пушкой НС-23 при боезапасе в 200 патронов.

Летчик и штурман имели защиту рабочих мест из стальных бронеплит толщиной 15 мм, а стрелок был закрыт от воз-

можных атак противника броней толщиной 10 мм и бронестеклом толщиной 64 мм. Общая масса бронирования экипажа и оборудования гермокабин составляла 185 кг.

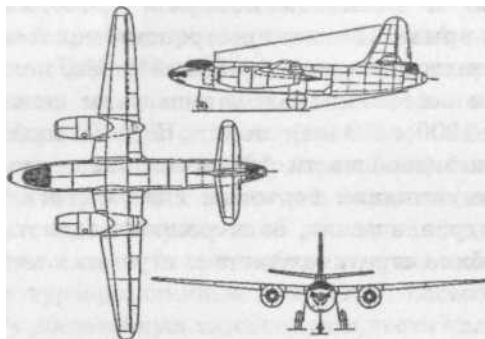


Рис. 2.86. Проект самолета ДСБ-17 с английским ТРД «Дервент-V» [58]

Дневной скоростной бомбардировщик ДСБ-17 мог быть использован в качестве истребителя дальнего действия (ИДД-17), для чего была предусмотрена в отсеке для бомб установка очень мощного артиллерийского вооружения калибров от 20 до 57 мм (и даже 75 мм). Применение самолета как разведчика-бомбардировщика (РБ-17) было возможным при оснащении его фотокамерами для плановой, перспективной и планово-перспективной аэрофотосъемки: АФА-3С, АФА-33/75 и две камеры АФА-4—33/100 при снижении бомбовой нагрузки, размещенной в ограниченном количестве (до 800 кг) только на внешней подвеске под центропланом крыла [58].

При рассмотрении макета (РБ-17) комиссия оценила ширину колеи шасси как недостаточную для устойчивости самолета на аэродромных эволюциях и, особенно, на посадке с боковым ветром. В остальном выводы макетной комиссии были положительными, за исключением ряда несущественных замечаний эксплуатационного свойства.

С удельной нагрузкой на крыло в 300...400 кг/м² (при площади крыла 48 м²) и тяговооруженности, равной 0,25 кгс/кг (при суммарной тяге двигателей около 3700 кгс) самолет должен был обладать высокими взлетно-посадочными характера-

стиками. Длина разбега самолета с взлетной массой 16 400 кг при использовании четырех стартовых ускорителей конструкции И.И. Картукова по расчетам не превышала 870 м. Пробег с применением тормозного парашюта — 550 м при посадочной массе 10 300 кг [58].

Основные расчетные тактико-технические характеристики самолета ДСБ-17 с ТРД Jumo-004 даны в табл. 17 прил. 1.

РЕАКТИВНЫЙ ИСТРЕБИТЕЛЬ ЯК-15 ОКБ-115

А.С. ЯКОВЛЕВА С ТРД РД-10 (JUMO-004)

Это был первый (наряду с МиГ-9) истребитель с турбореактивным двигателем, выпущенный уже весной 1946 г. За ним вскоре последовал ряд других усовершенствованных образцов. Двигатель — первоначально РД-10 (тяга 900 кгс).

Здесь стоит посмотреть историю появления двигателя РД-10. Турбореактивный двигатель РД-10 (Jumo-004) устанавливался на первых российских турбореактивных истребителях А.С. Яковлева (Як-15, Як-17, Як-19), С.А. Лавочкина (150, 152, 156 и др.), П.О. Сухова (Су-9) и др.

В 1939 г. фирма «Юнкере» получила заказ от Министерства авиации Германии на разработку ТРД Jumo-004 (рис. 2.87). Разработанный под руководством доктора А. Франца, двигатель был рассчитан на то, чтобы его можно было быстро запустить в производство, несмотря на ухудшение некоторых характеристик.

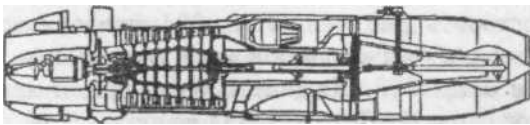


Рис. 2.87. Турбореактивный двигатель Jumo-004 [59]

В ноябре 1940 г. ТРД Jumo-004А был испытан на стенде, а марте 1942 г. прошел летные испытания. Было построено около тридцати экземпляров этой модификации. Серийный

образец Jumo-004B-1 (основные характеристики даны в табл. 20 прил. 1) был запущен в производство в марте 1944 г.

Этот двигатель имел следующие параметры: тяга двигателя на взлетном режиме — 900 кгс, удельный расход топлива на взлетном режиме — 1,4 кг/кгс.ч, расход воздуха — 21,2 кг/с, степень повышения давления — 3,14, температура газа на входе в турбину — 1048 К, масса двигателя — 745 кг, длина двигателя — 3 860 мм, максимальный диаметр двигателя — 760 мм.

Разрабатывались другие модификации двигателя Jumo-004D (тяга 1050 кгс), Jumo-004H (тяга 1805 кгс), Jumo-004G (тяга 1693 кгс). В 1945 г. были проведены испытания двигателя Jumo-004E с дожиганием топлива (тяга 1000 кгс, тяга с дожиганием 1200 кгс, температура газа на входе в турбину с дожиганием — 1143 К).

В производстве двигателей участвовали заводы, расположенные в городах Дессау, Магдебург, Кетен, Прага, Циттау и др. В связи с усилившейся бомбардировкой Германии эти предприятия были передислоцированы в подземные убежища, наиболее крупное из которых площадью 40 000 м² располагалось вблизи города Нордхаузен. Всего в Германии было изготовлено 6 424 двигателя марки Jumo-004 (в 1943 г. — 41 шт., в 1944 г. — 1201 шт., в 1945 г. — 5182 шт.), которые устанавливались на самолеты Me-262 и Ag-234B.

В 1945—1946 гг. Правительство СССР решило возобновить производство двигателей на заводах фирмы «Юнкере» в г. Дессау. В этом городе располагались опытные заводы фирмы по производству авиационных двигателей и самолетов.

На территории завода были найдены подорванные фаустпатронами двигателя Jumo-004. Предполагалось из имеющихся деталей построить двигатели Jumo-004, продолжить их совершенствование, а также возобновить разработку двигателей Jumo-012 и Jumo-022. Для этого было организовано Особое техническое бюро МАП, руководил которым Н.М. Олехнович.

КБ под руководством доктора А. Шайбе в г. Дессау получило задание закончить форсирование ТРД Jumo-004F с тягой на земле 1 200 кгс в мае 1946 г. Двигатель был изготовлен в мае 1946 г. и в течение всего 1946 г. на двигателях велись испытательные и доводочные работы. Было проведено несколько длительных испытаний в пределах от 10 до 25 ч.

Но форсирования двигателя на ресурс 20...25 ч достичь не удалось из-за недостаточной прочности турбинных лопаток. Осенью 1946 г. КБ А. Шайбе было занято разработкой новой конструкции лопаток и дисков турбины.

В октябре 1946 г. все работы в этом направлении были переведены на строящийся в г. Куйбышев (ныне Самара) завод № 2. Доктор Шайбе возглавил ОКБ-1, в котором работали инженеры фирмы «Юнкере».

Приказом НКАП от 28 апреля 1945 г. главного конструктора В.Я. Климова обязали освоить и обеспечить конструкторским руководством серийное производство ТРД Jumo-004 под маркой РД-Ю (основные характеристики приведены в табл. 20 прил. 1) на заводе № 26. В 1945 г. ОКБ В.Я. Климова занялось внедрением в производство этого двигателя. Двигатель имел осевой восьмиступенчатый компрессор, камеру сгорания с шестью индивидуальными жаровыми трубами, расположенными по окружности, и одноступенчатую турбину. Регулирование тяги осуществлялось единым рычагом за счет изменения подачи топлива и площади выходного сечения сопла путем перемещения в сопле подвижного конуса. В качестве основного топлива использовался керосин, для запуска двигателя применялся бензин. Раскрутка турбины при запуске осуществлялась специальным двухцилиндровым бензиновым пусковым двигателем с отдельной бензосистемой.

РД-10 серийно производился до 1953 года. В самолетостроительных ОКБ А.С. Яковлева и С.А. Лавочкина совместно с ЦИАМ были разработаны несколько конструкций двигателя РД-10Ф с дополнительным впрыском (дожиганием) топлива за турбиной — в реактивное сопло, что позволило увеличить тягу двигателя на старте на 20...25 % и на 60...100 % при максимальной скорости полета.

В 1946—1949 гг. двигатели РД-10А/РД-10Ф выпускались на Уфимском заводе № 26 (сейчас ОАО «Уфимское МПО»). В 1946 г. было выпущено 59 двигателей, в 1947 г. — 447, в 1948 г. — 833 [59. С. 43, 44].

В формировании схемы самолета Як-15 (рис. 2.88) был применен очень остроумный прием, с целью создать в кратчайший срок такой самолет и в то же время дать возможность быстро освоить его в массовом применении, преодолеть непривычку летчиков к этому новому виду техники [8].

И. ЕВТИФЬЕВ

За основу был взят истребитель Як-3. На нем поршневой двигатель ВК был заменен на ТРД осевого типа, установленным также в носовой части фюзеляжа, но под крылом и кабиной, с выходом реактивного сопла под хвост фюзеляжа (реданная схема). Кабина по габаритам и оборудованию была сохранена, летчик чувствовал себя в ней привычно, переучивание было легким. Сохранены были конструкция каркаса фюзеляжа, конструкции крыла (но с передним лонжероном, изогнутым аркой в обход двигателя), оперения и шасси с хвостовым колесом (в нем резина заменена стальным ободом из-за нагрева газами). Обшивка фюзеляжа сделана дуралюминовой, а низ его за двигателем был защищен листом из жароупорной стали, также от нагрева газами. Вооружение самолета состояло из двух пушек НС-23 (по 60 снарядов). Основные тактико-технические характеристики самолета Як-15 представлены в табл. 17 прил. 1.

Первый полет был выполнен 24 апреля 1946 г. (летчик М.И. Иванов, ведущий инженер Е.Г. Адлер). В один день с МиГ-9, 18 августа, Як-15 был показан на параде в Тушино, а 5 октября уже летал первый серийный экземпляр.

Испытания были закончены в мае 1947 г.

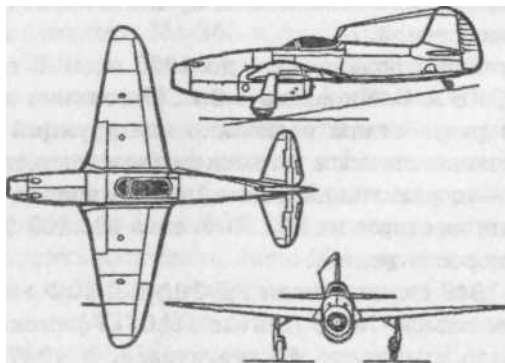


Рис. 2.88. Самолет Як-15 [8]

Самолет Як-15 получился удачным, скорость достигала 805 км/ч (получена 23 мая 1946 г.), т.е. прирост по сравнению с серийным Як-3 — 85 км/ч, время виража — 26 с. Раз-

витием самолета Як-15 были самолеты Як-17, Як-17УТИ и другие той же схемы, потом улучшенной. Самолет Як-17 — непосредственное развитие Як-15, тех же форм и размеров, но шасси — с носовым колесом, что потребовало соответствующих изменений в крыле, дополнений в форме фюзеляжа и вызвало увеличение массы. Пришлось освободить место между лонжеронами крыла для уборки колес и ввести топливные баки под концами крыла (которые в Як-15 были не нужны). Тип смешанной конструкции еще сохранялся, но отдельные места были усилены. Взлетная масса стала 2890...3240 кг, и летные качества при том же двигателе РД-10 несколько снизились, что было вполне закономерным. Но схема самолета была более перспективной, и шасси с хвостовым колесом отпало окончательно. Вооружение: две пушки НС-23. Строился серийно [8].

Обратимся к воспоминаниям Е.Г. Адлера (тогда был заместителем А.С. Яковлева и ведущим конструктором самолета Як-15), в которых он очень хорошо рассказывает обо всех сложностях и нюансах, возникавших тогда при создании самолета Як-15: «В ЦИАМе нас встретил ведущий инженер по испытаниям ТРД Лито-004, представившийся Локштовским. Он привел нас к стенду, где стояла какая-то толстая фигурная труба. Спереди, через отверстие примерно (5,7 м, виднелись вентиляторные лопадки, а сзади, внутри сужающейся части, просматривался подвижный конус.

Общая длина на глаз, казалась, около трех метров. Над стендом висела схема. Странный двигатель вскоре был запущен. Когда шум смолк, Локштовский толково объяснил его устройство, изложив характеристики. Я был потрясен^ При весе 800 кг Лито-004 развивал тягу 900 кгс, что соответствовало примерно 2500 л.с.

Сравнивая силовую установку Як-ЗРД с ТРД, прикидываю — снять бы с него оба двигателя, винт, водо- и маслорадиаторы. Убрать кислотный бак вместе с его опасной жидкостью и взамен всего этого хозяйства поставить бы один ТРД. В результате скорость оказалась бы не меньшей, а вес на полтонны легче.

Целую неделю я пытался мысленно пристроить этот ТРД к Як-3 точно так же, как крыловская Мартышка мучилась с очками. Очутившись на аэродроме по случаю консервации Як-3, снова и снова перебираю возможные места, куда бы приткнуть

И. ЕВТИФЬЕВ

этот неподатливый ТРД, как вдруг, словно молния, мелькну, ла мысль: впереди, с наклоном!

Ну, конечно, как это я сразу не догадался? Это же так просто: снимаем поршневого мотор вместе с винтом, его место занимает «Жито» с таким наклоном, чтобы реактивная струя уходила назад и слегка вниз под фюзеляж и крыло. Тогда и центровка самолета не нарушится и напор воздуха в ТРД будет обеспечен. Обзор из кабины пилота даже улучшится, да и аварийное покидание самолета останется точно таким же, как сейчас.

Захотелось поскорее с кем-нибудь поделиться. На песке, перед скамейкой, рисую схему

— Вот, Виктор, смотри, — говорю я подошедшему Расторгуеву. — Ты первый, кто видит рождение нового истребителя. Да не простого, а реактивного, без поршневого мотора и воздушного винта.

— Ну уж, так сразу и рождается. Сказал бы — новый истребитель, а то реактивный.

— Не веришь, не надо. Следи за дальнейшими событиями.

Стремглав спешу на завод к начальнику бригады эскизного проектирования Леону Михайловичу Шехтеру, талантливому конструктору-дизайнеру, через золотые руки которого прошли почти все самолеты ОКБ Яковлева.

Лева мгновенно схватил суть. Пока я со специалистами прикидывал весовую сводку и центровку, он уже нарисовал общий вид самолета в трех проекциях. Получилось сразу довольно неплохо, только очень длинный нос показался непривычным, да выступающая снизу сопловая часть ТРД резала глаз, напоминая редан на днищах летающих лодок.

Шехтер тут же навел тень на этот выступ, и он перестал бросаться в глаза.

— Ну что, — говорю своему товарищу, — приглашай АэСа (так мы за глаза называли Александра Сергеевича Яковлева).

Посмотрев чертеж, и выслушав пояснения не перебивая, Яковлев сразу загорелся. Конечно, от его опытного взгляда не ускользнул слишком длинный нос самолета.

— А нельзя ли двигатель задвинуть подальше назад?

— Конечно, можно, но тогда придется изогнуть передний лонжерон крыла.

— Ну и изогните его, а задний оставьте без изменений.

Через три дни Шехтер с Дружининым предъявили Яковлеву общий вид самолета в трех проекциях. Это была коренная модификация серийного Як-3.

На чертеже были приведены основные расчетные характеристики самолета. Максимальная скорость — 800 км/ч, взлетный вес — 2600 кг, вооружение — две пушки калибра 20 мм. Яковлев тут же подписал чертеж, дав неделю для подготовки эскизного проекта.

Тем временем Яковлев сумел оформить эскизный проект как официальное задание на постройку машины, названной впоследствии Як-15, и проектирование ее развернулось.

Став ведущим конструктором Як-15, я позаботился о том, чтобы из Тбилиси доставили в ОКБ один из серийных Як-3 для его модификации. Мотор с винтом и со всем прикладом быстро сняли, а приваренную к фюзеляжу мотораму отрезали и на ее место установили новую, с креплениями, для трофейного ТРД. Средняя часть крыла тоже подверглась реконструкции.

Кроме Ильюшина, с давних пор игравшего роль покровителя и советчика Яковлева, Александр Сергеевич завел себе второго друга, молодого Артема Микояна по отношению к которому он сам разыгрывал роль старшего товарища. Микоян охотно участвовал в этой игре, извлекая для себя немало пользы.

Испытывая некоторую тревогу по поводу постройки Як-15 из-за его оригинальной схемы, Яковлев не удержался от соблазна, и поделился с Микояном своими планами, не подозревая в нем опасного конкурента. Продолжая в душе сомневаться, не слишком ли рискованное дело затеяли, он как-то спросил меня:

— Нет, вы скажите, почему немцы не догадались так подвесить свои ТРД к серийным «Мессершмиттам» и «Фокке-Вульфам»? Ведь они, пожалуй, тогда и войну смогли бы выиграть.

Ответить ему было нечего. Более того, я и сам испытывал подобные сомнения. Наклон двигателя, по соображениям компоновки, принятый нами 4 градуса, складываясь с углом атаки самолета на взлете, может составить 16...18 градусов, а этот угол поворота потока на входе в ТРД способен вызвать помпаж. Взаимодействие горячих выхлопных газов с нижней обшивкой фюзеляжа и ВПП также неизучено и таит неприятности. Ведь мощная струя газов, уходящих под фюзеляж, еще

И. ЕВТИФЬЕВ

неизвестно как повлияет на продольную устойчивость самолета и его управляемость.

Пока мы терзались сомнениями, Микоян решительно последовал за ОКБ Яковлева. Он стал разрабатывать такую же «реданную» схему силовой установки. Но, не имея в серийном производстве собственных истребителей, спроектировал полностью новый самолет.

Конечно, разрабатывая совершенно новую машину, Микоян неизбежно обрекался на отставание, если бы... не наша нерешительность. Но вернемся в свое ОКБ.

Первый вопрос: где взять двигатель. Ну, конечно, там, где их много — в Германии. На другое утро я глядел в окно из Ли-2 на убегающие назад подмосковные дачи, направляясь в Берлин.

Здесь выяснилось, что несколько JuMo-004 уже отправлены в Москву.

Не слишком злоупотребив представившейся возможностью пофилонить, я вскоре возвратился в Москву, где работа уже пошла. ТРД, без особых трудностей, занял положенное ему место и вся сопутствующая медницкая и сборочная деятельность кипела вовсю.

Поздней осенью, ближе к зиме 1945-го первый советский реактивный истребитель Як-15 выкатили на заводской двор попробовать двигатель. При первой же гонке ТРД насквозь прогорела нижняя обшивка фюзеляжа и запылала резина хвостового колеса. И это несмотря на то, что изотермы, снятые в ЦИАМ, указывали куда более низкие температуры, чем они оказались в натуре. Пришлось сделать нижнюю обшивку двойной, с наружным экраном из жароупорной стали и между ним и фюзеляжем обеспечить продув воздуха. Хвостовое колесо с пневматикой заменили на металлическое.

После этих доработок, рулежка на Центральном аэродроме обошлась без происшествий.

Теперь что делать? Надо бы установить самолет в натурной аэродинамической трубе ЦАГИ и снять моментные характеристики с работающим ТРД.

Всю зиму 1945—1946 гг. мы провели в Жуковском. Установили наш самолет на высоченных штангах в рабочей части трубы Т-101, подвели керосиновый трубопровод к ТРД и смонтировали дистанционное управление двигателем.

Наши труды, проводившиеся при активном участии ветерана ОКБ А.А. Демешкевича, были вознаграждены фантастическим зрелищем ревушего под потолком лаборатории Як-15, бешено обдуваемого воздушным потоком. Еще более нас обрадовало официальное заключение ЦАГИ: работает нормально на всех эксплуатационных углах атаки и сноса, а в поведении самолета никаких отклонений от обычного не отмечено, как в отношении устойчивости, так и управляемости... Значит, можно смело летать!

В день, назначенный для первого полета, Як-15 стоял в полной готовности на аэродроме ЛИИ с самого утра, но с КП сообщили: в первой половине дня действует запрет на полеты в связи с крупномасштабными тренировочными полетами авиационных соединений, занятых подготовкой к первомайскому параду. Вынуждены ждать.

Между тем пока мы всю зиму проторчали в ЦАГИ, Микоян ускоренно строил МиГ-9. Ревниво следя за нашими экспериментами, ему удалось получить заключение ЦАГИ, базирующееся на результатах продувки Як-15, аналогичной «реданной» схемы. Таким образом, МиГ-9 догнал Як-15 и теперь, так же как и мы, ожидал разрешения на первый вылет.

Когда же Артем Микоян узнал о запрете, он лично позвонил командующему авиацией Московского военного округа и попросил разрешить ему, в виде исключения, произвести первый вылет «МиГа».

К нашему удивлению, стоявший неподалеку МиГ-9 зашумел своими турбинами и преспокойно порулил на старт. Пробежав немного, легко оторвался, сделал пару кругов и, победно шумя, подрулил на свою стоянку. Спустя пару часов наш Як-15 под управлением летчика-испытателя Михаила Иванова сделал то же самое, но история уже свершилась! «МиГ» был первым!

Дальше последовало еще более странное поведение Яковлева. Словно задавшись целью уступать Микояну во всем, он дал нам команду: один полет в день и точка. Так было весной, так же продолжалось и летом. Мы тянули время, а Микоян, трудясь день и ночь, проворачивал огромный объем доводочных работ. Наконец, не выдержав, я по собственному почину отправился на завод. Доложив Яковлеву о полном окончании заводских испытаний, я предложил генеральному передать самолет на госиспытания.

— Зачем? Военные наверняка его забракуют.

— Ну и пусть. Тогда они возьмут на себя ответственность! за отставание нашей авиации от Запада, а так вы сами берете ее на себя.

— Так уж и отставание. Откуда вы это взяли?

— Каждый студент МАИ знает, что у англичан есть «Ме-1 теор», а у американцев — «Шутинг Стар». У нас — ничего! И потом... скорость по расчету получилась около 800 км/ч. Зачем же тогда стоило строить этот самолет, если, приблизившись к расчетной скорости, вы сами его бракуете?

— Нет, все-таки лучше подождать Микояна, вместе с ним выходить к военным...

Так и тянулось время, пока не подоспело опять 18 августа, День авиации. Наш летчик-испытатель М. Иванов, ветеран испанской войны, спокойно и уверенно прошел на Як-15 над Тушино. А. Гринчик так же успешно провел свой МиГ-9.

Опять наступило затишье. И вдруг 12 сентября 1946-го в пожарном порядке десять конструкторов, не считая меня, вместе с директором 31-го завода В. Саладзе и заместителем министра А. Кузнецовым, захватив пачки калек чертежей опытного Як-15, с утра вылетают с Центрального аэродрома в Тбилиси.

Задание невыполнимое: построить 15 самолетов Як-15, доставить их в Москву, натренировать летчиков и подготовить их к воздушному параду над Красной площадью. И все это сделать до 7 ноября, то есть за 55 дней. ОКБ Микояна и горьковскому заводу к этому же сроку поручено подготовить к параду девять МиГ-9.

Еще в самолете на пути в Тбилиси я попросил Саладзе устроить на заводе помещение с кроватями для конструкторов ОКБ. Будем жить на заводе на казарменном положении, чтобы не тратить зря время на поездки в город.

К первым числам ноября все пятнадцать истребителей «Як» облетали летчики-испытатели и передали их ВВС. Военные же, сделав несколько ознакомительных полетов, приступили к тренировочным групповым полетам, тройками. Для этого шесть «Яков» перегнали в Монино, девять — в Чкаловскую, а «МиГи» и наши резервные самолеты остались в Жуковском.

Неотлучно по всей этой суете принимал участие важный генерал Кувенев, по прозвищу генерал «Стоп». Ему подчиня-

лись все военпреды авиазаводов. Где бы что ни произошло, у него одна реакция — остановить приемку. Ну, а заводы остаются без зарплаты.

Как-то раз мы с этим генералом разговорились, и я спросил, почему у него разный подход к «Якам» и «МиГам». О первых он почти молчал, а вторых постоянно нахваливал. На что он ответил:

— «Як» хорош, но он стоит на месте. «МиГ» плох, но он хорошеет день за днем.

С этим мнением пришлось согласиться. Наконец, настал долгожданный день 7 ноября 1946-го. Праздник. На нескольких подмосковных аэродромах замерли в ожидании зеленой ракеты 15 истребителей Як-15 и 9 истребителей МиГ-9. В их кабинах, не выходя, с утра сидели военные летчики, полностью проделавшие подготовительные тренировочные групповые полеты. А в воздухе — густой непроницаемый туман.

Так и закончилась эта грандиозная эпопея холостым выстрелом.

Правда, праздник 1 Мая 1947-го не обошелся без военного парада с участием сотни реактивных истребителей, но должного политического эффекта не получилось. Да и награждение участников было бледноватым»[60].

Из всего сказанного выше мы можем уяснить для себя, что первый опытный реактивный Як-РД с ТРД Жumo-004 был построен на базе Як-3 с мотором ВК-107А в октябре 1945 г. Было запланировано до конца года начать его летные испытания. Но при первых же наземных испытаниях силовой установки выявился перегрев нижней части фюзеляжа от выхлопной струи двигателя. Пришлось устанавливать теплозащиту и даже до пробежек дело не дошло.

В декабре 1945 г. был построен второй самолет, внешне отличавшийся увеличенной площадью стабилизатора. После пробежек на Центральном аэродроме, Як-15 (такое обозначение он получил несколько позже) отправили в ЦАГИ для испытаний в натурной аэродинамической трубе. С марта по апрель 1946 г. самолет готовился к летным испытаниям. В апреле на Як-15 был установлен новый, проверенный в ЦИАМ двигатель, и летчик-испытатель М.И. Иванов выполнил на нем первый полет. Заводские испытания завершились в июле

1946 г. Месяц спустя Иванов продемонстрировал самолет на воздушном параде в Тушино.

Первые серийные истребители, предназначенные для участия в параде 7 ноября, были без оружия и бронезащиты, с верхним фюзеляжным керосиновым баком полного объема (на боевых машинах из-за установки пушек объем верхнего бака уменьшался) и имели неполный комплект радиооборудования.

В декабре 1946 г. два истребителя № 31002 и № 31015 были предъявлены на государственные испытания в качестве тренировочных с одной пушкой ИС-23, которые завершились в апреле 1947 г. Ведущим инженером и летчиком-испытателем был назначен Г.А. Седов, его дублером — А.Г. Прошаков. Техником на одном истребителе был В. Фурсин, а на другом Н. Поваренков [61].

Параллельно с государственными испытаниями на девятом серийном Як-15 проводились специальные летные исследования пилотажных качеств, которые оказались близки к истребителю Як-3. По технике пилотирования Як-15 был наиболее простым из всех отечественных реактивных истребителей и доступен для освоения летчиками средней квалификации. Правда, по запасам продольной устойчивости и управляемости он не удовлетворял требованиям ВВС, поскольку оказался неустойчив в канале тангажа, а усилия на руле высоты значительно менялись при изменении режима работы двигателя, что было связано с использованием реданной схемы.

Як-15 был дозвуковым самолетом с толстым крылом и имел значительные ограничения, которые не позволяли реализовать все возможности ТРД. В частности, на высотах до 3150 м было запрещено по условиям прочности планера развивать скорость свыше 700 км/ч по прибору, на больших высотах скорость ограничивалась числом $M=0,68$.

На самолетах стояли двигатели РД-10, собранные на заводе № 26 из деталей Ju20-004В1 немецкого производства. Несмотря на тщательный контроль при сборке, ТРД нарабатывали в лучшем случае 16 ч 48 мин. при ресурсе 25 ч. За время государственных испытаний на истребителях заменили три двигателя. Неудовлетворительная работа ТРД была ограничена 10 мин на номинальном режиме и не позволяла определить летные характеристики во всем диапазоне высот полета. Непрерывный набор высоты на режиме максимальной скороподъ-

емности допускался лишь до высоты 8370 м, а ее максимальное значение не превышало 10 000 м, хотя по расчетам в запасе было около 3000 м [61].

Неудобным в эксплуатации было шасси с хвостовым колесом, которое приводило к вибрации руля поворота и повреждению камнями рулей высоты при пробе двигателя. Кроме этого, газовая струя разрушала поверхность аэродрома, а при длительной рулежке по заснеженному полю появлялось обледенение на нижней обшивке горизонтального оперения [61].

Вообще требовалась доработка истребителя Як-15. Военные высказали пожелание, чтобы было установлено новое шасси с носовым колесом с переделкой горизонтального оперения, а для надежной работы ТРД при отрицательных перегрузках были установлены специальные топливные баки. Чтобы увеличить дальность радиосвязи в ГК НИИ ВВС была заменена однолучевая антенна на двухлучевую [61].

Несмотря на все недостатки в заключительном акте по результатам госиспытаний, утвержденном в мае 1947 г., было отмечено: «Самолет Як-15 (...) удовлетворяет требованиям ВВС к тренировочному реактивному истребителю.

Ввиду исключительно малой дальности полета — 300 км на наивыгоднейшем режиме на высоте 1000 м до полного выгорания топлива доведение самолета до боевого состояния нецелесообразно, так как в этом случае ухудшаются его пилотажные качества, вследствие (...) значительного увеличения полетного веса за счет горючего для достижения дальности полета 800...900 км.

Считать необходимым, в силу простоты конструкции, малой тяги двигателя РД-10 и простоты пилотирования, (...) Як-15 модифицировать в учебно-тренировочный с двойным управлением и трехколесным шасси...».

В январе 1947 г. заместитель министра авиапрома П.В. Дементьев обратился к главному инженеру ВВС Маркову с просьбой о выпуске самолетов без вооружения и с сокращенным составом оборудования. В своем обращении он писал:

«Изготавливаемые заводом № 31 65 самолетов Як-15 с РД-10 для участия в первомайском параде считаю необходимым выпустить в полном соответствии с самолетами (...) изготовленными к параду 7 ноября 1946 г., т.е. без оружия и бронезащиты, с верхним керосиновым баком полного объема (...),

с установкой радиоприемника и радиопередатчика, но без радиополукомпаса РПКО-10М...

Пушки НС-23к и РПКО-10М госиспытаний не прошли и в серийном производстве не изготавливаются. На этих самолетах будут устранены все дефекты, выявленные в процессе подготовки их к параду 7 ноября, согласно утвержденной Вами ведомости.

После сдачи 65 самолетов (...) в указанном виде завод № 31 будет выпускать самолеты с оружием, бронезащитой и радиополукомпасом с плоской рамкой».

Серийное производство Як-15 завершилось в 1947 г. выпуском 280 самолетов. К числу наиболее распространенных дефектов самолета, выявившихся в ходе эксплуатации, относились разрушение рессор амортизации хвостового колеса (видимо, от перегрева), течь гидросмеси через уплотнительные манжеты амортизационных стоек шасси, а также преждевременный износ и обрыв отдельных нитей тросов управления рулем поворота.

Одной из первых модификаций Як-15 стала спарка, получившая обозначение Як-21Т, так и оставшаяся в единственном экземпляре. И это, несмотря на острую потребность в них ВВС. Дело дошло до того, что в строевых частях, случалось, самовольно переделывали одноместные Як-15 и его трехколесный вариант Як-17 в «спарки» [61].

САМОЛЕТ «150» ОКБ С.А. ЛАВОЧКИНА

С ТРД РД 10 (JUMO-004)

В феврале-марте 1945 г. началось проектирование новых реактивных самолетов под немецкие двигатели в ОКБ С.А. Лавочкина, которое к этому времени уже полностью переехало в Москву и разместилось на заводе № 81. В объединенном коллективе темп работ ускорился, и в апреле 1945 г. был выпущен проект легкого одномоторного реактивного истребителя «150» (рис. 2.89) под один Jumo-004 [57].

Компоновка легкого истребителя «150» оказалась гораздо более трудной задачей. Впрочем, можно заметить некоторую преимущество с проектом Ла-ВРД: это высокоплан с

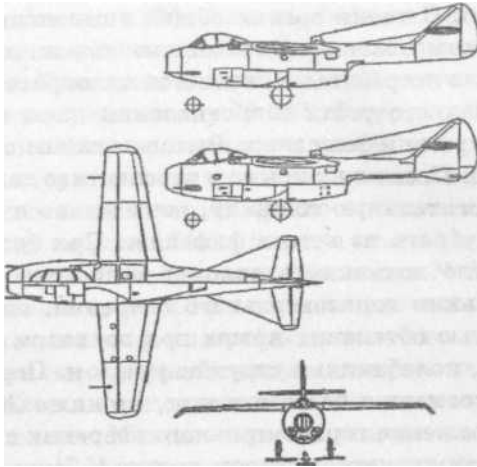


Рис. 2.89. Самолет «150» ОКБ С.А. Лавочкина [57]

фюзеляжем полугондольного типа, с эшелонированным размещением кабины пилота и двигателя. Но тяга немецкого Jumo-004 меньше, чем у отечественного С-18, и это заставило искать способы уменьшения веса конструкции и лобового сопротивления. Следовало учесть и рекомендации ЦАГИ, которые были выработаны на основании тщательного изучения зарубежного опыта создания скоростных реактивных самолетов, а также собственных исследований. Главными неблагоприятными факторами полета самолета на высокой скорости, когда начинает сказываться явление сжимаемости воздуха, были резкое возрастание аэродинамического сопротивления и изменение устойчивости и управляемости самолета вследствие изменения распределения давления по крылу и оперению. Для отдаления момента возникновения этих явлений, получивших название «волнового кризиса», предлагалось использовать новые скоростные так называемые «махоустойчивые» профили и рациональную компоновку их по размеру крыла. В концевой части крыла, где располагались элероны, собирались установить профили с большей несущей способностью с целью сохранения поперечной управляемости на критических углах атаки. Этому же способствовало применение геометрической крутки крыла. Концевые участки крыла относительно корневых имели меньший уста-

новочный угол. С точки зрения общей компоновки скоростного самолета отмечалось, что схема низкоплана, широко применявшаяся для истребителей, является малопригодной вследствие более раннего роста сопротивления из-за плохой интерференции крыла и фюзеляжа. Выгодны схемы среднеплана и высокоплана. Поскольку крыло в перспективе должно иметь меньшую относительную толщину, желательно шасси и топливные баки убрать из него в фюзеляж. При больших числах Маха могло возникнуть явление «скоростного бафтинга», т.е. вибрации горизонтального оперения, связанного с неустойчивостью обтекания крыла при волновом кризисе и, как следствие, колебаниями струи за крылом. Поэтому рекомендовалось возможно более высокое, не ниже 30 % хорды крыла, расположение горизонтального оперения с целью выноса его из возмущенного крылом потока [57].

Все требования и рекомендации нашли свое отражение в компоновке самолета «150». По сравнению с проектом Ла-ВРД при сохранении схемы высокоплана двухбалочная конструкция хвостовой части была заменена однобалочной, применено относительно высокорасположенное горизонтальное оперение; боковые воздухозаборники превратились в два всасывающих канала, огибающих по бортам кабину пилота, с входным отверстием в носовой части фюзеляжа; вооружение и основные стойки шасси перенесены в фюзеляж. Расположение основного шасси в фюзеляже стало с этого времени традиционным для всех реактивных самолетов Лавочкина. Особенно пришлось повозиться с размещением топливных баков. В результате получилась довольно сложная система, включавшая в себя кроме двух баков в центроплане, еще пять фюзеляжных баков своеобразной конфигурации, которые со всех сторон облепили двигатель. Конечно, это усложнило конструкцию, но позволило максимально обжечь фюзеляж и при ограниченной тяге двигателя получить приемлемые скоростные характеристики.

В апреле 1945 г. предварительное проектирование самолета было закончено. В мае 1945 г. в ОКБ и на заводе № 81 приступили к изготовлению рабочих чертежей и макета самолета, а также моделей для продувок в трубах ЦАГИ [57].

Завод № 81 был мал и не имел возможностей, чтобы справиться со всем объемом работ по постройке нового самолета. Поэтому распоряжением НКАП выпуск малой серии (5 штук)

опытных самолетов «150» был перенесен на завод № 381, на котором заканчивалось производство деревянных Ла-7 [57].

ОКБ С.А. Лавочкина должно было к 1 августа 1945 г. сдать все рабочие чертежи заводу № 381. Этот срок ОКБ выдержало, за исключением некоторых чертежей по фонарю и кабине пилота. Конструкторы предполагали установить катапультное кресло (прототипом явилось кресло немецкого самолета He-162). К концу августа 1945 г. полный комплект чертежей был передан на завод. В начале июля на заводе № 81 был построен макет самолета, и на нем параллельно с выпуском чертежей происходила взаимная увязка агрегатов.

Несмотря на быстрый выпуск документации, самолет «150» оказался в худшем положении по сравнению с Як-15 и И-300. Яковлев и Микоян строили опытные машины на заводах, находившихся в их непосредственном подчинении (соответственно, № 115 и № 155), где одновременно с проектированием могли организовать подготовку ступелей и другой технологической оснастки, заготовку необходимых материалов и многое другое. Заводы имели соответствующее характеру опытного производства оборудование и квалифицированную рабочую силу.

Завод № 381 был серийным, технологически настроенным на выпуск деревянных самолетов, что значительно затрудняло переход на новые цельнометаллические самолеты.

Несмотря на жесткие сроки выпуска: первого экземпляра к 1 ноября, следующих двух — в ноябре и последних двух — в декабре 1945 г., руководство завода не сумело должным образом организовать работу. В результате все планы оказались сорваны.

Естественно, такое положение дел сильно беспокоило С.А. Лавочкина. Еще в начале сентября после продувок модели самолета «150» в ЦАГИ выяснилось, что он имеет избыточную поперечную и недостаточную путевую устойчивость. Размеры оперения были выбраны исходя из опыта проектирования истребителей с ПД, где оперение и рули, находящиеся в струе от винта, более эффективны и, следовательно, могут иметь меньшую площадь. Для реактивных истребителей необходимо увеличивать относительную площадь оперения. Излишняя поперечная устойчивость объяснялась применением схемы высокоплана. Уменьшить ее мож-

но приданием крылу отрицательного угла поперечного V или, что не требовало значительных переделок, установкой на концах крыльев загнутых вниз законцовок-стекателей по типу немецкого He-162. ОКБ быстро разработало чертежи* на эти доработки, но передавать их в производство на завод № 381 Лавочкин не стал (это могло еще больше затянуть постройку самолетов), а вел поиски новой опытной производственной базы [57].

Заказчик стал проявлять все возрастающий интерес к разработкам по реактивной технике, однако информации у них практически никакой не было: главные конструкторы, в нарушение установленного порядка, не предъявляли на заключение ни эскизных проектов, ни макетов самолетов (Яковлев и Микоян вообще макетов не строили). Не было, наконец, согласованных тактико-технических требований на новые истребители. Возмутились военные испытатели, когда были проведены испытания в ГК НИИ ВВС трофейного немецкого реактивного истребителя Me-262, проведенные с августа по ноябрь 1945 г. Большое впечатление на них произвели его максимальная скорость — 850 км/ч, мощное вооружение — 4 пушки калибра 30 мм, продуманная и доведенная конструкция самолета. Несмотря на недостатки, связанные с большим полетным весом (плохие взлетно-посадочные свойства и маневренность), руководство ВВС вышло в Совет Народных Комиссаров с предложением о немедленном запуске Me-262 в серийное производство без каких-либо переделок, за исключением установки отечественного вооружения и радиооборудования. Для этой цели предлагалось выделить один из серийных заводов и ОКБ Сухого, которое как раз приступило к проектированию аналогичного по схеме двухдвигательного самолета Су-9.

