ДЛЯ ВУЗОВ

В.А. Зрелов

ОТЕЧЕСТВЕННЫЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ.
ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ И КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ

Допущено Учебно-методическим объединением высших учебных заведений Российской Федерации по образованию в области авиации, ракетостроения и космоса в качестве учебного пособия для студентов высших учебных заведений, обучающихся по специальностям 160201 "Самолето- и вертолетостроение" и 160301 "Авиационные двигатели и энергетические установки"

Самарский Государственный аэрокосмический университет
№ 682924
Научно-техническая библиотека

МОСКВА
«МАШИНОСТРОЕНИЕ»
2005

УДК 621.4
ББК 39.15
3-89

Рецензенты *В. Н. Овчинников*, генеральный директор — главный конструктор ОАО «Самарское конструкторское бюро машиностроения», кандидат технических наук , *Ю. А. Равикович*, заведующий кафедрой конструкции двигателей МАИ, доктор технических наук

Зрелов В. А.

3-89 Отечественные газотурбинные двигатели. Основные параметры и конструктивные схемы: Учеб. пособие. М.: ОАО «Издательство «Машиностроение», 2005. 336 с.: ил.

ISBN 5-217-03254-5

Впервые собраны сведения более чем о 350 отечественных авиационных газотурбинных двигателях (ГТД), включая проекты. Систематизированы основные параметры двигателей, для многих из них приведены чертежи продольных разрезов и конструктивные схемы. Кроме того, в книге можно найти характеристики самолетов, на которых применяются эти двигатели. Все приведенные сведения взяты из открытых источников.

Предназначена для студентов авиационных вузов в качестве учебного пособия для курсового и дипломного проектирования двигателей летательных аппаратов. Может быть полезна аспирантам и преподавателям, научным и инженерно-техническим работникам, занимающимся проектированием ГТД.

ББК 39.15

Книга издана при содействии ОАО «НПО «Сатурн»

© В. А. Зрелов, 2005
© ОАО «Издательство «Машиностроение», 2005

ISBN 5-217-03254-5

ПРЕДИСЛОВИЕ

Проектирование авиационных ГТД в настоящее время осуществляется с использованием компьютерных технологий. При этом для анализа области конструкторских решений, особенно на уровне концепций, а также для формализации проектно-конструкторского процесса в современных компьютерных системах проектирования двигателей необходимо помимо программных продуктов наличие развитой информационной базы данных по параметрам, области применения, конструктивным схемам и элементам конструкции авиационных ГТД. Такая систематизированная информация в сочетании с методиками термогазодинамических, прочностных и других расчетов составляет «информационное поле» двигателей.

Настоящая книга должна помочь проектировщику на этапе начального проектирования ГТД в комплексной системе ГТД—ЛА осуществить рациональный выбор двигателя-прототипа. Здесь впервые приводится наиболее полная информация о параметрах и конструктивных особенностях отечественных авиационных ГТД, начиная с первых разработок и заканчивая современными проектами. Сведения о двигателях ОАО «НПО «Сатурн» в соответствии с историей их разработки представлены в разделах «Московское ОАО «А. Люлька—Сатурн» и «Рыбинское конструкторское бюро моторостроения».

В процессе работы над книгой были учтены замечания, полученные после ознакомления с ее содержанием практически всех конструкторских бюро — разработчиков авиационных ГТД России и Украины. Использовались материалы Центра истории авиационных двигателей им. Н. Д. Кузнецова, Самарского государственного аэрокосмического университета им. С. П. Королева.

В книгу включены сведения о высокотемпературных ТВД, разрабатывавшихся под руководством В. В. Уварова. Эта информация отражает первый опыт создания таких двигателей в нашей стране (двигатели не вышли из стадии опытных). Кроме того, здесь приведены таблицы с основными техническими данными отечественных ТВД, ТВВД, ТВаД, ТРД, ТРДФ, ТРДД, ТРДДФ, а также летательных аппаратов, на которых эти двигатели применяются. Показаны чертежи продольных разрезов и конструктивные схемы 120 ГТД. В конце книги дан анализ конструктивных схем отечественных авиационных ГТД.

Настоящая книга помимо самостоятельного значения в качестве справочника по параметрам и конструкции отечественных авиационных ГТД позволяет анализировать их развитие в историческом аспекте, а при использовании ее при учебном проектировании — решить ряд важных проектных задач, а именно:

основываясь на сопоставлении требований проектного задания с данными отечественных ГТД аналогичного типоразмера и назначения, обосновать выбор одного из них в качестве прототипа;

сопоставить показатели эффективности спроектированного двигателя в системе ЛА с аналогичными показателями у прототипа и в случае недостаточной эффективности выбрать улучшенные значения параметров рабочего процесса;

провести сравнительный анализ основных технических характеристик современных отечественных и иностранных двигателей одинакового назначения и типоразмера между собой и с спроектированным двигателем для оценки соответствия последнего мировому уровню развития авиадвигателестроения.

В вузах при выполнении курсового проектирования ГТД часто ставится задача воспроизведения облика рабочего процесса и схемы турбокомпрессора одного из созданных двигателей, а при дипломном проектировании необходима разработка перспективных вариантов ГТД или улучшенных вариантов созданных двигателей. Данное пособие учитывает эти требования. В отличие от справочников по иностранным ГТД здесь расширен объем данных (в большинстве случаев по отечественным двигателям), для многих двигателей приводятся конструктивные схемы, что крайне редко встречается в описаниях иностранных ГТД. Это облегчает студенту решение поставленных перед ним задач.

Анализируя основные технические данные авиационных ГТД, читатель получает представление о высоком научно-техническом уровне отечественных двигателей.

Автор признателен руководителям предприятий — разработчиков авиационных ГТД В. А. Белоусову, Е. А. Гриценко, А. Ф. Иваху, А. А. Иноземцеву, В. Г. Костогрызу, М. Л. Кузменко, Ф. М. Муравченко, Р. Ю. Нусбергу, А. А. Саркисову, В. М. Чепкину за оказанную информационную поддержку.

Автор выражает благодарность аспирантам Самарского государственного аэрокосмического университета им. С. П. Королева (СГАУ) С. В. Бугаеву и А. Ю. Цою, студентам СГАУ Е. А. Алексееву, С. Н. Егорову, Е. А. Мальгиной и А. Н. Рыжию за помощь в оформлении рукописи, а также рецензентам В. Н. Овчинникову и Ю. А. Равиковичу, высказавшим ряд полезных замечаний.