Вопрос рассматривался на самом высоком уровне. Предложение ВВС отклонили, но это событие усилило внимание правительства к отечественным разработкам. 2 октября 1945 г. НКАП принял решение расширить опытно-конструкторскую и производственную базу ОКБ С.А. Лавочкина, которое получило завод № 301 в подмосковных Химках. Здесь Яковлев стал доводить малые серии своих самолетов. Весь кадровый состав, оборудование и ценности завода № 81 переводились на завод № 301. После шестилетнего перерыва ОКБ С.А. Лавочкина вернулось туда, где началась его деятельность. Теперь, с укреп-

лением производственных мощностей, коллектив мог самостоятельно решать самые сложные задачи [57].

При проектировании и изготовлении макета самолета «150» выявились его недостатки. Он был рассчитан исключительно на двигатель РД-10: сильно обжатый фюзеляж не позволял разместить в нем более мощный и крупный двигатель, каковым в перспективе являлся ТР-1 А.М. Люльки. Стали очевидными и такие, вынужденные из-за экономии веса и габаритов, конструктивные недостатки, как неразъемное крыло, тесная кабина, плохой подход к двигателю и его агрегатам. Военные считали вооружение из двух пушек калибра 23 мм недостаточным для современного истребителя. Тогда Лавочкин задумал создать новую машину. Вначале в официальных документах проект считался модификацией истребителя «150». Вскоре стало ясно, что это совершенно другой самолет, получивший заводской шифр «152». Так, параллельно с постройкой самолета «150», на заводе № 301 развернулись работы по созданию целой серии истребителей новой схемы (среднеплана с реданной компоновкой фюзеляжа): «152» с двигателем РД-10, «154» с ТР-1 А.М. Люльки и «156» с РД-10Ф. Все эти машины относились к первому поколению реактивных истребителей [57].

Изготовление самолетов «150» затягивалось. Несмотря на сильное «давление» на руководство завода № 381 на совещании 26 ноября 1945 г. с участием заместителей наркома Деметьева, Воронина, Яковлева, главных конструкторов Лавочкина и Микояна, ход работ не ускорился...

Только к апрелю 1946 г. завод № 381 построил первый самолет «150», предназначенный для статических испытаний. На нем потребовалось усиление хвостовой части. При статических испытаниях произошло разрушение деталей узлов подвески шасси, выполненных из некаленной стали. Пришлось устранять эти дефекты и повторять испытания [57].

В соответствии с новыми нормами прочности усилили крыло и оперение. Увеличили также площадь вертикального оперения. Эти работы проводились на заводе № 301 в мае-июле 1946 г.

Аналогичным образом дорабатывали и остальные самолеты.

Завод М° 381 собрал только первые три самолета, а детали двух других были переданы на завод № 301.

1 августа 1946 г. Министерство авиационной промышленности (МАП) разрешило первый вылет. Увы, наземные работы затянулись еще на месяц. На самолете сменили три двигателя, прежде чем 26 августа первый летный экземпляр «150» появился на аэродроме ЛИИ. 30 августа при рулежке выяснилось, что на скорости 100...110 км/ч самолет опускает хвост и касается им земли. Пришлось смещать центр тяжести вперед путем установки дополнительного груза в носках фюзеляжа, 11 сентября 1946 г. летчик-испытатель завода А.А. Попов впервые поднял самолет «150» в воздух. Началась заводская летная отработка.

Из-за подготовки к параду над Красной площадью 7 ноября 1946 г. потребовалось за месяц выпустить малую серию из 8 самолетов «150». Задание по самолету «150» было распределено поровну между опытным заводом № 301 и заводом № 21 в Горьком — по 4 самолета. Если для завода № 21 это означало постройку новых самолетов, то завод № 301 должен был доделать экземпляры, полученные им с завода № 381 (в их число входил и уже летающий первый экземпляр). Заводу № 21 были срочно переданы чертежи опытного самолета «150». Туда были направлены бригады опытных конструкторов и технологов. Даже выдавшие виды военпреды, отвечавшие за проверку качественного выполнения задания, очень удивились поставленному сроку: даже в годы войны подготовка производства новой модели занимала 3—4 месяца, сборка первого образца — до 2—4 месяцев. Теперь то же самое нужно было сделать в 10—20 раз быстрее. Подготовка производства самолета «150» заняла 5—10 дней, сборка первого самолета — 10—12 дней [57].

Работали круглосуточно, задание было выполнено. Построили бы и больше самолетов, но не хватало двигателей. К сожалению, моторостроительные заводы начали их серийный выпуск буквально единицами штук, да и те отличались малой надежностью и ресурсом (первоначально — 25 ч).

Построенные к параду самолеты были не боевыми. На самолетах «150» отсутствовали бронирование, патронные коробки, боезапас и кислородное оборудование. Вместо них в передней части фюзеляжа установили груз весом 75 кг. Тем не менее к 1 ноября все восемь самолетов «150» были готовы. Их доставили в ЛИИ и ГК НИИ ВВС, где они были облетаны заводскими летчиками и приняты военными. Заводу № 21 для

доставки самолетов по автодороге (из-за неразъемного крыла) пришлось сделать специальные буксируемые автомобилем поворотные тележки, позволяющие преодолевать мосты и прочие узкие проходы по пути в Москву. Из-за подготовки к параду заводские испытания самолета «150» приостановили, так как самолеты были необходимы для изучения и тренировочных полетов летчикам ВВС. Ввиду того, что на опытном самолете «150» в первых полетах обнаружили отсос и недостаточную прочность створок шасси на скоростях около 650 км/ч по прибору, главный конструктор ограничил для «парадной» группы максимальную скорость по прибору — 600 км/ч и максимальную перегрузку — не более 3. Это не мешало проведению тренировок, поскольку предполагался простой горизонтальный пролет строя из двух звеньев по три самолета. Два самолета оставались в резерве. Несмотря на небольшой срок, летчики ВВС успели провести 67 тренировочных полетов одиночно, парой, звеном и двумя звеньями [57].

Из-за плохой погоды 7 ноября 1946 г. воздушная часть парада не была проведена.

В связи с задержкой начала летных испытаний самолет «150» С.А. Лавочкина оказался в самых невыгодных условиях. Военные увидели абсолютно недовершенные самолеты с массой недоделок и дефектов. Даже основные летные характеристики не были определены. В отчете по результатам предпарадной эксплуатации самолетов «150» были высказаны серьезные претензии: тесная кабина, недостаточная путевая устойчивость, затрудненный подход к агрегатам двигателя, особенно к пусковому моторчику, который чаще всего выходил из строя. Обнаружилось почти полное исчезновение нагрузки на ручке управления от руля высоты при посадке, что затрудняло ее выполнение. Вызвали нарекания слабое вооружение и малый запас топлива, который к тому же усугублялся наличием значительного невырабатываемого остатка (до 30...32 л) и отсутствием топливомера. Отсутствие систем вентиляции и обогрева ухудшали работу летчика в полете [57].

Тогда наиболее перспективным боевым самолетом признали МиГ-9, имевший мощное вооружение и показавший на заводских испытаниях максимальную скорость 920 км/ч на высоте 5000 м и большую, по сравнению с Як-15 и Ла-150, дальность и продолжительность полета. Его предлагалось доводить

как боевой вариант, с проведением государственных и войсковых испытаний по полной программе.

Недоведенный Ла-150, выглядевший неважно на фоне МиГ-9 и Як-15, решили использовать в качестве экспериментального. Улучшить его и провести государственные испытания. Вопрос о запуске в серию поставить в зависимость от результатов испытаний. Очевидно, что судьба самолета «150» предопределилась уже тогда.

После несостоявшегося парада пять из восьми самолетов «150» были возвращены на завод № 301 для доработок и заводских летных испытаний, в которых использовались три самолета. Первая проходила испытания на определение максимальных скоростей и других летных характеристик, вторая — на определение расхода горючего и дальности, третья — на устойчивость и управляемость. Летали в основном трое: летчик-испытатель завода И.Е. Федоров, летчики-испытатели ЛИИ М.Л. Галлай и Г.М. Шиянов. Основной проблемой начального этапа стала доводка системы аварийного выпуска шасси и усиление его створок, так как в полетах случался их отсос и даже отрыв. В декабре 1946 г. и январе 1947 г. график испытаний опять сбился из-за неподготовленности взлетной полосы аэродрома ЛИИ: ее не успевали очищать от снега.

Испытания на устойчивость и управляемость дали полную картину пилотажных характеристик самолета. Основные недостатки — излишняя поперечная устойчивость и излишняя легкость продольного управления — преодолевались путем установки загнутых вниз законцовок на крыльях и снижения аэродинамической компенсации руля высоты [57].

Наибольшую трудность на испытаниях вызвало снятие максимальных скоростей и скороподъемности из-за неудовлетворительной работы двигателей. На первом опытном самолете заменили четыре двигателя. Все они тщательно регулировались на земле, но в полете их тяга существенно отличалась одна от другой. С первым самолетом недодавал скорости 80...100 км/ч. Тот же самолет со вторым двигателем недодавал 50...70 км/ч. Только после установки третьего двигателя получены максимальные скорости, соответствующие расчетным. Причинами неудовлетворительной работы РД-10 были плохая работа системы регулирования и зависимость ее от температуры масла. В зимних условиях при регулировке оборо-

тов на земле температура масла не поднималась выше + 30 °С, зато в полете с подъемом на высоту она повышалась до + 80 °С, что вызывало падение оборотов двигателя (а, значит, и тяги) на 200...250 оборотов. В конце концов, удалось получить максимальную фактическую скорость 878 км/ч на высоте 4200 м, что несколько превышало расчетное значение [57].

Заводские испытания завершились 27 апреля 1947 г. Всего за время эксплуатации группы из восьми самолетов «150» было выполнено 115 полетов, из них сорок восемь — по программе заводских испытаний. Облетали машины 3 заводских летчика, 3 летчика ЛИИ и 14 летчиков ВВС.

В марте 1947 г. в ГК НИИ ВВС проводились дополнительные испытания одного из оставшихся там самолетов «150» на определение степени загрязнения воздуха в кабине пилота. Проблема возникла зимой 1946—1947 годов при госиспытаниях Як-15, когда во время продолжительных полетов (20...25 мин) в кабину стал проникать дым, появляющийся в результате пиролиза керосина и масла на горячих деталях двигателя. Даже при использовании летных очков дым раздражал слизистую оболочку глаз и очень мешал пилоту. На первых реактивных самолетах подтекания и проливы топлива и масла при заправке двигателей были не исключением, а, скорее, правилом [57].

Это усугублялось частым ремонтом и регулированием самих двигателей, в результате чего на них постоянно присутствовали следы горюче-смазочных материалов. Естественно, что при работе двигателя в полете все это начинало дымить...

На самолете «150» с задачей справились успешно: на нижней части капота двигателя были сделаны отсасывающие «жабры», а впереди по полету на створках шасси — нагнетающие. В моторном отсеке создавался необходимый перепад давлений и направленный поток воздуха, выводящий дым наружу. Этому способствовала и эшелонированная компоновка самолета «150», позволявшая отделить кабину от моторного отсека герметичной переборкой. Иное дело реданная компоновка Як-15. Здесь летчик фактически сидел верхом на двигателе, причем как раз над самой горячей его частью — турбиной, и изолировать кабину от попадания дыма оказалось гораздо труднее. Схожая проблема обнаружилась и при испытаниях самолетов «152» и «156» Лавочкина. Сравнительные испытания самолете-

тов «150» и Як-15 в ГК НИИ ВВС на наличие вредных газов в кабине пилота показали явное преимущество компоновки самолета «150»: продуктов пиролиза керосина в кабине практически не наблюдалось, за исключением их легкого присутствия на взлете, когда отсасывающее действие встречного потока было еще недостаточным [57].

Перед передачей на государственные испытания один из самолетов «150» дорабатывался. На концах крыльев были поставлены отогнутые на 35° вниз законцовки; уменьшена аэродинамическая компенсация руля высоты с 24 до 20 %; кабина расширена на 80 мм и установлен новый фонарь; перекомпонованы приборы на приборной доске; поставлено катапультное кресло; установлено переднее и заднее бронирование кабины пилота; запас керосина увеличен с 597 до 780 л; крыло сделано отъемным от фюзеляжа; расширен бортовой люк и сделан люк для подхода к пусковому моторчику; аккумулятор и кислородный баллон были перенесены в переднюю часть фюзеляжа. После этих переделок самолет получил наименование «150М» и перед передачей в ГК НИИ ВВС произвел три дополнительных полета на оценку устойчивости и управляемости, «обжим» самолета и отстрел оружия в воздухе [57].

Госиспытания «150М» начались 24 июля 1947 г. Их проводили летчик-испытатель В.Е. Голофастов и ведущий инженер В.И. Алексеев. Уже 9 августа на самолете вышел из строя двигатель: в масле появилась металлическая стружка. К этому моменту было выполнено всего 14 полетов с общим налетом 7 ч 12 мин. Запасного двигателя не было, и испытания прервались на месяц. По просьбе главного конструктора их не возобновляли: на госиспытания был предъявлен самолет «156», имевший более высокие летные характеристики.

По сравнению с опытным «150» практически все летные характеристики самолета «150М» ухудшились: максимальная скорость снизилась с 878 до 805 км/ч, время набора высоты 5000 м увеличилось с 4,8 до 7,2 мин, что было вызвано увеличением полетной массы с 2973 до 3338 кг и увеличением лобового сопротивления (новый фонарь, законцовки крыльев, новая стойка антенны). Естественно, что в середине 1947 г. такие летные данные не отвечали требованиям, предъявляемым к реактивным истребителям. К тому же отмечалось, что

соотношение путевой и поперечной устойчивости все еще не удовлетворительно, а кабина по-прежнему неудобна.

Испытания самолетов «150» и «150М» подтвердили, что на базе одного двигателя типа РД-10 создать полноценный боевой самолет практически невозможно. Тем не менее конструкторы в порядке инициативы попытались еще раз выявить потенциальные возможности самолета данной схемы. Речь идет о создании одного из первых в СССР форсированных ТРД на базе серийного РД-10 [57].

И.А. Меркулов, который в это время работал в ОКБ Лавочкина, после знакомства с конструкцией РД-10, предложил повысить его тягу на 30...50% путем дополнительного сжигания горючего за турбиной. Конечно, Лавочкин поддержал предложение, поскольку для самолетчиков не было тогда большей проблемы, чем недостаточная тяга первых ТРД. Основным организатором этого дела стал начальник только что созданной моторной лаборатории завода № 301 В.И. Нижний.

Строго говоря, дожигание топлива за турбиной форсированием двигателя не являлось, поскольку обороты, расход воздуха, давление топлива в основных форсунках не повышались, и ресурс оставался прежним. Но краткий термин «форсаж» сразу прочно приклеился к этому устройству, и в обиходе стал означать резкое повышение тяги [57].

Двигатель получил заводское обозначение «ЮФ» (ЮМО-форсированный), К началу ноября 1946 г. «ЮФ» прошел 25-часовые заводские стендовые испытания в моторной лаборатории. Ожидаемые характеристики подтвердились. Статическая тяга на земле составила 1240 кгс. Летную отработку двигателя «ЮФ» провели на специально построенном для него самолете «156». Первый в СССР взлет и полет самолета «156» на форсаже состоялся 10 апреля 1947 г.

Успешная доводка двигателя позволила одновременно с самолетом «150М» аналогично переоборудовать еще один самолет «150», на котором вместо серийного РД-10 установили форсированный «ЮФ». Самолет получил обозначение «150Ф» и прошел заводские испытания с 25 июля по 5 сентября 1947 г. Сочетание хорошей аэродинамики и форсированного двигателя позволило значительно улучшить скоростные качества: максимальная скорость составляла у земли 950 км/ч, на высоте 4320 м — 915 км/ч, и по этому показателю самолет «150Ф» ус-

тупал только МиГ-9 с форсированными РД-21. Время подъема на 5000 м составило 4,2 мин, а дальность на высоте 5000 м — 487 км. Испытания «150Ф» показали, что форсаж значительно улучшает летные данные самолета. В силу известных конструктивных недостатков дальнейших перспектив эта машина не имела и на госиспытания не передавалась [57].

Основные тактико-технические характеристики самолета Ла-150 («150») представлены в табл. 17 прил. 1.

ПРОЕКТ САМОЛЕТА «160» ОКБ С.А. ЛАВОЧКИНА

С ТРД РД-10 (Jumo 004)

В апреле 1945 г. в ОКБ С.А. Лавочкина был выпущен проект тяжелого двухдвигательного реактивного истребителя «160» (одновременно с проектом самолета «150») (рис. 2.90) под два ТРД Jumo-004.

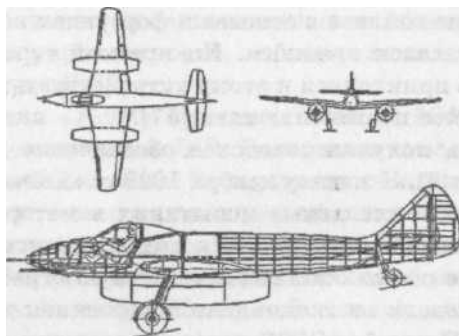


Рис. 2.90. Проект самолета «160» [57]

Причин такого подхода были две. Первая лежала в области техники: тяга одного Jumo и, тем более, BMW была недостаточной для создания полноценного однодвигательного истребителя с летными данными, сравнимыми (кроме, конечно, максимальной скорости) с данными тогдашних поршневых истребителей. Чтобы обеспечить приемлемые взлетно-посадочные характеристики, маневренность и скороподъемность, приходилось максимально ограничивать количество горючего и

вооружение, что снижало боевые качества самолета. Не случайно в Германии и Великобритании первыми серийными реактивными самолетами стали именно двухдвигательные «Мессершмитт-262» и Глостер «Метеор». В отличие от заграницы в СССР сложилась концепция «массового легкого маневренного истребителя», предназначенного в первую очередь для воздушного боя и завоевания превосходства в воздухе. Задачи, решаемые немецким Ме-262 — перехват тяжелых бомбардировщиков и нанесение бомбоштурмовых ударов, были нашим истребителям в значительной мере несвойственны, особенно в конце войны. Естественно, что С.А. Лавочкин считал, что эту линию необходимо продолжать при создании реактивных истребителей [57].

Однако в ОКБ вырос и теперь претендовал на выработку собственных решений такой способный конструктор и руководитель, как СМ. Алексеев, приложивший руку к проектированию Ла-ВРД. Теперь именно благодаря его влиянию (это вторая причина) наряду с легким истребителем «150» был спроектирован более тяжелый самолет «160» с более мощным вооружением и большим запасом горючего [57].

Отметим некоторые особенности проекта самолета «160»: вооружение состояло из трех пушек НС-23 с боезапасом по 80 патронов к каждой в носовой части фюзеляжа на общем лафете; бронирование, исходя из основного назначения самолета — борьба с тяжелыми бомбардировщиками, — только спереди; кабина рассчитана на полную герметизацию. Несмотря на то, что самолет «160» по компоновке и своим функциям аналогичен немецкому Ме-262 и английскому «Метеору» и мог считаться «тяжелым» истребителем, его проектный полетный вес был намного меньше: 4020 кг вместо 6500...7000 кг у последних, в основном из-за меньшего запаса горючего. Правда, во время войны у нас сильно занимали предполагаемые полетные массы иностранных самолетов. Так, например, считалось, что полетная масса Ме-262 составляет всего около 4500 кг.

Самолет «160», спроектированный для тех же задач, что и Ме-262, имел значительно меньшую расчетную полетную массу.

Сил у ОКБ и производства явно не хватало для параллельной работы над двумя реактивными самолетами. А так как создание легкого маневренного истребителя для воздушного

боя считалось первоочередной задачей, проект «160» был отложен. В 1946 г. С.А. Лавочкин благословил своего заместителя СМ. Алексеева на самостоятельную работу. Став главным конструктором ОКБ-21 в Горьком, тот направил усилия! в первую очередь на разработку двухдвигательных истребителей [57].

Основные расчетные тактико-технические характеристики] самолета «160» даны в табл. 17 прил. 1.

САМОЛЕТ СУ 9 ОКБ П.О. СУХОГО

С ТРД РД-10 (JUMO-004)

Самолет Су-9 («К») (рис. 2.91) был одноместным фронтовым истребителем и легким бомбардировщиком.

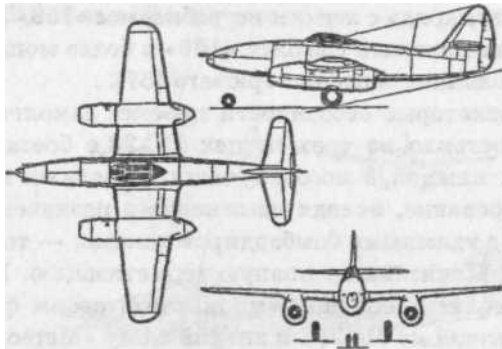


Рис. 2.91. Самолет Су-9 (1946) [8]

Низкоплан с двумя турбореактивными двигателями **РД-10** по 900 кгс тяги, подвешенными под крылом. Конструкция самолета — цельнометаллическая, сечение фюзеляжа — овал с зализами крыла, снабженного закрылками и оригинальными аэродинамическими тормозами между двигателями и элеронами, за счет размаха и площади последних. Тормоза состояли из двух поверхностей, раздвигавшихся при посадке вверх (больше) и вниз (меньше). Применены они были у нас впервые. Управление ими гидравлическое (бустерное). Кроме **Toro**,

ОГНЕННЫЕ КРЫЛЬЯ

для сокращения пробега был применен (также впервые) тормозной парашют. Для ускорения взлета были применены пороховые ускорители взлета У-5 — по одному на каждом борту — с тягой в 1150 кгс в течение 8 с. Колеса шасси убирались в центроплан к оси самолета, носовое — в фюзеляж. Вооружение было мощным: одна пушка Н-37 с возможной заменой ее пушкой Н-45 (по 30 снарядов) или же двумя НС-23. Кроме того, были две НС-23 (с 200 снарядами к обеим). Бомб — две ФАБ-250 или одна ФАБ-500.

Было установлено катапультируемое сиденье летчика.

Масса пустого самолета — 4466 кг, запас топлива — до 1750 кг, полетная масса — 6380 кг (максимальная).

Летные качества были хорошие: скорость у земли — 847 км/ч и 885 км/ч на высоте 5000 м, продолжительность полета — 1 ч 44 мин, дальность — 1200 км, потолок — 12 800 м.

Самолет был выпущен в 1946 г. и 3 августа 1947 г. показан на параде в Тушино. В декабре были закончены все испытания, и самолет рекомендовали к серийной постройке, но он не внедрялся, так как заводы были заняты другими самолетами, а П.О. Сухой выпустил аналогичный истребитель Су-11 с еще более высокими данными [8. С. 341, 342].

ПРОЕКТ ИСТРЕБИТЕЛЯ Н 260 («К») ОКБ-155

А.И. МИКОЯНА С ТРД BMW 003

В мае-июне 1945 г. коллективом ОКБ-155 был разработан проект истребителя, который получил название И-260 (рис. 2.92) и заводской шифр «К». Силовая установка самолета состояла из двух турбореактивных двигателей BMW-003, которые разместили на консолях крыла по типу немецкого истребителя Me-262.

Вооружение включало одну пушку Н-37 и две пушки НС-23, расположенные в носовой части фюзеляжа. В соответствии с утвержденным в мае 1945 г. графиком проектирования и постройки И-260, опытный экземпляр должен был быть выкачен на летное поле 31 августа 1945 г.

Однако в июне 1945 г. в ОКБ-155 начали проектные работы над другим вариантом истребителя с двумя двигателями

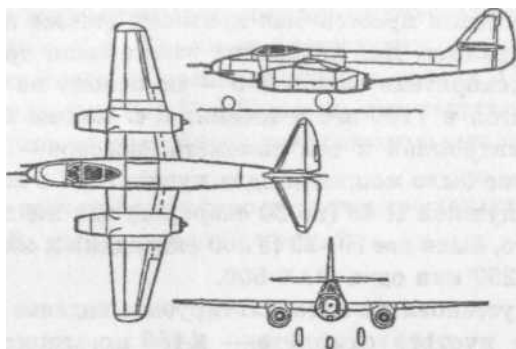


Рис. 2.92. Самолет И-260 (1945)

BMW-003, получившим наименование И-300 и шифр «Ф», у которого в отличие от И-260 два двигателя разместили не на консолях крыла, а в фюзеляже. Такая компоновка силовой установки оказалась наиболее перспективной, поэтому работы над И-260 были прекращены.

САМОЛЕТ МИГ 9 ОКБ А.И. МИКОЯНА

С ТРД РД-20 (BMW-003)

Еще шла война, а в ОКБ-155 появились первые наброски истребителя «Ф», будущего МиГ-9 (рис. 2.92). Разработка самолета началась в феврале 1945 г., когда Красная Армия только перешла границу с Германией.

Самолет «Ф» создавался в соответствии с постановлениями правительства от 9 апреля 1945 года. По этому постановлению в ОКБ-155 должны были спроектировать одноместный истребитель с двумя двигателями BMW-003 со следующими характеристиками: максимальные скорости у земли — 900 км/ч, на высоте 5000 м — 910 км/ч, максимальная дальность полета 820 км, время набора высоты 5000 м — 4 мин, вооружение — одна пушка калибра 57 или 37 мм и две пушки калибра 23 мм. Самолет необходимо было построить в трех экземплярах и передать на летные испытания 15 марта 1946 г. Такое же задание было поставлено и другим самолетным ОКБ, о чем уже упоминалось выше.

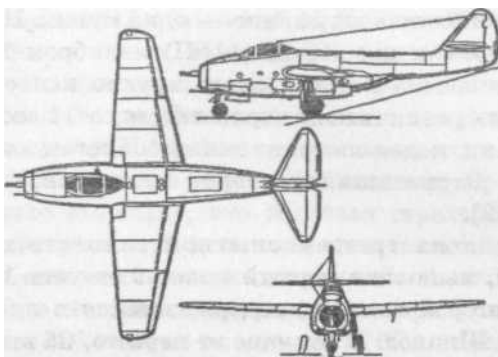


Рис. 2.92. Самолет МиГ-9 ОКБ-155 А.И. Микояна [8]

К началу проектирования истребителя «Ф» в ОКБ А.И. Микояна имелся опыт создания самолета И-250.

Естественно, опыт создания и эксплуатации И-250 был использован при создании будущего МиГ-9, в частности, при выборе аэродинамической компоновки крыла.

Первый проект реактивного истребителя И-260 в ОКБ Микояна был выполнен по схеме Ме-262. Однако впоследствии от нее отказались, разместив двигатели в фюзеляже. На трофейных двигателях BMW-003 не было жаровых удлинительных труб. Видимо, это обстоятельство и вынудило конструкторов установить ТРД в носовой части фюзеляжа, вывести поток горячих газов под хвост и защитив его жаропрочными экранами. Но недостаточно жесткое крепление их впоследствии стало причиной вибраций опытной машины, на устранение которой ушло немало времени и сил. Подобное размещение двигателей позволило снизить лобовое сопротивление самолета по сравнению со схемой Ме-262. Благодаря этому, при меньшей суммарной тяге двигателей скорость полета МиГ-9 была на 35 км/ч выше, чем у Ме-262А-1 [62].

24 апреля 1946 г. первый полет на опытном самолете И-300 («Ф») (основные тактико-технические характеристики даны в табл. 17 прил. 1) с трофейными двигателями BMW-003А-1 выполнил летчик-испытатель А.Н. Гринчик, спустя 13 месяцев после начала опытно-конструкторских работ. Самолет должен был стать грозой для бомбардировщиков противника, ведь на нем стояло исключительно мощ-

ное артиллерийское вооружение — одна пушка Н-57 (120П) калибром 57 мм и две НС-23 (115П) калибром 23 мм. Испытания самолета «Ф» шли очень трудно и постоянно сопровождались различными доработками, а 11 июля во время подготовки к демонстрационным полетам он потерпел катастрофу. Оторвавшийся элерон стоил жизни Алексею Гринчику [62].

Испытания на третьем опытном самолете продолжил М.Л. Галлай, выполнив первый полет 9 августа 1946 г. Три дня спустя второй самолет, задержавшийся в производстве, облетал Г.М. Шиянов. В отличие от первого, на втором и третьем самолетах обшивка была выполнена не из дерева, а из дюрала с частичным использованием дерева в конструкции планера. Испытания проходили более или менее хорошо, но осенью произошла первая серьезная авария. В очередном испытательном полете у М.Л. Галлая на высоте около 700 м разрушилось горизонтальное оперение, намертво заклинив управление рулем высоты. Надо отметить, что вскоре аналогичная авария произошла с летчиком ГК НИИ ВВС Ю. Антиповым. В одном из полетов летчик-испытатель Д. Пикуленко обнаружил, что на режиме максимальной скорости И-300 проявлял тенденции к кабрированию. Ю. Антипов решил повторить полет и самому убедиться в происшедшем, но его подстерегла авария — на высоте около 5000 м разрушился стабилизатор. В обоих случаях машины были спасены благодаря находчивости летчиков. Используя для поперечного управления элероны, а для продольного манипулируя тягой двигателей, летчики с риском для жизни благополучно совершили посадки, что позволило быстро разобраться в происшедшем и доработать конструкцию оперения [62].

18 августа самолет впервые продемонстрировали на традиционном воздушном параде в Тушине. В этом же году, 28 октября, начались государственные испытания в ГК НИИ ВВС, в которых участвовали летчики-испытатели А. Прошаков, А. Хрипов, А. Кубышкин, Ю. Антипов, П. Стефановский и Д. Пикуленко. Ведущим инженером был А. Розанов.

В ходе государственных испытаний, кроме описанного случая с Ю. Антиповым, отмечались и другие аварийные ситуации, как, например, аварийная посадка в поле «на брюхо» Д. Пикуленко, вследствие отключения одного из двигателей.

В ходе заводских испытаний М.Л. Галлай выполнил первые стрельбы из пушек, выявившие крупный дефект самолета — остановка двигателей вследствие попадания в них горячих пороховых газов. Особенно сильное влияние оказывала стрельба из пушки Н-57, что послужило поводом для замены ее пушкой Н-37 калибра 37 мм. На этапе государственных испытаний было выявлено, что залповая стрельба из всех пушек при одновременной даче газа на высотах свыше 7000 м приводит к самовыключению двигателей. И хотя при работе двигателей на номинальном режиме и приборной скорости полета свыше 320 км/ч на высотах до 11 600 м залповая стрельба не оказывала влияния на их работу, истребитель был признан небоеспособным [62].

Пытаясь устранить негативное явление, в соответствии с постановлением правительства от 2 августа 1947 г., на стволы всех пушек самолета № 106004 установили специальные газоотводные трубы-глушители. Особенно бросался в глаза глушитель пушки Н-37 — «бабочка», представлявший собой профилированную трубу, расположенную в вертикальной плоскости. При выстреле из этой пушки пороховые газы отводились вверх и вниз от воздухозаборника. Но это было лишь временное решение. Испытание системы проходило в период с 10 ноября 1947 г. по 14 января 1948 г., сначала на аэродроме Чкаловская, а затем в Крыму, в Саках. Ведущими по машине были инженеры Березин, Селиванов и летчик-испытатель А. П. Супрун. Выяснилось, что специальный глушитель пушки Н-37 допускал залповую стрельбу из всех пушек лишь до высоты 10 100 м, при этом он обладал малой живучестью и после 813 выстрелов разрушился. Разрушение глушителя делало полет опасным. Более того, глушитель снижал запас путевой устойчивости самолета, проявлявшийся в виде рыскания и после 3...5 выстрелов, особенно на большой высоте, создавал сильные колебания машины.

Правда, залповая стрельба только из пушек НС-23К, при одновременной даче газа, проверенная на высотах до 10 700 м и приборных скоростях свыше 320 км/ч, никакого влияния на работу двигателей не оказывала.

В январе 1948 г. истребитель официально приняли на вооружение под обозначением МиГ-9 (основные тактико-технические характеристики даны в табл. 17 прил. 1). Еще раньше,

одновременно с постройкой опытных машин на заводе № 1, развернулась подготовка к массовому производству. Серийные машины, получившие в промышленности обозначение «ФС» (И-301), внешне практически не отличались от опытных, разве что небольшими форкилями. На параде 1 мая 1948 г. тысячи зрителей смогли увидеть полет целого подразделения реактивных первенцев, а спустя два месяца в ВВС началась их эксплуатация. Одной из первых в стране истребители МиГ-9 получила дивизия полковника Г.А. Лобова. Но освоение самолетов по непонятным причинам затягивалось.

Выпуск МиГ-9 в Куйбышеве на заводе № 1 осуществлялся большими сериями, но качество самолета оставляло желать лучшего, и первоначальные хвалебные высказывания в его адрес сменились на противоположные. В правительство, министерство авиационной промышленности, ОКБ посыпались всевозможные жалобы и требования. Сообщалось о необходимости повышения запаса прочности планера, о срыве в воздухе щитков шасси, о повреждениях планера звеньями патронной ленты при стрельбе из пушек, частом выходе из строя стартеров двигателей [62].

Последней каплей, переполнившей терпение, стала докладная записка Главкома ВВС маршала Вершинина. В этой записке, отмечалось, что в некоторых частях не было ни одного самолета в летном состоянии. На докладную быстро отреагировал министр государственного контроля Мехлис, подготовивший свой доклад «О поставке министерством авиационной промышленности недоброкачественных самолетов». В докладе указывалось на плохие взлетно-посадочные свойства МиГ-9, на недоведенность оружия и отсутствие катапультных кресел, быстрый износ покрышек колес, течь топливных баков и деформацию планера, отсутствие бронестекол и низкий ресурс двигателей [62].

Вокруг МиГ-9 стали сгущаться тучи. Парадоксальная ситуация. ОКБ А.И. Микояна, разработавшее самый мощный отечественный реактивный истребитель, вложившее в него самые прогрессивные технические решения, стало обвиняться в создании недоброкачественных самолетов самим заказчиком, принявшим самолет на вооружение. В ответ на развернувшуюся кампанию недоверия к самолету министерство авиационной промышленности в начале 1948 г. подготовило своего рода протест, направленный Молотову и Булганину, в котором,

в частности, говорилось: «МиГ-9 был запущен в серийное производство в сентябре 1946 г. по образцу опытного самолета, переданного на государственные испытания.

Выпуск первых серий МиГ-9 производился в особых условиях, экстренно для обеспечения воздушных парадов 7 ноября 1946 г. и 1 мая 1947 года. К концу 1946 г. промышленность выпустила лишь десять боеготовых МиГ-9.

Для скорейшего освоения в серийном производстве запуск был произведен, не ожидая окончания государственных испытаний. Предполагалось, что доводка самолета и двигателя будет осуществляться в процессе производства, на основании опыта эксплуатации».

По существу конструктивных недоработок и производственных дефектов, указанных в письме Мехлиса, Дементьев докладывал: «Доводка оружия, обеспечивающая стрельбу из пушек на высотах более 7000 м, потребовала от главного конструктора длительных исследований и конструктивных отработок, что задержало передачу самолета на государственные испытания на 40 дней против установленного правительством срока.

Первые 48 МиГ-9 построены к Первомайскому параду 1947 г., согласно решению правительства № 2698—1114 от 16 декабря 1946 г. по образцу самолета № 11 без оружия. Эти самолеты будут вооружены пушками НС-23К до 1 июня 1948 г. Установка пушек Н-37 на них невозможна.

Постановлением Правительства № 1626—434 от 20 мая 1947 г. было разрешено сдать ВВС 100 самолетов МиГ-9 без пушек Н-37 с последующей установкой их в частях ВВС в 3-м и 4-м кварталах 1947 г.

В связи с тем, что министерство вооружения не организовало производства этих пушек, фактически министерством авиационной промышленности сдано без пушек 46 самолетов. Таким образом, все самолеты с июля 1947 г. выпускаются с пушками НС-23К, а с сентября и с пушками Н-37.

В соответствии с постановлением Совмина № 2733—859 от 2 августа 1947 г., начиная с 1 сентября все самолеты стали выпускаться с фонарем, обеспечивающим установку бронестекла толщиной 65 мм.

Ресурс двигателя РД-20 увеличен с 25 до 75 ч, что подтверждено государственными испытаниями.

На 2 февраля 1948 г. 97 самолетов МиГ-9, находившихся в частях ВВС, не были полностью укомплектованы пушками! т.е. оставались небоеспособными» [62].

Чтобы как-то исправить положение и изменить отношение ВВС к самолетам, МАП отправлял в части бригады рабочих и отдельных «гонимых». Одним из них был инженер завода № 1 Зеленухин, сообщавший 19 февраля 1948 г. в своей докладной записке на имя начальника 10-го главного управления МАП, что «самолеты одной из частей 15-й воздушной армии не эксплуатировались из-за непогоды. В настоящее время эта часть имеет 6 летных самолетов.

30 января был выполнен первый полет, и для части это было целое событие. Командир корпуса объявил летчику благодарность.

Общее преклонение было перед Як-15. После первого полета, который проводился в присутствии инженера армии командира корпуса, надуманное напряжение несколько разрядилось, а после вылета 8 летчиков во главе с командиром корпуса мнение резко изменилось, появилось желание летать на «МиГах».

Перед моим отъездом из части вылетели командиры полков и эскадрилий.

Отзывы всего летного состава хорошие».

Очевидно, правительство СССР в погоне за внешним фактом заставило исправлять свои ошибки создателей самолетов и надо сказать, что они смогли, в конце концов, реабилитировать самолет МиГ-9, ставший в полном смысле слов боевым [62].

В ходе последующей эксплуатации, во время подготовки воздушному параду, 18 июля 1948 г. на самолете летчика Фатева из 1-го УТКЦ была обнаружена остаточная деформация верхней обшивки крыла. Выяснилось, что деформация явилась следствием энергичного выхода самолета из пикирования, когда перегрузки превышали допустимые 8 ед., доходя порой до 9,3.

МиГ-9 представлял собой классический свободнонесущий моноплан реданной схемы со средним расположением крыла. Цельнометаллический фюзеляж типа полумонокок с гладко работающей обшивкой.

Технологически фюзеляж делился на носовую и хвостовую части, стыковавшиеся между собой при помощи фитингов.1

8 носовой части размещались двигатели и кабина летчика, герметизация которой исключала циркуляцию воздуха, но не сохраняла постоянное давление. Кресло летчика обычного типа с чашкой сиденья под парашют.

В хвостовой части размещались 4-е топливных бака (3-й мягкие). Суммарная емкость фюзеляжных баков 1225 л.

Подвижная часть фонаря кабины сдвигалась назад и могла сбрасываться в полете в случае аварии. На некоторых машинах устанавливались бронестекла толщиной 55 мм.

Крыло трапециевидной формы в плане, двухлонжеронное с металлической работающей обшивкой. Состояло из центроплана и двух консолей, с разьемами по бортам фюзеляжа. С первой по третью нервюры крыла выполнены по профилю ЦАГИ 1-А-10, шестая и все последующие нервюры — по профилю ЦАГИ 1-В-10. Сопряжение между третьей и шестой нервюрами выполнялось по переходному профилю. Угол установки крыла 1° , поперечное $V — 2,5^\circ$. На задней кромке крыла навешивались элероны и закрылки с максимальным углом отклонения при посадке 50° . В крыле размещались 6 мягких топливных баков общей емкостью 370 л.

Хвостовое оперение свободносущее, съемное с высоким расположением стабилизатора набрано из симметричных профилей НАСА-0009. На серийных машинах перед килем добавлен небольшой форкиль. Стабилизатор устанавливался под углом PO' и при необходимости мог быть переставлен на угол до $— 4^\circ$.

Шасси — трехопорное. Главные стойки с тормозными колесами размером 660 x 160 мм были выполнены с качающейся полувилкой и выносными амортизаторами. Передняя стойка с колесом размером 480 x 200 мм, установленном на качающейся вилке, комплектовалась гидравлическим демпфером «шимми». Основные опоры шасси убирались в ниши крыла, в сторону фюзеляжа, а носовая — в фюзеляж в направлении по полету.

Управление самолетом было смешанное: ручное — жесткое, ножное — тросовое. Управление механизмами самолета осуществлялось воздушной системой [8], [62].

Силовая установка состояла из двух двигателей РД-20 тягой по 800 кгс каждый. На левом двигателе устанавливался электрогенератор. ТРД РД-20, являвшийся воспроизведением трофейного двигателя BMW-003A-1 (рис. 2.93), несколько отличался от последнего размещением агрегатов. В реактивном

сопле двигателей имелось двухпозиционное центральное тело, перемещавшееся ступенчато при достижении высоты полета 8000 м. В качестве топлива использовался тракторный керосин, объем внутренней заправки, которого составлял 1595 л. Для запуска двигателей применялся двухтактный поршневой двигатель «Ридель», работавший на бензине.

На заводе фирмы «БМВ» в Мюнхене в 1937 г. разрабатывались ТРД с центробежным компрессором. Однако после пе*редачи в 1939 г. завода фирмы «Брамо» в Шпандау, где проектировался ТРД с осевым компрессором, фирме «БМВ» предпочтение было отдано последнему, получившему обозначение Р-3302, а позднее BMW-003.

Первый двигатель был испытан на стенде в 1940 г. Министерство авиации Германии приняло решение, что БМВ будет разрабатывать более совершенный, по сравнению с ЮМО, проект ТРД с осевым компрессором, кольцевой камерой сгорания, охлаждаемыми воздухом турбинными лопатками и регулируемым реактивным соплом.

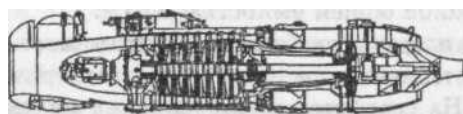


Рис. 2.93. Турбореактивный двигатель BMW-003 [59]

Руководил разработкой двигателя BMW-003 Г. Ойстрнх. В 1946 г. он и 120 специалистов фирмы «БМВ» стали работать на французской фирме «Снекма». Первый ГТД этой фирмы (ATAR-101) являлся по своей сути модификацией BMW-003. Первым серийным образцом был двигатель BMW-003A-0, испытанный в полете в октябре 1943 г. Следующим серийным был BMW-003 A-1 (к августу 1944 г. было выпущено 100 таких двигателей).

Параметры ТРД BMW-003A-1 представлены в табл. 20 прил. 11.

Проектировались другие модификации двигателя BMW-003. BMW-003C, 003D, 003E-1, 003E-2.

Эти двигатели, а также ТРД следующего серийного образца BMW-003A-2 устанавливались на самолетах He-162 и Ag-234.

Фирма «БМВ» работала также над модификацией BMW-003R, состоящей из ТРД BMW-003A-2 и ЖРД BMW-718 в качестве ускорителя с кратковременно развиваемой тягой 1250 кгс.

До конца войны в Германии построено более 700 двигателей серии 003.

Приказом НКАП от 13 июня 1945 г. главному конструктору Колосову было дано задание освоить и обеспечить конструкторским руководством ТРД BMW-003, постройка которого под маркой РД-20 была поручена заводу № 16 в г. Казань.

Двигатели BMW-003A изготавливались серией на Казанском объединенном заводе № 16 (ныне Казанское моторостроительное ПО) и носили названия:

- РД-20 (тяга на взлетном режиме — 800 кгс, для самолетов И-300, МиГ-9, И-301Т);
- РД-20Ф (тяга на взлетном режиме — 1000 кгс);
- РД-21 (тяга на взлетном режиме — 1050 кгс, для самолета МиГ-9М) [59. С. 179].

В состав оборудования самолета МиГ-9 входили радиостанция РСИ-6М, радиополукомпас РПКО-10М, коллиматорный прицел ПКИ-1, замененный впоследствии на АСП-1м, фотопулемет С-13, устанавливающийся в левом зализе крыла, комплект кислородного оборудования.

Самолет комплектовали центральной пушкой Н-37 с боезапасом 40 патронов и двумя пушками НС-23К с общим боезапасом 160 патронов. На первых самолетах до № 106004 для центральной пушки были предусмотрены узлы крепления, патронный ящик, гильзоотводы под пушку Н-57. На самолетах с № 106004 по № 112001 были предусмотрены лишь крепления под пушку Н-57, отличавшиеся внутренней проточкой большего диаметра [62].

Имея значительно меньшую полетную массу, при меньшей удельной нагрузке на крыло МиГ-9 уступал Ме-262 лишь в дальности полета.

Первая модификация МиГ-9 — двухместный учебно-тренировочный истребитель И-301Т (**ФТ-1**) (основные тактико-технические характеристики даны в табл. 17 прилож. 1). Отличался двухместной кабиной и уменьшенным на 33 % запасом горючего, поскольку кресло инструктора разместили вместо одного из топливных баков за креслом курсанта. Первый полет и заводские испытания самолета 01 провел М.Л. Галлай.

В 1947 г. самолет облетали летчики-испытатели НИИ ВВС, но из-за плохого обзора из задней кабины он испытания не выдержал. На втором экземпляре ФТ-2, получившем также обозначение МиГ-11, улучшили обзор у инструктора, установили фотопулемет С-13, подвесные баки на концах крыла, вмещавшие по 260 л керосина, и комбинированные закрылки — воздушные тормоза.

После доработок масса пустого ФТ-2 снизилась на 124 кг. Однако взлетная максимальная масса возросла почти на столько же из-за подвесных баков. 25 августа 1947 г. на самолете был выполнен первый полет. В период с 4 сентября по 17 ноября 1948 г. самолет ФТ-2 прошел государственные испытания (ведущие: летчик-испытатель В.Г. Иванов и инженер М.Ф. Розанов). Существенным недостатком УТИ-МиГ-9 явилась компоновка передней кабины, в частности, отмечалось чрезмерно далекое расположение сиденья летчика относительно приборной доски, педалей и ручки управления самолетом. В то же время указывалось, что самолет достаточно устойчив в продольном и боковом отношении во всем диапазоне скоростей полета, как на режиме планирования, так и на режиме полного газа. Радиус и время виража на высоте 1000 м были соответственно 510...600 м и 26...28 с. Боевой разворот, начавшийся на высоте 1000 м при скорости 680...760 м/ч, завершался на высоте 1900...2000 м.

Постановлением СМ СССР от января 1948 г. учебный МиГ-9 стал именоваться УТИ-МиГ-9 [62].

Впоследствии на «спарке» проводилось испытание первого отечественного катапультного кресла, разработанного в ОКБ-155 по немецкому образцу. Его чертежи передали на завод № 1 в феврале 1947 г. Фактически это была инициативная разработка ОКБ, так как технические требования к катапультному креслу ВВС не предъявляли. Кресла монтировали на обеих опытных «спарках», но в НИИ ВВС не испытывали. В то же время правительство своим решением от 16 мая 1947 г. обязало завод № 1 начать серийное производство УТИ-МиГ-9. В соответствии с письмом главного инженера ВВС Маркова от 25 декабря 1947 г. заместитель министра авиационной промышленности П. Дементьев в январе следующего 1948 г. дал указание о производстве МиГ-9, начиная с машины № 450 по образцу самолета 17 серии вы-

пуска 1947 г., с тормозными щитками по типу УТИ-МиГ-9. В этом же году планировалось установить, начиная с самолета № 380, на пушки приспособления для отвода пороховых газов, на самолетах с № 400 — бронестекла, комбинированные указатели скорости, указатели числа М и индикаторы топлива в баках. В 1948 г. завод № 1 стал осваивать производство МиГ-15. В связи с этим выпуск МиГ-9 ограничили. В 1948 г. планировалось построить 250 боевых самолетов и 60 УТИ-МиГ-9.

Самолеты МиГ-9 эксплуатировались в частях 1-й воздушной армии на аэродроме Кобрин, 7-й воздушной армии на аэродроме ст. Долляр, 14-й воздушной армии на аэродроме г. Городок, 15-й воздушной армии на аэродроме около Калининграда и в 16-й воздушной армии под Берлином. В 1949 г. МиГ-9 освоил личный состав 177-го ИАП. 303-й ИАД (г. Ярославль).

За годы серийной постройки было выпущено 610 самолетов. Из них 10 — в 1946 г., 292 — в 1947 г. и 302 — в 1948 г.

При разработке новых модификаций самолета продолжались поиски путей, которые устраняли бы влияние пороховых газов на работу двигателей. На самолете И-302 (ФП) центральную пушку перенесли на левый борт фюзеляжа. Все три орудия при этом были снабжены глушителями, но эффекта подобная модернизация не дала. Проблема же борьбы с помпажными явлениями двигателей, связанными с попаданием в них продуктов сгорания порохового заряда пушек, а впоследствии и ракет, остается актуальной и сегодня, на разных самолетах применяются различные технические решения, одним из них, примененных впервые на МиГ-19, была установка ленты перепуска воздуха из компрессора ТРД.

В сентябре 1947 г. летчик-испытатель И.Т. Иващенко выполнил первый полет на самолете И-307 («ФФ»). Главным отличием очередной модификации были двигатели BMW-003 с форсажными камерами, разработанными под руководством Г.Е. Лозино-Лозинского и позволявшими кратковременно увеличивать тягу каждого до 1050 кгс.

Как показали летные испытания, завершившиеся в январе 1948 г., повышение тяговооруженности самолета благоприятно сказалось на его характеристиках. Возросли максимальная скорость до 930 км/ч и скороподъемность у земли до 24 м/с. Вре-

мя набора высоты 5000 м снизилось с 4 до 3,9 мин. Все это при фактически неизменной дальности полета.

Наиболее глубокой модификацией стал самолет И-308 («ФР»), подготовленный к серийному производству и получивший индекс МиГ-9М. Первый полет на нем выполнил летчик-испытатель ОКБ В.Н. Юганов в июле 1947 г. На самолете установили воздушные тормоза, герметичную кабину вентиляционного типа с катапультным креслом и системой аварийного сброса фонаря. Вооружение составляли три пушки НС-23, перенесенные на 600... 700 мм назад от входа в воздухозаборник, что должно было улучшить работу силовой установки при стрельбе.

Более мощные двигатели РД-21 ОКБ Д. Колосова, в сочетании с улучшенной аэродинамикой, позволили увеличить максимальную скорость горизонтального полета до 965 км/ч, а вертикального у земли до 28 м/с. Время набора высоты 5000 м снизилось до 3,5 мин. Расчетный практический потолок достигал 14 000 м.

Дополнительный топливный бак, установленный перед приборной доской летчика, позволил сохранить дальность на уровне серийных самолетов. Впоследствии двигатели РД-21 ставили на некоторых серийных машинах «ФС».

Заводские испытания, завершившиеся 26 апреля 1948 г., самолет прошел удовлетворительно, но государственные (ведущий летчик-испытатель ГК НИИ ВВС В.Г. Иванов) не выдержал. Причин было несколько. Среди них — низкое качество гермокабины, самопроизвольное выключение двигателей при залповой стрельбе из пушек, установка которых была недостаточно отработана, да и сама концепция самолета устарела морально [62].

Был построен, но не испытывался самолет И-305 («ФЛ») с отечественным двигателем ТР-1А конструкции А.М. Люльки. Установка этого двигателя позволила снизить взлетный вес самолета до 4500 кг. Это давало улучшение маневренности и снижение посадочной скорости почти на 15 км/ч. Не увидел свет самолет «ФН» с двигателем РД-45Ф.

На летающей лаборатории МиГ-9Л («ФК») проводилась отработка системы наведения крылатой ракеты КС «Комета», предназначенной для вооружения самолетов сначала Ту-4, а затем Ту-16. С МиГ-9 сняли вооружение. В районе «редана» расположили кабину экспериментатора, а в носовой части и на киле — антенны аппаратуры наведения ракеты на цель.

Значительную часть построенных Миг-9, после снятия их с вооружения, передали Китаю.

Сохранился один самолет в отечественном музее ВВС в Монино и несколько — в музеях Китая [62].

ПРОЕКТ ФРОНТОВОГО БОМБАРДИРОВЩИКА

С УЮ ОКБ П.О. СУХОГО С ТРД РД 10 (JUMO-004)

И ТР-1 А.М. ЛЮЛЬКИ

Реактивные истребители начали создаваться, а разработки полноценных реактивных фронтовых бомбардировщиков, способных заменить устаревшие самолеты с поршневыми моторами, задерживались. Проблема заключалась в том, что из-за большого удельного расхода топлива у первых ТРД существенно увеличивался запас горючего, его масса и объем. Поэтому требовалось проведение глубоких расчетных и экспериментальных исследований по определению новых геометрических и весовых параметров будущего многодвигательного самолета, схем его компоновки. Бомбардировщик, соответствующий современному уровню развития авиатехники, должен был иметь достаточную грузоподъемность при заданных скорости и дальности полета. На этом самолете предполагалось устанавливать мощное оборонительное вооружение и оборудование, необходимое для выполнения боевых задач в условиях активного действия средств противовоздушной обороны и истребителей противника.

В соответствии с Постановлением Правительства СССР от 26 февраля 1946 г. и приказа НКАП ОКБ П.О. Сухого было поручено заняться разработкой и построением бомбардировщика с четырьмя двигателями РД-10 (Jumo-004), совершенно не характерной для его тогдашней деятельности. Небольшой коллектив ОКБ проводил испытания и доводки самолетов Су-5, Су-7, Ер-2 и его модификаций. Кроме того, создавались варианты десантно-грузового и транспортного самолетов, осуществлялась постройка УТБ, Су-9 и его модификаций.

Самолет надо было построить в 2-х экземплярах и предъявить первый экземпляр на летные испытания к 1 февраля 1947 г.

И. ЕВТНФЬЕВ

Предварительные расчеты основных параметров и поиск наилучших решений при подготовке аэродинамической компоновки самолета показали, что для выполнения заданных характеристик необходимо увеличить количество двигателей РД-10 до шести [70].

Уже в мае были подготовлены материалы для эскизного проекта шестидвигательного бомбардировщика первого варианта со средним расположением крыла, составленного из двух трапещий с малой относительной толщиной (12 %) почти симметричного профиля. При этом указывалось на ряд преимуществ, получаемых от размещения двигателей в габаритах фюзеляжа.

Каркас крыла имел мощный передний лонжерон, заднюю стенку, набор стрингеров и нервюр. Основная стойка опоры с двумя колесами убиралась в усиленную нервюрами нишу крыла, которая была образована передним лонжероном, задней и бортовой стенками. Далее по размаху находился крыльевой топливный бак. По задней кромке до элерона применили мощный выдвижной щиток.

Стремление к минимальному миделю привело к совершенно непривычной и своеобразной компоновке фюзеляжа. В сигарообразную конструкцию овального сечения были вписаны все шесть двигателей. Четыре из них располагались попарно, друг над другом, по бортам центральной части фюзеляжа.

Перед входной частью каждого канала воздухозаборника фюзеляж был «поджат». Канал каждой пары двигателей после входа раздваивался и обходил лонжерон крыла сверху в низу, попадая во входные устройства РД-10.

Остальные два двигателя подвешивались в носовой части под кабиной летчика и были как бы «вдавлены» в фюзеляж.

Центральную часть фюзеляжа образовывал бимс, в конструкцию которого входил большой бомбоотсек, переходивший в хвостовую балку с вертикальным оперением и кабиной заднего стрелка. Спереди бомбоотсек плавно переходил в кабину экипажа [70].

Каркас всего фюзеляжа состоял из набора шпангоутов нескольких лонжеронов, причем стрингерный набор полностью отсутствовал.

Экипаж самолета состоял из пилота, штурмана, стрелка-радиста и стрелка задней огневой точки (в кормовой части фюзеляжа). Стрелок-радист кроме передней огневой точки об-

служивал и верхнюю, используя для этого лаз в первом топливном баке. Для защиты экипажа устанавливалось бронирование общей массой 275,77 кг.

Топливная система самолета состояла из двух крыльевых баков по 600 л, первого фюзеляжного бака — 4500 л, бака № 2 — 3000 л и бака № 4 — 1200 л. Суммарный запас топлива составлял 7700 л.

В состав радиооборудования входили РПКО-2, РСИ-6, приемник радиовысотомера РВ-2, приемник УС-3, передатчик РСБ-3-БИС. Кислородное оборудование состояло из восьми кислородных баллонов по 4 л и кислородных приборов КП-14.

Управление элеронами, рулем высоты и стабилизатором сделали жесткое, рулем поворота — смешанное, закрылками — жесткое.

Для уменьшения длины разбега предусматривалась установка четырех стартовых ускорителей.

Геометрические данные Су-10: размах крыла — 20,6 м, длина фюзеляжа — 14,8 м, размах оперения — 7,5 м, высота самолета на земле — 6,25 м, колея — 8,1 м, база шасси — 5,925 м, переднее колесо — 660 x 160 мм, основное колесо — 900 x 275 мм.

Конкретные рекомендации конструкторам по аэродинамической компоновке новых скоростных самолетов с реактивными двигателями и исследования особенностей полета на больших скоростях в то время практически отсутствовали. Бригада по аэродинамике под руководством И.Е. Баславского серьезно потрудились над разработкой методов аэродинамического расчета и расчета дальности самолета с реактивными двигателями в различной компоновке.

Предложенная ими методика расчета дальности полета позволила вычислить максимальную дальность действия самолета при переменной высоте полета, а также определить режим работы двигателей — для получения наибольшей дальности при полете на заданной высоте.

Этот универсальный метод расчета давал возможность определить дальность полета самолета на любой заданной высоте при любой скорости полета.

В ОКБ обсуждались еще две схемы размещения двигателей — шести РД-10 или четырех разрабатывавшихся ТР-1 на крыле [70].

В аэродинамической трубе Т-106 ЦАГИ провели продувки модели самолета Су-9 с различными вариантами расположения гондол на крыле, поскольку стоял вопрос о целесообразности подобного размещения двигателей.

Эти варианты отличались друг от друга количеством двигателей, расположенных на полукрыле — один, два и три. Исследование позволило найти им оптимальное местонахождение. Из отчетов по результатам продувок следовало, что наиболее выгодным расположением двигателей с точки зрения критического числа M являлось такое, при котором ось всей моторной установки совпадала бы с хордой крыла, а носовая часть мотогондолы располагалась бы впереди кромки крыла.

Основываясь на этих данных, конструкторы выполнили проект высокоплана с фюзеляжем сигарообразной формы, имеющим овальное сечение. На каждой консоли трапецевидного крыла подвешивалось по три двигателя РД-10 или по два ТР-1.

Дальнейшее развитие этого проекта самолет Су-10 («Е») (рис. 2.94) — скоростной дневной бомбардировщик, четырехместный (летчик, штурман, стрелок-наблюдатель и стрелок-радист) с четырьмя двигателями А.М. Люльки ТР-1А по 1500 кгс тяги. Они были установлены оригинально — над и под крылом с большим выносом нижних двигателей (уступом). Такая установка была вынужденной, а выгоднее было бы взять два двигателя вдвое большей мощности, но их тогда не было.

Схема — высокоплан, крыло неразъемное, прямое, как и горизонтальное оперение, установленное на вершине стреловидного киля (угол 45°). Конструкция — цельнометалличес-

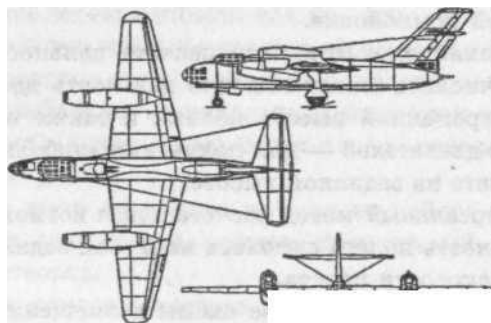


Рис. 2.94. Самолет Су-10 («Е»)

кая. Элемент новизны — гидравлическое бустерное управление элеронами и рулями. Вооружение: четыре пушки Б-20Э — одна неподвижная вперед, одна — на верхней турели и две — в хвостовой установке под вертикальным оперением.

Самолет был построен в конце 1947 г., а в 1948 г. работы по нему были прекращены [70].

Основные расчетные тактико-технические характеристики самолета представлены в табл. 17 прил. 1.

ПЕРВЫЙ ОТЕЧЕСТВЕННЫЙ СЕРИЙНЫЙ

ТРД ТР-1 А.М. ЛЮЛЬКИ

Для начала рассмотрим исторический путь, который пришлось пройти, чтобы воплотить в металле первый отечественный серийный ТРД ТР-1 конструкции А.М. Люльки.

В 1937 г. А.М. Люлька в инициативном порядке, самостоятельно с группой энтузиастов взялся за разработку проекта первого своего ТРД РТД-1. Им не хватало существенной помощи со стороны влиятельных ученых и руководителей. Им нужна была свободная производственная база с нужным оборудованием. Надо отметить присущую авторам совершенно исключительную энергию. Надо было преодолеть все психологические, ведомственные и иные барьеры. Кропотливо, осторожно, на ощупь шли к своей цели Люлька и его единомышленники. Вечерами энтузиасты собирались за кухонным столом и чертили, считали, спорили [55. С. 37].

В Ученом совете ХАИ проект ТРД оценили невысоко. Решение проблем, которые вставали в работах по РТД-1, требовало больших капиталовложений, чем мог предоставить ХАИ. По предложению заведующего кафедрой аэродинамики Г.Ф. Проскуры, который поддерживал первопроходцев, ученый совет рекомендовал направить А.М. Люльку с проектом в Москву в Комитет по изобретениям [55. С. 38].

Кое-как была набрана нужная сумма для командировки в Москву. Комитет по изобретениям через Главное управление авиационной промышленности спустя несколько дней направил материалы А.М. Люльки в МВТУ имени Н.Э. Баумана на заключение одному из самых строгих экспертов по вопросам

М. ЕВТИФЬЕВ

газовых турбин профессору В.В. Уварову. До него с проектом ознакомились некоторые административные руководители, а также маститые главные конструкторы и теоретики. У них проект вызвал сомнения.

Положение усугублялось тем, что сам В.В. Уваров в это время был увлечен разработкой авиационной газовой турбины, и проект А.М. Люлька в какой-то степени становился конкурентом этих работ. Заведующий кафедрой МВТУ имени Баумана заслуженный деятель науки и техники России, доктор технических наук, профессор В.В. Уваров сумел перешагнуть через сложившееся «свое» мнение и по достоинству оценил присланный на отзыв проект. Тогда проект получил самый положительный отзыв.

Главное управление авиационной промышленности выделило некоторую сумму на дальнейшую разработку проекта. А.М. Люлька, воодушевленный, вернулся в ХАИ. Но дело там не пошло. ХАИ был видным институтом страны (учебным центром), а не опытно-конструкторским бюро или научно-исследовательским институтом. Поэтому даже выделенные деньги не могли помочь А.М. Люльке, нужно было полностью переоснащать производственную базу, организовывать новые мастерские и набирать конструкторские кадры.

А.М. Люлька не стал биться как рыба об лед. Он ясно увидел, что его идея просто не вмещается в отведенные ей рамки. Отступать он не хотел. Слишком тверда была вера. А.М. Люлька снова едет в Москву в НКАП.

Много дней и вечеров провел А.М. Люлька в приемной наркома авиационной промышленности, пока на тринадцатый день не попал на прием в два часа ночи.

А.М. Люлька коротко и лаконично изложил суть своего проекта. Долго говорить не удалось. Нарком прервал его:

— Вы уверены, что обеспечите взлет?

Люлька стал называть цифры, но его снова прервали:

— Вы что-нибудь слышали о мотокомпрессорном двигателе, о жидкостном реактивном двигателе?

— Да, конечно, но я выбрал другое направление и прошу дать мне возможность построить турбореактивный двигатель. Убежден, что будущее авиации в нем.

— Какую скорость можно на нем получить?

— 900 км/ч.

— А больше не сможете?

— Пока нет. В перспективе возможно... Нарком искоса взглянул на него и проворчал, садясь в кресло:

— Перспективами мы все богаты.

Нарком распорядился пригласить начальника главка, начальника техсовета и всех, кого они посчитают нужным. А.М. Люлька должен был сделать доклад «Турбореактивный двигатель».

Совещание длилось до утра. А.М. Люлька и в этот раз победил. Его назначили техническим руководителем проекта ТРД и предложили переехать из Харькова в Ленинград. Приказом наркома были выделены средства на постройку опытного образца ТРД.

Из Харькова с А.М. Люлькой в Ленинград уехали только два единомышленника и ближайших помощника — И.Ф. Козлов и И.А. Тарасов. Люлька уехал в Ленинград и с головой окунулся в работу [55. С. 41, 42].

Но ему оказалось мало этого. Он добился, чтобы закрыли паротурбинную тему, которой КБ занималось до него, из-за бесперспективности парового цикла для авиации. А.М. Люлька перетянул на свою сторону весь коллектив этого КБ.

А.М. Люлька обладал умением убедить, увлечь за собой.

НКАП принял решение работы по авиационным паровым установкам в Харькове и Ленинграде прекратить, тему закрыть и организовать на базе Ленинградского КБ разработку экспериментальных турбореактивных двигателей.

Противники утверждали, что самолет с таким двигателем вряд ли взлетит, а если и взлетит, то быстро израсходует все топливо. А то, что новый двигатель экономичнее на больших скоростях, не принималось в расчет.

Кроме того, скептики не хотели понять, что тяга, развиваемая поршневым мотором с близким их сердцу винтом, с увеличением скорости и высоты полета быстро уменьшается, а у ТРД, наоборот, она растет.

Чтобы начать разработку принципиально нового двигателя для будущих сверхзвуковых самолетов в эпоху, когда еще не исчерпал себя поршневой двигатель внутреннего сгорания и максимальные скорости самолетов не превышали половины скорости звука, нужна была большая дальнзоркость и смелость на всех уровнях руководства.

И. ЕВТИФЬЕВ

К А.М. Люльки из Центрального котлотурбинного института пришли новые сотрудники: С.П. Кувшинников, П.В. Мартынов, Е.И. Вольпер, Н.С. Виноградов и др.

Коллектив А.М. Люльки был размещен на территории Кировского завода в одноэтажном корпусе, в четырех комнатах и двух залах с верхним светом. К расположенному рядом турбинному цеху примыкало здание испытательного стенда и мастерских. Стенд представлял собой макет самолета ТБ-3 с действующей паротурбинной установкой.

Новый двигатель сулил переворот в авиатехнике. Реактивный! Без винта? Это казалось невероятным, фантастичным. И пришлось перестраиваться многим и многим на новый лад и вдумываться и вслушиваться в то, что говорил этот неугомонный Архип Люлька [55. С. 44].

Ведущим по теме был назначен А.М. Люлька. За ним была закреплена вся расчетно-техническая часть работ.

Начинали с нуля. Что было известно о ТРД в мире на то время? Только следующее: состоять он должен из компрессора, сжимающего воздух, камеры сгорания, турбины и реактивного сопла. Ни тип или тем более конструкция компрессора, камеры сгорания, турбины, ни температурные режимы, ни методы расчета — словом, ничего известно не было. Хотя уже знали, что над самолетом с ТРД работают англичане, немцы, итальянец Кампини. Документальных материалов, кроме книги профессора Мориса Руа, статьи В.С. Стечкина, трудов ЦИАМ по турбокомпрессорному наддуву двигателей внутреннего сгорания, никаких не было.

Выбирали принципиальную схему двигателя и его главные параметры.

Центром обсуждения на совещании стал вопрос о компрессоре. Какой? Осевой или центробежный? Неизвестный осевой пугал всех. Но автор проекта А.М. Люлька настоял именно на нем [55. С. 45].

Осевой компрессор — это несколько рядов дисков с лопатками сложного профиля на одном вращающемся валу. Лопаток может быть не одна сотня, но только осевой компрессор способен дать большую производительность, высокую степень сжатия, нужный КПД.

Осевой компрессор имеет минимальное поперечное сечение, мидель, он хорошо вписывается в плавную, обтекаемую фор-

му двигателя, а это особенно важно для аэродинамики сверхскоростных полетов, — говорил Люлька.

Центробежный компрессор был уже достаточно изучен и прост. Но центробежный компрессор из-за большого поперечного сечения был бесперспективным для скоростного самолета [55. С. 45, 46].

Чтобы ускорить получение результатов, решили первую экспериментальную проверку работы отдельных узлов двигателя провести на моделях. Это было мудро, если учесть ограниченные возможности имевшегося тогда в их распоряжении производства стендового хозяйства.

Модели изготавливались полным ходом. Не дожидаясь результатов испытания моделей, параллельно проектировался настоящий ТРД.

Испытания моделей ступеней компрессора и отсека камеры сгорания дали очень многое. На моделях сразу же нащупали самые трудные места. Прежде всего, это были лопатки. Стали учиться их точить и тогда только оценили, насколько это непросто. Кировский завод имел большой опыт изготовления стальных лопаток переменного и постоянного профилей, но лопатки для ТРД из алюминиевого сплава обычным методом изготовить было нельзя: фреза сминала тонкую кромку лопаток.

Съездили на один из металлургических заводов к хорошим специалистам по лопаткам судовых турбин, но нужного опыта и там не почерпнули.

Пошли на ощупь сами. В. Голубев встал к токарному станку. Нет, он не был токарем. Он был инженером, но когда-то увлекался токарным делом. Охваченный тем же подъемом и вдохновением, что и весь коллектив, он сделал то, что токарю оказалось бы не под силу — применил специально спроектированные им приспособления. Лопатки получились, хотя и очень трудоемкие [55. С. 47].

Далее возникли проблемы с подшипниками. Надо было считать нагрузки, а считать, как следует, еще не умели и поэтому «шарики не выдерживали». Первая модель компрессора вышла из строя после нескольких часов работы. Вторая модель уже была с подшипниками скольжения, которые несколько ухудшили ходовые свойства компрессора. Зато эта модель уже могла держаться дольше.

Труднейшим агрегатом оказалась камера сгорания, поэтому ее решили делать сразу в натуральном виде и смонтировать на стенде. Этот агрегат Люлька вместе с Луссом, Орловым, Куликом, Смирновым рассчитывал и конструировал особенно тщательно: это был первый натурный агрегат его будущего двигателя [55. С. 48].

Долго бились с регулированием подачи топлива. Так как не имели насосов высокого давления, использовали шестеренчатые насосы подачи масла от паротурбинных установок ПТ-1.

С турбиной было легче. Турбины изучили основательно еще раньше. Модель ее изготовили в мастерских КБ из жаропрочной стали. Турбину установили на стенде, который использовался для ее паровой предшественницы.

Спустя месяц камера сгорания была готова. Все было смонтировано, обвешано датчиками и приборами, опутано трубопроводами. Начались первые пробы камеры [55. С. 48].

Руководил экспериментом А.М. Люлька. Он закрепил за ведущими инженерами участки, каждому рассказал, какие показания приборов нужно снять.

Была запущена воздуходувка, зажгли керосин в камере сгорания. Раздался гул, появились отблески огня. Звук оказался какой-то необычный. К нему примешивается непонятное жужжание. Люлька дал команду увеличить подачу топлива, раздался сильный звук, и стало видно, как выведенная наружу на усыпанную песком площадку выхлопная труба поползла на козлах, увлекая за собой камеру сгорания.

Пришлось срочно принимать меры безопасности и не обошлось без огнетушителей.

Топливо было срочно отключено, остановили воздуходувку, но в трубопроводах оставалось еще много топлива, и камера продолжала работать. Камеру поливали из огнетушителей, валил густой черный дым. Наконец все затихло.

Обошлось без катастрофических последствий.

При этом запуске разработчики камеры первого отечественного ТРД натолкнулись на вибрационное горение.

Это была высокочастотная пульсация сгорающего топлива.

Засели за расчеты, и, когда снова раздался рев действующего стенда, неожиданностей больше не случилось.

Дела с моделями и стендом шли успешно, что позволяло шире и смелее разворачивать работу над первым настоящим

реактивным двигателем, который под именем РД-1 вошел в историю российской авиации.

Во всех технических вопросах, особенно в выборе параметров, решающее слово оставалось за автором проекта Люлькой. Главным его помощником был И.Ф. Козлов. Группу компрессоров вели А.П. Котов и В.М. Голубев, камерой сгорания занимались Л.И. Вольпер, И.А. Тарасов, Б.Л. Бухаров, турбиной — С.Т. Иванов, Н.В. Федоров, С.А. Кирзнер, автоматикой — П.В. Мартынов и С.П. Кувшинников, редукторами — Е.В. Комаров. Конструкция двигателя была в ведении М.И. Бариненкова и Э.Э. Лусса.

Осенью 1940 г. был завершен рабочий проект первого ТРД РД-1. Его компоновку выполнил Э.Э. Лусс.

Еще заканчивали проект РД-1, а у А.М. Люльки уже была задумка об установке первого ТРД на реальном самолете [55. С. 49, 50].

По расчетам получалось, что чем больше скорость полета, тем выше КПД турбореактивного двигателя. Особенно волновались за взлет самолета с ТРД РД-1.

Расчеты были тщательно проверены, и еще раз убедившись в их правильности, конструкторы посетили главного конструктора самолета СБ-1 А.А. Архангельского.

Предполагали РД-1 установить на скоростной бомбардировщик. А.А. Архангельский, понимая перспективность реактивных двигателей, внимательно отнесся к расчетам. Однако большинство конструкторов КБ А.А. Архангельского скептически встретили проект первого ТРД. Мало что зная о таком двигателе, они не верили в возможность полета без привычного винта, а Люльку и его сотрудников считали авантюристами.

Весной 1941 г. КБ, в котором работала группа Люльки, перевели во вновь построенное на территории Кировского завода здание. К нему примыкал новый сборочный цех. Сюда же перевели группу конструкторов из ЦИАМ. Во главе был поставлен главный конструктор, видный специалист по дизелестроению В.М. Яковлев. Организационная структура КБ не была затронута. Все оставалось, как прежде.

А сколько надо было еще решать задач, больших и малых! Сколько еще делать агрегатов? Брали кое-что готовое из серийных поршневых двигателей и на этом сэкономили время и средства. Специально для этого была организована коман-

дировка на авиационные заводы, из которой сотрудники Люльки возвращались не с пустыми руками. Привезли: технические описания и характеристики на подкачивающий и напорный насосы для топлива, коловратные блоки для маслосистемы, электросвечи, электроинерционный стартер. Вскоре стали поступать и сами агрегаты от разных моторов.

Все это, конечно, осуществлялось не без помощи наркомата, который поддерживал группу А.М. Люльки, а особенно помогал им В.В. Яковлевский.

Но грянула война. Уже в последующие два дня на крышах цехов были выставлены пушки и пулеметы. Начались налеты фашистской авиации. Работа продолжалась под грохот зениток. Во второй половине июля бои шли уже под Лугой. На Кировский завод с передовой стали привозить подбитые танки. Прямо с завода, отремонтированные, вместе с экипажами они отправлялись на фронт.

В начале войны, летом 1941 г., немцы рвались к Москве, стремились овладеть Ленинградом. Вокруг города стало сжиматься кольцо блокады. Связь с Большой землей шла по воздуху и Ладожскому озеру. Но город сражался, работал, жил. Осунувшиеся, посуровевшие ленинградцы не допускали и мысли, что Ленинград будет сдан. На танки были переключены все, кто работал на Кировском заводе, в том числе и КБ реактивщиков [55. С. 51, 53].

В августе 1941 г. директор Кировского завода Зальцман вызвал главного конструктора Яковлева, его заместителей Константинова, Эфроса и Синева, ведущего по теме РД-1 Люльку и парторга Козлова, где тематика РД-1 была закрыта. Методично, не спеша, был собран и упакован комплект технической документации по РД-1. Часть чертежей Люлька эвакуировал, остальные закопал на заводе в цехе.

В Ленинграде продолжать работу над ТРД было невозможно, примириться с закрытием темы Люлька не мог. Он несколько раз садился за письмо в ЦК, где хотел объяснить, что, наоборот, именно теперь надо форсировать работы над ТРД. Что готовый почти на 70 % в деталях и агрегатах и предназначенный для установки на самолете А.А. Архангельского СБ-1 двигатель может стать грозным оружием на фронте, и очень скоро, если создать для этого условия... Письмо он пе-

редал в Ленинградский обком партии. Его вызвали туда, объяснили, что сейчас не время.

А.М. Люлька временно вынужден был заняться воздуховодами танков. Была создана фундаментальная методика расчета танковых воздухопроводов, произведена перекомпоновка воздухозаборников, выхлопных каналов. Танк «задышал». Воздуховодами танков А.М. Люлька занимался еще год в эвакуации на Урале, но ни на день, ни на час не переставал думать о своем ТРД. Он не переставал думать над теоретическими «белыми пятнами», недоведенными узлами, несовершенными методами испытаний. А.М. Люлька думал, как увеличить тягу ТРД.

После сокрушительного поражения фашистов под Москвой СССР стал постепенно собирать силы для создания коренного перелома на фронтах. В начале 1942 г. приступили к возобновлению приостановленных опытно-конструкторских работ. Наркоматы, ведомства и, прежде всего, заказчики, военные, составляли перечни этих первоочередных работ и начинали разыскивать их исполнителей. Однако все это оказалось непросто. Кадры авиационной промышленности были раскиданы по разным тыловым заводам, фронтам, другим отраслям [55. С. 57-59].

Начали разыскивать и А.М. Люльку и всех, работавших над ТРД РД-1.

Люлька работал на Челябинском танковом заводе, узнав от главного конструктора Котина, что его разыскивают, в феврале 1942 г. начал сам проявлять инициативу по сбору бывших сотрудников Ленинградского КБ и возобновлению постройки ТРД. С этим он и пошел в обком. Его принял полковник в авиационной форме и стал помогать ему найти базу. В один из дней он устроил А.М. Люльки встречу с главным конструктором знаменитых «Катюш» А.Г. Костиковым. Едва выслушав их, Костиков сказал: «Жидкостный реактивный еще туда-сюда, прямоточный — тоже. Реактивный снаряд — дело ясное. А ваш двигатель сложен и к нашему производству совершенно не приспособлен. Кроме того, у меня нет ни одного метра свободной площади. Могу принять к себе вас и еще человек пять-шесть. Работать будете по той тематике, которую вам предложат». А.М. Люлька отказался и, попрощавшись, Ушел.

И. ЕВТКФЬЕВ

Узнав, что в Свердловске главный конструктор ОКБ-293 В.Ф. Болховитинов, поехал к нему.

В.Ф. Болховитинов не отмахнулся от А.М. Люльки. Договорились, что люльковцы собираются в КБ Болховитинова и начинают снова работать над своей темой [55. С. 60, 61].

Вот как вспоминает об этом бывший тогда сотрудником ОКБ Болховитинова Б.Е. Черток: «...Неожиданно мы были сильно уплотнены. Собрав руководство, Болховитинов объявил, что наркомом принято решение включить в состав нашего завода коллектив Архипа Люльки, руководителя СКБ-1 при Ленинградском заводе имени Кирова. Тематика, которой занимался Люлька, была близка нашему новому ракетному направлению. Еще в 1935 г. Люлька разработал проект ТРД. Это альтернативное нашему направлению развития ракетной авиации, — сказал патрон. — Нам надо очень внимательно отнестись к новым людям, которых с большим трудом эвакуировали из блокадного Ленинграда. Не только людей удалось вывезти, но и задел по экспериментальному двигателю на тягу 500 кгс...

... В составе коллектива Люльки было несколько специалистов по автоматическому регулированию. Болховитинов предложил передать их мне. Люлька согласился при условии, что я буду разрабатывать технику регулирования и управления ТРД. Три дня я затратил на изучение принципов турбореактивного двигателя. Люлька лично объяснял разницу между двумя классами ракетных двигателей — ЖРД и ТРД. Он не ругал ЖРД, которые и топливо и окислитель вынуждены возить с собой. Но с мягким юмором, перемежая русскую речь певучей украинской мовой, которой прекрасно владел, Архип Люлька доказывал, что всему свое место, и рассказывал о ТРД...

... Познакомившись с принципами ТРД и идеями их регулирования, я пришел к выводу, что первоочередные проблемы автоматического регулирования ТРД пока надо решать без каких-либо электрических устройств, используя возможности чисто механической и пневмогидравлической автоматики. Люлька не соглашался, спор был перенесен к Болховитинову. В конце концов, я был освобожден от работ по регулированию ТРД, инженеры Люльки этой работой занимались самостоятельно.

Меньше полутора лет Люлька провел в Билимбае. В 1943 году он переехал в Москву и вскоре на берегу Яузы получил собственную производственную базу. Во время войны такое случалось редко» [18. С. 126, 127].