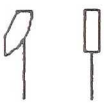
ОСНОВНЫЕ СОКРАЩЕНИЯ

АР МАК	—	Авиационный регистр Межгосударственного авиационного комитета
ВСУ	—	вспомогательная двигательная установка
ГТД	—	газотурбинный двигатель
ИКАО	—	Международная организация гражданской авиации
КБМ	—	конструкторское бюро моторостроения
ЛА	—	летательный аппарат
МКБ	—	машиностроительное конструкторское бюро
НПП	—	научно-производственное предприятие
НТК	—	научно-технический комплекс
ПВРД	—	прямоточный воздушно-реактивный двигатель
ТВД	—	турбовинтовой двигатель
ТВаД	—	турбовальный двигатель
ТВВД	—	турбовинтовентиляторный двигатель
ТРД	—	турбореактивный двигатель
ТРДД	—	турбореактивный двухконтурный двигатель
ТРДФ	—	ТРД с форсажной камерой
ТРДДФ	—	ТРДД с форсажной камерой

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

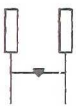
P	—	тяга двигателя
N_e	—	мощность двигателя эффективная
$N_э$	—	мощность двигателя эквивалентная
$C_э$	—	удельный расход топлива ТВД или ТВВД
$C_{уд}$	—	удельный расход топлива ТРД или ТРДД
C_e	—	удельный расход топлива ТВаД
$\pi_к$	—	степень повышения давления в компрессоре
m	—	степень двухконтурности
$T_г$	—	температура газа на входе в турбину
$G_в$	—	расход воздуха
$M_{дв}$	—	масса двигателя
$D_{винт}$	—	диаметр винта ТВД
$D_{дв}$	—	диаметр двигателя
$L_{дв}$	—	длина двигателя
b	—	ширина двигателя
h	—	высота двигателя
$V_п$	—	скорость полета
$V_{кр}$	—	крейсерская скорость
V_{max}	—	максимальная скорость
$H_п$	—	высота полета
$L_п$	—	дальность полета
$L_{ВПП}$	—	длина взлетно-посадочной полосы
M_0	—	взлетная масса ЛА
$M_{пн}$	—	масса полезной нагрузки ЛА

ГРАФИЧЕСКИЕ СИМВОЛЫ

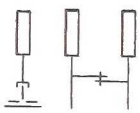


— рабочее колесо

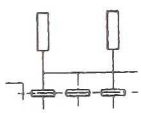
— поворотная лопатка



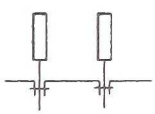
— сварное соединение элементов ротора



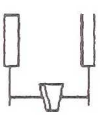
— соединение элементов ротора радиальными штифтами



— фланцевые соединения элементов ротора с призонными втулками и стяжными болтами



— соединение элементов ротора болтами



— торцевые шлицы

— соединение элементов ротора осевыми штифтами

— радиальные шлицы

— радиальная опора

— фиксирующая опора

— демпфер

— уплотнение

— фланцевое болтовое соединение

— резьбовое соединение

ВЫБОР КОНСТРУКТИВНОЙ СХЕМЫ И ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПРОЕКТИРУЕМОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Все конструктивные схемы, представленные в учебном пособии, выполнены с использованием единых условных графических обозначений элементов и дают представление о расположении и устройстве опор роторов, конструктивной схеме турбокомпрессора и камеры сгорания, форме проточной части двигателя, способах соединения отдельных элементов двигателя, схемах редукторов ТВД и ТВаД, силовой схеме двигателя и т. п. Таким образом, такая конструктивная схема выражает конкретную концепцию конструкции двигателя.

Для определения условий работы основных элементов конструкции двигателя проводится анализ выбранной конструктивной схемы. Такой анализ позволяет изучить конструкцию двигателя-прототипа и его элементов, обоснованно выбрать конструкцию и размеры проектируемого элемента (компрессора или турбины).

Анализ конструктивной схемы дает возможность выбрать наиболее рациональную схему, спроектировать турбокомпрессор (ТК) двигателя в целом. В этом случае также определяют, какие конструктивные элементы воспринимают действующие нагрузки и как эти нагрузки передаются соседним элементам, т. е. становится понятной силовая схема ГТД. Конструктивную схему двигателя выбирают, основываясь на газодинамическом расчете его турбокомпрессора, т. е. в зависимости от расчетного числа каскадов и числа ступеней вентилятора, компрессора и турбины.

Анализ конструктивных схем рекомендуется проводить в следующей последовательности:

обоснование выбора конструктивной схемы двигателя-прототипа с учетом типоразмера двигателя, его назначения и области применения;

анализ конструктивной схемы проектируемого ГТД — выявление основных конструктивных элементов двигателя, их особенностей и условий работы; определение требуемых размеров этих элементов, удовлетворяющих нормам прочности;

анализ силовой схемы ГТД — выявление элементов двигателя, воспринимающих действующие нагрузки, определение сил и моментов, действующих на отдельные элементы двигателя, и их взаимного влияния. Отдельно по ротору и статору составляется баланс

усилий в силовой схеме двигателя по осевым, радиальным и окружным связям.

Основной целью анализа конструктивных схем является обоснование выбранных конструктивных решений. На практике реализуются такие схемы двигателей, в которых накопленный опыт и традиции проектных и производственных организаций сочетаются с применением освоенных и новых технологических процессов и материалов.

Выбранное конструктивно-схемное решение должно отвечать, как минимум, следующим требованиям [86]:

обеспечивать в соответствии с основным назначением двигателя и его параметрами минимальные размеры и массу двигателя при полном удовлетворении норм прочности и надежности конструкции;

способствовать установлению минимального уровня вибраций двигателя с учетом действующих норм.

При выборе необходимой конструктивной схемы ТК ее анализ целесообразно проводить раздельно по основным элементам ТК — компрессору и турбине.

Конструктивные схемы компрессоров. В современных полноразмерных ГТД широкое распространение получили осевые компрессоры. Они наиболее полно отвечают предъявляемым требованиям.

Известно несколько конструктивных схем размещения опор у осевых компрессоров.

В *однокаскадных компрессорах*, применяемых в ТРД, ТРДФ, ТВД, ТВаД, ротор обычно располагается на двух опорах: радиальной (роликовый подшипник) и фиксирующей (шариковый подшипник). При этом наибольшее распространение получила схема, в которой радиально-упорный подшипник является задней опорой компрессора, а радиальный подшипник располагается в корпусе входного направляющего аппарата или редуктора, т. е. является передней опорой компрессора. В качестве примера можно привести двигатели АИ-20, АИ-24, АЛ-7, АЛ-21Ф-3, АМ-3, АМ-5, РУ 19-300, РД-9Б, Р15Б-300, Д-25В, Д-19, ВК-1, ВК-2, ГТД-350, ТВ2-117, ТВ3-117, ВД-5, ВД-7, ВД-19, РД-7М2, РД36-51А, РД36-41, ТВ-002, НК-12. В некоторых двигателях, созданных ранее (ТР-1, АЛ-5, ГТД-3Ф, ТВД-10Б, НК-4), фиксирующей является передняя опора, а радиальной — задняя. Первая схема предпочтительней, поскольку в этом случае осевые деформации ротора и статора двигателя в меньшей степени влияют на осевые зазоры проточной части компрессора.

В *двух-* или *трехкаскадных компрессорах* ТРДФ, ТРДД, ТРДДФ, ТВаД, ТВВД роторы каскадов чаще всего — двухопорные. Радиально-упорные подшипники обычно располагаются в промежуточных силовых корпусах. Вторые опоры (радиальные) для каскадов высокого давления и вентиляторов совмещены с опорами турбин (Д-27, АИ-25, ДВ-2, АИ-22, Д-36, Д-436, Х27-2005А, Д-127, Д-136, АЛ-31Ф, РД-33, ТВ7-117, НК-8, НК-86, НК-56, НК-64, НК-44,

НК-62, НК-110, НК-93, НК-6, НК-22, НК-23, НК-25, НК-144, Р130-300).

По такой же схеме сделаны однокаскадные ГТД ТВ-0-100 и ТВД-1500. Эта схема позволяет уменьшить массу двигателя, упростить систему смазки подшипников, однако требует значительной поперечной жесткости ротора и наличия в ряде случаев демпфирующих устройств в опорах для поглощения энергии колебаний ротора, имеющего большое расстояние между опорами (АИ-25, АИ-22, Д-36, Д-18Т, Д-436, Д-136, НК-8, НК-86, НК-56, НК-62, НК-64, НК-110, НК-44, НК-93, НК-6, НК-22, НК-23, НК-25, НК-144).