В 1943 г. ОКБ-293 В.Ф. Болховитнова было включено в состав НИИ-1 НКАП и возвратилось на старое место в Химки. Вместе с ним переехали и люльковцы. В КБ Болховитнова люльковцев порой отрывают от их исконной темы и «бросают» на ЖРД. А таких переключений конструкторская работа не любит. Тема требует человека целиком. Надо дать конструктору максимально сосредоточиться. Не дергать. А вести [55. С. 61]. Но возможности для развертывания работ по ТРД на заводе № 293 были крайне ограничены. Ему самому не хватало производственных площадей и мощностей, поэтому Болховитнов сразу же согласился на перевод Люльки в ЦИАМ, где условия оказались, несомненно, лучше. В ЦИАМе в это время работали две группы реактивщиков: Холщевникова — по ВРДК и Уварова — по ТРД.

К тому времени ЦИАМ официально включил в свою тематику разработку турбореактивных и мотокомпрессорных двигателей для высотных и скоростных самолетов. В институт поступала обширная научно-техническая информация. В подвале главного корпуса располагался музей. В большом зале, на специальных подставках, были расставлены моторы всевозможных времен и стран и оборудование к ним. На стенах — хорошо оформленные стенды со схемами, графиками, таблицами.

Здесь, в музее, со своими сотрудниками Люлька проводил немало времени.

Нужна была преемственность. Надо было использовать по максимуму весь конструкторский опыт, что уже было наработано в двигателестроении и могло бы пригодиться в конструкции ТРД. Надо было экономить время. Не опускалась возможность посещения складов авиационного металлолома. Так было набрано оборудование для работы: агрегаты и арматура, стартеры и регуляторы разных систем, шестерни и насосы высокого давления и многое др. Оно пошло на оборудование стендовых установок, а также помогало конструировать редукторы и агрегаты РД-1 новой модификации.

Все чаще стали поступать сведения о подготовке в Германии серийного производства самолетов с турбореактивными дви-

гателями. Зимой в наркомат привезли немецкого военнопленного, который до войны работал на испытаниях самолетов с реактивными двигателями. А.М. Люлька и И.Ф. Козлов присутствовали на допросе. Его путанные показания были многословны и технически неинтересны. Он, видимо, лицо второстепенное. Но вывод можно сделать: над ТРД в Германии работают две или три фирмы, созданы серийные двигатели, возможно, с осевым компрессором, для них строятся самолеты.

Когда на фронте появились немецкие реактивные истребители «Мессершмитт-262», летавшие со скоростью 860 км/ч, было принято решение о срочной разработке самолетов, способных противостоять им.

Главный конструктор М.И. Гудков (один из создателей ЛаГГ-1 и ЛаГГ-3), добился встречи с А.М. Люлькой и в конце 1943 г. началась совместная работа.

М.И. Гудков вспоминал: «Мы долго думали с Архимом Михайловичем, как лучше перекомпоновать РД-1 для установки его на истребитель. Большой конструктивной переделке подвергся и самолет. Да, сложностей возникло немало. Ведь это была первая попытка установить на самолет турбореактивный двигатель. За несколько недель проект закончили и получили положительное заключение ЦАГИ. А дальше дело не пошло: новая техника выглядела слишком необычно, в ней сомневались».

Была создана специальная комиссия для выяснения возможности постройки первого советского реактивного самолета. Состоялось большое совещание. Присутствовали крупнейшие ученые и главные конструкторы: Стечкин, Келдыш, Яковлев, Туполев, Сухой, Микулин, Климов... Многие известные работники аппарата ЦК и наркомата. Совещание проходило остро.

Тон ему задал своим докладом М.И. Гудков, сразу бросившийся в атаку на скептиков.

Ссылаясь на положительную оценку проекта ЦАГИ, он горячо доказывал:

— Самолет с двигателем РД-1 мы должны делать именно сейчас! Он даст превосходство над фашистской авиацией, приближит победу.

Обстоятельное сообщение Люльки выслушали с большим вниманием, но со сложными чувствами: тут было и жела-

ние верить, и глубокий интерес к проблеме, и сомнения. Особенно они усилились после выступления А.А. Микулина [55. С. 64, 65].

Он утверждал, что ТРД — преждевременная затея, что изготавливать лопатки компрессора в массовом производстве невозможно, что на наш век поршневых самолетов хватит.

Но вскоре ему пришлось заняться реактивными двигателями.

Совещание решило: считать постройку самолета с реактивным двигателем преждевременной, но работы над РД-1 продолжить. Установлены были более близкие сроки окончания проекта усовершенствованного двигателя РД-1.

Четыре расчетно-конструкторские группы под руководством Люльки работали от темна до темна. Из Ленинграда были вывезены чертежи РД-1, техусловия, расчеты и особенно полученные на стенде характеристики экспериментальных образцов двухступенчатого осевого компрессора и камеры сгорания. Без этого нельзя было бы и говорить о выполнении заданных сроков. Теперь на их основе рождался новый ТРД РД-1.

Дело с рабочим проектом и изготовлением РД-1 двигалось медленно. Сделать чертежи двигателя в короткий срок невозможно. Институт не давал конструкторов, потому что считал первоочередной работой не РД-1, а ТВД с центробежным компрессором В.В. Уварова, проектировавшегося в его стенах, и еще потому, что технологи твердили о непреодолимых трудностях с изготовлением лопаток для осевого компрессора. Производственная база также была мала и перегружена разными работами.

Много дней подряд ездил Люлька в наркомат, и однажды пришло известие: отдел переводят в НИИ-1 НКАП, куда также вливаются группы из других институтов.

В начале 1944 г. люльковцы переехали туда со всем своим имуществом. На основе этого проекта началась разработка нового, более мощного двигателя, который потом вышел под индексом С-18.

Люльковцы расположились удобно, даже просторно. Люлька и Лусс получили по небольшому отдельному кабинету. Бригады разместились в больших светлых высоких комнатах.

В НИИ-1 был образован отдел авиационных турбореактивных двигателей, начальником которого назначили Люльку.

В отделе собрались специалисты, прибывшие вместе с Люлькой из ЦИАМ, а также опытные инженеры института. Отделу выделили помещение для конструкторов и стенды для экспериментов и испытаний двигателя. Начались работы над проектом двигателя С-18, идея которого зародилась у Люльки еще в ЦИАМ.

Этот двигатель имел компрессор не шести-, а восьмиступенчатый, с гораздо большей, чем раньше, степенью сжатия. Был усовершенствован профиль лопаток. Диаметр камеры сгорания уменьшился, форма ее деталей стала более обтекаемой. Потери давления воздуха по тракту сведены были к минимуму.

В отдел к Люльке стали приезжать ответственные работники НКАП и различных НИИ для ознакомления с проектом, и прикидывали, как изготовить серию двигателей.

В марте 1944 г. состоялось совещание в НКАП, на котором проект ТРД С-18 был утвержден. В мае 1944 г. НКАП дал указание одному из заводов изготовить партию из пяти экземпляров С-18 [55. С. 67, 70].

В конце 1944 г. первый собранный двигатель привезли в НИИ-1. По отделам организовали делегации для его осмотра. ТРД был показан высшему руководству НКАП, ЦИАМа, смежных институтов. Наступила пора доводки двигателя.

Наши летчики сбили на фронте немецкий двухмоторный реактивный самолет Me-262. В НИИ-1 привезли разбитые обгоревшие турбореактивные двигатели Jumo. Не успели их разобрать и разложить на стендах, как подоспели еще два уже целых таких же двигателя. Второй самолет захватили на одной из железнодорожных станций. Один двигатель передали; на завод для стендовых испытаний, второй оставили у себя, разобрали и рассортировали по узлам.

Начался серьезнейший экзамен. В эти дни решалось все: быть или не быть отечественному ТРД.

Люльковцы хорошо исследовали немецкие ТРД и пришли к выводу, что С-18 не хуже, а может быть, лучше Jumo, а если еще будет сделан на основе С-18 его летный вариант, то их уже никто не догонит.

Осматривать выставку трофейной техники в НИИ-1 приезжали делегации от самолетных и моторных заводов. Почти всех удивляло известие, что существует отечественный турбореактивный двигатель, превосходящий немецкий. Хотя еще и

не были сняты характеристики с Jumo, отправленного на завод, люльковцы говорили об отом вполне уверенно.

Первые испытания двигателя Jumo-004 проводились в ангаре на специально оборудованном стенде опытного завода № 293 В.Ф. Болховитинова. С испытаниями реактивных двигателей имел дело только А.М. Люлька, ему и поручили создать группу специалистов, чтобы оказать необходимую помощь заводу. В группу вошли работники института, где в это время работал А.М. Люлька, аэродинамик Г.И. Петров, двигателест С.П. Кувшинников.

Как и предполагали, тяга Jumo оказалась меньшей, чем у С-18 (900 кгс против 1250), удельный расход топлива и удельный вес значительно больше, чем у С-18.

Прежде чем начать испытания, один двигатель Jumo разобрали для изучения и описания деталей. Эта работа проводилась отделом Люльки.

Все узлы и детали Jumo закрепили за соответствующими бригадами, которым поручили за два-три дня составить их описание. Большие трудности возникли при составлении описания системы автоматического регулирования. Эту работу выполняли И.Ф. Козлов и С.П. Кувшинников. На двигателе Jumo стояла сложная для того времени многофункциональная система регулирования. Регулятор представлял собой литой корпус, внутри которого проходили многочисленные каналы.

Как соединялись между собой каналы? Снаружи этого не увидишь. А именно это и требовалось разгадать, но сложность усугублялась тем, что срок был очень ограниченный — всего два дня. Но благодаря смекалке, этот вопрос был решен вовремя. К указанному сроку схема регулирования была готова. Действительно, это оказалась сложная, многофункциональная система, которая обеспечивала дозировку топлива на разных режимах работы двигателя в полете. Она отличалась оригинальными решениями, которые учли в дальнейшем [55. С. 77, 78].

Приехал посмотреть на Jumo очень скромный человек, одетый в старенькое пальто, в потертой шапке. Он подробно стал интересоваться конструктивными особенностями двигателя, работой различных систем. Объяснения давал С.П. Кувшинников. Экскурсант скрупулезно вникал в подробности регулирования двигателя, проявляя такое тонкое понятие в этой слож-

ной системе, что весьма удивил Кувшинникова, и ему пришлось срочно перестраиваться по ходу беседы, отказаться от упрощенной, популярной формы объяснения и выкладывать все, что он знал сам. Когда «экскурс» в тайны регулирования был окончен, Кувшинников подошел к Люльке и тихонько спросил:

— Архип Михайлович, кто этот такой знающий человек?

— Знаменитый теоретик газодинамики, автор теории турбореактивного двигателя профессор Борис Сергеевич Стечкин.

После осмотра немецкого двигателя запустили С-18, Стечкин одобрительно отнесся к двигателю и его создателям.

Двигатель Jumo, технологически очень хорошо отработанный и внешне гораздо лучший, чем С-18, все же был куда тяжелее двигателя Люльки. В конструкции Jumo было много интересного. Например, крепление неподвижных алюминиевых лопаток компрессора с помощью пайки, что у нас делать не умели. Этот процесс освоили много позже. Интерес представляли некоторые вспомогательные агрегаты, хорошо сконструированные и хорошо сделанные [55. С. 79, 80].

После показа работы стендового ТРД С-18 заместителю наркома НКАП на заседании в НКАП было принято решение поручить другим заводам делать двигатели Jumo и его дальнейшие модификации, а А.М. Люльке оказать всяческое содействие в создании отечественного ТРД.

Уже на следующий день последовало указание подготовить для наркомата докладную о сроках создания на основе С-18 его летного образца.

Предстояло проанализировать все неприятные случаи, имевшие место на С-18 — помпажи, заглохания, поломки и принять меры к их полному устранению в течение гарантийных двадцати часов работы, а затем на основе этого, хоть и небольшого, опыта запроектировать летный образец двигателя ТРД. Кончался апрель 1945 г.

В конце мая 1945 г. А.М. Люлька во главе группы моторостроителей и представителей наркомата поехал в оккупированную Германию. Осмотрели немецкие двигательные заводы и КБ в Эрфурте. Один из них был под землей. Конструкция немецких моторов уже не могла заинтересовать Люльку. Он больше обращал внимание на отлично поставленную лабораторную технику для доводки и испытаний двигателей и лучшую, чем у нас, технологию изготовления.

Было очевидно, что основное внимание немцы уделяли технологии изготовления двигателя. Компрессорные лопатки делались у них почти без ручной и слесарной доводки.

И лопатки еще долго мучили реактивщиков. Обрыв лопаток станет одной из частых причин аварий.

Из Германии Люлька привез много интересного. Со свойственной ему обстоятельностью он систематизировал материал, сделал выводы, разработал предложения.

Потом А.М. Люлька сделал доклад с анализом и весьма смелыми выводами о перспективах. Доклад выслушали с большим интересом. «Оппозиции» в этот раз не было. Работа пошла дальше смелее и увереннее.

Сейчас можно удивляться: как за короткое время и небольшими силами, какие были в распоряжении коллектива, удалось выполнить проектирование и организовать производство отечественного ТРД, решив при этом множество сложных теоретических, конструктивных и технологических задач.

Наверное, это можно объяснить одержимостью, вдохновением, самоотверженностью — всем тем, на что способны только первооткрыватели [55. С. 80, 81].

Изготовление двигателя ТР-1 (рис. 2.95) (основные характеристики даны в табл. 18 прил. 1) — летного варианта двигателя С-18, было поручено крупному моторостроительному заводу. Для испытаний ТР-1 переоборудовали несколько открытых боксов, где до этого испытывали поршневые моторы. Архип Михайлович большое значение придавал испытаниям двигателя. Он постоянно, настойчиво добивался в наркомате средств на испытательные боксы.

Стенды и методики, применявшиеся для испытаний поршневых моторов, для ТРД не годились. Под руководством И.Ф. Козлова и С.П. Кувшинникова с помощью ЦИАМ и ЦАГИ впервые были разработаны методики стендовых испытаний ТРД, были спроектированы специальное оборудо-

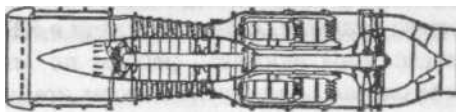


Рис. 2.95. Турбореактивный двигатель ТР-1 [54]

вание и измерительные приборы. Большинство уникальных приборов и оборудования было сделано самими люльковцами. Во время испытаний двигателя «пульс» вращающихся турбин проверяли более чем в пятистах точках. Инженерам постоянно приходилось следить за показаниями многочисленных датчиков, пирометров, термопар и другой аппаратуры. Много таланта, знаний, души вложили в организацию совершенно новых испытаний начальники испытательной станции Г.А. Бубнов, позже П.И. Невтринос, начальник приборной мастерской и лаборатории А.Ф. Кричигина.

Для проведения испытания ТР-1 на серийном заводе, Люлька создал бригаду испытателей из сильных своих работников: С.П. Кувшинникова (руководитель), В.В. Ефимова, П.С. Тарабана, В.А. Юшко, С.А. Андриасова, М.Я. Алмомяна, М.М. Липовицкого и других. Они ежедневно находились на испытаниях. Случалось, что домой не уходили даже по несколько суток.

Бригада держала тесную связь с конструкторскими отделами КБ. Представители их каждый день приезжали на испытания. Ежедневно бывал и Люлька. Случалось даже, что он несколько дней и ночей не уезжал отсюда.

Большой интерес к работам Люльки проявили военные. Всяческую поддержку оказывали ему генералы инженерной службы ВВС профессора А.Н. Пономарев и А.Е. Заикин. Они стали частыми гостями в КБ, знакомились с расчетами, компоновками, с «живым» двигателем.

Министерство выделило для КБ специального ведущего молодого энергичного инженера М.Я. Громова для оперативного решения организационных вопросов.

Полным ходом шло изготовление на серийном заводе двигателя ТР-1. И вот наступил памятный день. Министерство назначило расширенное заседание-коллегию с повесткой: «Доклад Люльки о ходе работ над отечественным ТРД».

На этом заседании присутствовали главные конструкторы самолетов Ильюшин, Туполев, Сухой, Лавочкин.

Было принято решение, которого ждали в КБ Люльки с полным основанием: пора начинать работы по «привязке» ТР-1 к реальным самолетам, для чего главным конструкторам надо было войти в контакт с Люлькой и дать предложения по разработке ими самолетов с двигателями ТР-1.

И вот ноябрьским холодным, ненастным днем приехали представители главного конструктора П.О. Сухого во главе с его заместителем Е.С. Фельснером. В это время на серийном заводе заканчивалась подготовка производства к выпуску ТР-1.

П.О. Сухой по заявленным Люлькой на коллегии министерства данным разработал техническое предложение на реактивный истребитель Су-11 с двумя двигателями ТР-1 и предлагал войти в рабочий контакт.

А.М. Люлька не скрывал своего удовольствия при этом известии. Была начата работа по привязке первого отечественного реактивного двигателя к первому отечественному реактивному самолету.

Затем приехали представители главного конструктора С.А. Лавочкина. Их заинтересовала компоновка ТР-1: понравилась сигарообразная форма, малый удельный вес, большая по тем временам тяга.

От С.В. Ильюшина приезжал начальник моторной группы Г.М. Литвинович. Он говорил, как лучше скомпоновать вход воздуха в двигатель, какие приборы и агрегаты необходимы для управления.

За успешные стендовые испытания первого отечественного турбореактивного двигателя С-18 15 декабря 1945 г. главный конструктор А.М. Люлька был награжден орденом Трудового Красного Знамени. Его ближайшие сподвижники Э.Э. Лусс, И.Ф. Козлов, А.П. Котов, Г.Ф. Новиков, И.А. Тарасов и др. тоже получили правительственные награды.

В НКАП были приняты предложения Сухого и Ильюшина о постройке реактивных самолетов Су-11 и Ил-22 с двигателями ТР-1. Двигатели на серийном заводе начали сразу делать малой серией, поэтому на конструкторов ложилась особая ответственность. Надо было непосредственно на производстве и без промедления вносить при необходимости изменения в чертежи.

КБ А.М. Люльки становилось тесно в НИИ-1. Его тематика начинала принимать большой размах и мешать самому институту.

А на серийном заводе, где готовили малую серию ТР-1 для доводки поставки самолетчикам и проведения государственных испытаний, начинало не хватать людей. Нужны были до-

полнительные конструкторские силы и новые производственные и лабораторные площади.

Все шло к тому, что вот-вот организационно возникнет самостоятельное ОКБ с опытным производством под руководством А.М. Люльки.

В это время на заводе, где изготовлялись двигатели С-18, представилась возможность создать ОКБ. Главным конструктором был назначен А.М. Люлька. Началась жизнь самостоятельного ОКБ, появилась первая отечественная авиатурбостроительная опытная база, которая в перспективе должна была создать турбореактивные двигатели на тягу 2000 и 3000 кгс [55. С. 84—90].

Для облегчения производства Люлька вносил иногда изменения в конструкцию деталей, делая их более технологичными. Особенно пристальное внимание он обращал на изготовление жаропрочных узлов методом литья. Одним из первых Люлька спроектировал цельнолитой сопловой аппарат. Металлурги и технологи приложили много труда и выдумки, чтобы в 1946 г. отливать сопловые венцы двигателя ТР-1. За рубежом такие конструкции появились спустя 25—30 лет.

При запуске двигателя в серию возникало много неожиданностей, которые просто невозможно предвидеть. А.М. Люлька понял, что серийщикам надо помогать не наездами, не от случая к случаю, нужно ежедневное, кропотливое оперативное устранение возникающих трудностей, разъяснение чертежей порой прямо на месте.

Вскоре Люлька решил создать на заводе свое постоянное представительство. Он выделил для этого группу опытных конструкторов по всем узлам ТРД.

В июле 1946 г. ТР-1 запустили в первый раз. Несколько минут работы. Все прошло хорошо. Радость на лицах люлькоЕцев, удовлетворение в кругах заказчика, в министерстве. Первый промышленный образец советского турбореактивного двигателя начал свою жизнь.

Пока он проработал несколько минут, а на госиспытаниях ему предстояло выдержать 20 ч. Госиспытания ТР-1 проходили в конце февраля 1947 г., но, прежде чем они начались, коллективу КБ пришлось потрудиться, как никогда.

Помпаж... И тут он дал о себе знать. Двигатель, на котором обнаружили помпаж, был снят с испытаний и разобран.

Но уже знали, что помпаж начинается со срыва потока на лопатках компрессора.

Люлька решил добиться безусловного выполнения задаваемой точности изготовления лопаток и дал указание сильно ужесточить допуски на все размеры. Это было трудно серийному заводу, потому что и без того сложная технология становилась еще сложнее. Но путь оказался верным, помпажи на ТР-1 прекратились.

Подумали на ТР-1 подшипники. Подшипников качения, пригодных и по нагрузкам и по числу оборотов, наша промышленность предложить не могла. Пришлось ставить подшипники скольжения. Но главный упорный подшипник скольжения, в который упирался вал ротора, сколько ни старались, заставить работать не смогли. Создаваемая в нем масляная пленка на переменных режимах нарушалась, и подшипник разрушался. Его пришлось заменить двумя новыми шарикоподшипниками, сделанными в конструкторском бюро ГПЗ-1.

В декабре 1946 г., когда двигатель ТР-1 проходил проверку на ресурс, произошел обрыв лопаток в замке крепления к ротору. Излом металла был явно усталостный. Дефект очень серьезный, и к тому же он случился накануне госиспытаний. Нависла угроза срыва сроков их проведения [55. С. 98—101].

В бригаде турбин Г.Ф. Новиков, А.А. Иевлев, А.В. Воронцов рассчитали и спроектировали крепление лопаток замком типа «елочка». На английских ТРД примерно такой замок уже применялся. Но заводские технологии от него отмахнулись. Для его производства требовалась уж очень большая точность.

На этой оснастке в механическом цехе под руководством В.И. Межеричко, который впоследствии стал главным инженером, сделали шестизубцовые «елочки». Госиспытания начались вовремя. А этот «елочный» замок для крепления лопаток создавался в дальнейшем в нескольких вариантах, стал типовым и надежно служил для ТРД в ОКБ А.М. Люльки и на многих предприятиях.

Испытания проводились на открытых стендах. Росло беспокойство и негодование жителей района. И райсовету пришлось выселить жильцов из соседних домов. Шума не стало слышно только через несколько лет после того, как на выде-

ленные министерством средства построили боксы для испытаний со специальными шумопоглощающими устройствами.

- Только тогда наступила долгожданная тишина и на заводе, и в его округе.

За год с небольшим, опираясь на опыт своей работы с двигателем С-18 и на изученные зарубежные конструкции, коллектив Люльки создал двигатель ТР-1, который значительно превосходил по своим данным немецкие двигатели Jumo-004 и BMW-003. Удельный расход топлива и удельный вес двигателя ТР-1 были существенно меньше, чем у немецких.

В дальнейшем тягу довели до 1500 кгс.

3 марта 1947 г. испытания первого серийного отечественного реактивного двигателя ТР-1 были успешно завершены. На следующий день его разобрали, осмотрели каждую деталь, и состоялось подписание акта комиссией.

В ОКБ пришла Правительственная телеграмма, которую зачитали на митинге всему коллективу: «Конструктору тов. Люлька. Копия: Директору завода тов. Комарову. Поздравляю Вас и весь коллектив с успешным завершением государственных испытаний созданного Вами первого отечественного реактивного двигателя. Желаю дальнейших успехов. 3 марта 1947 г. И.Сталин»[55. С. 102].

Весна 1947 г. оказалась победной для люльковцев. Их двигатели установили на первый в мире реактивный бомбардировщик Ил-22 и истребитель Су-11.

16 мая 1947 г. главный конструктор авиационных двигателей А.М. Люлька был награжден орденом Ленина. Большая группа работников ОКБ была награждена орденами и медалями за выдающиеся заслуги в области создания отечественных авиационных двигателей.

И одновременно А.М. Люлька вышел победителем конкурса, объявленного правительством на создание первого отечественного турбореактивного двигателя в нашей стране, с выдачей ему денежной премии.

В институтах и на заводах в 40-х гг. трудилось немало научно-технических работников, способных успешно решать неолужные задачи по авиастроению.

В частности в ЦИАМ проводились работы по компрессорам, турбинам, камерам сгорания, прочности, результаты которых использовались при создании и развитии ТРД.

Во второй половине 40-х гг. одновременно с А.М. Люльки над авиационными газотурбинными двигателями в нашей стране уже работали коллективы под руководством В.А. Климова, А.А. Микулина, Н.Д. Кузнецова.

Первый отечественный двигатель ТР-1 был создан и выпущен малой серией в 1947 г. и это является фактом. Это торжественное событие для нашей авиации и для всей страны произошло позже, чем в Великобритании, США и Германии, но начало было положено.

САМОЛЕТ СУП ОКБ П.О. СУХОГО

С ТРД ТР-1 А.М. ЛЮЛЬКИ

Су-11 (рис. 2.96) — развитие Су-9 с теми же формами фюзеляжа, чуть большими размахом и площадью крыла, с двигателями А.М. Люльки ТР-1 (тяга 1300 кгс). Это был первый советский реактивный истребитель и легкий бомбардировщик с ТРД оригинальной отечественной конструкции.

Конструкция самолета Су-11, как у Су-9, но с существенным различием в схеме: двигатели были подняты и установлены в крыле, для чего его лонжероны в этих местах изогнуты вверх дугой, в обход двигателей. Вооружение — то же, но качество соответственно выше: скорость у земли — 940 км/ч, а на высоте 3000 м — 910 км/ч, потолок — 13 000 м.

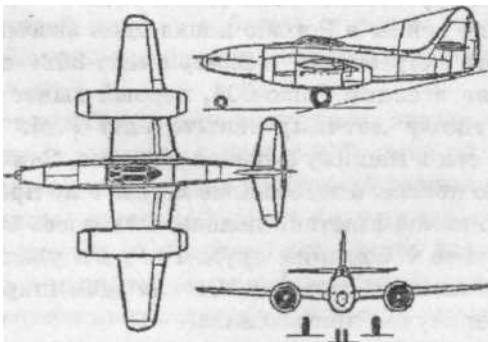


Рис. 2.96. Самолет Су-11 с ТРД ТР-1

И. ЕВТНФЬЕВ

На самолете Су-11 были установлены герметичная кабина, катапультируемое сиденье, пороховые ускорители взлета У-5 и тормозной парашют.

Масса пустого самолета — 4495 кг, объем топливных баков — 2335 л, полетная масса — 6350...6877 кг в зависимости от нагрузки.

Самолет был выпущен в 1947 году. Испытания были закончены в апреле 1948 года. В серии этот самолет не строился из-за занятости заводов другими самолетами, а также и из-за дефектов двигателей А.М. Люльки, тогда еще не серийных [8. С. 342, 344].

28 мая 1947 г. был назначен первый вылет Су-11. На аэродром приехали главный конструктор самолета П.О. Сухой и главный конструктор двигателя А.М. Люлька.

Вот как это было. Самолет привезли на аэродром, начались первые пробы двигателя, пробежки и подлеты. Наконец было получено разрешение на первый вылет. Летчик-испытатель Г.М. Шиянов сел в кабину и запустил двигатель. Раздался характерный, знакомый для слуха конструктора ТРД свистящий звук. После короткого пробега Шиянов поднялся в воздух. На аэродроме было много народу. Сделав несколько кругов, самолет зашел на посадку, плавно коснулся дорожки. Десять лет люльковцы шли к этому моменту. Прошли через отрицание, скептицизм, недоверие к отечественному ТРД.

Когда Г.М. Шиянов приземлился и вылез из кабины, А.М. Люлька бросился его целовать. Радости не было границ.

Состоялся первый вылет отечественного самолета с первым отечественным турбореактивным двигателем.

Когда после войны в Россию попал один экземпляр опытного немецкого истребителя «Мессершмитт-262» с двумя реактивными двигателями Jumo-004, первый вылет на нем поручили опытному летчику-испытателю Г.М. Шиянову. Г.М. Шиянов сел в машину и пошел на взлет. Самолет катился, катился по полосе, а взлетать не хотел. Уже пройдено около 2500 м. До конца взлетной полосы оставалось всего 500 м. И вот наконец-то с большим трудом все же удалось прямотаки отодрать самолет от земли. Сделав один широкий круг, Шиянов благополучно приземлился.

Как потом стало известно, в первом опытном полете немецкий летчик-испытатель разбился.

Вскоре Шиянову поручили испытать Су-9 конструкции П.О. Сухого с двумя немецкими реактивными двигателями Jumo-004. В их работе летчик заметил некоторую «жесткость». Вообще конструкция двигателя была не доведена.

Как потом рассказывал Г.М. Шиянов о своих испытательных полетах на Су-11: «Двигатели ТР-1, с которыми я поднялся на самолете Су-11, превосходили немецкие серийные двигатели аналогичного типа по тяге, экономичности и удельному весу. В то время реактивная авиация только зарождалась, и о реактивных двигателях и их работе знали мало. Мало было изучено, например, такое явление, как помпаж, не задумывались и над тем, какое влияние оказывает воздухозаборник самолета на работу двигателя, и т.д.

Перед началом летных испытаний Архип Михайлович предупредил меня, что двигать сектором газа надо очень плавно. В период наземных пробежек я это почувствовал. Архип Михайлович, молодой, начинающий конструктор, очень скромный и общительный, часто приезжал на аэродром и живо интересовался своим первенцем.

В первом полете мне запомнилось, как на четвертом развороте двигателя загрохотали как-то непривычно и начала подниматься температура газов. Я изменил режим работы, и все вернулось в норму. Этот случай меня насторожил. Сделав два круга, я благополучно приземлился.

Прошло еще несколько полетов. Злополучный разворот, интуиция и предупреждение Архипа Михайловича заставили меня быть в полетах предельно внимательным, рассчитывать все маневры самолета и связанные с ними изменения режимов двигателей заранее, работать сектором газа очень плавно и мягко. Полеты проходили успешно, и непонятное явление не повторялось».

3 августа 1947 г. в день воздушного парада. Г.М. Шиянову предложили участвовать в параде в Тушино на самолете Су-11 в составе группы опытных истребителей разных конструкторов.

Выполнять групповой полет на парадах весьма сложно. Нужно во что бы то ни стало выдержать два жестких условия: в точно назначенное время пройти над трибунами и выдержать минимальную дистанцию между самолетами. Летчики еще не имели опыта группового пилотирования реактивных самолетов.

Группу истребителей возглавил летчик-испытатель С.Н. Анохин. Строго выдерживая интервалы, все должны были равняться на него, по его самолету. Двухмоторный Су-11 с двигателями ТР-1 поставили в конце колонны истребителей. Наблюдение было тогда только визуальное, видимость в день парада оставляла желать лучшего. Сначала все шло нормально. Вдруг с командного пункта Анохину сообщили, что группа опаздывает. Он увеличил скорость, за ним все остальные. Пока очередь дошла до Г.М. Шиянова, то пришлось, не думая о плавности работы сектора газа, резко увеличить число оборотов, чтобы не отстать и не потерять группу. Ни о какой опасности в этот момент он не думал. Вернуться на свой аэродром, не пройдя парад, считалось величайшим позором для летчика. В голове вертелась одна мысль: «Выдержать интервал» [55. С. 106, 107].

После резкого изменения режима работы двигателей они загрохотали. Самолет затрясло. Плавно сменив режим, летчик услышал привычный шум. На самом подходе к Тушинскому аэродрому Анохина проинформировали, что группа подходит раньше назначенного времени. Все сбрасывают скорости. Г.М. Шиянов резко убирает газ, выпускает все щитки, шасси, чтобы не налететь на самолет, летящий впереди. С двигателями опять стало твориться что-то непонятное. Он снова поменял режим, и двигатели стали снова работать нормально. Наконец-то Тушино! Взмыв над трибунами вверх, Су-11 уходит в облака. Что же было с двигателями? В то время никто не мог точно ответить на этот вопрос. При резкой работе сектором газа впервые наблюдались срывные явления в компрессоре на переходных режимах. Возможно, одной из причин послужила ненормальная подача топлива в двигатель регулятором или несогласованность работы воздухозаборника самолета и двигателя. Это заставило конструкторов самолета и двигателя задуматься над проблемой. Но как ее решить, осталось неизвестным.

Отметим «живучесть» двигателей ТР-1, продолжавших работать в неожиданно создавшихся тяжелейших условиях. После парада испытания первого отечественного реактивного двигателя ТР-1 на самолете Су-11 были успешно продолжены и закончились 25 сентября 1947 г. Явление, которое наблюда-

лось в четвертом развороте первого полета и во время подхода к Тушинскому аэродрому, больше не повторялось.

В отчете о летных испытаниях есть оценка работы двигателей ТР-1 в воздухе летчиком-испытателем Г.М. Шияновым: «...Проведенные испытания показали, что двигатели ТР-1 обеспечивают надежный полет самолета на всех режимах от минимальных скоростей до максимальных и на высотах от 0 до 9000 м.

Работа двигателей ровная и мягкая, чем они выгодно отличаются от двигателей Jumo и BMW. Приемистость хорошая и надежная...

...Основным недостатком двигателей является необходимость весьма тонкой регулировки оборотов на режимах, близких к максимальным...»

Полетом самолета Су-11 с первым отечественным реактивным двигателем начался многолетний творческий союз конструктора самолетов П.О. Сухого с конструктором реактивных двигателей А.М. Люльки.

Основные тактико-технические характеристики самолета Су-11 представлены в табл. 17 прил. 1.

САМОЛЕТ ИЛ-22 ОКБ С.В. ИЛЬЮШИНА

С ТРД ТР-1 А.М. ЛЮЛЬКИ

С целью решения принципиальных вопросов создания тяжелого многодвигательного реактивного самолета летом 1946 г. ОКБ С.В. Ильюшина, было дано задание на создание экспериментального бомбардировщика с четырьмя ТРД ТР-1.

Немногочисленный в то время конструкторский коллектив С.В. Ильюшина приступил к проектированию первого в своей практике реактивного самолета с заводским обозначением Ил-22 (рис. 2.97).

В соответствии с заданием самолет Ил-22 с номинальным бомбовым грузом 2000 кг должен был иметь дальность полета 1250 км при крейсерской скорости полета 750 км/ч. В варианте с перегрузочной полетной массой дальность полета Ил-22 увеличивалась до 2000 км. Максимальная скорость самолета была установлена равной 800 км/ч на высоте 9000 м, а предельное

число $M=0,75$. Заданная скорость полета позволяла сконструировать самолет Ил-22 по обычной для того времени схеме свободнонесущего среднеплана с прямым крылом и оперением, но с принятием специальных мер по ослаблению влияния на самолет таких характерных для больших дозвуковых скоростей неблагоприятных явлений, как резкий рост лобового сопротивления самолета, изменение несущих свойств его крыла, характеристик продольной статической устойчивости. Для Ил-22 было спроектировано тонкое, с относительной толщиной 12 %, прямое крыло с удельной нагрузкой на площадь 310...350 кг/м². Поверхность крыла образовывалась симметричными скоростными профилями с максимальной толщиной, расположенной примерно на 40 % хорды. Эти профили имели критическое число M , несколько превышавшее заданное. В корневой части крыла был применен малонесущий профиль ЦАГИ 1А-10, а в его концевой части — высоконесущий профиль ЦАГИ 1В-10. Ослабляя неблагоприятные явления, связанные с появлением волнового кризиса, такая аэродинамическая компоновка крыла способствовала также улучшению поперечной устойчивости самолета в полете на больших углах атаки из-за отсутствия концевых срывов [68].

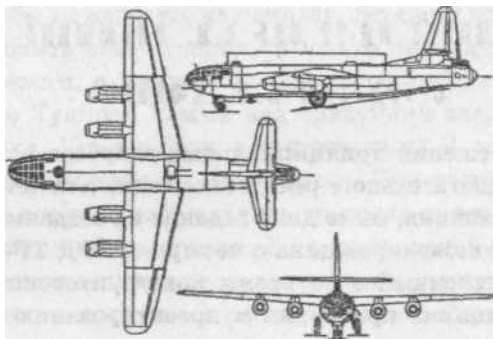


Рис. 2.97. Самолет Ил-22 [68]

Во время летных испытаний первых советских реактивных истребителей выявилась склонность некоторых самолетов к «валежке» — самопроизвольному затягиванию самолета в крен в полете на больших высотах с большими числами M , из-за малейших производственных отклонений от теоретичес-

кого контура профиля крыла. На несколько меньших скоростях такие отклонения практически не оказывали никакого влияния на пилотажные характеристики самолета. В связи с этим при проектировании крыла самолета Ил-22 большое внимание было уделено обеспечению точного производственного выполнения теоретического контура профиля крыла без резкого повышения трудоемкости сборочных работ. По предложению С.В. Ильюшина был впервые разработан, а при создании опытной машины практически осуществлен новый метод изготовления крыла, стабилизатора, киля и, частично, фюзеляжа, при котором за технологическую базу при сборке принималась зафиксированная по теоретическому контуру обшивка агрегата, а не каркаса, как это практиковалось ранее. Особенности полета самолета на больших скоростях определили также схему и аэродинамическую компоновку его оперения. Параметры оперения, выбранные из условия достижения требуемых характеристик устойчивости и управляемости самолета на различных режимах полета, должны были обеспечить возникновение волнового кризиса на оперении при больших значениях числа M , чем на крыле. В связи с этим, в горизонтальном и вертикальном оперении самолета применялись еще более тонкие по сравнению с крылом скоростные симметричные профили с относительной толщиной 9...10 %. Горизонтальное оперение было вынесено из скошенного крылом потока и установлено на киле вертикального оперения. При попадании самолета в область нарушения из-за сжимаемости воздуха характеристик устойчивости и управляемости такая аэродинамическая компоновка и взаимное расположение киля и стабилизатора обеспечивали надежную работу оперения и вывод самолета в нормальный режим полета. При проектировании Ил-22 не менее сложным, чем разработка аэродинамической компоновки крыла и оперения, оказалось решение взаимосвязанных вопросов размещения двигателей, выбора параметров фюзеляжа и схемы шасси. Была проведена сравнительная оценка ряда вариантов размещения двух двигателей на самолете Ил-22, в том числе и пакетного в одной гондоле. В результате была разработана оригинальная, до этого не встречавшаяся в практике мирового самолетостроения схема установки четырех реактивных двигателей на коротких крыльевых пилонах в изолированных гондолах, разнесенных по размаху крыла и

вынесенных далеко вперед относительно его передней кромки. Двигатели крепились только к пилонам, передававшим нагрузки от них на конструкцию крыла. Малые размеры гондол двигателей TP-1 с осевым компрессором не позволяли разместить в них довольно большие колеса основных опор самолета, размеры которых выбирали из условия обеспечения базирования самолета на грунтовых аэродромах. Было решено установить основные опоры на фюзеляже, а для увеличения колеи шасси, улучшения устойчивости и маневренности самолета при движении по земле придать поперечному сечению фюзеляжа форму, близкую к форме горизонтального овала. Ось вращения стоек шасси выполнялась наклонной, благодаря этому в выпущенном положении шасси имело максимальную возможную ширину колеи. Убираясь вперед по полету, колеса основной опоры самолета в результате наклона оси вращения стойки сближались между собой и полностью размещались в верхней части фюзеляжа перед бомбоотсеком, рассчитанным на максимальный бомбовый груз массой 3000 кг. Выбранная форма поперечного сечения фюзеляжа способствовала довольно простому решению ряда других компоновочных задач. В частности, большая ширина фюзеляжа обеспечивала свободное размещение экипажа самолета, состоящего из пяти человек. Рабочие места двух рядом сидящих пилотов, штурмана-бомбардира и стрелка-радиста располагались в носовой части фюзеляжа, а стрелка кормовой пушечной установки — за хвостовым оперением самолета. В фюзеляже, в трех мягких топливных баках был размещен также весь требуемый для полета на заданную дальность запас топлива (9300 кг), значительно превышающий запас топлива поршневого бомбардировщика с примерно такой же дальностью полета. Минимальное волновое сопротивление фюзеляжа самолета обуславливалось его аэродинамической формой, не имеющей обычно, выступающего в поток, фонаря кабины пилотов с блистером и башней пушечной установки небольших размеров. При обтекании такого фюзеляжа скорость и давление потока по его длине изменялись значительно меньше, чем, например, при обтекании крыла. Резко возросшая скорость полета самолета Ил-22 и необходимость приложения больших усилий для перемещения подвижного оборонительного оружия на этих скоростях потребовали применения специальных электрических

и гидравлических приводных устройств в конструкции оборонительных установок. Потребовался новый подход к разработке схемы размещения оборонительного вооружения и стрелков на самолете с учетом использования дистанционных систем управления, обеспечивающих перемещение оружия вслед за движением прицела. Для обстрела передней полусферы предназначалась неподвижная пушка НС-23 с боезапасом 150 снарядов, установленная на правом борту носовой части фюзеляжа. Огонь из нее вел командир самолета через кольцевой прицел, установленный в кабине пилотов. Две спаренные пушки Б-20Э с общим боезапасом 800 снарядов в верхней полусфере, а их наводка на цель осуществлялась дистанционно с помощью электроуправления стрелком-радистом, размещавшимся в передней кабине. Вращение башенной установки и вертикальная наводка пушек на цель осуществлялись с помощью электродвигателей. Движение башни с оружием было строго синхронизировано с движением прицела в кабине стрелка, а схема управления пушечным огнем имела специальные микровыключатели, которые размыкали цепь управления огнем при наводке пушек на части своего самолета и тем самым предотвращали их прострел. В кормовой части самолета была установлена кормовая оборонительная установка Ил-КУ-3 с пушкой НС-23 и боезапасом 225 снарядов, которая имела углы обстрела по 70° вправо и влево, 35° вверх и 30° вниз. Управление установкой было сделано дистанционным с помощью гидронасоса с двигателем мощностью 1,7 кВт и двух гидроагрегатов. Один гидроагрегат обеспечивал горизонтальное, а другой — вертикальное перемещение оружия. Управляя работой гидроагрегатов, стрелок быстро наводил оружие на воздушную цель. Для удобства прицеливания сиденье стрелка могло подниматься и опускаться с помощью специального электродвигателя [68].

Разработка чертежей и постройка опытного самолета Ил-22 шли очень быстрыми темпами. С 10 по 15 июня 1947 г. были проведены первые рулежки. Убедившись, что двигатели работают нормально, самолет был перевезен на основной испытательный аэродром. После последней двадцатиминутной рулежки состоялось совместное совещание двигателистов ОКБ А.М. Люльки, самолетчиков ОКБ С.В. Ильюшина, заказчиков из ВВС и службы летных испытаний. На 24 июля был назначен первый

вылет. Рано утром 24 июля 1947 г. на аэродроме были А.М. Лялька, С.В. Ильюшин, их ближайшие помощники, много военных. Включились двигатели. Они заработали сначала тихонько, потом громче. И вот все вокруг наполнил мощный гул. Самолет рванулся вперед. Пробежав около 2000 м, он оказался в воздухе, и скоро скрылся за горизонтом. Потом снова появился в поле зрения присутствовавших, и снова исчез. Пролетев 19 мин, Ил-22 благополучно приземлился. Первый полет был выполнен летчиками-испытателями Коккинаки (братья Б.К. Коккинаки и К.К. Коккинаки) [55. С. 104, 105].

Летная оценка пилотажных качеств самолета испытателями была высокой. В августе 1947 г. самолет Ил-22 был продемонстрирован на воздушном параде в Тушино. Появление над полем аэродрома крупного четырехмоторного бомбардировщика Ил-22 с реактивными моторами произвело огромное впечатление, особенно на иностранных гостей. Фотографиями с парада еще долгое время были заполнены потом зарубежные авиационные журналы, и больше всего внимания уделялось в них советскому реактивному бомбардировщику. Правда, летчикам пришлось пережить во время полета неприятные минуты. Они ощутили нечто вроде тряски, а А.М. Лялька, следивший за полетом с земли, заметил небольшой дымный след за самолетом. Однако все обошлось благополучно. Когда разобрались с происшедшим, то решили ускорить изготовление особого автомата, не допускающего больших забросов в подаче топлива. Его вскоре поставили на двигатель [55. С. 108, 109]. До конца сентября самолет Ил-22 совершал испытательные полеты, связанные главным образом с оценкой работы его силовой установки, летных и пилотажных качеств. После замены выработавших свой ресурс первых двигателей ТР-1 и внесения небольших изменений в конструкцию системы управления самолетом начался второй этап летных испытаний Ил-22, продолжавшийся до конца февраля 1948 г.

На заводских испытаниях также производились взлеты самолета Ил-22 с применением двух стартовых твердотопливных ракет СР-2, каждая из которых имела расчетную тягу 1500 кгс. Стартовые ракеты подвешивались симметрично на⁴; правом и левом бортах фюзеляжа. 7 февраля 1948 г. летчик-испытатель В.К. Коккинаки выполнил первый взлет на самолете Ил-22 с работающими стартовыми ракетами. Но тягу дви-я

гателя ТР-1 так и не удалось довести до запроектированной величины, и в связи с этим было решено нецелесообразным передавать самолет Ил-22 на государственные испытания. Работы по Ил-22 были прекращены, а самолет был выставлен в демонстрационном зале Бюро новой техники (БНТ), где с ним ознакомились ведущие специалисты конструкторских бюро отечественной авиапромышленности. Опыт проектирования, постройки и испытания самолета Ил-22 был широко использован КБ С.В. Ильюшина при создании следующих типов реактивных самолетов [68].

Основные тактико-технические характеристики самолета представлены в табл. 17 при л. 1.

САМОЛЕТ И-211 ОКБ С.М. АЛЕКСЕЕВА

С ТРД ТР-1 А.М. ЛЮЛЬКИ

В 1946 г. указом министра НКАП М.В. Хруничева главным конструктором на заводе № 21 в г. Горьком (ныне Нижний Новгород) был назначен С.М. Алексеев.

С.М. Алексеев начал разрабатывать реактивные самолеты своей конструкции. Первым был проект самолета И-211 (21-й завод, 1-й опытный экземпляр). Он был разработан под первые отечественный ТРД ТР-1 А.М. Люльки с кольцевой камерой сгорания. До середины 1948 г. в ОКБ-21 было спроектировано и построено несколько разновидностей истребителя И-211 с несколькими типами ТРД отечественного и зарубежного происхождения. Первый проект И-210 с двумя двигателями BMW-003 (РД-20) отличался от всех прочих модификаций нижней подвеской ТРД под крылом. Но так как требуемой скорости для реактивного истребителя в этом случае добиться не удалось, конструкторы попробовали аналогичную установку двух двигателей Jumo-004, а затем все же выбрали отечественный двигатель ТР-1. В таком варианте самолет И-211 был построен и прекрасно отлетал в положенное ему время [69].

Одноместный истребитель-перехватчик И-211 с двумя турбореактивными двигателями ТР-1 А.М. Люльки с тягой по 1350 кгс каждый, вписанными в крыло, где полки лонжеро-

нов полукругами обходили двигатели. Шасси со двоянными колесами всех стоек убиралось в фюзеляж. Планировалось устанавливать вооружение в двух вариантах. В первом: между полом гермокабины и нишей переднего шасси устанавливали три пушки Н-37, каждая с 30 снарядами, или четыре — шесть пушек калибра 23 мм. Во втором: две пушки калибра 57 мм или 75 мм. Оба варианта самолета рассчитывались на одинаковую массу, чтобы при нормальной нагрузке не происходило смещения центра тяжести (при 27,7 % хорды крыла). Заменив пушки с зарядными ящиками можно было в полевых условиях прямо на аэродроме. Кроме этого на самолете предусматривались дополнительные узлы подвески бомб, разведывательной аппаратуры и другого оборудования, общей массой до 1000 кг. С обеих сторон фюзеляжа самолета были установлены аэродинамические тормозные щитки, автоматически открывающиеся при достижении критической скорости, было предусмотрено и ручное управление ими для маневрирования в полете и уменьшения посадочной скорости. Несущее крыло И-211 имело ламинарный профиль ЦАГИ. На передней кромке крыла установили предкрылки. Они выдвигались при старте и заходе на посадку. Хвостовое оперение было сделано крестообразным. Фюзеляж был круглого сечения. В носок фюзеляжа встроили мощный прожектор, который должен был освещать цели в ночном бою и посадочную полосу при посадке.

Предусматривалась установка радиолокатора. Самолет И-211 (рис. 2.98) проходил испытания осенью 1947 г. Испытания начал летчик-испытатель А.А. Попов, позже на этом самолете летали А.А. Ефимов и М.Л. Галлай. Самолет оказался простым в управлении и пилотировании. После первых шести полетов стало ясно, что двигатели ТР-1 по своим характеристикам уже не удовлетворяют требованиям, которые необходимы для истребителя. Самолет И-211 строился малой серией. По этим причинам самолет И-211 не стали доводить до боевого образца [8].

Далее появилась модификация одного из экземпляров самолета И-211, на котором была заменена силовая установка, поскольку один из двигателей ТР-1 часто работал неустойчиво. К тому же однажды этот самолет потерпел аварию. При посадке сложилась одна нога шасси, так как ее колеса попали в яму. В связи с этим к ремонту самолета была приурочена я

смена двигателей ТР-1 на два ТРД «Дервент-V», приобретенных у фирмы «Роллс-Ройс» вместе с лицензией на серийное производство. Тяга этих ТРД составляла 1590 кгс. С ними самолет под обозначением И-215 прошел полный цикл заводских и государственных испытаний. Было изготовлено несколько проектов самолета И-215, в том числе И-216, который отличался вооружением (две пушки по 75 мм) и измененными консолями крыла. Эти мощные орудия были установлены в передней части фюзеляжа [69].

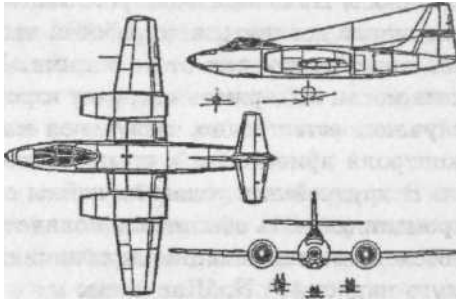


Рис. 2.98. Самолет И-211

Основные тактико-технические характеристики самолета И-211 приведены в табл. 17 прил. 1.

РЕПРЕСНИ В АВИАЦИИ В 1946 г.

В феврале-марте 1946 г. Военной коллегией Верховного Суда СССР под руководством Ульриха были осуждены народный комиссар авиационной промышленности А.И. Шахурин, командующий ВВС А.А. Новиков, зам. командующего ВВС, начальник НИИ ВВС А.К. Репин, начальник Главного управления заказов ВВС Н.П. Селезнев и др.

Им ставилось в вину неправильные производство и испытания авиационной техники. Но обвинения шли с другого конца. Они допускали производство и поставку в армию некачественных самолетов и моторов. Руководители промышленности и командование ВВС по договоренности вооружали Красную

Армию бракованными самолетами: Як-3, Ла-7, Ту-2, Ил-2, то есть самолетами, которые выигрывали воздушные битвы на Курской дуге, в небе Кубани и установившие полное господство в воздухе над самолетами противника. Все обвинения были сделаны технически безграмотно и надуманно. Авторы приговора не старались серьезно вникнуть в суть дела [64].

Надо сказать, что при массовом производстве самолетов и моторов военного времени, конечно же, были неизбежны производственные недостатки. Высокое качество требовало определенную культуру производства, а обеспечить ее в военное время не всегда удавалось. На авиазаводах работало много подростков, которые не могли дотянуться до рабочей части станка, и им приходилось подставлять для этого ящики. Кроме этого, физически они не могли выдержать нагрузку взрослого человека. В таких случаях, естественно, получался какой-то брак. Ужесточение контроля привело бы к срыву поставок в армию боевой техники. В труднейших условиях войны отечественная авиационная промышленность обеспечила количественное и качественное превосходство над авиацией противника. Здесь была и немалая заслуга наркома А.И. Шахурина.

Он был отмечен в годы войны высокими наградами и званиями. Почему же его осудили и за что? Есть предположения. А.С. Яковлев, главный конструктор и заместитель наркома, в 1944 г. написал в «Правду» статью «Конструктор и война». Где он писал, что созданные немцами реактивные самолеты — авантюра проигравших, на которую они пошли, не выдержав в соревновании с советской авиационной промышленностью. Через год он то ли подал докладную записку в ЦК, то ли доложил прямо Сталину, что руководство наркомата авиационной промышленности допустило нетерпимое отставание в создании реактивной авиации. Хотя это и не было отражено в обвинительном заключении, но в процессе следствия это ставилось в вину Шахурину неоднократно. Он был осужден на семь лет тюрьмы [64].

А вот что пишет Ф. Чуев в своей книге «Ильюшин»:

«...Мне говорил 25 мая 1988 г. Александр Сергеевич Яковлев, — ведь я едва ли не последний литератор, беседовавший с ним: «Кончилась война. Мы победили. Авиация наша вполне соответствовала тому уровню, который требовался для победы. Но у нас ничего не делалось для перспективы. А перс-

пектива в ту пору — реактивная авиация, в нашем министерстве на это смотрели панически. Прямо никто не высказывался, но и мер никаких не принимали. Лично я неоднократно говорил Шахурину, что нужно срочно осваивать эту проблему для движения вперед. Я ему приводил примеры, как этим делом занимаются на Западе, особенно англичане и немцы — в конце войны. Я говорю, а Шахурин: «Когда будет нужно, нам скажут, и мы займемся».

В конце войны я написал письмо Сталину, что у нас не хотят самостоятельно заниматься вопросами развития авиации, а это толкает нас на копирование немецкого реактивного «Мессершмитта-262», и конкретно предлагают организовать в Саратове производство этого самолета. Сталин нас вызвал вдвоем с Шахуриным и говорит ему: «Это вы предлагаете ставить «Мессершмитт» вместо тех работ, которыми сейчас занимаются по развитию реактивной авиации?»

Шахурин что-то пробормотал, и это решило его судьбу. А товарищ Сталин сказал: «Строить «Мессершмитт» — это значит заранее обрекать себя на отставание на долгие годы. Мы с этим не согласны, и вы зря проводите работу в этом направлении».

Потом он меня вызвал одного:

«Ну, что ж, Шахурин, видимо, не способен двигать это дело. Давайте нового министра. Кого вы порекомендуете?»

Я сказал — Хруничева. Его я хорошо знал. Тогда его и назначили министром вместо Шахурина.

Официально Шахурина, главкома Новикова и главного инженера ВВС Репина сняли и посадили за снабжение Красной Армии некачественными самолетами.

Но думаю, что гнев Сталина был вызван еще и нашим отставанием в реактивной авиации» [65. С. 168].

А вот, что авиаконструктор А.С. Яковлев писал, вспоминая о событиях того тяжелого времени, во многом сложного и не терпящего компромиссов: «...В конце декабря 1945 года была предпринята неудачная попытка подменить проведение радикальных мероприятий копированием в серии трофейного немецкого реактивного самолета Me-262. Вопрос этот обсуждался в правительстве по предложению Наркомата авиационной промышленности. Предложение было отвергнуто. Запустить в серию самолет Me-262 было бы ошибкой. Во-первых, это была неудачная машина, сложная в управлении и неус-

тойчивая в полете. Во-вторых, копирование «Мессершмитта» отвлекло бы внимание и материальные ресурсы на эту машину и нанесло бы большой ущерб работе над отечественными реактивными самолетами, тем более что в этот период работа отечественных конструкторов реактивных самолетов шла успешно...» [66], [67].

Вот такие тогда были авиационные дела. В таких случаях, когда разбираешься, кто на кого «наклепал», трудно понять, кто был прав, а кто не прав.

Из того, что мы уже знаем, прочитав большую часть настоящей книги по первым шагам в отечественной реактивной авиации, можно сказать, что здесь произошло стечение многих обстоятельств. Это и действительное отставание в создании отечественных самолетов с ТРД, и нетерпение Сталина все же получить боевые образцы реактивных самолетов и тем самым догнать Англию и США в этом вопросе, а также какую-то роль сыграла записка А.С. Яковлева Сталину. Эта записка стала каплей, переполнившей море терпения вождя. Здесь надо сказать, что Яковлев отвел от себя беду этой запиской, указав конкретное направление удара, скорее всего, он это направление подтвердил. Тогда время было суровое, долго не разбирались, наказывали беспощадно. Вот и Шахурин попал в эту мясорубку, но остался жив, и никогда от него близкие люди о Сталине не слышали ничего плохого.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОПЫТА НЕМЕЦКИХ СПЕЦИАЛИСТОВ В РАБОТАХ ПО СОЗДАНИЮ РЕАКТИВНОЙ АВИАЦИИ В СССР

ОРГАНИЗАЦИЯ РАБОТ И РАБОТА НЕМЕЦКИХ СПЕЦИАЛИСТОВ В ГЕРМАНИИ И В СССР

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОПЫТА НЕМЕЦКИХ СПЕЦИАЛИСТОВ В ГЕРМАНИИ И В СССР

Заканчивалась Вторая мировая война. В начале 1945 г. советские войска с боями вступили на территорию Германии и сателлитов. У победителей появилась задача не только добить врага в его логове, но и максимально использовать в отечественной промышленности накопленный немецкими специалистами научно-технический и промышленный потенциал.

В марте 1945 г. при ГКО был организован особый комитет под председательством Г.М. Маленкова. В состав комитета были введены представители Госплана, Наркомата обороны, Наркомата иностранных дел, внешней торговли, различных отраслей промышленности. Комитет обязан был осуществлять координацию работ, связанных с демонтажем предприятий военной промышленности в советской оккупации.

ционной зоне Германии, Румынии, Австрии, Венгрии, Чехословакии.

В составе комитета находилось и Особое главное управление НКАП, которое должно было решать задачи по изучению немецкой авиапромышленности и организовать вывоз на советские авиапредприятия ценного оборудования.

Еще до капитуляции Германии представители НКАП были направлены на захваченные советскими войсками авиазаводы Восточной Германии, предприятия Австрии, Чехословакии, Венгрии, работающие по авиационным заказам.

Были составлены подробные списки подлежащих демонтажу станков и технологического оснащения, начался их вывоз в Россию.

Эти репарации должны были в какой-то степени компенсировать потери, которые понесла отечественная авиапромышленность в ходе войны.

Репарации коснулись многих предприятий, принадлежащих крупным консорциумам «Юнкере» (57 заводов), «Арадо» (38), «Хейнкель» (18), «Фокке-Вульф» (7), «Зибель» (6), «Дорнье» (5), «БМВ» (11), «Даймлер-Бенц» (4), «АЕГ» (5), «Сименс» (7), «Цейс» (3), «Аскания» (2) [63].

Всего в зоне оккупации советских войск оказалось 600 заводов и фабрик. Большинство из авиазаводов и фабрик находилось в неработоспособном состоянии, а некоторые из них были почти полностью уничтожены сильными бомбардировками.

К середине 1946 г. в Россию было вывезено 123 тыс. станков и другого промышленного оборудования, из них 66 тыс. — на заводы НКАП.

Еще шли бои в Берлине, а члены комиссии приступили к осмотру расположенных в городе и его окрестностях научно-исследовательских институтов.

Советскими специалистами были сделаны находки, наиболее ценными из которых:

— полный комплект отчетов по испытаниям самолетов и их частей, а также моделей Me-163 и Me-262 в скоростной аэродинамической трубе немецкого авиационного НИИ (DVL) в 1939—1944 гг.;

— образцы наземных и самолетных радиолокационных установок;

- пилотируемый вариант самолета-снаряда V-1;
- фюзеляж реактивного самолета He-162 разработки Э. Хейнкеля;
- стенды для испытаний турбореактивных двигателей BMW-003.

Вся найденная документация была отправлена в ЦАГИ, где отечественные авиационные специалисты получили хорошую возможность ознакомиться с трофейными материалами исследований в авиационной технике.

Полезные результаты получились из командировки инженеров Бондаркжа, Завитаева и др., в Австрию в конце апреля — начале мая 1945 г.

В Вене и ее окрестностях в конце войны находились КБ и заводы Э. Хейнкеля. Здесь, кроме большого количества технической документации, в заводских цехах удалось обнаружить недоделанные образцы реактивного самолета He-162, трех поврежденных двухмоторных реактивных истребителей He-280 с ТРД HeS-8а и части фюзеляжа и крыла четырехмоторного реактивного бомбардировщика He-343. На подземном заводе в Хинтербрюле нашли два полностью собранных ТРД Jumo-004 и BMW-003, и еще пять, оказавшихся в пригодном для изучения состоянии.

В окрестностях Праги на одном из аэродромов нашли два целых реактивных истребителя Me-262 и четыре таких же самолетов в частично разобранном виде.

Для изучения достижений немецких специалистов в реактивной технике и использования их в России по решению правительства летом 1945 г. при Особом комитете ГКО была создана межведомственная Комиссия по реактивной технике. В нее входили руководители наркоматов авиационной промышленности, боеприпасов, электротехнической промышленности, вооружения, судостроения, химической промышленности. В составе комиссии были: А.И. Шахурин (председатель), Б.Л. Ванников, Н.Н. Воронов, А.И. Берг, Д.Ф. Устинов, Н.Д. Яковлев, А.К. Репин, И.Г. Кабанов, М.Г. Первухин, Л.М. Гайдуков.

По рекомендации Комиссии, ГКО выпустило постановление «О мероприятиях по изучению и освоению немецкой реактивной техники (1945)». В соответствии с этим постановлением были распределены работы по изучению и освоению немецкой реактивной техники:

— НИИ-1 НКАП должен был изучить и освоить немецкие ЖРД Вальтер, BMW и двигатели, служащие ускорителями для взлета самолетов, изучить топлива, применявшиеся в немецких ЖРД; изучить ракетный истребитель Me-163 с ЖРД Вальтера; изучить все научные труды и материалы немецких НИИ и ОКБ в области ЖРД и ракетных самолетов с ЖРД;

— ЦАГИ должен был изучить все научно-исследовательские и экспериментальные материалы, полученные из немецких НИИ и КБ в области аэродинамики реактивных самолетов и реактивных двигателей;

— ЦИАМ должен был обеспечить изучение всех работ по ТРД Jumo-004, BMW-003 и Хейнкеля (HeS); изучить все научно-исследовательские труды и материалы по ТРД полученные из DVL и КБ Юнкера, Хейнкеля и БМВ;

— ВИАМ должен был обеспечить изучение физико-химических свойств материалов, применявшихся в немецких ТРД и ЖРД, а также реактивных самолетов;

— ЛИИ должен был развернуть испытания в полете всех полученных образцов реактивных самолетов;

— завод № 26 НКАП должен был изучить и освоить немецкий ТРД Jumo-004 и организовать его серийное производство;

— завод № 16 НКАП должен был изучить и освоить немецкий ТРД BMW-003 и организовать его серийное производство;

— ОКБ-115 А.С. Яковлева должно было спроектировать и построить реактивный самолет-истребитель с использованием немецкого ТРД Jumo-004;

— ОКБ-155 А.И. Микояна должно было спроектировать и построить реактивный самолет-истребитель с использованием немецкого ТРД BMW-003;

— ОКБ-301 С.А. Лавочкина должно было спроектировать и построить реактивный самолет-истребитель с использованием немецкого ТРД Jumo-004;

— ОКБ-51 В.Н. Челомея должно было спроектировать, построить и довести самолет-снаряд по типу немецкого самолета-снаряда Фау-1.

После выхода этого постановления в августе 1945 г. НИИ-1 и ЦИАМ уже вели стендовые испытания ТРД Jumo-004, BMW-003 и Хейнкель HeS-8a. На заводах № 26, 126 и 16 шла подготовка к

выпуску малых серий двигателей Jumo-004 и BMW-003. До конца года заводы должны были изготовить соответственно 110 и 30 таких двигателей [63].

На опытном заводе № 51 под руководством В.Н. Челомея началось производство самолетов-снарядов «10X» по типу немецкой крылатой ракеты Фау-1.

Реактивные самолеты А.И. Микояна (МиГ-9) и С.А. Лавочкина (Ла-150) находились на стадии проектирования и изготовления производственной оснастки, а реактивный истребитель Яковлева Як-15 в августе 1945 г. уже был в сборочном цехе.

27 июня 1945 г. Нарком авиапромышленности А.И. Шахурин обратился в ЦК ВКП (б) с письмом по поводу использования немецких специалистов для развития отечественной реактивной авиации. В связи с этим предложением окончательный демонтаж ряда крупных предприятий, занимающихся в годы войны выпуском реактивных самолетов и двигателей, был отложен на более поздний срок.

Для изучения опыта, накопленного этими организациями, был организован поиск работающих там сотрудников.

В этом приняли участие представители НКАП и спецслужбы Советской военной администрации в Германии (СВАТ).

Когда А.И. Шахурин обращался к И.В. Сталину с письмом, на отечественную авиацию работало 17 немецких специалистов, а после нескольких последующих месяцев к работе удалось привлечь свыше тысячи человек [63].

Из немецких специалистов-конструкторов были организованы особые технические бюро (ОТБ), руководство которыми осуществляли представители заводов и научных организаций НКАП. Научный сотрудник ЦИАМ Н.М. Олехнович руководил ОТБ-1 в Дессау. Начальник цеха завода № 500 А.И. Исаев руководил ОТБ-2, в Штрассфурте. Работник Первого главного управления НКАП Н. Власов руководил ОТБ-3 в Галле. Сотрудник БНТ НКАП Н.Н. Леонтьев руководил ОТБ-4 в Берлине. Общий контроль за работами по авиации в Германии был поручен заместителю Наркома авиапромышленности В.П. Кузнецову.

Сначала работа немецких специалистов сводилась, в основном, к ответам на вопросы. Были сделаны отчеты и доклады по всем направлениям деятельности немецких специалистов

И. ЕВТНФЬЕВ

до окончания войны и перспективным их разработкам. В областях: аэродинамика и самолетостроение; авиамоторостроение, авиационное материаловедение. Кроме 160 отчетов, подготовленных немецкими специалистами, был продолжен поиск оригинальной технической документации и самих образцов реактивной техники. В результате к концу 1945 г. в СССР были отправлены: 10 истребителей Me-163 (из них 7 — двухместных, учебно-тренировочных), 7 истребителей He-162, 3 истребителя Me-262, 2 бомбардировщика Ag-234 (один — в двухдвигательном варианте), 39 ТРД Jumo-004, 3 BMW-003, 2 опытных Хейнкель HeS-8a, несколько ЖРД «Вальтер» 109—509, опытных ЖРД фирмы «БМВ» (модель 3390с, 3395) и сбрасываемые ЖРД-ускорителей.

Большинство техники досталось советским специалистам в поврежденном или некомплектном состоянии. Из всех самолетов годных к полетам было только 3 (He-162, Me-262 и Me-163). Остальные машины надо было восстанавливать или вообще отбраковывать.

Немецкие самолеты были изучены в НИИ ВВС, ЛИИ, НАГИ, реактивные двигатели — в НИИ-1 и ЦИАМ.

Самолет Me-163B был испытан как планер из-за отсутствия топлива для ЖРД «Вальтер». Ведущим летчиком-испытателем был М.Л. Галлай. Me-163B сначала буксировали самолетом Ту-2 на высоту и затем отцепляли. Далее осуществлялся планирующий полет. Один из полетов окончился аварией из-за неправильной центровки. В заключении по испытаниям были отмечены как положительные, так и отрицательные стороны этого самолета.

Истребитель Me-262 испытывали в НИИ ВВС (летчик-испытатель А.Г. Кочетков). Первый полет состоялся 15 августа 1945 г. Полеты продолжались до ноября.

В заключении по испытаниям было сказано: «Трофейный самолет Me-262 с двумя газотурбинными реактивными двигателями является доведенным реактивным самолетом, и как показали испытания его в ГК НИИ ВВС Красной Армии, обладает большим преимуществом в максимальной горизонтальной скорости перед современными отечественными и иностранными истребителями с ВМГ и имеет удовлетворительную скороподъемность и дальность полета. Плохие взлетные свойства самолета с газотурбинными реактивными двигателями

требуют больших взлетных полос, длиной до 3 км, или применения специальных ускорителей взлета (пороховые или жидкостные ракеты)» [63].

В 1946 г. полеты на самолете были продолжены. 17 сентября 1946 г. Me-262 потерпел катастрофу, погиб летчик-испытатель В. Масич.

Трофейный истребитель с ТРД He-162A-2 проходил испытание в ЛИИ весной 1946 г. Все истребители данного типа находились в непригодном для полета состоянии. Самолет собирали из имевшихся запасов деталей и агрегатов на заводе фирмы «Хейнкель» в Ростоке. Полеты на He-162 совершал Г.М. Шиянов. После трех полетов испытания прекратили. Самолет оказался недостаточно устойчив и имел очень большую длину разбега 1,5 км. Самолет He-162 передали в ЦАГИ для изучения в аэродинамической трубе [63].

После нескольких месяцев работы большинства ОТБ выяснилось, что они сравнительно хорошо оснащены экспериментальным оборудованием и располагают кадрами, квалификация которых позволяет решать новые научно-технические задачи. Представители Особого управления НКАП в Германии решили предложить использование немецких специалистов для воссоздания и развития реактивных самолетов и двигателей, работы над которыми остались незавершенными из-за окончания войны. В этом были заинтересованы и сами немецкие специалисты. Они не желали пополнить многочисленную армию безработных. На основе ОТБ были созданы опытные проектно-конструкторские бюро (ОКБ). Самое крупное, находящееся на бывшем заводе «Юнкере» в Дессау, включало в себя около 500 человек. В КБ бывшего завода по производству ТРД фирмы «БМВ» насчитывалось 90 инженеров и конструкторов.

Общее наблюдение и руководство указанными работами в каждой конструкторской группе осуществляли работники НКАП. Техническое руководство осуществляли видные немецкие специалисты, работавшие ранее на этих фирмах по тем же проблемам.

В марте 1946 г. в Германию отправилась специальная правительственная комиссия во главе с заместителем министра внутренних дел И.А. Серовым и заместителем наркома авиационной промышленности А.С. Яковлевым для изучения состояния дел.

На основе выводов комиссии Правительство СССР выпустило постановление № 874—366 ее от 17 апреля 1946 г., в котором были расписаны ответственные сроки выполнения работ, возложенных на них.

В двигательном отделе ОКБ-1 в Дессау (главный конструктор доктор Шайбе) должны были:

— закончить форсирование ТРД Jumo-004F с тягой на земле 1200 кгс (вместо 900 кгс) в мае 1946 г.;

— завершить проектные работы и изготовление опытных образцов Jumo-012 с тягой на земле 3000 кгс, с постановкой его на стендовые испытания в августе 1946 г.

В самолетном отделе ОКБ-1 в Дессау (главный конструктор доктор Бааде) должны были:

— закончить постройку реактивного бомбардировщика Юнкере Ju-131 (EF-131) с шестью ТРД Jumo-004, с максимальной скоростью полета 860 км/ч, бомбовой нагрузкой 2000 кг и дальностью 1050 км со сроком окончания постройки опытного образца в сентябре 1946 г.;

— закончить разработку технического проекта по дальнейшему реактивному бомбардировщику Юнкере Ju-132 (EF-132) с шестью двигателями Jumo-012, с максимальной скоростью полета 950 км/ч, с бомбовой нагрузкой 4000 кг, дальностью полета 2250 км с окончанием технического проекта по этому самолету в декабре 1946 г.;

— закончить постройку реактивного штурмовика Юнкере Ju-126 (EF-126) с ПуВРД Jumo-226 «Аргус» (скорость 780 км/ч) и в мае-июне 1946 г.;

— провести летные испытания на территории СССР самолетов EF-131, EF-132, EF-126.

ОКБ в Умзбурге (главный конструктор доктор Престель) должно было:

— закончить постройку ТРД BMW-003с с тягой на земле до 1050 кгс и выпустить его на стендовые испытания в июне 1946 г.;

— закончить чертежи и изготовление опытного образца ТРД BMW-018 с тягой на земле 3400 кгс и с возможностью дальнейшего форсажа до 4000 кгс и выпустить его на стендовые испытания в октябре 1946 г.

ОКБ в Галле (главный конструктор Рессинг) должно было:

— закончить чертежи экспериментального реактивного самолета Зибель EF-346 с двумя ЖРД Вальтера с целью достижения сверхзвуковых скоростей;

— изготовить опытный образец этого самолета для испытаний в сентябре 1946 года с проектной скоростью 2500 км/ч на высоте 20 000 м и продолжительностью полета 2 мин.

ОКБ в Берлине (главный конструктор Мантейфель) должно было:

— закончить в июле 1946 г. чертежи автоматической аппаратуры самолетовождения, позволяющей производить взлет самолета, полет по заданному курсу и самостоятельную посадку самолета без участия летчика [63].

За организацию и проведение всех опытных работ в немецких ОКБ отвечал зам. министра авиапрома М.М. Лукин. Так как возобновление работ по военной авиации на территории бывшего противника противоречило решениям Крымской конференции 1945 г. о запрете военного производства на территории Германии после окончания войны, то были приняты самые строгие меры секретности. За разглашение секретной информации полагался расстрел не только проболтавшегося работника, но и члена его семьи.

В это время на территории СССР уже было развернуто серийное производство ТРД Jumo-004 и BMW-003, о чем уже говорилось. К началу 1946 г. было выпущено несколько десятков ТРД. Идея освоения серийного производства самолета Me-262 не получила одобрения.

Планировалось на 1946 г. построить пять опытных экземпляров самолета EF-126, четыре экземпляра самолета EF-131 и закончить проектирование самолета EF-132 с постройкой его в 1947 г. До конца 1946 г. планировалось изготовить 30 ТРД Jumo-004F и Jumo-012 [63].

К концу войны фирма «Юнкере» работала над вариантом бомбардировщика Ju-287V-2 с шестью ТРД, по три под каждым крылом. По расчетам самолет должен был показать скорость 800 км/ч и поднимать до 4 т бомб. Взлетный вес — 21 200 кг. Вот этот проект и был взят за основу опытного реактивного бомбардировщика EF-131.

Ответственными за разработку были назначены Ф. Фрайтаг и Г. Вокке. Общее руководство осуществлял Б. Бааде. Так как чертежей и материалов испытаний обнаружить в

Дессау не удалось, всю документацию пришлось воссоздавать вновь. Это несколько замедлило темп работ. Тем не менее уже в январе 1946 г. началась подготовка к сборке опытного образца [63].

В 1946 г. предпринималась попытка создать еще одну авиационную организацию — техническое бюро по дальнейшей разработке проекта гиперзвукового бомбардировщика большой дальности. Автором этого необычного проекта были австрийский ученый Э. Зенгер. Ему помогала И. Бредт, ставшая потом его женой.

Профессор Зенгер создал проект гиперзвукового самолета с ЖРД в годы войны, когда работал в институте профессора Георги в Айнринге, Бавария. В августе 1944 г. Зенгер и Бредт опубликовали в Германии результаты своих исследований в виде отчета под названием «О ракетном двигателе для дальнего бомбардировщика».

Несмотря на всю заманчивость проекта, никаких практических шагов по его воплощению не было сделано, т.к. военное руководство Третьего Рейха осознавало, что ни возможностей, ни времени для создания такого «сверхсамолета» у Германии уже не осталось.

Вскоре после окончания войны находившийся в Германии сотрудник НИИ-1 НКАП Миклашевский случайно обнаружил один из экземпляров отчета Зенгера и Бредт и отправил его в Москву, в свой институт. Там документ был переведен на русский язык и отпечатан тиражом 100 экз., однако он не привлек к себе особого внимания.

Идея воплощения проекта Зенгера возникла позже, когда в 1946 г. инженер ОКБ-3 И.Н. Моишеев нашел в Дессау еще один экземпляр отчета и ознакомил с ним начальника Военно-воздушного отдела Советской военной администрации в Германии генерала Куцевалова. Тот загорелся идеей Зенгера и обратился с длинным посланием к своему руководителю — командующему ВВС маршалу К.А. Вершинину. Предлагалось организовать в Германии специальное научно-техническое бюро, куда вошел бы Зенгер и другие ученые, помогавшие ему в разработке проекта гиперзвукового бомбардировщика, а затем объединить их с ведущими советскими специалистами, создав для этого в СССР специальный институт. «При успехе проекта нельзя сомневаться, что наша

страна получит в свои руки страшное и неотразимое оружие», — говорилось в письме.

Маршал поддержал предложение Куцевалова. В сентябре 1946 г. К.А. Вершинин написал письмо министру авиапрома М.В. Хруничеву.

Идею создания ракетного бомбардировщика Зенгера поддержало и руководство института по реактивной технике НИИ-1 «... Сверхдальний самолет для Вооруженных Сил Союза имеет очень большое значение. Поэтому организация работ по его осуществлению очень необходима и неотложна», — говорится в заключении этого института.

Главной задачей было найти самого профессора Зенгера и его ближайших помощников. На территории советской части Германии Зенгера обнаружить не удалось. Поэтому надо было искать его в Западной оккупационной зоне Германии и в Австрии — на родине ученого. Даже был разработан специальный план мероприятий. Наладить контакт с Зенгером так и не удалось (с июля 1946 г. ученый находился во Франции, где участвовал в работах по экспериментальным самолетам с ракетными двигателями) [63].

Дальнейшая судьба этого проекта в СССР уже была рассмотрена — это работы по ракетному бомбардировщику в НИИ-1 НКАП под руководством М.В. Келдыша. Вот уже прошло 57 лет, а проект Зенгера так никто в мире не реализовал.

К началу октября 1946 г. общее число немецких специалистов, работающих по выполнению заданий МАП, составляло около 8 тыс. человек, среди них — 635 докторов технических наук, профессоров и дипломированных инженеров. Основная же часть высококвалифицированных немецких авиаспециалистов оказалась в Западной оккупационной зоне Германии и использовалась в работах по реактивной технике в США, Великобритании и Франции.

22 октября 1946 г. была начата операция по массовому вывозу немецких специалистов из Восточной Германии в СССР. Решение о переводе всех основных работ по авиации и другой военной техники из Германии в СССР было принято правительством СССР 17 апреля 1946 г. Общее руководство операцией осуществлял заместитель Л.П. Берии И.А. Серов. Согласно постановлению правительства, общее число намеченных к депортации ученых, инженеров и рабочих составляло пример-

но 2200 чел. Из этого количества, число немцев-авиастроителей составило 1250 чел. В основном это были сотрудники КБ и научных лабораторий, а также наиболее квалифицированные рабочие. С учетом членов семей специалистов численность депортируемых немцев равнялась 6—7 тыс. чел. За две недели до начала операции советским руководителям конструкторских организаций в Германии было дано задание на подготовку списков наиболее полезных специалистов в основном конструкторов и ученых. Операция проводилась под строжайшим секретом для исключения возможных попыток немцев бежать на Запад. [63].

В России немецких специалистов разместили на заводах специально подготовленных для их работы, и в основном на этих заводах было размещено привезенное из Германии оборудование, снятое с немецких авиационных заводов. На основе доставленного из Германии в СССР было создано 9 новых авиационных заводов, в том числе 2 самолетных (№ 135 в Харькове и № 272 в Ленинграде) и 3 моторных (№ 36 в Рыбинске, № 478 в Запорожье и № 466 в Ленинграде). Перевозка из Германии в Россию 7 тыс. немецких специалистов различного профиля была проведена четко и оперативно. Уже через две недели после начала операции все немецкие специалисты были распределены на 31-м предприятии 9 Министерств в различных точках СССР. В течение всего лета и осени 1946 г. на заводах МАП, куда должна была прибыть основная масса немецких специалистов с семьями, шла интенсивная подготовка: восстанавливались и расширялись цеха, ремонтировались дома, строились финские домики на 1—2 семьи (только на заводе № 1 их было построено более 150). В работе участвовало 2000 чел, в том числе 1100 немецких военнопленных. Так как жилых помещений все равно не хватало, было принято решение выселить из заводских поселков 1700 человек, не участвующих в производстве: 500 — из поселка при заводе № 1 и 1200 — из поселка при заводе № 2. Часть бытового оборудования для заводов (мебель, посуду, холодильники и др.) приобрели в Германии. Промышленное оборудование должно было быть доставлено из Германии после демонстрации авиационных ОКБ в Дессау, Галле, Штрасфурте и Берлине. Первая группа немецких авиаспециалистов прибыла в СССР в конце октября. Не все приехали с семьями. Тогда

немцам предложили самим пригласить своих родных. Но многие из специалистов, не зная, что их ожидает, были против переезда в Россию их семей. Общее число немцев, прибывших в 1946 г. на предприятия авиационной промышленности, составляло 3558 чел. Вслед за персоналом немецких ОКБ с семьями прибыли вагоны с мебелью и другим личным имуществом.