Роторы компрессоров низкого (НД) и среднего давления (СД) из-за больших габаритных размеров и массы обычно располагают на собственных двух опорах, что позволяет иметь жесткий в поперечном направлении ротор и, следовательно, минимальные радиальные зазоры в компрессоре. В этих же целях в двигателях Д-20П, Д-30, Д-30КУ, Д-40, Д-50, Д-70, ПС-90А, Д-100, Д-110 роторы компрессора высокого давления (ВД) также имеют по две опоры.

Для уменьшения расстояния между опорами и, следовательно, увеличения жесткости ротора в некоторых двигателях (Д-27, АИ-25, ДВ-2, АИ-22, Д-36, Д-18Т, Д-436, Х27-2005А, Д-136, Д-127, АЛ-31Ф, Р11-300, Р125-300, Р130-300, Р28В-300, Р29Б-300, РД-1700, РД-33, ТВ3-117, НК-56, НК-44, НК-64, НК-110, НК-93, НК-25) часть ступеней компрессора располагают консольно относительно опоры. Это также позволяет в зависимости от положения радиально-упорного подшипника перераспределять осевые силы в роторе компрессора (сделать ротор или его часть сжатым или растянутым в осевом направлении), т. е. управлять жесткостью ротора.

Роторы компрессоров принято разделять на три группы: роторы дискового, барабанного и диско-барабанного типов.

Роторы дискового типа имеют значительную прочность, что позволяет использовать высокие значения окружной скорости у дисков и лопаток. Недостатком является малая изгибная жесткость вала. Соединение диска с валом может осуществляться следующим образом:

посадкой с натягом (ненадежная передача крутящего момента);

шлицами (компрессоры ВД двигателей Д-20П, Д-30, Д-30КУ, Д-40, Д-50, Д-70, ПС-90А, Д-100, Д-110);

фланцами (ВК-1, а также вентиляторы двигателей Д-40А, ПС-90А, Д-100, Д-36, Д-18Т, Д-436, НК-56, НК-64, Р125-300).

Роторы барабанного типа обладают высокой изгибной жесткостью, имеют небольшое число составных элементов, однако для них характерна меньшая прочность (малые допустимые окружные скорости на периферии ротора).

Барабан может быть изготовлен из цельной заготовки, как у двигателей ТР-1, ТВ2-117, или сварным. В последнем случае ротор компрессора имеет более высокий коэффициент использования материа-

ла. Ротор барабанного типа используется также в подпорных ступенях вентиляторов, например, двигателей ПС-90А.

Роторы барабанно-дискового типа наиболее распространены в ГТД. Они имеют высокую изгибную жесткость и прочность. К недостаткам таких роторов следует отнести конструктивную сложность и большую массу.

Соединение элементов дисково-барабанных роторов может быть выполнено следующим образом:

- с натягом радиальными штифтами (ВД-5, АИ-20, АИ-24, АМ-3, АМ-5, РД-9Б, Р11-300, Р15Б-300, РУ19-300, Р25-300, Р28В-300, Р29Б-300, компрессор НД двигателя РД-33).

Радиальные штифты обеспечивают сохранение центровки и, следовательно, балансировки ротора при радиальных деформациях. Недостатком такого соединения является вынужденное расположение барабанных перемычек на максимальном радиусе, а это не всегда оптимально. Имеют место также трудности в сборке-разборке ротора;

- фланцевым (АИ-25, ТВД-1500, ВД-7, ВД-19, РД-7М2, РД36-41, РД36-35, РД-38, РД36-51А, ТВ-022, 2ТВ-2Ф, НК-12, НК-4, НК-6, НК-8, НК-86, НК-56, НК-62, НК-64, НК-110, НК-144, НК-25). Преимуществом фланцевого соединения является возможность замены любого диска и проставки при ремонте. Для соединения фланцев применяются болты. При этом крутящий момент между дисками может передаваться только за счет сил трения по торцевым контактирующим поверхностям соединения, а болты создают лишь необходимое осевое усилие стяжки ротора. Недостатком такого соединения является большая масса соединительных элементов (болтов, гаек, контровок).

Разновидностью фланцевого соединения является осевая стяжка ротора одним центральным болтом (ГТД-3Ф, ТВ-0-100, ТВД-10Б, ГТД-350). При этом облегчается сборка-разборка ротора. Такой вид соединения применяется для малоразмерных компрессоров.

Соединение фланцев также может быть выполнено с применением призонных болтов, которые, работая на срез, передают крутящий момент (ТВ-2М, Д-19, ТВ-022, 2ТВ-2Ф, НК-12, НК-4, НК-6, НК-8, НК-86, НК-56, НК-62, НК-64, НК-110, НК-144, НК-25, ВД-7, ВД-19, РД-7М2, РД36-41, РД36-51).

В последних ступенях компрессоров ВД, где осевые расстояния между дисками малы, для соединения сразу нескольких ступеней применяют длинные призонные стяжные болты и распорные втулки (АИ-25, ДВ-2, АИ-22, РД-33, АЛ-31Ф, НК-93);

- шлицевым. К преимуществам такого соединения относятся надежная передача крутящего момента и простота монтажных операций, к недостаткам — необходимость в дополнительных элементах конструкции, обеспечивающих осевую стяжку ротора (ВК-2, АЛ-5, АЛ-7, АЛ-21Ф-3, компрессоры НД двигателей Д-20П, Д-30, Д-30Ф-6, Д-21А-1, Д-30КУ, Д-40, Д-50, Д-70, ПС-90А);

• сварным. Это соединение имеет малую массу. К его недостаткам относятся сложный монтаж и ремонт ротора (компрессоры двигателей Д-436Т1(Т2), Д-27, Д-136, АЛ-31Ф, ТВД-1500, РД-600В, ТВ3-117, ТВ7-117, НК-123ВР, компрессоры ВД двигателей РД-33, Д-100, Р125-300, Р130-300, РД-1700, компрессоры ВД и СД двигателей Д-36, Д-18Т, Д-436, Х27-2005А, НК-93).

Корпуса компрессоров являются одним из основных элементов силовой системы ГТД.

Корпус компрессора может быть разъемным или неразъемным.

Неразъемный корпус имеет меньшую массу и одинаковую по окружности жесткость, что важно для обеспечения минимальных радиальных зазоров в компрессоре, но при этом ротор должен быть разъемным, что нежелательно из-за возможности нарушения балансировки ротора при его переборке, либо необходимо делать разъемными направляющие аппараты, как у двигателей Д-36, Д-18Т, Д-436.

Разъемная конструкция корпуса облегчает сборку и разборку компрессора, повышает его ремонтопригодность. Поперечные разъемы (они характерны для двигателей АИ-25, ТР-1, АЛ-5, АЛ-7, АЛ-21Ф-3, ВК-1, ТВ2-117, ТВ3-117, ПС-90А, НК-6, НК-8, НК-86, НК-144, НК-25, для компрессора НД двигателя Р11-300) увеличивают жесткость корпуса и обеспечивают ее равномерное распределение по окружности. При продольном разъеме (АИ-20, АИ-24, НК-12, АМ-5, РД-9В, ГТД-3Ф, компрессор ВД двигателя Р11-300) окружная жесткость корпуса неодинакова, что приводит к его неравномерной деформации. Поэтому продольные разъемы часто сочетают с поперечными разъемами или ребрами жесткости для компенсации окружной неравномерности жесткости (АМ-3, ТВ-0-100, Д-25В, Д-20П, Д-30, Д-30КУ). Если фланцы поперечного разъема располагаются в плоскости вращения рабочего колеса, то повышается непробиваемость корпуса. При наличии поперечного разъема элементы корпуса могут быть изготовлены из разных материалов или иметь различную толщину стенок.