Из Германии были доставлены также опытные образцы: два самолета EF-131, самолет EF-126, самолет Зибель EF-346, ТРД Jumo-004С, Jumo-012 (5 экз.), BMW-003С (7 экз.), BMW-018, ЖРД Вальтер 109—509 (4 экз.). Через несколько недель на предприятия прибыли станки и другое оборудование (транспорт, чертежные доски, столы, стулья и даже сантехника) бывших немецких авиационных ОКБ — всего около 3000 наименований. Демонтаж этих предприятий и вывоз оборудования закончился в феврале 1947 г. К 7 ноября все прибывшие из Германии авиаспециалисты были распределены по предприятиям МАП. Самолетостроителей собрали на опытном заводе № 1 (бывший завод по производству гидросамолетов, где во время войны под руководством конструктора И.В. Четверикова строили и ремонтировали гидросамолеты) в поселке Подберезье Кимрского района, примерно 120 км к северу от Москвы. Директором завода № 1 был назначен генерал В.И. Абрамов. На начало 1947 г. на опытном заводе № 1 числилось около 1500 отечественных специалистов. Контингент конструкторских бюро и опытного производства составляли бывшие работники завода № 458 и прибывшие по распределению молодые специалисты. В основном они работали в производстве, проектно-конструкторскую деятельность возглавляли немцы. Специалисты по ТРД были направлены на опытный завод № 2 (во время войны помещения предприятия были заняты эвакуированным из Москвы авиазаводом № 145 им. Кирова) в поселок Управленческий, расположенный на Волге 30 км от г. Куйбышева (ныне г. Самара) и 6 км от железнодорожной станции Красная Глинка. Директором завода был назначен Н.М. Олехнович. Группу прибористов во главе с Лертесом также разместили на заводе № 2, так как ограниченные возможности завода № 1 не позволили организовать там третье ОКБ. Как и завод № 1 в Подберезье, опытный завод № 2 был оснащен в основном трофейным оборудованием. В адрес завода

М. ЕВТИФЬЕВ

прибыло более 1000 вагонов со станками, лабораторными установками и прочим имуществом из Дессау, Галле и других немецких городов. Численность работающих на опытном заводе № 2 в 1947 г. составляла около 2500 чел., из них 662 — немцы. Небольшие группы двигателистов были отправлены на заводы № 500 в Тушино и № 456 в Химках. Согласно инструкции МВД, прибывшие специалисты и члены их семей должны были считаться подданными Германии, проживающими в России по «видам на жительство» для иностранцев с отметкой «до особого распоряжения». Однако в отличие от обычных иностранцев, им было запрещено покидать территорию заводских поселков. Для контроля за режимом на предприятиях были созданы специальные комендатуры и контрольно-пропускные пункты. В Подберезье и Управленческом немецкие конструкторы жили в многоэтажных каменных домах рядом с заводом. Главные конструкторы, как правило, занимали отдельные квартиры, остальные жили в коммуналках, по 2—3 семьи в квартире. По мере строительства деревянных коттеджей, многие немцы с семьями переселились в них. В целом, жилищные условия, нормальные по нашим тогдашним стандартам, были, конечно, намного хуже, чем в Германии. Ведь прибывшие в Россию немецкие специалисты, как правило, занимали в прошлом хорошо оплачиваемые должности у себя на родине и жили в многокомнатных отдельных квартирах или в собственных домах. Немецкие специалисты, кроме продуктового пайка, с 1947 г. получали зарплату, которая была значительно выше советских инженеров и рабочих. Так на заводе № 2 в 1948 г. немецкий инженер получал в среднем 2300 руб. в месяц, а рабочий — 1460 руб. Средний месячный оклад советского инженера и рабочего составлял соответственно 1123 и 709 руб. Оклад немцев руководителей ОКБ достигал 7000 руб.

Для немецких детей в рабочих поселках заводов № 1 и № 2 организовали специальные школы. В конце 40-х гг. немецким специалистам стали давать отпуска — 24 дня в год. Но при этом поездки на родину и крупные города СССР не разрешались, и немцы проводили свободное время в местах своего жительство.

Для разнообразия досуга немцы организовывали различные секции и кружки. Среди немецких специалистов по ука-

занию ЦК ВКП (б) от 14 июля 1947 г. МАП и Обкомам ВКП (б) было поручено развернуть политическую и культурную работу. Выполняя указание партии, руководство заводов для немцев организовало изучение русского языка, курс краткой истории ВКП (б), подписку на газеты и журналы. Специально приглашались лекторы, владеющие немецким языком, с докладами о советской культуре, о международном положении и о внешней политике нашего государства. Для лучших работников администрация завода организовывала экскурсии в крупные города. Но отсутствие правовых и социальных гарантий, оторванность от родины, память о насильственной депортации, способствовало распространению антисоветских настроений среди немцев. Имели место случаи диверсии [63].

БОМБАРДИРОВЩИК EF-131

Самолет EF-131 (рис. 3.1) представлял собой трехместный моноплан с крылом обратной стреловидности — $19^{\circ} 50''$. Профиль — завода «Юнкере», с относительной толщиной 12,5 %. На крыле имелись щелевые закрылки и предкрылки. Для летчика была установлена гермокабина, так как самолет должен был летать на больших высотах. Большая площадь остекления кабины обеспечивала прекрасный обзор вперед и вниз. При всей внешней схожести самолетов Ju-287 и EF-131, было бы неверно считать EF-131 копией немецкого бомбардировщика. Фюзеляж был целиком изготовлен заново и имел на 2,5 м большую длину. Отличалось по размерам и хвостовое оперение. Изменена была форма и конструкция предкрылка, обеспечивавшего автоматический вывод самолета с закритического угла атаки. Нормальная взлетная масса машины равнялась 22 955 кг, силовая установка — шесть ТРД Jumo-004В по 900 кгс тяги каждый, запас горючего — 7150 кг, вооружение — хвостовая пулеметная турель (2x13 мм). Для ускорения разбега предусматривалось применение семи стартовых ракет тягой по 1000 кгс. После обмеров, нивелировки и пробных рулежек 16 августа 1946 г. самолет EF-131V-1 был передан на летные испытания. Однако полетов не проводилось. В сентябре 1946 г. самолет демонтировали, запаковали и отправили в СССР, в ЛИИ [63].

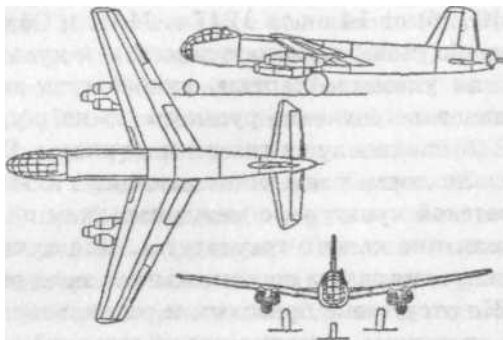


Рис. 3.1. Самолет EF-131 [63]

Решение о том, что летные испытания этого и других, построенных в Германии военных самолетов, будут проводиться в СССР, было предусмотрено еще при выдаче правительственного задания на их разработку. Это объяснялось тем, что близость оккупированной западными союзниками зоны Германии не позволила бы сохранить в секрете факт создания этого самолета. Нельзя было также полностью исключить риск того, что, взлетев, немецкие летчики не захотят приземлиться на одном из аэродромов английской или американской зоны. Ведь по скорости EF-131 был недостижим для советских истребителей. В 1946 г. из Германии в СССР на завод № 1 МАП доставили два самолета EF-131 (второй летный экземпляр и самолет для статических испытаний). Экземпляр самолета EF-131, предназначенный для статических испытаний, сразу же направили в ЦАГИ на статические испытания. Главным конструктором ОКБ-1 завода № 1, в котором доводился самолет EF-131, был Б. Бааде. Его заместителями были П.Н. Обрубов и немецкий инженер Ф. Фрайтаг. По приказу министра авиапрома № 207 от 15 апреля 1947 г. завод должен был к концу июля 1947 года провести летные испытания бомбардировщика EF-131. Планировалось два самолета EF-131 показать на традиционном воздушном параде в день авиации. Начало летных испытаний было отложено из-за того, что во время статических испытаний в ЦАГИ выявилась недостаточная прочность фюзеляжа. Работа по усилению конструкции летного экземпляра EF-131, доставленного в ЛИИ осенью 1946 г., заняла около двух месяцев. Одновременно на заводе шла сборка и отладка второго самолета, которая завершилась к концу 1946 г. Первый полет состоялся

23 мая 1947 г. (летчик-испытатель Пауль Юльге). После посадки при пробеге самолета произошла небольшая авария. Оборвался болт соединения траверсы левой ноги шасси, из-за чего самолет накренился на левый бок и коснулся о землю одним двигателем из связки трех двигателей.

Закончить летные испытания бомбардировщика EF-131 к намеченному сроку не удалось. Во время облетов были обнаружены «шимми» переднего колеса, вибрация хвостового оперения, на устранение которых ушло много времени. До октября 1947 г. на самолете EF-131 было осуществлено всего 7 полетов общей продолжительностью 4,5 ч. Полеты осуществляли немецкие летчики-испытатели П. Юльге и Г. Шрайдер из ОКБ-1. Из-за затянувшихся испытаний и доработок самолеты EF-131 не приняли участия в воздушном параде 18 августа 1947 г. Нарушение сроков вызвало естественную реакцию в МАП. Директор завода № 1 В.И. Абрамов был отстранен от должности. Далее уже по новой программе, утвержденной в МАП, летные испытания самолета EF-131V-1 должны были закончиться в октябре 1947 г., но и эта программа не была выполнена. В октябре 1947 г., в связи с запретом на пребывание иностранных специалистов на секретных объектах, испытания немецких самолетов в ЛИИ было приказано прекратить, а самих специалистов вернуть на завод. Самолеты EF-131 несколько месяцев простояли на аэродроме под открытым небом. В результате при осмотре было выявлено, что многие резиновые детали и элементы электропроводки пришли в негодность, и требовалась их замена. На переборку и ремонт было потрачено несколько месяцев. В июле 1948 г. наконец была закончена подготовка EF-131 к летным испытаниям. Но начать летные испытания не успели, так как 21 июня 1948 г. приказом МАП № 440 ее работы по этим самолетам были прекращены [63].

Основные тактико-технические характеристики самолета EF-131 представлены в табл. 19 прил. 1.

ПРОЕКТ БОМБАРДИРОВЩИКА EF-132

Если EF-131 создавался на основе бомбардировщика Ju-287, то EF-132 (рис. 3.2) представлял собой полностью новую конструкцию. Это должен был быть тяжелый шестимоторный ре-

активный бомбардировщик с максимальной скоростью полета 950 км/ч и бомбовой нагрузкой 4 т. Главным конструктором самолета являлся Б. Бааде [63].

Идея создания самолета EF-132 возникла в конце 1945 г. и была включена в план работ ОКБ-1 на 1946 г. Правительственная комиссия постановила: «...создание скоростного бомбардировщика с турбореактивным двигателем представляет большой интерес, особенно если удастся осуществить проектную дальность около 4000 км» [63].

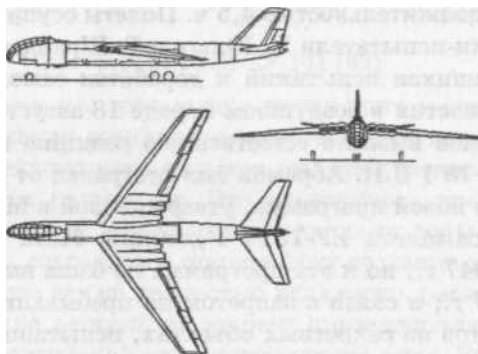


Рис. 3.2. Самолет EF-132 [63]

Работы по самолету EF-132 начались с выбора общей схемы самолета. Первоначально рассматривалось два основных варианта — с крылом обратной стреловидности, как на EF-131, и с обычным стреловидным крылом. После многочисленных прикидочных расчетов и продувок моделей летом 1946 г. решили применить обычное стреловидное крыло с углом стреловидности 37° . Вскоре был готов эскизный проект, одобренный представителями ВВС во время приезда комиссии для осмотра макета самолета EF-131. Бомбардировщик EF-132 должен был иметь максимальную грузоподъемность — 16 т, экипаж — 5 чел. Силовая установка состояла из 6 ТРД Jumo-012 тягой по 3000 кгс [63].

К октябрю 1946 г. были в основном готовы рабочие чертежи самолета, и началось строительство макета, изготавливались приспособления для сборки первого экземпляра EF-132 [63].

В СССР проект самолета EF-132 продолжали прорабатывать в ОКБ-1 завода № 1 под руководством главного конструктора Б. Бааде. По плану, два опытных экземпляра дальнего бомбардировщика EF-132 нужно было сдать на летные испытания к сентябрю 1948 г. В 1947 г. по указанию МАП проект был переделан под отечественные двигатели АМ-ТРДК-01 конструкции А.А. Микулина. К началу 1948 г. уже были близки к завершению изготовления макета, шло рабочее проектирование отдельных частей самолета и производственной оснастки. Некоторые системы и агрегаты — шасси, стрелковые турельные установки — были заказаны другим заводам. В аэродинамической лаборатории завода выполнили продувки модели самолета. Но были отставания от намеченного графика. Стало очевидно, что начать испытание самолета EF-132 в срок не получается. В результате в июне 1948 г. постановлением правительства № 2055—805 разработка наиболее перспективного из немецких самолетов — дальнего бомбардировщика EF-132 была прекращена [63].

Основные расчетные тактико-технические характеристики самолета EF-132 представлены в табл. 19 прил. 1.

В ОКБ-1 завода № 1 под руководством Б. Бааде велась разработка и др. проектов самолетов с ТРД. Эти разработки выходят за рамки рассматриваемого периода и поэтому здесь рассматриваются в сокращенном виде. Самолет EF-140, представляющий собой модификацию самолета EF-131. В отличие от EF-131 у самолета EF-140, разрабатывавшегося с 1947 г., были установлены двигатели АМ-ТРДК-01 конструкции А.А. Микулина, а также применялось более мощное вооружение. К середине 1948 г. самолет EF-140 был полностью подготовлен к испытаниям. Первый полет состоялся 30 сентября 1948 г. Заводские испытания были завершены 24 мая 1949 г., но государственные испытания самолета не проводились. Вместо этого в мае 1948 г. ОКБ-1 поручили переделать самолет в дальний разведчик «140-Р». Этот самолет проходил заводские испытания. Из-за сильной вибрации крыла его испытания были приостановлены, а 18 июля 1950 г. правительство своим решением прекратило все работы по самолету «140-Р». Этим же решением правительство прекратило работы и по самолету «140 Б/Р» (начало разработки — август 1948 г.), который мог применяться и как разведчик, и как бомбардировщик. Этот

самолет уже был построен и подготовлен к летным испытаниям. После неудачных испытаний разведчика «140-Р», специалисты ЦАГИ пришли к выводу о нежелательности применения крыла с обратной стреловидностью. Последней разработкой ОКБ-1 стал самолет «150» с крылом обычной стреловидности, проект которого был создан в 1948 г. Макет самолета «150» был изготовлен в 1949 г. Это была целиком новая разработка. В создании этого самолета приняли участие, помимо немецких специалистов из ОКБ-1, ведущие ученые ЦАГИ, специалисты из ВИАМ и некоторых других организаций. Сборка первого экземпляра самолета «150» завершилась в 1951 г. Самолет «150» впервые поднялся в воздух 5 октября 1952 г. Испытания этого самолета проводились по май 1953 г. 9 мая 1953 г. он потерпел аварию. Далее его не стали восстанавливать. Из-за успешного окончания испытаний самолета Ту-16 А.Н. Туполева, который превосходил самолет «150» по всем параметрам, работы по самолету «150» были прекращены [63].

ШТУРМОВИК EF-126

Дальше других продвинулись работы по штурмовику EF-126 (рис. 3.3).

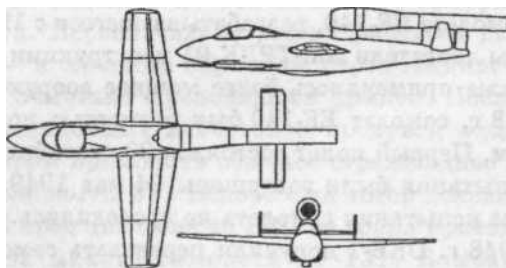


Рис. 3.3. Самолет EF-126 [63]

К осени 1946 г. производственные цеха фирмы «Юнкере» выпустили 5 экз. этого самолета. Это был самый «массовый» самолет немецкой авиационной промышленности 1946 г. Быстрым темпам работ по EF-126 способствовало то, что по кон-

струкции он был намного проще описанных выше самолетов. Одноместный штурмовик EF-126 был задуман как развитие крылатой ракеты Фау-1 (V-1, Физелер Fi-ЮЗ) с ПуВРД Аргус-014. В конце войны в Германии возникла идея переделать имеющиеся крылатые ракеты Фау-1 в пилотируемые самолеты-снаряды Физелер Fi-103R. Самолет должен был доставляться к цели самолетом-носителем, затем летчик, направив аппарат к цели, должен был выпрыгнуть с парашютом. Шасси на самолете отсутствовало. По существу, это было оружие смертников, т.к. шансов благополучно покинуть пикирующий с большой скоростью снаряд у летчика практически не оставалось. Одним из авторов этой идеи была женщина — летчик-испытатель капитан люфтваффе Анна Райч. К концу войны имелось 175 пилотируемых самолетов-снарядов, но ни один из них к счастью, так и не успел подняться в воздух [63].

По проекту специалистов фирмы «Юнкере» самолет EF-126 также предполагалось снабдить ПуВРД фирмы «Аргус». Этот легкий одноместный самолет должен был иметь прямое крыло и двухкилевое хвостовое оперение. Летчик на EF-126 располагался в носовой части фюзеляжа. Там же устанавливалось стрелковое оружие, состоящее из двух пушек калибра 20 мм. Самолет был снабжен лыжей для посадки. Взлет предполагалось осуществлять с помощью катапульты и пороховых ракет. По расчетам, EF-126 мог развивать скорость свыше 700 км/ч, имел потолок 7200 м, дальность — 320 км [63].

Проектирование EF-126 началось в октябре 1945 г., а уже в январе 1946 г. был готов макет и велась сборка пяти экземпляров самолета. В мае закончилась сборка самолета EF-126V-1, а к концу июня были построены еще 4 самолета. На первом экземпляре стоял двигатель Аргус-014 с тягой 350 кгс, а на последующих его усовершенствованный вариант Jumo-226 с расчетной тягой 500 кгс [63].

Самолет испытывался как планер. Его буксировал Ju-88, затем летчик отсоединял трос и планировал к земле. Так отработывалась посадка на лыжу. Буксировщик пилотировал летчик Шрайбер, испытываемый самолет — Маттис. Испытания начались неудачно. 21 мая 1946 г., во время второго в этот день буксировочного полета, EF-126V-1 потерпел аварию.

«...Разворот на посадку летчиком Маттисом был начат далеко от места посадки. Желая увеличить скорость самолета,

летчик Маттис шел на посадку с крутым планированием. При приземлении, резко выровнявшись, самолет, скользя задней частью лыжи по земле, взмыл в воздух на 8... 10 м и сделал прыжок длиной 110 м.

При приземлении самолет сильно накренился вправо, произошла поломка правого крыла, самолет перевернуло через крыло, затем через носовую часть, при этом он развалился и летчик погиб», — сообщалось в докладной записке МАП на имя И.В. Сталина [63].

Несмотря на то, что официальной причиной катастрофы была названа ошибка летчика, все следующие самолеты доработали, в частности, изменили профиль носка крыла. Летом МАП дал разрешения на продолжение испытаний. Летавший на самолете EF-126 немецкий летчик Юльге дал положительный отзыв о летных качествах модифицированного аппарата [63].

Труднее обстояли дела с двигателем. Попытки запустить ПуВРД в полете не удавались. Кроме того, во время наземных испытаний двигателя Jumo-226 часто случались аварии из-за прогара капота и некоторых других дефектов. Пороховых стартовых ракет на немецких складах не оказалось, а изготовление катапульты затягивалось из-за отсутствия в Германии необходимых деталей. Все это задерживало приемку самолетов [63].

Правительственная комиссия во главе с А.С. Яковлевым, посетившая ОКБ-1, высказала отрицательное мнение о EF-126. В заключении говорилось: «Слабое вооружение, отсутствие брони и недостаточный запас горючего затрудняют использование самолета «Ju-126» в качестве массового штурмовика...» Тем не менее работы разрешили продолжить с целью использования построенных самолетов для отработки ПуВРД, изучения техники посадки на лыжу и катапультного взлета [63].

Построенным в Дессау самолетам EF-126, была уготована та же судьба, что и самолету EF-131. В сентябре 1946 г. самолеты EF-126 V-2, V-3 и V-4 были разобраны, упакованы и отправлены в СССР для продолжения летных испытаний. Вместе с самолетами в ЛИИ отправили комплект двигателей Jumo-226 (по два на каждый самолет). Для испытания самолетов была отобрана группа из 18 немецких летчиков во главе с инженером Э. Весселем. Ставился даже вопрос о приезде в ЛИИ на испытания Б. Бааде [63].

В СССР один из экземпляров EF-126 был передан в ЦАГИ для продувок в натурной аэродинамической трубе. В СССР на заводе № 1 МАП должны были быть продолжены доводка и летные испытания этих самолетов. Также планировалось, что штурмовики EF-126 примут участие в традиционном воздушном параде в честь Дня авиации. Первыми начались летные испытания EF-126 без включенного мотора на буксире за самолетом Ju-88 с последующей отцепкой троса и планированием к земле. Первый планирующий полет самолета EF-126 V-5 состоялся 16 марта 1947 г. Всего в 1947 г. на двух опытных EF-126 (V-3 и V-5) было осуществлено 12 коротких полетов общей продолжительностью 3 ч 15 мин. Отрабатывали технику пилотирования и посадки на лыжу. Осенью 1947 г. были проведены пять полетов с включением ПуВРД. Параллельно шли стендовые и летные испытания ПуВРД. Летные испытания проводились с установкой ПуВРД на самолет Ju-88. Всего было проведено 44 испытания. В октябре 1947 г. в связи с запретом на пребывание иностранных специалистов на объектах, ведущих работу секретной тематики, испытания EF-126 в ЛИИ было приказано прекратить, а немецких специалистов вернуть на завод. Самолет EF-126 несколько месяцев, как и EF-131, простоял на аэродроме под открытым небом. В результате многие резиновые детали и элементы электропроводки пришли в негодность и требовали замены. На переборку и ремонт ушло несколько месяцев. В мае 1948 г. два EF-126 перевезли на подмосковный аэродром в Теплом Стане и произвели их наземные испытания. Из-за отсутствия самолета-буксировщика полетов не выполнялось. 21 июня 1948 г. вышел приказ министра авиационной промышленности № 440 ее, по которому работы по самолету EF-126 были прекращены [63].

Основные тактико-технические характеристики самолета EF-126 представлены в табл. 19 прил. 1.

РАБОТЫ ПО ТУРБОРЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЯМ

Одновременно с конструированием реактивных самолетов интенсивно велись работы по строительству и испытаниям реактивных двигателей. Двигательный отдел ОКБ-1, как уже

отмечалось, возглавлял доктор Шайбе. Его ближайшими помощниками были немецкие инженеры Вальдман и Гимм.

По плану в 1946 г. должны были построить и испытать шесть ТРД Jumo-004F, и пять ТРД Jumo-012 [63].

Двигатель Jumo-004F (основные характеристики даны в табл. 20 прил. 1) представлял собой модификацию немецкого ТРД Jumo-004B с осевым компрессором. Расчетная тяга Jumo-004F — 1200 кгс, что на 300 кг больше, чем у Jumo-004B. Для достижения этой тяги был увеличен диаметр форсунок, усилена конструкция направляющего аппарата турбины, введено принудительное охлаждение внутреннего конуса реактивного сопла. Для форсирования мощности при взлете предусматривалась система впрыска воды в двигатель [63].

В связи с тем, что Jumo-004 являлся основным серийным немецким ТРД, он устанавливался на самолеты Me-262, а всего было выпущено около 5000 таких двигателей, особых проблем с производством не возникало. Неподалеку от Дессау располагался целый подземный завод двигателей Jumo-004, и частей для сборки модифицированного образца было в избытке. Первый Jumo-004F был готов уже в мае 1946 г. [63].

Сложности начались при испытаниях. Из-за высоких температур постоянно происходили прогары камер сгорания, коробление и поломки лопаток турбины и другие неприятности. В отчете о работе ОКБ-1 за июнь 1946 г. отмечалось: «В связи с тем, что без значительных и серьезных конструктивных переделок компрессора, реактивного сопла и направляющего аппарата турбины в существующих габаритах при проведенных испытаниях получить тягу 1200 кгс не удалось, принято решение доводку двигателя до надежной работы проводить на промежуточном режиме форсажа, т.е. 1050... 1100 кгс. Параллельно будут вестись работы по изменению конструкции узлов двигателя с тем, чтобы через 5...6 месяцев подготовить двигатель для получения тяги у земли 1200 кгс» [63].

Это решение позволило более-менее успешно завершить 25 ч испытания двигателя. Максимальная тяга не превышала 1050 кгс, т.е. заметного прогресса по сравнению с серийным образцом достичь не удалось. Попытки повысить термостойкость турбины путем улучшения термообработки лопаток и установки на них специальных «охлаждающих вставок» не дали ожидаемого результата. В сентябре 1946 г. дви-

гатель был снят с испытаний для дальнейшей конструкторской доработки.

Экспериментальный образец ТРД Jumo-012 (основные характеристики даны в табл. 20 прил. 1), имея такую же принципиальную схему, что и Jumo-004, имел ряд важных конструктивных новшеств: двухступенчатую турбину, 11-ступенчатый компрессор (на Jumo 004 - 8 ступеней). Он был почти на 1,5 м длиннее и на 320 мм больше по диаметру, чем Jumo-004. Тяга Jumo-012 по расчетам составляла 3000 кгс. Он был самым мощным ТРД, который разрабатывался в период Второй мировой войны [63].

Работы по созданию Jumo-012 начались в конце 1943 г. Весной 1945 г. были изготовлены основные части двигателя, и все было готово к окончательной сборке и испытаниям. Но в это время американцы захватили Дессау и этот проект фирма «Юнкере» не закончила. Перед вступлением американцев в Дессау, немцы частично уничтожили конструкторскую документацию по двигателю. Турбину и компрессор Jumo-012 американцы вывезли для изучения в США [63].

Работы по двигателю пришлось начинать фактически с самого начала. Задание на воссоздание Jumo-012 поступило от НКАП в сентябре 1945 г. Начали с восстановления недостающих чертежей, поиска сохранившихся деталей и испытательного оборудования. По этим причинам полный комплект технической документации был готов только в мае 1946 г., а сборка первого экземпляра ТРД Jumo-012 завершилась 23 июня 1946 г. Одновременно изготавливались еще 5 таких ТРД. Первые испытания двигателя на стенде прошли успешно. С 25 июня до 9 августа 1946 г. Jumo-012 наработал 82 мин на режиме холодной обкатки; 140 мин на средних оборотах; 20 мин — на больших (4000 об/мин). 9 августа 1946 г. произошла авария вследствие быстрого превышения оборотов выше максимально допустимых для данного двигателя. Ввиду того, что двигатель с некоторого момента стал неуправляемым из-за рассоединения тяг управления регулятора подачи топлива, который под действием пружин самопроизвольно установил максимальную подачу. Рассоединение тяг произошло вследствие того, что штифт, соединяющий тягу пульта управления с рычагом на двигателе, не был законтрен, или эта контровка была плохой [63].

В связи с тем, что были готовы второй и третий экземпляры испытания продолжались. К середине сентября 1946 г. второй экземпляр имел 6 ч наработки, третий — 1 ч 5 мин. Были достигнуты максимальные обороты вала двигателя в 5700 об/мин на очень коротком промежутке рабочего времени [63].

Кроме фирмы «Юнкере», разработкой и производством ТРД по заданию СССР занималась двигателестроительная фирма «БМВ». Фирма начала исследования в этой области еще до войны. В годы войны на заводе «БМВ» в Шпандау (пригород Берлина) был налажен серийный выпуск ТРД BMW-003A с осевым компрессором, развивавшем тягу 800 кгс. Они устанавливались на самолетах He-162 и Ag-234. Велось также проектирование более мощного двигателя BMW-018 (рис. 3.4) с расчетной тягой 3 400 кгс (основные характеристики даны в табл. 20 прил. 1).

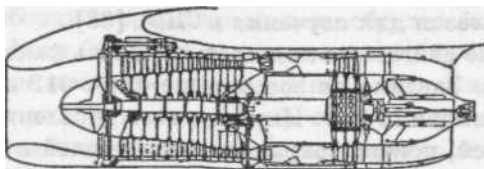


Рис. 3.4. Турбореактивный двигатель BMW-018 [63]

К концу войны этот двигатель находился в процессе сборки. В начале 1945 г. из-за бомбардировок Берлина производство ТРД из Шпандау перевели на подземный завод в Штраффурте (Саксония). В апреле 1945 г. завод заняли американские войска, и к моменту передачи этого предприятия СССР, все собранные двигатели и документация уже находились в США. Американцы увезли с собой и ведущих конструкторов предприятия доктора Брукманна и доктора Зигеля. После перехода Саксонии в советскую зону оккупации, завод в Штраффурте был переименован в ОТБ-2 (ОКБ-2). Общее руководство осуществлял А.И. Исаев, заместителями назначили Ф.Г. Квасова (ЦИАМ) и И.Н. Смирнова (завод № 500). Развитием опытно-конструкторских работ поручили заниматься немецкому

специалисту по двигателям К. Престелю. Инженер Макелла был его заместителем [63].

До конца 1945 г. на основе изучения конструкции и испытания собранных из отдельных частей ТРД BMW-003A немецкие специалисты разработали проект двигателя BMW-003C с тягой у земли 1050 кгс (основные характеристики даны в табл. 20 прил. 1). Форсирование мощности достигалось увеличением числа оборотов в минуту (с 9500 до 10 000) и температуры в камере сгорания (с 780 до 850 °С). Для надежной работы форсированного двигателя необходимо было внести изменения в конструкцию камеры сгорания, соплового аппарата и турбины [63].

В начале 1946 г. плановое задание ОКБ-2 было изменено. Сборку двигателей BMW-003A решили прекратить из-за их недостаточной мощности, все усилия требовалось сосредоточить на производстве более перспективных ТРД BMW-003C и BMW-018. До конца года планировалось построить по 5 экземпляров этих двигателей. Таким образом, задачи, поставленные перед ОКБ-2, очень напоминали задания двигательного отдела ОКБ-1: создание форсированного образца серийного ТРД и воссоздание перспективного реактивного двигателя большой мощности. Однако условия работы ОКБ сильно отличались друг от друга. Бывшее предприятие «Юнкерса» в Дессау было более многочисленно, имело большее количество производственного и экспериментального оборудования, все работы велись в наземных постройках. Штат ОКБ-2 и приданного ему производство к началу 1946 г. состоял всего из 560 чел., из них 100 работало в КБ, а остальные — в производственных цехах, расположенных в двух подземных шахтах. Советских инженеров — администраторов насчитывалось 10 чел. Условия работы под землей на глубине свыше 400 м были очень тяжелыми. Весной из-за сырости начались массовые заболевания рабочих. Кроме того, выяснилось, что габариты BMW-018 превышают размеры подъемной клетки шахты. Поэтому подземное производство решили перевести в помещения Штраффуртского радиозавода «Империал» [63].

Несмотря на все трудности, производство новых двигателей продолжалось. 14 июня 1946 г. был поставлен на испытания первый образец ТРД BMW-003C, а к октябрю было изготовлено 7 двигателей. При испытании возникли те же пробле-

мы, что и с двигателем Jumo-004F: деформация и растрескивание лопаток турбины из-за высоких температур. Но путем конструктивных доработок (в частности, изменения формы и угла установки лопаток) удалось повысить ресурс двигателя, и в августе BMW-003С успешно прошел длительное испытание на стенде, наработав почти 35 ч, из них 1 ч 40 мин — на режиме максимальной тяги (1050 кгс). С большими сложностями протекало создание ТРД BMW-018. При сохранении общей с BMW-003 принципиальной схемы, он отличался значительно более сложной конструкцией. Компрессор имел 18 ступеней, турбина — 3. Однако главная трудность заключалась в том, что практически никакого технического задела по этому двигателю не сохранилось, все, начиная с теоретических расчетов, приходилось делать заново. К производству рабочих чертежей удалось приступить только в начале 1946 г., а изготовление самого двигателя сильно затянулось из-за перебазирования производства из подземных шахт в наземные корпуса и отсутствия на заводе некоторых видов оборудования. Первый опытный образец BMW-018 был готов только 18 октября 1946 г. [63].

Продолжение работ по двигателям Jumo-012 и BMW-018 тогда являлось вполне правильным, так как этим обеспечивалось получение наиболее мощных современных ТРД на базе богатого опыта фирм «Юнкерс» и «БМВ» (без основных авторов этих двигателей). Полезно было продолжение работ по форсированию двигателей Jumo-004 и BMW-003, а также продолжение работ по двигателю пульсирующего типа. Наряду с этим более тщательно надо было дополнить тематику по новым, перспективным машинам, с учетом достигнутого уровня развития ТРД и темпов их доводки [63].

Дальнейшие работы немцы-двигателисты продолжили на территории СССР, в основном они были перевезены на завод № 2 МАП, который находился на берегу Волги в 30 км от Куйбышева (сегодня Самара). Туда они прибыли 3 ноября 1946 г. Завод № 2 был оснащен в основном немецким трофейным оборудованием. При организации завода предполагалось, что немцы здесь будут продолжать работы, начатые ими в Германии, — создание форсированных образцов серийных немецких ТРД Jumo-004 и BMW-003 и новых мощных ТРД Jumo-012 и BMW-018. Однако в конце 1946 г. появилась новая задача: разработка тур-

бовинтовых реактивных двигателей. После консультаций с немецкими специалистами вышло постановление правительства по опытному двигателестроению от 11 марта 1947 г., заводу № 2 поручалось:

— ОКБ-1 (главный конструктор Шайбе) — спроектировать и построить: ТВД Jumo-022 с мощностью 5000 л.с; мотокомпрессорный реактивный двигатель Jumo-032 тягой 2 000 кгс.

— ОКБ-2 (главный конструктор Престель) — спроектировать и построить: ТВД BMW-028 мощностью 6800 л.с; закончить доводку и передать на летные испытания ТРД BMW-003С тягой 1050 кгс.

Работы по двигателю BMW-003С должны были быть закончены к августу 1947 г., остальные двигатели предписывалось предъявить на испытания в середине 1948 г. Тему по форсированию варианта Jumo-004 передали на завод № 26. В 1947 г. группа бывших сотрудников фирмы «БМВ» во главе с К. Престелем занималась, главным образом, доработкой двигателя BMW-003С, так как срок этих работ истекал уже в августе. Основные трудности заключались в отсутствии жаростойких материалов для изготовления лопаток турбины, которые имелись в Германии. С переходом с немецкого материала на отечественный сплав ЭИ-403 ресурс двигателя снизился. К этому времени интерес к этому двигателю был небольшим, и вскоре эта тема была передана на завод № 16 в Казани. Этот завод уже занимался серийным выпуском BMW-003 (РД-20). Там улучшили конструкцию камеры сгорания, турбины и сопла двигателя, и ресурс удалось повысить. ТРД BMW-003С производился в серии под маркой РД-21 и устанавливался на самолетах МиГ-9. Разработка мотокомпрессорного реактивного двигателя Jumo-032, которой занимались специалисты ОКБ А. Шайбе, к концу 1947 г. также прекратилась. Как показали расчеты, этот тип двигателя не обещал каких-либо преимуществ перед серийными ТРД. Более активно шла работа над ТРД Jumo-012, он должен был стать прототипом будущего турбовинтового двигателя. В конце 1947 г. предварительные изыскания по этому двигателю были завершены, он получил обозначение Jumo-012В и был передан в производство. Летом 1948 г. после изготовления пяти экземпляров двигателя приступили к испытаниям (ответственным за испытания был Ю. Фогте). По результатам испытаний **были** проведены

доработки двигателя, и он поступил на 100-часовые государственные испытания. На 94-м часу работы в двигателе произошла поломка лопаток. К этому времени под руководством В.Я. Климова был освоен в производстве лицензионный английский ТРД Nene (BK-1), который при той же тяге, что и у Jumo-012B, был компактнее и более чем в полтора раза легче. По этой причине работы по двигателю Jumo-012B были приостановлены. По турбовинтовому двигателю Jumo-022 работы велись успешнее. Этот двигатель был создан и прошел государственные испытания. За двигатель Jumo-022, который стал называться ТВ-2, немецкие специалисты были награждены денежными премиями. Под маркой НК-2М с соосными винтами противоположного вращения этот двигатель устанавливали в середине 1950-х гг. на самолетах Ан-8, Ту-91. Работы над двигателем ТВ-2 продолжались, его форсировали. В 1951 г. была закончена сборка двух опытных образцов спаренных двигателей, получивших обозначение 2ТВ-2Ф. В 1952 г. этот двигатель прошел 100-часовые стендовые заводские испытания. После этого, не дожидаясь результатов государственных испытаний, двигатели установили на самолет. Четыре двигателя устанавливали на самолет Ту-95, и он поднялся в воздух. Между тем государственные стендовые испытания двигатель не смог пройти из-за недостаточной усталостной прочности его редуктора. Но испытательные полеты почему-то продолжались. 11 мая 1953 г. из-за разрушения шестерни редуктора двигателя в полете произошел пожар, Ту-95 потерял управление и упал. Погибли три члена экипажа корабля и командир летчик-испытатель А.Д. Перелет. Разработчики двигателя пришли к выводу, что надо создавать новый двигатель мощностью 12 000 л.с. В создании нового двигателя участвовали как немецкие, так и советские инженеры и конструкторы. Двигатель был создан в 1953 г. и получил обозначение НК-12. Это была последняя работа на заводе № 2, в которой участвовали немецкие специалисты. На заводе № 2 рядом с немецкими двигателями работали и немецкие прибористы в ОКБ-3 во главе с доктором П. Лертесом. Главным конструктором ОКБ-3 был назначен советский инженер Митяхин. ОКБ-3 согласно заданию МАП продолжало работы по автопилотам, начатые в Германии. К концу 1948 г. автопилот должен был поступить на испытания. Автопилот испытывался на американском бом-

бардировщике В-25 в 1949 г. и показал отличные качества. Немецкие прибористы также создавали автоматическую систему управления для крылатой ракеты «16Х» конструкции В.Н. Челомея. Группа из немецких прибористов работала на заводе № 2 до 1950 г.

Последние немцы покинули завод № 2 в конце 1953 г. Кроме завода № 2, в СССР были еще три предприятия, где работали немецкие специалисты по авиационным двигателям: завод № 500 в Тушино (продолжались работы по авиационному дизелю Jumo-224 (М-224)), завод № 36 в Рыбинске (проектировался турбореактивный двигатель ТРДВ) и завод № 16 в Казани [63].

САМОЛЕТ-ЛАБОРАТОРИЯ «346»

Разработкой двигателей и самолетов занималось ОКБ-3 в Галле, которое было организовано в конце 1945 г. на базе самолетостроительной фирмы «Зибель». Эта фирма была сравнительно небольшой по численности, и значительно уступала ОКБ-1 и ОКБ-2. В декабре 1945 г. в штате ОКБ-3 состоял всего 41 человек, в том числе 12 конструкторов, 4 инженера-расчетчика и 2 специалиста-аэродинамика. Вскоре, однако, благодаря привлечению продовольственными пайками бывших сотрудников фирмы «Зибель» и найму специалистов с фирм «Хейнкель» и «БМВ», численность ОКБ заметно возросла, в марте 1946 г. там работало уже 742 чел. Общее руководство осуществляли представитель МАП Власов и один из бывших директоров фирмы «Зибель» доктор Зайтц. Главным конструктором ОКБ назначили немецкого инженера Г. Рессинга [63].