Конструктивные схемы турбин. Известно несколько конструктивных схем турбин, различающихся числом и местонахождением опор. Желательно, чтобы число опор было минимальным, поскольку упрощается конструкция, снижается масса турбины. Однако при этом увеличивается расстояние между опорами, в связи с чем могут возникнуть большие прогибы ротора и статора при критических оборотах ротора и эволюциях летательного аппарата. Увеличение прогибов компенсируют увеличением радиальных зазоров, но это приводит к снижению КПД турбины.

Местонахождение опор у турбин и их число связаны с числом каскадов двигателя.

В *одновальных двигателях* (ТРД, ТРДФ, ТВД, ТВаД) турбина может быть расположена консольно относительно опоры. К тако-

вым относятся двигатели АИ-20, АИ-24, АИ-9, ТР-1, АЛ-5, АЛ-7, ВД-5, ВД-19, РД-7М2, РД36-3Б, РД-38, РД36-41, АМ-3, АМ-5, РУ19-300, Р125-300, РД-9Б, Д-19, Д-25В, ТВ-2М, ВК-1, ВК-2, ГТД-350, ТВ-022.

В этом случае расстояние между опорами минимально, однако опора турбины (радиальная) находится в зоне высокой температуры, что затрудняет обеспечение ей нужного теплового режима. Вторая опора турбины (фиксирующая) зачастую является одновременно задней опорой компрессора. Передача усилий от радиальной опоры турбины может осуществляться через стойки диффузора камеры сгорания или через последний направляющий аппарат компрессора, как в двигателях АИ-20, АИ-24, АИ-9, Д-19, Д-25В, ТВ-2М, ГТД-350, ВД-5, ВД-7, ВД-19, РД-7М2, РД36-35, РД-38, РД36-41, ТВ-022, или через первый сопловой аппарат, что характерно для ТР-1, АЛ-5, АЛ-7, АМ-3, АМ-5, РУ19-300, РД-9Б. Последняя схема передачи усилий хуже, так как силовые элементы находятся в потоке горячего газа, выходящего из камеры сгорания.

Другой вариант расположения опоры — за турбиной. Этот вариант характерен для двигателей АЛ-21Ф-3, ГТД-3Ф, ТВД-10Б, ТВ2-117, ТВ3-117, ТВ7-117, РД36-51А, ТВД-1500, НК-4, ТВ-0-100. В этом случае температурный режим опоры более щадящий по сравнению с предыдущим вариантом, однако велико расстояние между опорами. В многоступенчатых турбинах из-за большой длины и массы ротора используют две опоры — переднюю и заднюю (НК-12).

В *двухроторных двигателях* возможны следующие варианты конструктивных схем:

турбина ВД расположена консольно относительно опоры, а турбина НД имеет заднюю опору, как в двигателях АИ-25, Д-30, Д-30Ф6, Д-21А-1, Д-30КУ, ПС-90А, Д-100, Д-110, Р130-300;

опора турбины ВД расположена за этой турбиной, а опора турбины НД — перед турбиной НД. Обе опоры объединены в единый силовой пояс (Д-136, Х27-2005А, АИ-450, НК-123ВР, ТВ7-117). В таком силовом поясе удобно осуществлять подвод и отвод смазки;

ротор турбины ВД опирается на ротор турбины НД через межвальный подшипник, и оба ротора оперты на заднюю опору турбины НД, передающую нагрузку на корпус турбины (АЛ-31Ф, Р79В-300, РД-1700, РД-33, НК-6, НК-8, НК-86, НК-22, НК-23, НК-144);

так же, как и в предыдущем варианте, между роторами турбин ВД и НД имеется межвальный подшипник, но нагрузка от обоих роторов передается на корпус через переднюю опору турбины ВД, как в двигателях Р11-300, Р25-300, Р28В-300, Р29Б-300, Р95Ш, Р195. Это позволяет уменьшить расстояние между опорами, а значит, увеличить изгибную жесткость ротора. Однако при этом передняя опора турбины ВД расположена в зоне высокой температуры, а к межвальной опоре трудно подводить смазку;

турбина СД расположена консольно относительно опоры, которая объединена в единый силовой пояс с задней опорой турбины ВД, а турбина вентилятора имеет заднюю опору (Д-36, Д-18Т, Д-436);

ротор турбины ВД опирается на ротор турбины СД через межвальный подшипник. Оба ротора передают нагрузку на заднюю опору турбины СД, объединенную в единый силовой пояс с турбиной винтовентилятора, расположенной консолью (Д-27, НК-25, НК-44, НК-56, НК-62, НК-64, НК-93). Наличие одного общего силового пояса в опорах турбин является преимуществом, поскольку облегчается подвод смазки к опорам, уменьшается число деталей, а также масса турбины. Однако при этом сложно охлаждать и смазывать межвальную опору.

Конструктивные схемы роторов турбин различаются по способу соединения дисков с валом и между собой. Эти соединения бывают:

фланцевые. При этом крутящий момент передается призонными болтами, как в двигателях АИ-20, АИ-24, Д-27, АИ-25, ДВ-2, АИ-22, Д-36, Д-18Т, Д-436, Х27-2005А, Д-136, Д-127, АИ-9, ТР-1, РУ19-300, Р125-300, Р130-300, ТВД-10Б, РД-33, ТВ7-117, НК-93, ТВД-1500, или призонными втулками, как у ГТД-3Ф, 012Б, ТВ-022, 2ТВ-2Ф, НК-12, НК-4, НК-8, НК-86, НК-6, НК-22, НК-23, НК-25, НК-144. Преимуществами такого соединения являются высокие точность соединения и надежность передачи крутящего момента. Недостатками — большие размеры соединения, ослабление диска отверстиями под болты или втулки;

штифтовые. Соединение радиальными штифтами, характерное для двигателей ВД-5, ВД-19, РД-7М2, РД36-41, АЛ-5, АЛ-7, АЛ-21Ф-3, АЛ-31Ф, АМ-3, АМ-5, РД-9Б, Р11-300, РУ19-300, Р15Б-300, Р28В-300, Р29Б-300, Д-25В, Д-20П, свободной турбины двигателя ГТД-350, обеспечивает сохранение центровки в рабочем состоянии. Однако при этом имеются трудности в сборке-разборке соединения. Осевые штифты (Д-30, Д-30КУ, ПС-90А) требуют дополнительных элементов конструкции, обеспечивающих осевую фиксацию диска. Такое соединение технологично в сборке-разборке;

шлицевые. Торцевые шлицы (турбины двигателей ВК-2, ГТД-350, ТВ2-117, ТВ3-117, АИ-450, свободные турбины двигателей ТВ7-117 и ТВ-О-100) надежно передают крутящий момент, хорошо центрируются и сохраняют центровку в эксплуатационном состоянии, имеют высокую прочность, но требуют дополнительных элементов конструкции, обеспечивающих осевую фиксацию диска. Радиальные шлицы сложно центрировать (например, как в двигателе ВК-1).