Как и ОКБ в Дессау, конструкторская организация в Галле была разделена на два отдела (самолетный и двигательный). Но, в отличие от инженеров фирмы «Юнкере», работавших над развитием дозвуковых военных самолетов с турбореактивными двигателями, коллективу ОКБ-3 было поручено создание совершенно необычного самолета — экспериментального самолета с ЖРД, рассчитанного на достижение сверхзвуковых скоростей. Предыстория самолета такова. В 1944 г. Немецкий институт планеризма (DFS) разработал проект экспериментального самолета DFS-346 с максимальной скоростью полета

$M=2,5$. Для достижения этой скорости планировалось установить два ЖРД Walter-109—509, применявшихся на ракетных истребителях Me-163. Самолет-лаборатория DFS-346 должен был доставляться на высоту 10 000 м с помощью самолета-носителя Ju-388 или He-219, затем он отсоединялся и совершал самостоятельный полет. Изготовление этого сверхзвукового самолета поручили фирме «Зибель», он стал называться Siebel-346. К концу войны был готов деревянный макет самолета, и началась сборка летного экземпляра.

Ведущим по Siebel-346 от СССР был инженер Н.А. Хейфиц. С немецкой стороны созданием машины руководили главный конструктор ОКБ Г. Рессинг, начальник конструкторского бюро самолетного отдела инженер Хайнзон и др. Самолет Siebel-346 представлял собой летающую лабораторию, предназначенную для изучения проблем, связанных с полетом на сверхзвуковых скоростях. Изучение моделей в трубах сверхзвуковых скоростей является ненадежным. Трубы, требующие затраты больших мощностей и оперирующие с малыми моделями, не дают надежного материала из-за трудно оценимого масштабного эффекта. Испытание и изучение этих явлений в полете являлось всегда одной из заманчивых и вместе с тем одной из самых сложных задач. В данном случае новыми были не только методика изучения проблем, связанных с такими полетами, но и сам полет: поведение самолета на зазвуковых режимах, динамика полета, устойчивость, управляемость, изменение кривой сопротивления и т.д. Проект самолета был недостаточно обоснован, но, тем не менее, он представлял тогда большой интерес, как попытка быстрее проникновения в область сверхзвуковых скоростей, тем более что летчик завода изъявил желание производить испытания экспериментального самолета. В конце июля 1946 г. в ОКБ-3 состоялось заседание с обсуждением проекта самолета Siebel-346, на котором присутствовал заместитель министра авиационной промышленности М.М. Лукин. Согласно принятым решениям, в конструкцию машины были внесены некоторые изменения, в частности улучшили герметизацию фюзеляжа, установили посадочные опоры-предохранители на концах крыла. 29 сентября 1946 г. первый экземпляр Siebel-346 выкатили из сборочного цеха и передали для подготовки к наземным испытаниям [63].

Конструктивно самолет Siebel-346 представлял собой одноместный среднеплан с крылом площадью 19,86 м² и стреловидностью 45°. Крыло самолета имело постоянный профиль NASA с относительной толщиной 12%. Конструкция крыла — однолонжеронная, с толстой работающей обшивкой. На задней кромке располагались закрылки и двухсекционные элероны. Конструкция самолета металлическая, за исключением герметической кабины летчика, имевшей деревянный каркас. Оперение самолета выполнялось по Т-образной схеме с изменяемым в полете углом установки горизонтального стабилизатора. На самолете предусматривалась установка рулей высоты с разной степенью аэродинамической компенсации и установка небольшого цельноповоротного киля над горизонтальным оперением для оценки их эффективности в скоростном полете. Самолет не имел привычного выступающего из фюзеляжа фонаря кабины летчика. Для максимального снижения лобового сопротивления летчика решили расположить в лежачем положении. Кроме уменьшения поперечных размеров фюзеляжа, это компоновка позволяла пилоту переносить большие перегрузки, чем при обычной схеме. Пилотский отсек был отделен от основной части фюзеляжа воздухонепроницаемой перегородкой. Впереди имелся прозрачный фонарь из плексигласа. Чтобы испытатель мог попасть в самолет, фонарь был сделан выдвигающимся вперед. Самолет имел оригинальную систему аварийного спасения летчика. Гермокабина соединялась с фюзеляжем на пироболтах и, в случае необходимости, она могла быть отделена от самолета. К задней стенке кабины был прикреплен парашют, стабилизирующий ее падение после отделения. Но высоте 3000 м автоматически включалась система катапультирования, фонарь отделялся, и летчик вместе с ложем выбрасывался из кабины. На высоте 1500 м раскрывался парашют. Система спасения обеспечивала покидание самолета даже в том случае, если летчик был без сознания. В этой ситуации отделение гермокабины осуществлялось автоматом, включавшим электрозапал пироболтов. Шасси было сделано в виде убираемой в фюзеляж лыжи. Отсутствие обычного колесного шасси объясняется тем, что самолет должен был подниматься на высоту подвешенным к самолету-носителю. На Siebel-346 стояло два ЖРД Walter, смонтированные на общей раме. Топливные баки вмещали

552 л горючего и 1100 л окислителя. Из-за большого расхода топлива ракетным двигателем его запаса хватало всего на несколько минут полета. Двигательный отдел ОКБ-3 должен был заниматься производством ЖРД Walter-109—509 для самолета и изучением альтернативных типов ЖРД. Его возглавлял советский инженер Берглезов, среди немецких сотрудников были К. Шелл («БМВ»), В. Кюнцель («Вальтер»), Г. Рек (DVL). Однако высококвалифицированных специалистов по ЖРД не хватало. Начальник ОКБ Власов писал в отчете (май 1946 г.): «Конструкторы, технологи и инженеры-специалисты по двигателям отсутствуют. Списки и адреса необходимых специалистов известны и представлялись нами в соответствующие организации... До настоящего времени сбором специалистов занимался офицерский состав ОТБ, но ввиду того, что ряд специалистов проживает в зонах оккупации союзников, нам необходима немедленная помощь соответствующих организаций. За последнее время многие ценные специалисты по ЖРД увезены союзниками (напр., Зингельман). При существующем положении ОТБ вынуждено использовать специалистов из других областей техники и обучать их условиям работы по ЖРД» [63].

ЖРД Walter-109—509 был серийным. На различных объектах Германии удалось найти много частей к этому двигателю и это помогало. К осени 1946 г. в ОКБ-3 была завершена сборка семи двигателей Walter-109—509 (тяга 1700 кгс) и два модифицированных образцов Walter-109—510 (тяга 2 000 кгс), а так же были изготовлены стенды для их испытаний. Одновременно была закончена конструкторская документация и начато производство ЖРД BMW-3395 тягой 1200 кгс, который должен был служить как дополнительный двигатель к ТРД BMW-003 [63].

Специалисты фирмы «БМВ» вели работы по созданию мощного ЖРД BMW-3390С с расчетной тягой 4000 кгс на замену ЖРД Walter. Испытания ЖРД так и не начались по причине отсутствия ракетного топлива, а найденное на территории Германии топливо по своему химическому составу оказалось непригодным к применению. По этой же причине не было возможности начать испытания самолета Siebel-346. Дальнейшая разработка немецкого экспериментального самолета-лаборатории Siebel-346, который стал называться просто «346» (рис. 3.5), была продолжена немецкими специалистами уже на территории России.

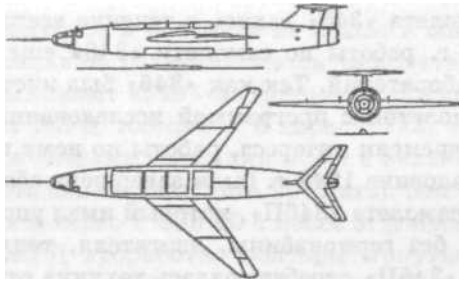


Рис. 3.5. Самолет «346» [63]

На заводе № 1 МАП под работы над самолетом «346» было создано ОКБ-2, которое возглавил Г. Рессинг. Заместителем Г. Рессинга был назначен А.Я. Березняк (один из разработчиков ближнего истребителя БИ). По приказу МАП № 207 от 15 апреля 1947 г. ОКБ-2 должно было провести летные испытания самолета «346» до конца июля 1947 г. Но в работах по этому самолету были отставания. Много времени ушло на доработку самолета на основе рекомендаций, полученных при продувке самолета в аэродинамической трубе ЦАГИ. Аэродинамические исследования в натурной аэродинамической трубе Т-101 показали, что из-за стреловидности на больших углах атаки происходил интенсивный срыв потока с концов крыла, быстро распространяющийся на всю его поверхность и приводящий к потере устойчивости. Для устранения этого недостатка на верхней поверхности крыла второго летного экземпляра «346» установили четыре вертикальных гребня, препятствующих перетеканию потока вдоль размаха. Модель самолета испытали также в первой советской скоростной аэродинамической трубе Т-106. Выяснилось, что на околозвуковых скоростях возможна потеря эффективности органов управления. Это вновь заставило доработать конструкцию. Модификации подверглась и гермокабина самолета, исследованная в термобарокамере ЛИИ.

После окончания аэродинамических экспериментов экземпляра, доставленный в 1946 г. из Германии, прошел испытания на статическую прочность. На заводе были смонтированы также стенды для испытаний ЖРД. Однако горючее для ЖРД удалось получить только в конце 1947 г. Испытания и довод-

И. ЕВТИФЬЕВ

ка ЖРД самолета «346» велись в течение всего 1948 г. К середине 1948 г. работы по самолету «346» еще не вышли из стен КБ и лабораторий. Так как «346» был чисто экспериментальным самолетом с программой исследований, не утратившей к тому времени интереса, работы по нему продолжались. Во второй половине 1948 г. была завершена сборка планерного варианта самолета «346П», который имел упрощенную конструкцию — без гермокабины, двигателя, топливных баков. С помощью «346П» отрабатывалась техника отделения от самолета-носителя, проверялась устойчивость и управляемость самолета при различных центровках, накапливался опыт пилотирования в лежачем положении и особенности посадки на шасси-лыжу. В 1948—1949 гг. на «346П» было выполнено четыре полета (летчик-испытатель В. Цизе). «346П» подвешивался под крылом поршневого бомбардировщика Ту-4. На высоте 9000...10 000 м самолет «346П» отцеплялся от самолета-носителя Ту-4, и летчик-испытатель планировал к земле. Посадка выполнялась на подфюзеляжную лыжу с пневматическим механизмом выпуска и уборки ее на скорости до 330 км/ч. Весной 1949 г. на летные испытания поступил летный экземпляр «346—1» с макетом ЖРД. Все лето ушло на подготовку самолета к летным испытаниям. Первый полет состоялся 30 сентября 1949 г. Подвешенный под крыло Ту-4 «346—1» был поднят на высоту 9700 м и отцеплен. При полете были отмечены трудности в управлении самолетом, а при приземлении не вышла полностью и не стала на замки лыжа. Самолет сел фактически на фюзеляж. После такая авария еще раз повторилась.

В мае 1950 г. была завершена сборка самолета «346—3». На самолете поставили в хвостовой части двухкамерный ЖРД BMW-3390С с максимальной суммарной тягой двух камер 4000 кгс и турбонасосной подачей топливных компонентов и фюзеляжных баков в камеры сгорания двигателя. В связи с основным назначением самолета как сверхзвуковой летающей лаборатории его крыло крепилось к фюзеляжу через динамометры, которые позволяли производить замеры и запись действующих на крыло воздушных сил и моментов, а на оперении могли быть установлены рули с разной степенью аэродинамической компенсации. Бортовая аппаратура регистрировала все важнейшие параметры полета и информацию, поступавав-

шую от динамометров и датчиков на крыле и оперении самолета. Максимальная взлетная масса самолета составляла 5230 кг. Первый полет «346—3» (летчик-испытатель В. Цизе) без включения ЖРД состоялся 6 апреля 1951 г. 15 августа 1951 г. В. Цизе впервые выполнил полет с включением одной камеры ЖРД (максимальная тяга 1570 кгс). Это происходило на высоте 7000 м через 1 мин 40 с после отделения от самолета-носителя. ЖРД проработал полторы минуты, затем был произведен планирующий полет и посадка. При полете с работающим ЖРД обнаружилась сильная боковая неустойчивость. Второй полет 2 сентября прошел благополучно. 14 сентября 1951 г. во время третьего полета произошла тяжелая авария. На высоте 9300 м В. Цизе отцепился от самолета Ту-4, включив ЖРД, летчик продолжал набирать высоту, одновременно росла скорость. После двух минут работы ЖРД скорость полета превысила 900 км/ч. Вскоре после этого от летчика поступило сообщение по радио, что самолет потерял управление и падает. По приказу с земли летчик покинул самолет. В реальных аварийных условиях штатно сработала система спасения летчика. Летчик приземлился на парашюте, а самолет упал и сгорел. После этой аварии испытания самолета «346» были прекращены [63].

Основные тактико-технические характеристики самолета «346» приведены в табл. 20 прил. 1.

На основе самолета «346» в ОКБ-2 при участии бывшего конструктора фирмы «Хейнкель» 3. Гюнтера в 1949 г. был разработан проект сверхзвукового истребителя-перехватчика «486» схемы «бесхвостка» с треугольным крылом малого удлинения. В ДУ самолета предполагалось применить многокамерный ЖРД. Взлет должен был осуществляться со стартовой тележки, посадка — на лыжу. В 1950 г. был построен деревянный планер «466», повторяющий по схеме самолет «486». Начались его продувки в натурной аэродинамической трубе ЦАГИ. В июне 1951 г. МАП прекратил финансирование этой темы (пропал интерес к ней). Вскоре ОКБ-2 было закрыто, а его сотрудников распределили по другим отделам завода [63].

7 октября 1949 г. было провозглашено создание ГДР (Германской Демократической Республики). Это породило у немцев надежды на скорое возвращение. А пользы от немецких специалистов, которые работали на территории СССР в замк-

нутой среде, без контакта с другими научными и конструкторскими организациями и быстро теряющих свою квалификацию, становилось все меньше. К решению о возвращении немцев на родину подталкивало еще два обстоятельства. Во-первых, на заводах, где были немецкие специалисты, разворачивалось производство новых образцов советской военной техники, и присутствие там иностранцев становилось крайне нежелательным. Во-вторых, к концу 40-х гг. советская реактивная авиация могла успешно развиваться самостоятельно, а немецкие знания уровня 1944—1945 гг. уже не представляли интереса для отечественных ученых и конструкторов. Все это привело к решению поэтапного вывоза немцев из СССР.

Осенью 1950 г. отбыла в ГДР первая группа немецких авиаспециалистов с семьями — всего около 800 чел. (Около 120 самолетостроителей из Подберезья, участники работ по ТРД и приборам с опытного завода № 2). Остальные немецкие специалисты продолжали заниматься доводкой и испытаниями ТВД и самолетами «150» и «346». В 1951 г. опытный завод в Подберезье покинуло еще 126 немецких авиаспециалистов, а в 1952 г. — 80. К началу 1953 г. в Подберезье оставалось всего 165 немецких специалистов. После завершения испытаний самолета «150» большая часть их также получила разрешение на выезд в ГДР. Отъезд немцев с завода № 2 также происходил поэтапно. В начале 1950 г. на заводе работало более 700 немецких специалистов, в начале 1951 г. — 468, в начале 1952 г. — 281. Последние немцы покинули Управленческое в конце 1953 г. До лета 1954 г. в поселке Савелово (недалеко от Подберезья) оставались ведущие немецкие специалисты: Б. Бааде, Ф. Бранднер, М. Герлах, К. Престель, З. Гюнтер, Ф. Фрайтаг, А. Шайбе, Р. Шайност и др. всего несколько десятков человек. В течение шести месяцев они занимались проектированием пассажирского самолета «152» для ГДР и двигателей к этому самолету. За основу самолета была взята конструкция бомбардировщика «150». Самолет «152» имел стреловидное крыло, расположенные на пилонах под крылом реактивные двигатели, шасси велосипедной схемы. Они уехали в ГДР в июле 1954 г. С собой немецкие специалисты привезли в ГДР проект самолета «152». Через четыре года этот проект был реализован, самолет «152» построили. На нем стояли немецкие ТРД Pina-014. 4 декабря 1958 г. этот самолёт!

совершил свой первый полет, а 4 марта при испытаниях он потерпел катастрофу, экипаж — четыре человека погиб. Заметного результата от использования немецких специалистов в России не получилось. Польза от них была в создании мощных ТВД. Ни один из спроектированных немцами самолетов не пошел в серию. Как показало время, ни крыло обратной стреловидности, ни использование ЖРД или ПуВРД в качестве двигательной установки, ни шасси велосипедного типа не нашли широкого применения в авиации. Сюда надо отнести и низкую организацию участия немцев в авиастроении. Собранные на территориях отдельных заводов и изолированные от остального мира, немецкие специалисты могли лишь отдавать накопленный опыт, но не приобретали новых знаний. Их не пускали ни в ЦАГИ, ни в ЛИИ, ни в какие-либо другие научно-конструкторские организации. В результате их научно-технический потенциал так и остался на уровне знаний конца Второй мировой войны. В США отношение к немецким специалистам было совершенно другим. Тем не менее опыт немецких специалистов в целом был полезен для отечественной авиации. Без освоения в России производства немецких ТРД было бы невозможно появление уже в 1946 г. отечественных турбореактивных самолетов. Немецкие материалы по аэродинамическим исследованиям больших скоростей позволили формировать рациональное представление о схеме скоростных самолетов [63].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Наша страна до войны очень напряженно трудилась в деле создания реактивной техники. Средств не хватало на многое, а предлагаемых реактивных проектов было много. Создавались и проводились экспериментальные работы с различными двигателями: РДТТ, ЖРД, ПВРД, ПуВРД. Работы по этим направлениям продолжались и во время войны, не смотря на все трудности и невзгоды. Перед самой войной А.М. Люлька начал создавать свой ТРД, который к началу войны был изготовлен в деталях на 70 %. В течение долгой кровопролитной войны у России не было больших возможностей на разворачивание глубоких экспериментальных и опытных работ по созданию реактивных самолетов. Но уже в конце войны сначала наши авиационные специалисты, а потом и правительство поняли, как Россия отстала в этом вопросе от Германии и своих союзников Англии и США (в Германии и Великобритании реактивные самолеты строились серийно с 1944 г., а в США — с начала 1945 г.). Для преодоления отставания нужно было срочно дать задание авиационным конструкторским бюро развернуть работы по скорейшему переходу отечественной авиации на реактивную тягу с минимальными затратами. Что было связано с учетом того, что большие средства нужны были на восстановление разрушенного войной народного хозяйства на освобожденной от немецко-фашистских захватчиков территорий страны. И такое задание правительства с вложением в дело минимальных затрат было дано в мае 1944 г. Работы развернулись с большими усилиями. Вот как решалась судьба отечественной реактивной авиации. По сути дела в то время был поставлен вопрос о сохранении и развитии накопленного до войны и развитого во время войны авиационного научного потенциала. Как поступило тогда правительство России?

Правительство взяло проблему под неусыпный контроль. Результаты этого контроля сегодня хорошо известны. Характерный факт для того времени. Из-за отставания работ над реактивной техникой в феврале-марте 1946 г. была наказана группа «виновных», занимающих высокие посты в ВВС и МАП.

В начале сентября 1946 г. руководство страны снова рассмотрело вопрос о ходе работ по реактивной авиации. Решающего прорыва к этому времени в отечественной реактивной авиации еще не наблюдалось. Но лед уже тронулся, на традиционном воздушном параде в августе 1946 г. были показаны два первенца реактивной эпохи, опытных отечественных турбореактивных самолета: МиГ-9 и Як-15. Сталин, решил, что с отставанием в реактивной авиации пора кончать. 12 сентября 1946 г. постановлением правительства к очередному воздушному параду над Красной площадью 7 ноября 1946 г. министерство авиапрома обязано было построить, а ВВС — принять, облетать и показать в воздухе серийные реактивные самолеты. К этому времени у России было только три реактивных самолета, которые находились на разных стадиях летной отработки: опытный Як-15 закончил в июле программу заводских испытаний, заводские испытания второго и третьего опытных экземпляров МиГ-9 были в самом разгаре, а Ла-150 совершил только первый вылет. Все три типа самолетов признали годными для подготовки к параду. Требовалось срочно, всего за месяц построить их малые серии (по 8... 15 шт.). Это все было сделано. Значение первых отечественных турбореактивных истребителей Як-15 и МиГ-9, несмотря на их ограниченные боевые возможности, заключается в том, что на этих самолетах была подготовлена не одна сотня летчиков, которые пересели впоследствии на более совершенные МиГ-15. Был накоплен первый драгоценный опыт эксплуатации реактивных самолетов, которого могло бы не быть, если бы не радикальные меры правительства нашей страны. А уж как это пригодилось в последствии, и говорить не надо, и так всем хорошо известно. Добиваясь повышения летных данных истребителей с турбореактивными двигателями, конструкторские коллективы А.И. Микояна, А.С. Яковлева, С.А. Лавочкина и др. создали несколько модификаций своих первенцев, которые дополнили малочисленный перечень советских реактивных самолетов первого поколения. Вот так

началось движение вперед. Можно констатировать, что в то время сыграл большую роль фактор отношения правительства к авиационной науке. Без авиационной науки наши авиаспециалисты вряд ли смогли бы воспринять опыт, накопленный в мировой реактивной технике и в частности немецкий опыт. Как разительно отличается отношение к авиационной науке в последние десять лет. В это время за бесценку были розданы многие конкурентоспособные авиапредприятия. При этом никто, естественно не платил за интеллектуальную собственность. В руки конкурентов российских предприятий попала интеллектуальная собственность и секретные наработки, которые были накоплены многолетним упорным трудом коллективов этих предприятий. По-видимому, такая предательская политика была выгодна для «демократического» правительства современной России. Сегодня очень много стали говорить о необходимости дальнейшего развития реактивной техники, но отношение, сложившееся к авиационной науке за последние десять лет, продолжает желать лучшего.

Американцы получили большой толчок в реактивной технике от англичан и смогли в конечном итоге занять лидирующее положение в создании реактивной авиации. Сегодня там придается авиационной науке очень большое значение, ибо на исследования выделяются большие средства. Но если вернуться в 1946 г., то надо всегда помнить, что стартовые условия у нашей страны и США были разные. В США для развития реактивной авиации были наиболее благоприятные условия. Там были фактически не потревоженные войной материальные и людские ресурсы, не надо было восстанавливать народное хозяйство страны в отличие от России (половина России лежало в руинах). Но здесь хочется отметить некоторые особенности, которые характерны как России, так и государствам ее союзникам по войне, буквально ворвавшимся в реактивную эру, — это способность воспринять и разобраться в немецкой реактивной технике. В тех странах, где реактивной техникой вообще не занимались и не имели какого-либо опыта в этом, мы видим естественный процесс более длительного вхождения в реактивную авиацию. Есть и еще одна проблема — это дороговизна реактивных двигателей и самолетов. Такое могли себе позволить лишь страны с развитой экономикой. Англия, США и Германия имели хо-

рошо развитую экономику. А разве в этих странах в довоенный и военный период не занимались реактивной техникой? Занимались и еще как. Специалисты из этих стран приобрели некоторый опыт, который позволил им разобраться в дальнейшем в вообще в реактивной авиатехнике, а уж немецкая техника для них была как сигнал для дальнейшей работы. Россия не была исключением из этого ряда стран, и у нас были свои опытные специалисты в реактивной технике, другое дело, в каких условиях все эти страны начали штурм реактивной эры. Рассматриваемый в данной книге период с 1930 по 1946 г. для России является очень важным периодом накопления опыта и становления на путь развития нашей авиационной науки и техники. В 1946 г. появились первые отечественные серийные реактивные самолеты Як-15 и МиГ-9, которые и явились началом реактивной эры в России. Здесь я еще раз хочу сказать, что наша реактивная авиация родилась не на пустом месте. Был востребован предыдущий опыт (задел, накопленный в довоенные и военные годы) отечественных авиаспециалистов. Они быстро смогли разобраться в немецких достижениях. Во всех странах-победителях использовались не только сами немецкие специалисты и их опыт, а также и немецкое оборудование заводов и КБ. Но надо помнить, что Россия находилась в самых худших условиях по сравнению с другими странами после войны. Об этом хорошо говорят цифры, публикуемые в многочисленных изданиях по истории Великой Отечественной войны, свидетельствующие об уроне, нанесенном народному хозяйству нашей страны немецко-фашистскими захватчиками.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Соболев ДА.* История самолетов. Начальный период. М., 1995. С. 42—49
2. *Цандер ФА.* Проблемы полета при помощи реактивных аппаратов. Сборник статей под редакцией Л.К. Корнеева. М., 1961.
3. *Циолковский К.Э.* Труды по ракетной технике. М., 1947.
4. *Шетинков Е.С.* Развитие крылатых ракетных аппаратов в СССР в 1930—1939 гг. Из истории авиации и ракетной техники. М., 1970.
5. *Шавров В.Б.* История конструкций самолетов в СССР до 1938 г. М., 1994.
6. Творческое наследие академика С.П. Королева. Полет реактивных аппаратов в стратосфере (1934). (Доклад, прочитанный С.П. Королевым 5 апреля 1934 г. на Всесоюзной конференции по изучению стратосферы, проведенной АН СССР). Избранные труды и документы. Под общ. ред. академика М.В. Келдыша. М. 1980.
7. *Смирнов Ю.* Блестящий дебют Павла Сухого // Крылья Родины. 2000. № 4. С. 19.
8. *Шавров В.Б.* История конструкций самолетов в СССР (1938—1950). М., 1994.
9. Самолетостроение в СССР 1917—1945 гг. Гл. ред. гене, Г.С. Издательский отдел ЦАГИ, 1994.
10. Пионеры ракетной техники. Ветчинкин, Глушко, Королев, Тихонравов. Избранные труды. М.: Наука. 1972.
11. *Королев СЛ.* Крылатые ракеты и применение их для полета человека // Техника воздушного флота. 1935. № 7. С. 35.
12. *Мошкин ЕЖ.* Развитие отечественного ракетного гателестроения. М., 1973.

13. Глушко В.П. Путь в ракетной технике. М., 1977.
14. Козырев В., Козырев М. На пути к сверхзвуковому истребителю. О бесхвостках А.Липпиша // Крылья Родины. 2000. № 1. С. 19—22.
15. Султанов И. Биография БИ. Новые штрихи // Вестник авиации и космонавтики. 1998. № 2. С. 73.
16. Евтифьев МД. Незабываемый Исаев // Новости космонавтики. 1998. № 23/24. С. 67.
17. Куликов С. Ракетный БИ // Крылья Родины. 1993. № 6. С. 3-6.
18. Черток Б.Е. Ракеты и люди. Фили — Подлипки — Тюратам. М., 1996.
19. Исаев А.М. Первые шаги к космическим двигателям. М., 1978.
20. К вопросу о самолете-перехватчике РП с реактивным двигателем РД-1 (1942 г.). Творческое наследие академика СП. Королева. М., 1980. С. 164-170.
21. Маслов М. Истребители Боровкова и Флорова // Авиация. 1999. № 2. С. 16—19
22. Якубович Н. Предшественник зенитной ракеты // Крылья Родины. 2000. № 6. С. 26.
23. Евстафьев (Евтифьев) МД. Долгий путь к «Буре». М., 1999.
24. Бирюков Ю.В., Комаров ВМ. Казанский «университет» Королева // Крылья — дайжест. 1993. № 1.
25. Эдельман А. Двигателю // Авиация и космонавтика. 1992. № 5—6. С. 42—43.
26. Данилов Б. Из истории создания реактивной авиации // Военно-исторический журнал. 1981. № 3. С. 71.
27. Фомичев А. Поршневые истребители С.А. Лавочкина с реактивными ускорителями // Самолеты мира. 1997. № 3—4. С. 8-14.
28. Степанец А.Т. Истребители «Як» периода Великой Отечественной войны. Справочник. М. 1992.
29. Ветров Г.С. СП. Королев и космонавтика. Первые шаги. М., 1994.
30. Объяснительная записка к эскизному проекту специальной модификации самолета-истребителя «Лавочкин-5ВИ» с вспомогательными реактивными двигателями РД-1 и РД-3. Творческое наследие академика СП. Королева. М., 1980. С 171—181.

31. *Бондарюк М.М. и Ильяшенко С.М.* Прямоточные воздушно-реактивные двигатели. М., 1958.

32. *Стечкин Б.С.* Теория воздушно-реактивного двигателя // Техника воздушного флота. 1929. № 2.

33. *Бургесс д.* Управляемое реактивное оружие. М., 1958.

34. *Меркулов И. А.* Первые экспериментальные исследования прямоточных воздушно-реактивных двигателей ГИРДа. Из истории авиации и космонавтики. М.: ИИЕТ АН СССР. 1965. Вып. 3. С. 21—32.

35. *Казневский В.П.* Запуск первой в мире ракеты с ПВРД. Из истории авиации и космонавтики. М.: ИИЕТ АН СССР. 1965. Вып. 3. С. 33—39.

36. *Щербаков А.Л.* Летные испытания ПВРД на самолетах конструкции Н.Н.Поликарпова в 1939—1940 гг. Из истории авиации и космонавтики. М.: ИИЕТ АН СССР. 1965. Вып. 3. С. 40-49.

37. *Чуев Ф.И.* Стечкин. М.1979.

38. *Чуев Ф.И.* Солдаты империи: Беседы. Воспоминания. Документы. М., 1998.

39. *Фомичев А.* Поршневые истребители С.А. Лавочкина с реактивными ускорителями // Самолеты мира. 1997. № 5—6. С. 7—11.

40. *Флоров И.Ф.* Вклад Р.Л. Бартини в авиационную науку. Из истории авиации и космонавтики. М.: ИИЕТ АН СССР. 1976. Вып. 28. С. 16.

41. *Путилов К. А.* Научно-экспериментальная подготовка летных испытаний ПВРД на самолете конструкции А.С. Яковлева в 1942—1944 гг. Из истории авиации и космонавтики. М.: ИИЕТ АН СССР, 1965. Вып. 3. С. 56.

42. *Бондарюк М.М.* Приложение теории академика Б.С. Стечкина к созданию прямоточных воздушно-реактивных двигателей. Из истории авиации и космонавтики. М.: ИИЕТ АН СССР. 1965. Вып. 3. С. 16.

43. *Арлазоров М.С.* Фронт Нфт/г через КБ. М., 1987.

44. *Валуев Н.О.* О некоторых исследованиях ЦАГИ периода 1941—1944 гг. в области компоновки истребителя с комбинированной силовой установкой. Из истории авиации и космонавтики. М.: ИИЕТ РАН. 1995. Вып. 67. С. 59-67.

45. *Валуев Н.О.* «Полуреактивные» истребители ЦАГИ Ц Самолеты мира. 1995. № 2. С. 26—32.

46. *Фомин А.* Его называли МиГ-13 // Вестник воздушного флота. 1997. № 7. С. 55—56.
47. *Кондратьев В.* «Великолепная семерка» // Самолеты мира. 1995. № 2. С. 14—15.
48. *Султанов И.* Ракетный истребитель «302» // Вестник авиации и космонавтики. 1998. № 1. С. 62—63.
49. *Демянко Ю.Г.* 30 октября — 90 лет со дня рождения А.Г. Костикова. Из истории авиации и космонавтики. М. ИИЕТ АН СССР. 1991. Вып. 62. С. 97—99.
50. *Максимович Г.В., Душкин Л.С.* Так кто же есть кто! Полемика // Крылья Родины. 1989. № 7. С. 28—31.
51. *Демянко Ю.Г.* На крутых виражах истории // Техника — молодежи. 1999. № 8. С. 20—23.
52. *Смирнов Л.* «Гром» после победы создавался // Техника — молодежи. 1999. № 4. С. 34—35.
53. *Келдыш М.В.* Избранные труды. Ракетная техника и космонавтика. Отв. ред. академик В.С. Авдеевский. М., 1988.
54. *Султанов И.* История создания первых отечественных турбореактивных самолетов. М., 1999.
55. *Кузьмина Л.М.* Огненное сердце. М. 1988.
56. *Перов В.* Не копируя «немцев». Первые отечественные проекты самолетов с турбореактивными двигателями // Крылья Родины. 1996. № 4. С. 30, 31.
57. *Серов Г.* Трудный первенец // Самолеты мира. 1997. № 5-6. С. 12-19.
58. *Султанов И.* Неизвестный «Мясищев» // Крылья — дайджест. 1996. Вып. 6. С. 20—26.
59. Двигатели 1944—2000: авиационные, ракетные, морские, наземные. М. 2000.
60. *Адлер Е.* Вторая жизнь Як-3. Хроника создания первых отечественных боевых реактивных самолетов // Крылья Родины. 1998. № 12. С. 1-4.
61. *Якубович Н.* Послесловие // Крылья Родины. 1998. № 12. С. 4—5.
62. *Якубович Н.* Летящая батарея. Рассказ об истребителе МиГ-9 // Крылья Родины. 1996. № 4. С. 1—8.
63. *Соболев ДА.* Немецкий след в истории советской авиации: Об участии немецких специалистов в развитии авиационной техники в СССР. М., 1996.

М. ЕВТИФЬЕВ

64. *Щербаков А.* «Авиационное дело» 1946 г. // Авиация и космонавтика. 1999. № 9. С. 45.
65. *Чуев Ф.И.* Ильюшин. М., 1998.
66. *Яковлев А.С.* 50 лет советского самолетостроения. М., 1968.
67. *Яковлев А.С.* Записки авиаконструктора. М., 1969.
68. *Новожилов Г.В., Лещинер Д.В., Шейнин В.М.* и др. Из истории советской авиации: Самолеты ОКБ имени С.В. Ильюшина. М., 1985. С. 55—63.
69. *Султанов И.* Тяжелые истребители И-211—2АШ-83 // Авиация и космонавтика. 1999. № 12. С. 19.
70. *Гордюков Н.* Су-10 — первый реактивный бомбардировщик ОКБ П.О. Сухого // Самолеты мира. 2000. № 2. С. 23, 26.
71. *Проклов В.* Первые реактивные самолеты П. О. Сухого (1941—1950) // Авиация и космонавтика. 2004. № 8. С. 16—19.
72. *Проклов В.* Первые реактивные самолеты П. О. Сухого (1941—1950) // Авиация и космонавтика. 2004. № 7. С. 31—35.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

- АГОС авиация, гидроавиация, опытное строительство
АК азотная кислота
АТ аэродинамическая труба
ВИАМ Всесоюзный научно-исследовательский институт авиационных материалов
ВМГ винтомоторная группа
ВРД воздушно-реактивный двигатель
ВРДК воздушно-реактивный двигатель компрессорный
ГГ газогенератор
ГИРД Группа изучения реактивного движения
ГКАТ Государственный комитет СССР по авиационной технике
ГК НИИ ВВС Государственный Краснознаменный НИИ ВВС имени В.П. Чкалова
ДМ дополнительный мотор
ДУ двигательная установка
ЖРД жидкостный ракетный двигатель
КДУ комбинированная двигательная установка
КПД коэффициент полезного действия
ЛИИ Летно-исследовательский институт имени М.М. Громова
МАП Министерство авиационной промышленности СССР
НА насосный агрегат
НКАП Народный комиссариат авиационной промышленности СССР
НКВД Народный комиссариат внутренних дел СССР
НКОП Народный комиссариат оборонной промышленности СССР
НКТП Народный комиссариат тяжелой промышленности СССР
НТО научно-технический отчет

И. ЕВТИФЬЕВ

НТС научно-технический совет
НУР неуправляемая ракета
ОКБ опытно-конструкторское бюро
ОРМ опытный ракетный мотор
ОСК отдел специальных конструкций
ПД поршневой двигатель
ПВО противовоздушная оборона
ПуВРД пульсирующий воздушно-реактивный двигатель
ПВРД прямоточный воздушно-реактивный двигатель
РД реактивный двигатель
РДТТ ракетный двигатель твердотопливный
РНИИ Реактивный научно-исследовательский институт
РП ракетоплан
СМ Совет Министров
СНК Совет Народных Комиссаров СССР
СПВРД сверхзвуковой прямоточный воздушно-реактивный
двигатель
СУ система управления
ТНА турбонасосный агрегат
ТРД турбореактивный двигатель
ТП технический проект
ТТД тактико-технические данные
ТТТ тактико-технические требования
ТТХ тактико-технические характеристики
ТТУ твердотопливный ускоритель
ЦАГИ Центральный аэрогидродинамический институт име-
ни Н.Е. Жуковского
ЦИАМ Центральный институт авиационного моторострое-
ния имени П.И. Баранова
ЭП эскизный проект

ПРИЛОЖЕНИЕ

ХАРАКТЕРИСТИКИ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ РЕАКТИВНЫХ САМОЛЕТОВ И РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Таблица 1

Характеристики экспериментальных планеров с РДТТ

Параметры	Значения		
	ЛЛ-1	ЛЛ-2 (проект)	ЛЛ-3
Самолет			
Год выпуска	1947	1945	1947
Двигатель	ПРД-1500	ПРД-1500	ПРД-1500
Тяга РД, кгс	1500	1500	1500
Длина, м	8,98	8,98	8,98
Размах крыла, м	7,10	7,10	7,10
Площадь крыла, м ²	10,2	10,2	10,2
Масса, кг пустого полетная	1000 2000	—	1000 2000
Удельная нагрузка на крыло, кг/м ²	200	p200	200
Максимальная скорость, км/ч на высоте (км) посадочная	1050 120	p120	150 120

p — расчетные значения

Характеристики самолетов сЖРД

Параметры	Значения			
	РП-218 (проект)	РП-318-1	БИ-1	«Малютка» (проект)
Самолет	РП-218 (проект)	РП-318-1	БИ-1	«Малютка» (проект)
Год выпуска	1936	1940	1942	1944
Двигатель	ЗхОРМ-70 (ОРД-300-2)	РДА-1-150	Д-1-А-1100	НИИ-1
Тяга РД, кгс	900	100	1 100	1000
Длина, м	—	7,44	6,4	7,0
Размах крыла, м	—	17,0	6,48	7,5
Площадь крыла, м ²	7,2	22,0	7,0	8,0
Масса, кг пустого топлива полной нагрузки полетная	1600	570 75 140 700	790 740 860 1650	1016 1779 2795
Удельная нагрузка на крыло, кг/м ² на мощность, кг/л.с.	—	32	123 1,5	350 2,8
Скорость, км/ч у земли на высоте (км) посадочная	р850	140	800 рЮ20 143	р890 р845(15) Р135
Время набора 5000 м, мин	—	—	0,5	Рi
Потолок практический, м	р9 000,,, ...25 000	—	—	р16 000
Вооружение число стрелковых единиц х калибр, мм			2х20	

Окончание табл. 2

Параметры	Значения			
Самолет	4302 №2	И-270 (Ж)	5	PM-1 (проект)
Год выпуска	1947	1944	1947	1945
Двигатель Тяга РД, кгс	РД-1М 1100/1500	РД-2М-3В 1450/1590	РД-2М-3ВФ 16 00	РД-2М-3В 1450/159С
Длина, м	7,12	8,915	–	–
Размах крыла, м	6,93	7,75	–	8,1
Площадь крыла, м ²	8,85	12,0	11,187	28,0
Масса, кг пустого топлива полной нагрузки полетная	–	1893 2150 2227 4120	883 1551	 1600
Удельная нагрузка на крыло, кг/м ² на мощность, кг/л.с.	198	343 2,84	–	–
Скорость, км/ч у земли на высоте (км) посадочная	520(5)	p1000 p926 168	1200(8)	2200 190
Время набора 5000 м, мин	–	–	–	–
Потолок практический, м	–	p17 000	–	–
Дальность полета, км	–	–	–	–
Разбег, м	–	p895	–	–
Пробег, м	–	p493	–	–
Вооружение число стрелковых единиц х калибр, мм				

p — расчетные значения

Таблица 3

Расчетные характеристики ракетного перехватчика
предложенного С.П. Королёвым в 1942 г.

Параметры	Значения	
	Первый вариант	Второй вариант
Варианты ракетного перехватчика		
Длина, м	—	7,35
Высота, м	—	2,2
Размах крыла, м	6,2	7,2
Площадь крыла, м ²	8,5	13,0
Удлинение крыла, м	4,3	4,0
Масса, кг		
взлетная	2150	2500
посадочная	1150	1300
средняя в полете	1650	1900
полезной нагрузки	350	350
вооружения	200	200
топлива	1000	1200
Скорость, км/ч		
максимальная	> 1000	> 1000
крейсерская	800... 500	800... 500
экономическая	550...360	550...360
посадочная с полными баками	160	150
посадочная с пустыми баками	110	100
Время набора высоты 5000 м, мин	1,5	2
Время набора высоты 10 000 м, мин	2	2,5
Потолок, м	20 000	20 000
Продолжительность разбега, м	15	14
Длина разбега, м	496	398
Продолжительность полета со скоростью 800...500 км/ч		
на высоте 5 000 м, мин	8... 16	10,5...18,5
на высоте 10 000 м, мин	8... 11	11,5...16,5
Максимальная продолжительность полета на экономической скорости у земли, мин	28	30
Дальность полета со скоростью 800,,500 км/ч, км	100™158	130...200

Таблица 4

Характеристики самолетов с ускорителями ЖРД

Параметры	Значения		
	Як-ЗРД	Ла-7Р	Ла-120Р
Самолет	Як-ЗРД	Ла-7Р	Ла-120Р
Год выпуска	1945	1944	1945
Двигатель марка мощность, л.с.	ВК-105ПФ 1240	АШ-82ФН 1850	АШ-83 1900
Ускорители тяга РД, кгс Длина самолета, м	РД-1 300 8,5	РД-1 300 8,6	РД-1ХЗ 300 8,642
Размах крыла, м	9,2	9,8	9,8
Площадь крыла, м ²	14,85	17,59	17,59
Масса, кг пустого топлива полной нагрузки полетная	2382 450 598 2980	2703 604 797 3500	2770 590 700 3470
Удельная нагрузка на крыло, кг/м ² на мощность, кг/л.с.	210 2,40	199 1,9	197 1,9
Скорость, км/ч у земли на высоте (км)	732 182(7,8)	747(3)	725
Потолок практический, м	-	13 000	-
Вооружение число стрелковых единиц х калибр, мм	1 x 23	2 x 20	1 x 23, 1 x 20

Параметры	Значения		
Самолет	Ла-130Р	Су-6	Су-7
Год выпуска	1946	1944	1945
Двигатель марка мощность, л.с.	АШ-83ФН 1900	АМ-42 1750	АШ-82 ФН 1850
Ускорители тяга РД, кгс	РД-1ХЗ 300	РД-1 300	РД-1ХЗ 300
Длина самолета, м	8,76	9,5	9,14
Размах крыла, м	9,8	13,58	13,5
Площадь крыла, м ²	17,62	28,6	26,0
Масса, кг пустого топлива полной нагрузки полетная	2770 610 787 3589,5	4370 1830 6200	530 4360
Удельная нагрузка на крыло, кг/м ² на мощность, кг/л.с.	208 1,9	217 3,1	168 2,3
Скорость, км/ч у земли на высоте (км) посадочная	600 690	492 521 150	480 705(12) 120
Время набора 5000 м, мин	4,9	11,0	—
Потолок практический, м	10 800	8000	p12 750
Дальность полета, км	1735	790	p1240
Разбег, м	—	540	300
Вооружение число стрелковых единиц х калибр, мм	2 x 23	2x37, 2x7,62, 1x12,7	3 x 20

p — расчетные значения

Таблица 5

Результаты испытаний самолета Як-3РД
с ЖРД РД-1 (РД-1ХЗ)

Параметры	Значения		
	Высота полета, м	2700	6500
Мощность ВК-105 ПФ2, л.с.	1180	820	710
Тяга РД-ЦРД-1ХЗ), кгс	270	300	285
Максимальная скорость, км/ч без использования ЖРД с использованием ЖРД	626	613	600
	732	765	782

Таблица 6

Расчетные характеристики высотного истребителя Ла-5ВИ,
предложенного С.П. Королёвым

Параметры	Значения	
	с РД-1	сРД-3
Самолет Ла-5ВИ	с РД-1	сРД-3
Длина самолета, м	8,85	8,85
Размах крыла, м	11,2	11,2
Площадь крыла, м ²	22	22
Полетная масса самолета (с дополнительными 2 х ТК-3), кг	3200	—
Сухая масса реактивной установки (РУ), кг	300	—
Полетная масса самолета с РУ, кг	4120	4700
Тяга ЖРД, кгс	300	900
Максимальная горизонтальная скорость, км/ч: у земли на высоте 14 000 м	584	684
	820	1000
Время набора высоты 5 000 м, мин	4,1	2,2
Вооружение	4х12,7	4х12,7

Характеристики отечественных авиационных ЖРД

Параметры	Значения			
	ОР-2	РД-А	ОРМ-52	ОРМ-70 (ОРД-300-2)
Двигатель	ОР-2	РД-А	ОРМ-52	ОРМ-70 (ОРД-300-2)
Год создания	1932	1933	1933	1937
Тяга, кгс	50	80...85	300	300
Удельный импульс, м/с	—	—	2060	—
Топливо: окислитель горючее	ж.О ₂ керосин	ж.О ₂ керосин	АК керосин	АК керосин
Давление в камере сгорания, атм	6...8	—	20...25	20...25
Время работы, с	30	—	—	—
Длина, м	—	—	—	0,5
Диаметр, м	—	—	—	0,2
Масса, кг	—	—	—	5
Система подачи топлива	Вытесн.	Насосная	Вытесн.	Вытесн.
Число камер	1	1	1	1

Продолжение табл. 7

Параметры	Значения		
	ОРМ-65	РДА-1-150	Д-1-А-1100
Двигатель	ОРМ-65	РДА-1-150	Д-1-А-1100
Год создания	1936	1937	1941
Тяга, кгс	50...175	50...150	1100
Удельный импульс, м/с	1923...2109	1827	2001
Топливо: окислитель	азотная кислота керосин	азотная кислота керосин	азотная кислота керосин
Расход топлива, кг/с	0,738...0,900		Горючего —1,0£ Окислителя — 4,35
Соотношение компонен- тов топлива		—	4,14
Давление в камере сгорания, атм	25	18	19
Время работы, с	100	200	200
Масса, кг	—	16	48
Система подачи топлива	Вытесн.	Вытесн.	Вытесн.
Число камер	1	1	1

Продолжение табл. 7

Параметры	Значения				
	РД-1 ВЛ Глупи»	РД-2	РД-3	РД-1Х3	РД-1 АМ. Исава
Двигатель					
Год создания	1941	1945	1945	1944	1944
Тяга, кгс	300	600	900	300	1100
Топливо: окислитель горючее	АК керосин	АК керосин	АК керосин	АК керосин	АК керосин
Расход топлива, кг/с	1,5	3,0	—	—	—
Давление в камере сгорания, атм	22,5	21,0	22,5	22,5	16,0
Время работы, с	1800	360	—	—	—
Масса, кг	—	—	—	—	95
Система подачи топлива	Насосная	ТНА	ТНА	Насосная	Вытесн.
Число камер	1	1	3	1	1

Окончание табл. 7

Параметры	Значения			
	РД-Ш	РД-2М	РД-2М-3	РД-2М-3В
Двигатель				
Год создания	1946	1945	1946	1946
Тяга, кгс	1300	1400	1700	2000
Удельный импульс, м/с	1962	—	—	—
Топливо: окислитель горючее	АК керосин	АК керосин	АК керосин	АК керосин
Расход топлива, кг/с	5,8	—	—	—
Время работы, с	—	40,,60	—	—
Масса, кг	59	—	—	—
Система подачи топлива	Вытесн.	ТНА	ТНА	ТНА
Число камер	1	1	2	2

Таблица 8

Основные проектные характеристики ЖРД РД-4
В.П. Глушко

Параметры	Значения
Максимальная тяга у земли, кгс	1200
Максимальная тяга на высоте 10 км, кгс	1300
Минимальная тяга, кгс	100
Массовый расход топлива, кг/с	60,6
Масса ЖРД, кг	180
Площадь миделя ЖРД, м ²	0,35
Габариты ЖРД, м	0,6x0,8x1,2
Высотность ЖРД	неограниченная
Топливо: окислитель горючее	азотная кислота тракторный керосин

Таблица 9

Результаты испытаний самолета И-15 бис (И-152)
с ПВРД (1940)

Дата полетов	Высота полета, м	Скорость, км/ч	Прирост скорости, км/ч
27.02.	2000	311	21,0
10.03.	1250	301	17,0
11.05.	2000	304,5	22,0
09.06.	3200	317	19,5
19.06.	1000	302	18,0
20.06.	2000	313	18,0

Таблица 10

Результаты испытаний самолета И-153
с ПВРД ДМ-2 (1940)

Дата полетов	Высота полета, м	Скорость, км/ч	Прирост скорости, км/ч
03.09	2 000	385	29
12.09	2 000	385	33
20.09	2 000	388	27

Таблица 11

Характеристики самолетов с ускорителями ВРД

Параметры	Значения			
Самолет	И-15 бис (И-152)	И-153 «Чайка»	И-207 № 3	ЛаГГ-3
Год выпуска	1937	1938	1939	1941
Двигатель марка мощность, л.с.	М-25В 750	М-26В 750	М-63 1100	М-105ПФ 1180
Ускорители тяга РД, кгс	2 x ДМ-2 120	2xДМ-4	2 x ДМ-4	2 x ВРД- 1
Длина самолета, м	6,2	6,1	6,35	8,81
Размах крыла, м	10,2	10,0	7,0	9,8
Площадь крыла, м ²	22,5	14,2/7,8	18,0	17,62
Масса, кг пустого топлива полной нагрузки полетная	1310 420 1730	1348 169 511 1859	1850	3022
Удельная нагрузка на крыло, кг/м ² на мощность, кг/л.с.	77,0 2,30	84,0 2,48	103 1,7	-
Скорость, км/ч у земли на высоте (км) посадочная	321 370(3)	365 415(3) 110	428 486(5,3) 115	420(1,5)
Время набора 5000 м, мин	6,7	5,8	4,6	-
Потолок практический, м	9000	10 700	-	-
Дальность полета, км	530	625	-	-
Время виража, с	10,5	11,4...12,4	-	-
Набор высоты за боевой разворот, м	-	-	-	800
Разбег, м	170	-	-	-
Пробег, м	237	-	-	-
Вооружение число стрелковых единиц x калибр, мм	4x12,7	4x12,7 или 2 x 20	4x7,62	1x20 + 2 x 7,62

Продолжение табл. 11

Параметры	Значения		
	Як-7В	Ла-126 «164»	Ла-138
Самолет	Як-7В	Ла-126 «164»	Ла-138
Год выпуска	1944	1946	1946
Двигатель			
марка	М-105ПФ	АШ-82ФН	АШ-82ФН
мощность, л.с.	1180	1850	1850
Ускорители	2хДМ-4С	2 х ВРД-430	2 х ВРД-430
тяга РД, кгс	158	170	170
Длина самолета, м	8,5	8,615	8,625
Размах крыла, м	10,0	9,8	9,8
Площадь крыла, м ²	17,15	17,59	17,59
Масса, кг			
пустого	2610	2710	3104
топлива	305	450	450
полной нагрузки	522	590	635
полетная	3132	3300	3739
Удельная нагрузка			
на крыло, кг/м ²	177	188	213
на мощность, кг/л.с.	2,57	1,8	
Скорость, км/ч			
у земли	500		660
на высоте (км)	633	692(2,34)	760(2,6)
посадочная	140	145,6	p139
Время набора 5000 м, мин	p7,0	—	—
Потолок практический, м	p9750	—	—
Дальность полета, км	p600	730	1100
Время виража, с	p22	—	—
Набор высоты за боевой	p900	—	—
разворот, м			
Разбег, м	p410	222	450
Пробег, м	p650	—	450
Вооружение число стрелковых единиц х калибр, мм	1x20,2x12,7	2x23	3x23

p — расчетные значения

II

Продолжение табл. 11

Параметры	Значения	
	Самолет №10 (проект)	Самолет №11 (проект)
Самолет ,	Самолет №10 (проект)	Самолет №11 (проект)
Год выпуска	1939	1941
Двигатель		
марка	М-71	М-71
мощность, л.с.	2000	2000
рД	ПВРД	ПВРД
тяга РД, кгс	—	—
Длина самолета, м	8,350	7,850
Размах крыла, м	9,5	8,5
Площадь крыла, м ²	24,0	22,0
Масса, кг		
пустого	—	—
топлива	—	—
полной нагрузки	—	—
полетная	р3500	р3250
Удельная нагрузка		
на крыло, кг/м ²	р146	р148
на мощность, кг/л.с.	—	—
Скорость, км/ч		
у земли	—	—
на высоте (км)	р750...800	Р750...800
посадочная	—	—
Время набора (высоты, км), мин	р8(8,0)	р6...7(8,0)
Потолок практический, м	—	—
Дальность полета, км	р800	р800
Разбег, м	—	—
Пробег, м	—	—
Вооружение число стрелковых единиц х калибр, мм	—	—

р — расчетные значения

Параметры	Значения		
	Д (проект)	Р (проект)	Ла-9 РД
Самолет			
Год выпуска	1941	1942	1947
Двигатель			
марка	М-71	—	АШ-82ФН
мощность, л.с.	2000	—	1850
РД	ДМ-12	2 x ПВРД	2 x РД-13
Тяга РД, кгс	—	—	—
Длина самолета, м	11,67	—	8,6
Размах крыла, м	14,5	6,8	9,8
Площадь крыла, м ²	30,0	15,0	17,72
Масса, кг			
пустого	—	—	3150
полной нагрузки	—	—	665
полетная	p5250	p2400	3815
Удельная нагрузка			
на крыло, кг/м ²	—	—	215
на мощность, кг/л.с.	—	—	2,1
Скорость, км/ч			
у земли	530	—	—
на высоте (км)	p837(6,8)	p1000	674
Время набора (высоты, км), мин	p5(5,0)	—	—
Потолок практический, м	—	p15 000	—
Вооружение число стрелковых единиц x калибр, мм	—	—	4x23

p — расчетные значения

Таблица 12

Характеристики ВРД

Параметры	Значения			
	ДМ-1	ДМ-2	ДМ-4	ДМ-4С
Двигатель	ДМ-1	ДМ-2	ДМ-4	ДМ-4С
Год изготовления	1939	1939	1940	1944
Тяга, кгс	—	120	—	158
Масса, кг	—	19	30	45
Длина, м	—	1,5	—	2,43
Диаметр, м	0,24	0,40	0,5	0,5
Расход горючего, кг/мин	—	—	20,0	22,0

Окончание табл. 12

Параметры	Значения			
	ВРД-1	ВРД-430	Д-10	Д-13
Двигатель	ВРД-1	ВРД-430	Д-10	Д-13
Год изготовления	1941	1946	1945	1946
Тяга, кгс	—	170	200	—
Масса, кг	16	37,5	—	92
Длина, м	2,15	—	—	—
Диаметр, м	0,14	0,43	—	—

Характеристики самолетов с КДУ (ЖРД+ПВРД)

Параметры	Значения		
Самолет	«302»	«302П»	Як-7Р (проект)
Год выпуска	1942	1943	1942
Двигатели	РД-1400 (РД-2М) 2 х ПВРД	РД-2М-3 (РД-1400)	1хД-1-А-1100 2хДМ-4С
Тяга ЖРД, кгс	1400	1500 (1400)	1100
Длина самолета, м	8,7	8,7	8,5+ 1,325
Размах крыла, м	11,4	9,55	10,0
Площадь крыла, м ²	19,2	14,8	17,15
Масса, кг пустого топлива полной нагрузки полетная	—	р1856 р1735 р1502 р3358	р1550 р1200 р1360 р2910
Удельная нагрузка на крыло, кг/м ²	—	227	р170
Скорость, км/ч у земли на высоте (км) посадочная	р900	р800 р900	р800
Время набора, мин (высота, км)	р2,0(9)	р2,1(5)	р70...80с (5)
Потолок практиче- ский, м	рЭ000	р18 000	—
Дальность полета, км	—	рЮ00	—
Разбег, м	—	—	—
Пробег, м	—	—	—
Вооружение число стрелковых единиц х калибр, мм	2х20	4х20	2х12,7

р — расчетные значения

Таблица 14

**Основные расчетные характеристики самолета разработки
НИИ-1 НКАП**

Параметры	Значения
Длина фюзеляжа, м	28
Мидель фюзеляжа, м	3,6х1,8
Размах крыла, м	15
Несущая поверхность крыла, м ²	45
Несущая поверхность фюзеляжа, м ²	81
Общая несущая поверхность, м ²	126
Масса самолета, т	100
Масса топлива, т	70,5
Масса СПВРД (2шт.), т	7,5
Масса конструкции планера, т	9
Масса ЖРД, т	2,5
Масса баков, т	2,5
Масса полезного груза, т	8
Скорость самолета на стартовой дорожке, м/с	500
Длина стартовой дорожки, км	3
Тяга стартовой ракеты (5—6ЖРД), тс	600
Время разгона по стартовой дорожке, с	11
Посадочная масса самолета, т	15...20
Посадочная скорость, км/ч	200
Температура поверхности самолета, °С	560

Таблица 15

**Основные расчетные характеристики ЖРД
самолета НИИ-1 НКАП**

Параметры	Значения
Тяга ЖРД на высоте, тс	100
Удельный импульс на высоте, м/с	2 596
Тяга на земле, тс	90
Удельный импульс на земле, м/с	2 172
Массовый расход топлива, кг/с	357
Массовый расход керосина, кг/с	145
Массовый расход кислорода, кг/с	212
Давление в камере, атм	40
Давление подачи топлива, атм	60
Масса ЖРД, кг	2 500
Объем камеры сгорания, м ³	1
Диаметр критического сечения, мм	438
Диаметр выходного сечения, мм	1 124
Масса СУХОЙ камеры, кг	1 600

Таблица 16

Изменение бомбовой нагрузки ДСБ-17 в зависимости от боевого применения

Параметры	Значения		
	Дальность полета, км	1600	3000
Взлетный вес, кг	14 410	14 410	19 200
Вес бомб, кг	2000	1000	3000
Вес топлива, кг	4245	7000	3500
Высота полета, м	11000	11000	8000...9000
Скорость полета, км/ч	680	680	600

Таблица 17

Характеристики самолетов с ТРД

Параметры	Значения		
	ХАИ-2 (проект)	ЛаГГ-3 РД-1 (проект)	Гу-ВРД (проект)
Самолет			
Год выпуска	1936	1944	1944
Двигатель тяга, кгс	РД-1 1х500	РД-1 1х530	РД-1 1х750
Длина самолета, м	7,15	9,0	—
Размах крыла, м	7,0	10,5	—
Площадь крыла, м ²	—	—	11,0
Масса, кг полетная	1500	—	2250
Скорость, км/ч у земли на высоте (км) посадочная	р500 р130	р500	р870 рЮ00(6) р141
Время набора, мин (высота, км)	—	—	р1,39(5)
Потолок практический, м	—	—	—
Дальность полета, км	—	—	р700
Разбег, м	—	—	р222
Вооружение число стрелковых единиц х калибр, мм			1 х 20, 1 х 12,7

р — расчетные значения

Продолжение табл. 17

Параметры	Значения		
Самолет	Пе-2И-РД (проект)	ДСБ-17(ВМ-24) (проект)	Ла-ВРД (проект)
Год выпуска	1945	1945	1946
Двигатель тяга, кгс	Јumo-004 2x900	Јumo-004 4x900	С-18 1 x 1 250
Длина самолета, м	13,43	16,06	9,0
Размах крыла, м	17,18	20,8	9,6
Площадь крыла, м ²	41,8	48,0	15,5
Масса, кг пустого топлива полетная	p5450 p1800 p9450	p9450 p2250 p14 410	p2640 p3300
Скорость, км/ч у земли на высоте (км) посадочная	p700 p800(5)	p725 p805(5)	p800 p805(5) p140
Время набора, мин (высота, км)	j6,2(5)	9,0(5)	p2,5
Потолок практический, м	11 000	11 500	15 000
Дальность полета, км	pi 550	pi 600	p140
Вооружение число стрелковых единиц x калибр, мм	2x12,7	1 x 20, 1 x 23	2x23

Продолжение табл. 17

Параметры	Значения		
Самолет	Як-15	И-300 «Ф»	Ла-150
Год выпуска	1946	1946	1946
Двигатель тяга, кгс	РД-10 1x900	РД-20 2x800	РД-10 1x900
Длина самолета, м	8,7	9,75	9,42
Размах крыла, м	9,2	10,0	8,2
Площадь крыла, м ²	14,85	18,2	12,15
Масса, кг пустого полетная	1918 2634	3494 4860	2973 2369
Скорость, км/ч у земли на высоте (км) посадочная	700 786(5) 135	864 920(4,5) 170	760 878(5) 175
Время набора, мин (высота, км)	,8(5)	4,5(5)	4,8(5)
Потолок практический, м	13 350	13 000	12 600
Дальность полета, км	510	800	493
Разбег, м	600	p910	760
Пробег, м	720	p735	780
Вооружение число стрелковых единиц x калибр, мм	2x23	1x37, 2x23	2x23

p — расчетные значения

Продолжение табл. 17

Параметры	Значения		
	Ла-160 (проект)	Су-9 («К»)	Ла-152
Самолет	Ла-160 (проект)	Су-9 («К»)	Ла-152
Год выпуска	1946	1946	1946
Двигатель	рД-ю	РД-10	РД-10
тяга, кгс	2х900	2х900	1х900
Длина самолета, м	10,2	10,55	8,2
Размах крыла, м	11,0	11,2	9,12
Площадь крыла, м ²	20,2	20,2	12,15
Масса, кг			
пустого	р4020	4466	2310
полетная	р2614	6100	3239
Скорость, км/ч			
у земли		847	730
на высоте (км)	850(5)	885(5)	778(5)
посадочная		150	
Время набора, мин (высота, км)	—	4,2(5)	6,5(5)
Потолок практический, м	—	12 800	12 500
Дальность полета, км	—	1200	500
Разбег, м	—	475	—
Вооружение число стрелковых единиц х калибр, мм	2х23		3х23

Продолжение табл. 17

Параметры	Значения		
	МиГ-9 (И-301, «ФС»)	И-301Г («ФТ»)	Ла-154
Самолет	МиГ-9 (И-301, «ФС»)	И-301Г («ФТ»)	Ла-154
Год выпуска	1946	1946	1947
Двигатель	РД-20	РД-20	ТР-1
тяга, кгс	2х800	2х800	1 х 1350
Длина самолета, м	9,83	9,83	9,12
Размах крыла, м	10,0	10,0	8,5
Площадь крыла, м ²	18,2	18,2	13,24
Масса, кг			
пустого	3420	3584	2400
полетная	5054	4812	3500
Скорость, км/ч			
у земли	864		р925
на высоте (км)	911(5)	900(5)	
посадочная	170	190	
Время набора, мин (высота, км)	4,3(5)	5,0(5)	р3,7(5)
Потолок практический, м	13 500	12 500	j) 13 500
Дальность полета, км	800	530	рЮ00
Вооружение число стрелковых единиц х калибр, мм	1х37,2х23	1х37,2х23	2х23

р — расчетные значения

Окончание табл. 17

Параметры	Значения			
	Су-11 («КЛ»)	Су-10 («Е»)	Ил-22	И-211
Самолет	1947	1947	1947	1947
Год выпуска	1947	1947	1947	1947
Двигатель тяга, кгс	ТР-1 2 x 1 350	ТР-1 4x1350	ТР-1 4x1350	ТР-1 2 x 1 350
Длина самолета, м	10,55	19,06	21,05	11,54
Размах крыла, м	11,8	20,6	23,1	12,25
Площадь крыла, м ²	22,2	71,3	74,5	25,0
Масса, кг пустого топлива полной нагрузки полетная	4 495 6 350	11300 5 300 7 650 18 950	14 950 20 000	4 360 7 400
Скорость, км/ч у земли на высоте (км) посадочная	940 910(3)	810 850(6) 150	656 718(7) 190	950 910(4)
Время набора, мин (высота, км)	3,2(5)	6,7(5)	р8,6(5)	3,0(5)
Потолок практический, м	р12 000	12 000	р11 100	13 600
Дальность полета, км	р1500	1500	р865	1550
Разбег, м	р1000	-	1 144	800
Пробег, м	-	-	-	900
Вооружение число стрелковых единиц x калибр, мм		4x20	4x23,2x20	3x23

расчетные значения

Таблица 18

Характеристики первых отечественные ТРД

Параметры	Значения		
	РД-1	С-18	ТР-1
Двигатель	РД-1	С-18	ТР-1
Год изготовления	1941 70%	1945	1947
Длина, м	2,1	-	3,86
Диаметр, м	0,9	-	0,856
Тяга, кгс	750	1250	1350
Масса, кг	700	-	856

Таблица 19

Характеристики самолетов с ТРД, разрабатываемых
немецкими специалистами в СССР

Параметры	Значения			
	EF-126	EF-131	EF-132	346
Самолет	EF-126	EF-131	EF-132	346
Год выпуска	1946	1946	1947	1947
Двигатель	Юмо-226	Юмо-004	Юмо-012	Вальтер 109-509
тяга, кгс	1x500	6x900	6 x 3 000	2 x 2 000
Длина самолета, м	8,33	20,47	39,4	13,45
Размах крыла, м	6,85	19,4	34,4	9,0
Масса, кг				
топлива	1095	7150	p40 900	2000
полной нагрузки	250	2000	p4000	
полетная	2585	22 955	p87 500	4300
Скорость, км/ч				
на высоте (км)	780	860	p950	2560
посадочная	184	190	p170	p160
Потолок практический, м	7 200	12 500	p11 400	p30 000
Дальность полета, км	320	p1 710	p3 900	p50
Вооружение число стрелковых единиц x калибр, мм	2x20	2x13	4x15	

p — расчетные показатели

Таблица 20

Характеристики немецких серийных ТРД, дорабатываемых в СССР немецкими специалистами

Параметры	Значения			
	Jumo-004 (РД-Ю)	Jumo-004В-1	Jumo-004F	Jumo-012
Двигатель	Осевой	Осевой	Осевой	Осевой
Тяга на взлетном режиме, кгс	900	900	1200	2700
Удельная тяга на взлетном режиме, кг/кгс х ч	1,43	1,4		
Расход воздуха на взлетном режиме, кг/с	23,0	21,2		60,0
Удельный расход топлива, кг/кг х ч	—	—	0,55	1,075
Частота вращения на взлетном режиме, об/мин	—	—	9000	6300
Длина, м	3,935	3,86	3,8	4,826
Диаметр, м	0,81	0,76	0,76	1,08
Масса, кг	720	745	—	—
Число ступеней компрессора	—	8	8	11
Число ступеней турбины	—	1	1	2
Степень повышения давления	3,0	3,14	—	5,5

Окончание табл. 20

Параметры	Значения		
	BMW-003A-1 (РД-20)	BMW-003С	BMW-018
Двигатель	Осевой	Осевой	Осевой
Тяга на взлетном режиме, кгс	800	1050	3 400
Удельная тяга на взлетном режиме, кг/кгс х ч	1,4	1,45	1,1
Расход воздуха на взлетном режиме, кг/с	19,0	19,0	44,0
Удельный расход топлива, кг/кг х ч	1,47	0,484	1,22
Частота вращения на взлетном режиме, об/мин		9750	5000
Длина, м	3,64	3,584	4,01
Диаметр, м	0,69	0,69	1,25
Масса, кг	660	620	2 500
Число ступеней компрессора	7	7	12
Число ступеней турбины	1	1	3
Степень повышения давления	3,1	—	—

Таблица 19

Характеристики самолетов с ТРД, разрабатываемых
немецкими специалистами в СССР

Параметры	Значения			
	EF-126	EF-131	EF-132	346
Самолет	EF-126	EF-131	EF-132	346
Год выпуска	1946	1946	1947	1947
Двигатель	Jumo-226	Jumo-004	Jumo-012	Вальтер 109-509
тяга, кгс	1x500	6x900	6 x 3 000	2 x 2 000
Длина самолета, м	8,33	20,47	39,4	13,45
Размах крыла, м	6,85	19,4	34,4	9,0
Масса, кг				
топлива	1095	7150	p40 900	2000
полной нагрузки	250	2000	p4000	
полетная	2585	22 955	p87 500	4300
Скорость, км/ч				
на высоте (км)	780	860	p950	2560
посадочная	184	190	pi 70	pl60
Потолок практический, м	7 200	12 500	p11 400	p30 000
Дальность полета, км	320	pi 710	p3 900	p50
Вооружение число стрелковых единиц x калибр, мм	2x20	2x13	4x15	

p — расчетные показатели

Таблица 20

Характеристики немецких серийных ТРД, дорабатываемых в СССР немецкими специалистами

Параметры	Значения			
	Jumo-004 (РД-Ю)	Jumo-004В-1	Jumo-004F	Jumo-012
Тип компрессора	Осевой	Осевой	Осевой	Осевой
Тяга на взлетном режиме, кгс	900	900	1200	2700
Удельная тяга на взлетном режиме, кг/кгс х ч	1,43	1,4		~
Расход воздуха на взлетном режиме, кг/с	23,0	21,2		60,0
Удельный расход топлива, кг/кг х ч			0,55	1,075
Частота вращения на взлетном режиме, об/мин	—	—	9000	6300
Длина, м	3,935	3,86	3,8	4,826
Диаметр, м	0,81	0,76	0,76	1,08
Масса, кг	720	745	—	—
Число ступеней компрессора	—	8	8	11
Число ступеней турбины	—	1	1	2
Степень повышения давления	3,0	3,14		5,5

Окончание табл. 20

Параметры	Значения		
	BMW-003A-1 (РД-20)	BMW-003C	BMW-018
Тип компрессора	Осевой	Осевой	Осевой
Тяга на взлетном режиме, кгс	800	1050	3 400
Удельная тяга на взлетном режиме, кг/кгс х ч	1,4	1,45	1,1
Расход воздуха на взлетном режиме, кг/с	19,0	19,0	44,0
Удельный расход топлива, кг/кг х ч	1,47	0,484	1,22
Частота вращения на взлетном режиме, об/мин		9750	5000
Длина, м	3,64	3,584	4,01
Диаметр, м	0,69	0,69	1,25
Масса, кг	660	620	2 500
Число ступеней компрессора	7	7	12
Число ступеней турбины	1	1	3
Степень повышения давления	3,1	—	—

СОДЕРЖАНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ	5
У ИСТОКОВ ПРОЕКТОВ РЕАКТИВНЫХ САМОЛЕТОВ.....	6
РЕАКТИВНЫЕ САМОЛЕТЫ.....	17
САМОЛЕТЫ С ТВЕРДОТОПЛИВНЫМИ РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ.....	18
Твердотопливные ракетные двигатели	18
Самолет У-1 с твердотопливными ускорителями ГДЛ.....	23
Самолет ТБ-1 с твердотопливными ускорителями ГДЛ.....	24
Истребитель И-4 с твердотопливными ускорителями РНИИ.....	25
Экспериментальные планеры с двигателями на твердом топливе	26
САМОЛЕТЫ С ЖИДКОСТНЫМИ РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ.....	28
Жидкостные ракетные двигатели	28
Проекты ракетопланов РП-1 и РП-2	36
Проект ракетоплана РП-218.....	41
Ракетный планер РП-318—1.....	41
Самолет К-15 К.А. Калинина	58
Ближний истребитель БИ разработки ОКБ-293 В.Ф. Болховитинова	59
Проект самолета Р-114 Р.Л. Баргини с ЖРД В.П. Глушко.....	79

Проект ракетного перехватчика	
С П. Королева с ЖРД В.П. Глушко ...»	80
Проект самолета «Малютка»	
Н.Н. Поликарпова с ЖРД Л.С. Душкина	82
Самолеты 4302 № 2 и № 3	
И.Ф. Флорова с ЖРД А.М. Исаева и с ЖРД Л.С. Душкина соответственно	83
Истребитель И-270 ОКБ-155	
А. И. Микояна с ЖРД Л.С. Душкина	88
Проект самолета РМ-1	
А.С. Москалева с ЖРД Л.С. Душкина	93
Самолет *5» М.Р. Бисновата	
с ЖРД Л.С. Душкина	94
Проект самолета ИВС Л.Г. Головина	95
Самолет-модель М.Р. Бисновата	
с ЖРД А.М. Исаева	96
Истребитель И-4 с ЖРД В.П. Глушко	97
Самолет Пе-2 В.М. Петлякова	
с ЖРД В.П. Глушко	99
Самолет Ла-7Р ОКБ С.А. Лавочкина	
с ЖРД В.П. Глушко	114
Самолет Ла-120Р ОКБ С.А. Лавочкина	
с ЖРД В.П. Глушко	118
Самолет Су-6 и его модифицированный вариант самолет Су-7 ОКБ П.О. Сухого	
с ЖРД В.П. Глушко	120
Самолет Як-ЗРД ОКБ-115 А.С. Яковлева	
с ЖРД В.П. Глушко	126
Проект высотного истребителя Ла-5ВИ	
С П. Королева с ЖРД В.П. Глушко	129
САМОЛЕТЫ С ВОЗДУШНО- РЕАКТИВНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ	132
Воздушно-реактивные двигатели	132
Проект истребителя ИВС	
А.Я. Щербакова	
с ПВРД И.А. Меркулова	137

Истребитель И-15 бис (И-152) ЛН.Н. Поликарпова с ПВРД И.А. Меркулова.....	138
Истребитель И-153 «Чайка» Н.Н. Поликарпова с ПВРД И.А. Меркулова.....	145
Самолет И-207 № 3 А.А. Боровкова и И.Ф. Флорова с ПВРД И.А. Меркулова.....	148
Проекты самолетов И-207 № 10 А.А. Боровкова и И.Ф. Флорова с ПВРД И.А. Меркулова.....	149
Проекты самолетов И-207 № И А.А. Боровкова и И.Ф. Флорова с ПВРД И.А. Меркулова.....	151
Проект самолета «Д» А.А. Боровкова и И.Ф. Флорова с ПВРД И.А. Меркулова.....	153
Проект самолета «Р» Р.Л. Бартищ.....	155
Самолет Як-7Б ОКБ-115 А.С. Яковлева с ПВРД И.А. Меркулова.....	156
Самолет ЛаГГ-3 ОКБ С.А. Лавочкина с ПВРД М.М. Бондарюка.....	162
Самолет Ла-126 ОКБ С.А. Лавочкина с ПВРД М.М. Бондарюка.....	164
Самолет Ла-138 ОКБ С.А. Лавочкина с ПВРД М.М. Бондарюка.....	166
Самолет Ла-7 ОКБ С.А. Лавочкина с ПуВРД В.Н. Челомея.....	167
Самолет Ла-9 ОКБ С.А. Лавочкина с ПуВРД В.Н. Челомея.....	168
Проекты самолетов с ВРДК разработки ЦАГИ.....	170
Самолет И-250 («Н») ОКБ-155 А.И. Микояна с ВРДК К.В. Х ^л щевникова..	177

Самолет Су-5 (И-107) ОКБ П.О. Сухого с ВРДК К.В. Холщевникова.....	181
Самолет Як-7Р ОКБ-115 А.С. Яковлева с ЖРД Л.С. Душкина и ПВРД И.А. Меркулова.....	188
Самолет «302» НИИ-3 с ЖРД Л.С. Душкина и ПВРД В.С. Зуева.....	190
Проект ракетного бомбардировщика разработки НИИ-1 НКАП.....	197
САМОЛЕТЫ С ТУРБОРЕАКТИВНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ.....	202
Турбореактивные двигатели.....	202
Проект самолета ХАИ-2 А.П. Еременко с ТРД А.М. Люльки.....	206
Проект самолета ЛаГГ-ЗВРД М.И. Гудкова с ТРД А.М. Люльки.....	207
Проект самолета Ла-ВРД ОКБ С.А. Лавочкина с ТРД А.М. Люльки.....	210
Проект самолета Пе-2И-РД ОКБ В.М. Мясищева с трофейными немецкими ТРД Jumo-004.....	212
Проект самолета ДСБ-17 ОКБ В.М. Мясищева с трофейными немецкими ТРД Jumo-004.....	216
Реактивный истребитель Як-15 ОКБ-115 А.С. Яковлева с ТРД РД-10 (Jumo-004).....	221
Самолет «150» ОКБ С.А. Лавочкина с ТРД РД-10 (Jumo-004).....	234
Проект самолета «160» ОКБ С.А. Лавочкина с ТРД РД-10 (Jumo-004).....	246
Самолет Су-9 ОКБ П.О. Сухого с ТРД РД-10 (Jumo-004).....	248

Проект истребителя И-260 (•К») ОКБ-155 А.И. Микояна с ТРД BMW-003.....	249
Самолет МиГ-9 ОКБ А.И. Микояна с ТРД РД-20 (BMW-003).....	250
Проект фронтового бомбардировщика Су-10 ОКБ П.О. Сухого с ТРД РД-Ю (Jumo-004) и ТР-1 А.М. Люльки.....	263
Первый отечественный серийный ТРД ТР-1 А.М. Люльки.....	267
Самолет Су-11 ОКБ П.О. Сухого с ТРД ТР-1 А.М. Люльки.....	289
Самолет Ил-22 ОКБ С.В. Ильюшина с ТРД ТР-1 А.М. Люльки.....	293
Самолет И-211 ОКБ С.М. Алексеева с ТРД ТР-1 А.М. Люльки.....	299
Репрессии в авиации в 1946 г.....	301
ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ОПЫТА НЕМЕЦКИХ СПЕЦИАЛИСТОВ В РАБОТАХ ПО СОЗДАНИЮ РЕАКТИВНОЙ АВИАЦИИ В СССР.....	305
ОРГАНИЗАЦИЯ РАБОТ И РАБОТА НЕМЕЦКИХ СПЕЦИАЛИСТОВ В ГЕРМАНИИ И В СССР.....	305
Использование опыта немецких специалистов в Германии и в СССР.....	305
Бомбардировщик EF-131.....	319
Проект бомбардировщика EF-132.....	321
Штурмовик EF-126.....	324
Работы по турбореактивным двигателям.....	327
Самолет-лаборатория «346».....	335
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	344
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК.....	348
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ.....	353
ПРИЛОЖЕНИЕ.....	355

{«Мб

Ritqoi

Евтифьев М.Д.

Ш64 Огненные крылья. История создания реактивной авиации СССР (1930—1946) / М.Д. Евтифьев. — М. : Вече, 2005. — 384 с. : ил. — (Военный парад истории).
ISBN 5-9533-0288-6

Книга историка авиации и ракетной техники М Д Евтифьева посвящена малоизвестным страницам истории советской реактивной авиации. В ней впервые рассказывается о выдающихся авиаконструкторах, инженерах и испытателях, самоотверженно трудившихся над созданием отечественной реактивной авиации. Автор подробно прослеживает все этапы рождения первых советских реактивных самолетов и их двигателей, дает подробные технические характеристики основных опытных и серийных моделей.

Книга адресована не только специалистам авиационной и ракетно-космической техники, но и широкому кругу читателей.

ББК 39.65; 39.62

ВОЕННЫЙ ПАРАД ИСТОРИИ



М. Д. Бзтифьев

ОГНЕННЫЕ КРЫЛЬЯ

История создания
реактивной авиации СССР





ВОЕННЫЙ ПАРАД ИСТОРИИ

М.Д. Егитфьян

ОГНЕННЫЕ КРЫЛЬЯ

История создания
реактивной авиации СССР

Книга истории авиации и ракетной техники М.Д. Егитфьяна посвящена малоизвестным страницам истории советской реактивной авиации. В ней впервые рассказывается о первых выдвинутых авиационных структурах, инженерах и испытателях, самоотверженно трудившихся над созданием отечественной реактивной авиации. Автор подробно рассказывает все этапы рождения первых советских реактивных самолетов и их двигателям, дает подробные технические характеристики основным опытным и серийным моделям.

Книга адресована не только специалистам в области авиационной и ракетно-космической техники, но и широкому кругу читателей.



OZON



www.ozon.ru