В малоразмерных двигателях диск иногда изготавливают заодно с валом (первая ступень турбины двигателя ГТД-350).

Среди ***свободных турбин*** (СТ) наибольш ее распространение получили схемы с консольным относительно опоры расположением СТ:

с выводом вала отбора мощности назад (Д-136, ТВД-10Б, ГТД-3Ф, Д-25В, ТВ2-117, ТВ3-117). В этом случае СТ конструктивно выполнена в виде отдельного модуля. Передняя и задняя опоры ротора СТ передают усилия на корпус через единый силовой пояс. При этом радиально-упорный подшипник, расположенный ближе к турбине (ГТД-3Ф, Д-25В, ТВ2-117, ТВ3-117), позволяет уменьшить влияние осевых деформаций ротора и статора на осевые и радиальные зазоры, однако его труднее охлаждать;

с выводом вала отбора мощности вперед (АИ-450, ТВ-0-100, ТВД-1500, ТВ7-117, НК-123ВР). В этом случае вал получается длинным и, поскольку он находится внутри вала ТК, его диаметр мал, т. е. малы поперечная и крутильная жесткости, что может привести к большой амплитуде колебаний вала. Для предотвращения больших прогибов вал иногда делают разрезным и применяют радиальный межвальный подшипник (ТВ7-117), а также используют в опорах демпфирующие устройства (ТВ-0-100).

В ТВаД ГТД-350, где поток газа дважды изменяет направление движения на противоположное, СТ расположена между компрессором и его турбиной. При такой конструктивной схеме для обеспечения сборки или разборки потребовалось сделать вал ТК разрезным и применить межвальную опору турбины компрессора.

Соединение роторов турбины и компрессора. Это соединение может быть «жестким», не допускающим перекосы и несоосности валов, например *фланцевое соединение с использованием призонных болтов* (роторы ВД двигателей Д-36, ДВ-2, АИ-22, Д-18Т, Д-436, Х27-2005А, Д-127, Д-136, ТВД-1500, АЛ-31Ф, РД-33, НК-6, НК-8, НК-86, НК-56, НК-62, НК-64, НК-110, НК-93, НК-144, НК-25).

Такое соединение позволяет иметь минимальное число опор (две-три), что уменьшает массу ТК, но требует высокой точности изготовления и сборки деталей ТК.

Другой вид соединения — *шлицевое со стяжной гайкой или болтом* — допускает некоторую несоосность валов. Оно обычно применяется в трех- или четырехопорных роторах двигателей Д-19, ТВ-2М, АИ-20, АИ-24, АЛ-7, АЛ-21Ф-3, ГТД-3Ф, АМ-5, РД-9Б, РУ19-300, Р11-300, ТВД-10Б, ВД-19, РД36-41, РД36-51А, ТВ3-117, Д-25В, ТВ7-117, ТВ-022, 2ТВ-2Ф, НК-12, НК-4, роторах НД двигателей РД-33, НК-6, НК-8, НК-86, НК-144, Д-27. Такое соединение обеспечивает хорошую ремонтопригодность двигателя и его модульность, но требует надежной контровки стяжной гайки (болта).

Иногда для этих целей использовалась *шлицевая муфта со сферической опорой* (АМ-3, ВК-1, ВК-2, ТВ-2, ВД-5, ВД-7). В таком соединении крутящий момент передается шлицами, а осевая нагрузка воспринимается сферической опорой. Такая муфта обеспечивает возможность сборки компрессора и турбины независимо друг от друга, а также позволяет демпфировать колебания роторов за счет трения по сферическим поверхностям.

Соединение с помощью *шлицевых рессор* используется в четырехопорных роторах, когда роторы компрессора и турбины устанавливаются соответственно каждый на двух опорах. Рессора передает только крутящий момент. При этом осевые силы каждого ротора передаются на корпус через свой радиально-упорный подшипник. Соединение обладает хорошей ремонтопригодностью, однако в многороторных схемах при наличии длинных валов для исключения их взаимного касания требуется постановка межвального подшипника (АИ-25, ДВ-2, Д-20П, Д-30, Д-30КУ, ПС-90А, НК-93). Это приводит к увеличению массы, усложнению сборки-разборки двигателя, увеличению расхода масла для смазки подшипников.

Соединение валов с помощью рессоры также было использовано в двигателях 003С, ТР-1, ТР-3, АЛ-5, роторе НД двигателя АЛ-31Ф.

Критерии оценки авиационных ГТД. При проектировании авиационного ГТД необходимы комплексный (системный) анализ и оценка эффективности двигателя по большому числу критериев. Системность в этом случае означает рассмотрение двигателя как составного элемента комплекса, состоящего из силовой установки и планера летательного аппарата. При этом решение задачи проектирования многовариантно, что обусловлено разнообразием и противоречивостью параметров эффективности.

Поскольку двигатель является составной частью системы более высокого уровня — самолета (вертолета), то окончательно оценивать его параметры можно только по самолетным (вертолетным) критериям эффективности. Летательные аппараты, предназначенные для разных целей, оцениваются по различным критериям эффективности.

Можно выделить следующие области применения летательных аппаратов, определяющие облик ГТД [116]:

самолеты транспортной авиации, имеющие скорости полета, соответствующие $M = 0{,}6...0{,}9$, и использующие в основном турбовинтовые, двухконтурные и винтовентиляторные двигатели;

самолеты военной авиации, имеющие скорости полета до $M = 3$ и использующие турбореактивные (ТРД или ТРДФ) и двухконтурные (ТРДД или ТРДДФ) двигатели;

вертолеты, имеющие скорость полета $V = 150...400$ км/ч и использующие турбовальные двигатели.

Многообразие областей применения ГТД обусловливает большой диапазон их параметров. Например, тяга двигателей варьируется от 300 Н до 400 кН, мощность — от 20 кВт до 30 МВт, наружный диаметр — от 0,3 до 3,5 м, масса — от 50 до 8500 кг.

Для самолетов транспортной авиации основными критериями оптимизации параметров двигателя являются экономические показатели (стоимость перевозок с учетом стоимости производства и срока службы двигателя), эксплуатационные характеристики (надежность, безопасность взлета и посадки, эксплуатационные расходы), а также

экологические показатели (уровень шума и загрязнения окружающей среды).

Для транспортного самолета различают следующие четыре группы критериев эффективности [122].

- Летно-технические — дальность L, скорость V, высота полета H, скороподъемность, взлетные и посадочные характеристики и др.

Время полета определяется по формуле

$$t = L/V.$$

- Массовые. Взлетная масса M_0 определяется следующим образом:

$$M_0 = M_{\text{пл}} + M_{\text{су}} + M_{\text{т}} + M_{\text{пн}},$$

где $M_{\text{пл}}$ — масса планёра; $M_{\text{су}}$ — масса силовой установки; $M_{\text{т}}$ — масса топлива; $M_{\text{пн}}$ — масса полезной нагрузки.

При известных тяге $P_{\text{кр}}$ и удельном расходе топлива $C_{\text{уд·кр}}$ на крейсерском режиме можно определить потребную массу топлива:

$$M_{\text{т}} = C_{\text{уд.кр}}\, P_{\text{кр}}\, ti,$$

где i — число двигателей на летательном аппарате. Суммарная масса топлива и силовой установки ($M_{\text{т}} + M_{\text{су}}$) составляет около 50 % от взлетной массы самолета [122].

- Энергетические. Эти критерии можно характеризовать расходом топлива на один тонно-километр перевозимого груза $C_{\text{т-км}}$ — топливной эффективностью самолета:

$$C_{\text{т-км}} = M_{\text{пн}}\, L \cdot 10^{-6}.$$

- Экономические. Стоимость жизненного цикла летательного аппарата

$$S_{\text{жц}} = S_{\text{окр}} + S_{\text{пр}} + S_{\text{экс}} + S_{\text{кап}} + S_{\text{ут}},$$

где $S_{\text{окр}}$, $S_{\text{пр}}$, $S_{\text{экс}}$, $S_{\text{кап}}$, $S_{\text{ут}}$ — затраты соответственно на разработку, производство, эксплуатацию, самолетно-двигательный парк и наземные средства и утилизацию.

В зависимости от назначения самолета выбираются оценочные параметры. Для самолетов с большой продолжительностью полета важно иметь минимальный $C_{\text{уд.кр}}$ при некотором возможном увеличении удельной массы двигателя $\gamma = M_{\text{дв}}/P_{\text{кр}}$.

В иных случаях, например для истребителей, более выгодно иметь минимальную γ при возможном увеличении $C_{\text{уд}}$. Для беспилотных летательных аппаратов основное значение имеет минимальная стоимость при умеренном ресурсе [230].

Качество конструкции двигателя характеризуют его удельные параметры: удельная тяга $P_{\text{уд}} = P/G_{\text{в}}$, удельный расход топлива $C_{\text{уд}} = m_{\text{т}}/P$, удельная масса γ, удельная лобовая тяга $P_{\text{лоб}} = P/F_{\text{лоб}}$. Здесь $G_{\text{в}}$ — рас-

ход воздуха; $m_т$ — часовой расход топлива; $F_{лоб}$ — площадь поперечного сечения двигателя.

По этим параметрам можно осуществлять сравнительный анализ конструктивного совершенства ГТД. Значения удельных параметров отражают достигнутый уровень развития двигателестроения. Существует связь всех критериев оптимизации с суммарной удельной массой топлива и двигателя. Поэтому функция $f(\pi^*_к, m, T^*_г, \pi^*_в)$ лежит в основе оптимизации параметров двигателя по любым критериям эффективности самолета [116]. Здесь $\pi^*_к$ и $\pi^*_в$ — соответственно степень повышения давления в компрессоре (суммарная) и в вентиляторе, m — степень двухконтурности, $T^*_г$ — температура газа на входе в турбину.

Снижение массы двигателя достигается применением рациональной конструктивной схемы, включающей наименьшее число деталей, выгодной в основном в силовом отношении, способствующей компактному размещению элементов и агрегатов. Силовая схема считается рациональной, если восприятие и замыкание главных действующих нагрузок происходит на коротких участках с помощью основных элементов конструкции (без использования специальных элементов).

АВИАЦИОННЫЕ ТВД, РАЗРАБОТАННЫЕ ПОД РУКОВОДСТВОМ В. В. УВАРОВА

Начало работ по созданию газотурбинных двигателей системы В. В. Уварова можно отнести к 1925 г. Именно тогда в НАМИ была организована группа под руководством профессора Н. Р. Брилинга, занимавшаяся изучением термодинамических циклов газотурбинных двигателей, а также исследованием процессов в камере сгорания.

С 1930 г. все работы по газовым турбинам были переданы в лабораторию № 1 Всесоюзного теплотехнического института (ВТИ) им. Ф. Э. Дзержинского, где их возглавил профессор В. В. Уваров. Исследования были направлены на создание высокотемпературного турбовинтового двигателя. В 1930 г. здесь была разработана первая установка, включающая одноступенчатую газовую турбину с сопловым аппаратом, вращающимся в сторону, противоположную вращению рабочего колеса турбины [146].

Одновременно испытывались одноступенчатый центробежный компрессор с вращающимся диффузором и воздушной турбиной, камера сгорания и ротор турбины с водяным охлаждением сопловых и рабочих лопаток.

ГТУ-1 — комплексная газотурбинная установка — была создана в 1934 г. Она состояла из одноступенчатой газовой турбины, камеры сгорания и одноступенчатого центробежного компрессора и имела мощность 7,4...11,0 кВт (10...15 л. с.). Установка успешно проработала 25 ч при температуре газа перед турбиной $T_г = 1373$ К и частоте вращения ротора $n = 22\,000$ об/мин. Такие высокие значения параметров этой установки намного превосходили аналогичные у зарубежных двигательных установок. По температуре газа они соответствовали двигателям третьего поколения.

ГТУ-2, ГТУ-3 — двигатели для самолета ТБ-3. В 1935 г. был спроектирован двигатель ГТУ-2 мощностью $N_e = 1103$ кВт (1500 л. с.). Однако ввиду его сложности в 1936 г. этот проект был переконструирован и получил обозначение ГТУ-3. Два двигателя ГТУ-3 были изготовлены на Коломенском машиностроительном заводе им. В. В. Куйбышева в 1938—1940 гг. Там же проходили их испытания. Первый экземпляр ГТУ-3 развил мощность $N_e = 368$ кВт (500 л. с.) при $n = 13\,000$ об/мин, которая оказалась ниже расчетной. Полученные результаты показали, что некоторые узлы двигателя необходимо реконструировать.

В 1940 г. лаборатория № 1 в соответствии с решением правительства была передана из ВТИ в ЦИАМ, где работы над двигателем системы В. В. Уварова проводились до 1947 г. В дальнейшем исследования и опытно-конструкторские работы были продолжены на московском заводе № 41, ранее выпускавшем поршневые моторы М-11. В 1946 г. ответственным руководителем и главным конструктором этого завода был назначен В. В. Уваров.

Э 3080 — двигатель системы В. В. Уварова. В 1943 г. в ЦИАМ на базе экспериментальных данных, полученных на установках по узловой отработке элементов двигателя, и благодаря опыту, приобретенному в ходе испытаний ГТУ-3, был разработан проект летного варианта этого двигателя. Первые два экземпляра Э 3080 были изготовлены в 1945 г. и испытаны в период с 1945 по 1947 г.

Двигатель состоял из следующих основных элементов:

трехступенчатого компрессора центробежного типа с воздушной турбиной, передающей мощность воздушному винту через редуктор;

кольцевой камеры сгорания с вращающейся форсункой;

двухступенчатой турбины компрессора;

редуктора.

Проектные параметры двигателя Э 3080 были следующими: $N_e = 800$ кВт (1050 л. с.) при скорости полета у земли 650 км/ч, $T_г = 1500$ К и $n = 22\,000$ об/мин. При этом часть мощности (495 кВт) приходилась на винт (при $n_в = 1650$ об/мин), а остальная мощность расходовалась на создание реактивной тяги струи.

Комбинированная схема двигателя (воздушный винт и реактивная струя) была выбрана из условия наиболее эффективного преобразования энергии топлива в тягу на различных режимах полета.

Надежная работа высокотемпературной турбины двигателя обеспечивалась за счет применения жидкостного (водоиспарительного) охлаждения.

Первые испытания двигателя Э 3080, изготовленного в ЦИАМ, проводились на холодном воздухе, который подавался в камеру сгорания, а затем на турбину от заводской сети. Воздух из компрессора выбрасывался в атмосферу. Результаты этих испытаний показали, что полученные значения КПД компрессора и турбины не дают возможности запустить двигатель и вывести его на расчетные режимы. Поэтому было принято решение переделать проточную часть турбины, выполнив лопатки, спрофилированными по закону свободного вихря. Кроме того, в компрессоре диффузоры были расположены за воздушной турбиной.

Э 3080М — вторая компоновка двигателя системы В. В. Уварова. В начале 1946 г. она проходила газовые испытания. Удалось получить мощность $N_e = 239$ кВт (325 л. с.) при $n = 18\,000$ об/мин. Результаты испытаний показали, что экономичность турбины и компрессора повысилась. Но несмотря на это, значения их КПД остались меньше

расчетных: КПД турбины — 0,60...0,62; КПД компрессора — 0,62...0,65.

Параллельно с испытаниями двигателя в целом велась его поузловая доводка на специальных установках Э132, УТ-02, УК-1, У-195, УГ-1, УГ-2, УГ-5, УГ-6 и других в ЦИАМ и на заводе № 41.

Первый экземпляр ТВД Э 3080 был изготовлен по проекту ЦИАМ в январе 1947 г., второй и третий — в феврале и марте того же года. В процессе доводки двигателя выяснилось, что первоначальная компоновка не обеспечивает заявленных параметров. В связи с этим на заводе № 41 были перепрофилированы компрессор и турбина.

Э 3080А — новая модификация двигателя. Она была изготовлена в сентябре 1947 г. и до августа 1948 г. проходила испытания. Всего было сделано 15 двигателей, которые наработали на стенде 346 ч.

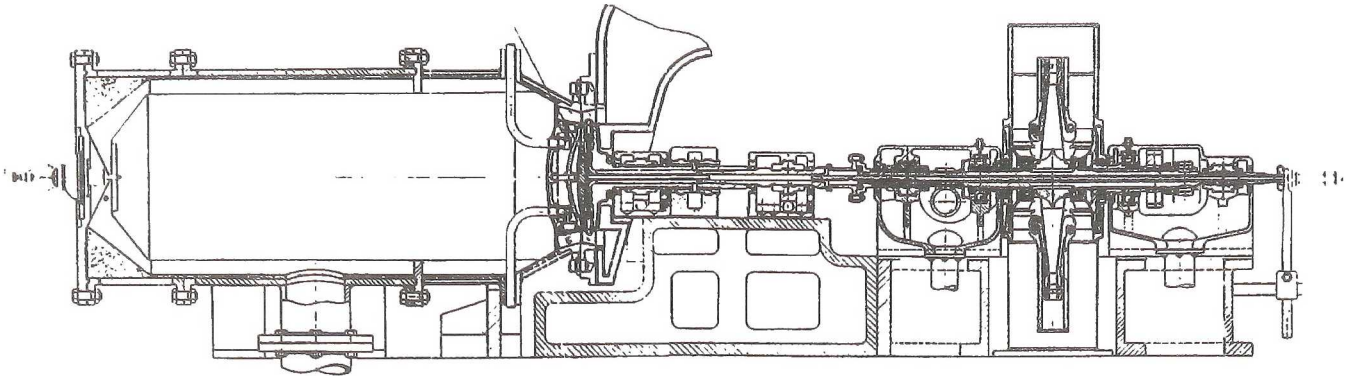
В связи с тем, что характеристики двигателя Э 3080 не удовлетворяли требованиям, он был снят с опытных объектов, и ОКБ завода № 41 по постановлению правительства переключилось на создание нового двигателя.

Э 3081 имел бóльшую мощность и лучшую экономичность. Масса двигателей Э 3080 и Э 3081 была соответственно равна 630 и 658 кг, длина составляла 2,44 м, максимальный диаметр 0,58 м.

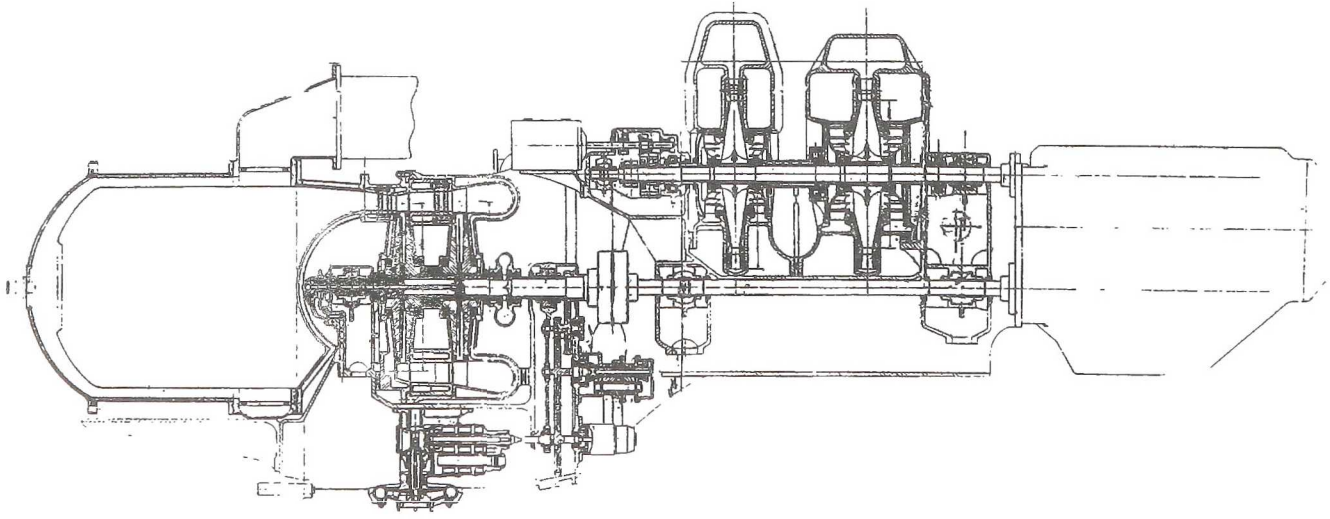
1 октября 1949 г. в соответствии с Приказом министра авиационной промышленности работы над высокотемпературным турбовинтовым двигателем системы профессора В. В. Уварова были прекращены в связи с тем, что двигатель не вышел из стадии экспериментов. Конструктивная схема и элементы конструкции двигателей системы В. В. Уварова оказались чрезвычайно сложными и требовали длительной доводки. Заводу № 41 было предложено сохранить испытательную станцию и лабораторные установки для проведения экспериментальных работ и испытаний образцов двигателей. Все работы по дальнейшей доводке двигателя были переданы в ЦИАМ. Там был организован специальный отдел, руководителем которого назначили В. В. Уварова. При создании двигателей системы В. В. Уварова впервые в мире был разработан, изготовлен и испытан авиационный ТВД. При этом был применен принцип поузловой доводки элементов ГТД и создана первая в мире авиационная высокотемпературная ($T = 1500$ К) газовая турбина с водяным охлаждением. Впервые в мире был создан многоступенчатый центробежный компрессор с воздушной турбиной, видоизмененная схема которого была успешно применена в 1960-е гг. в криогенных турбонасосных агрегатах жидкостных ракетных двигателей «НК».

ПРОДОЛЬНЫЕ РАЗРЕЗЫ ДВИГАТЕЛЕЙ, СОЗДАННЫХ ПОД РУКОВОДСТВОМ В. В. УВАРОВА

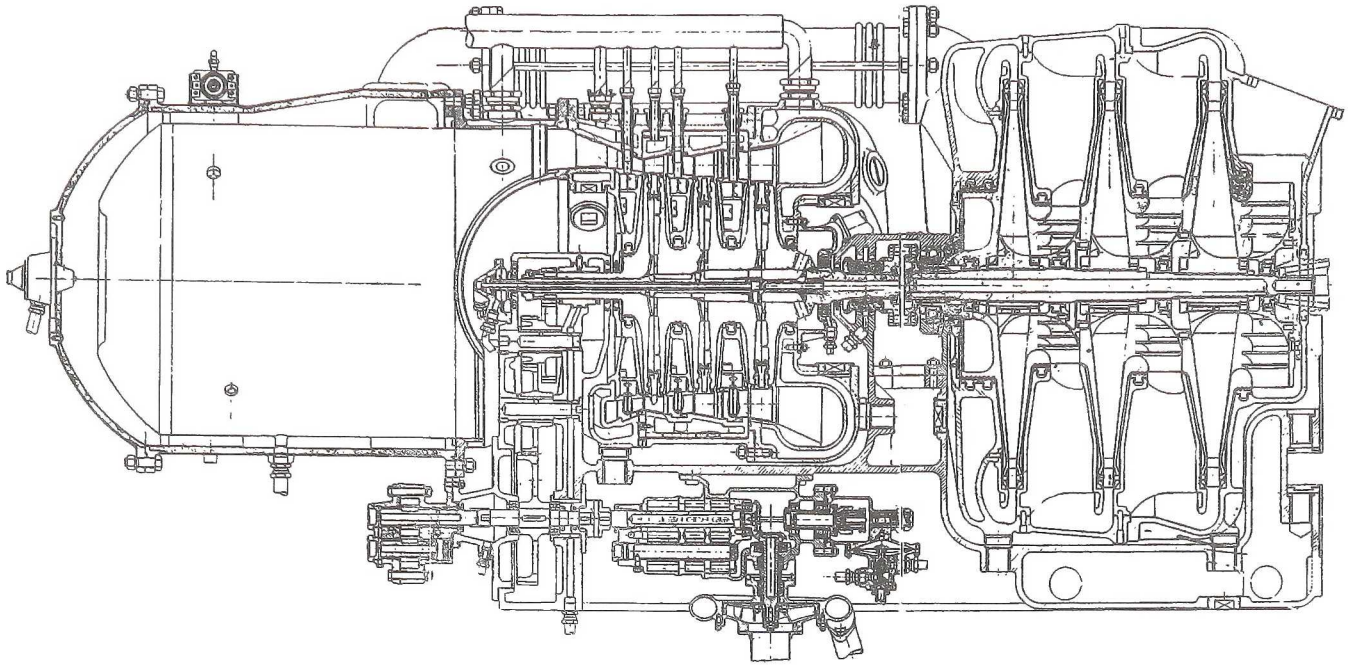
ТВД ГТУ-1



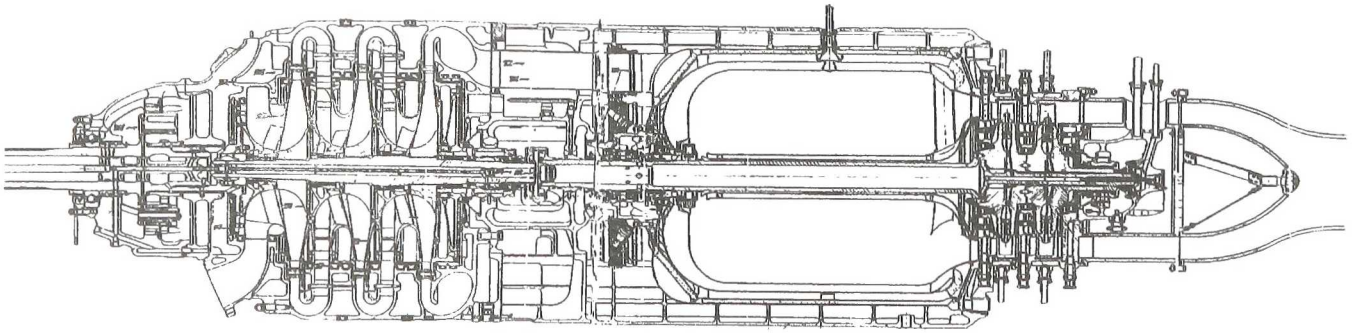
ТВД ГТУ-2



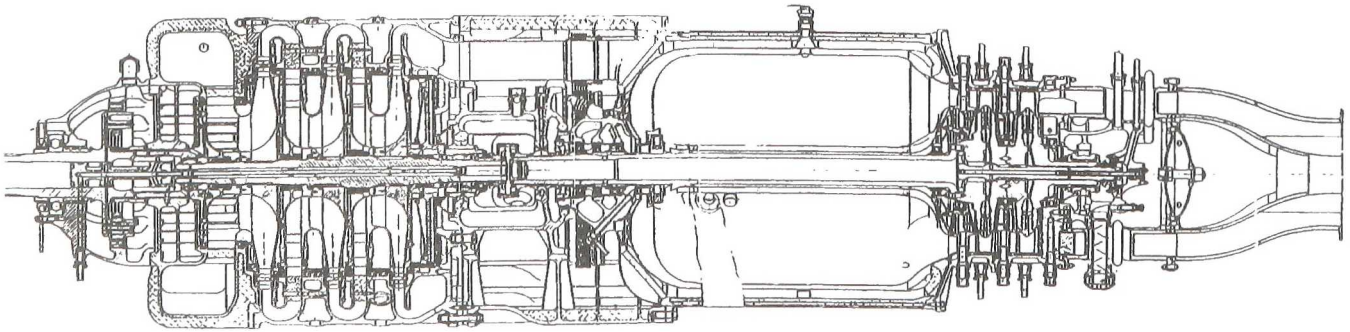
ТВД ГТУ-3



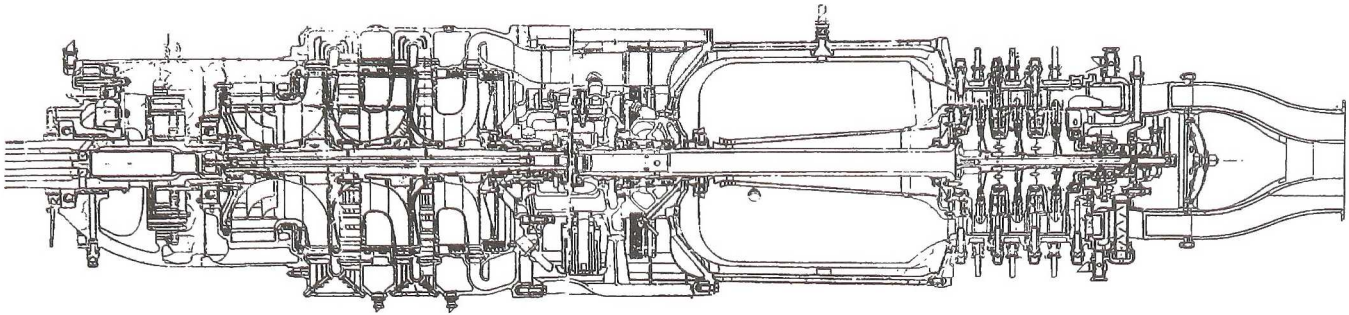
ТВД Э 3080



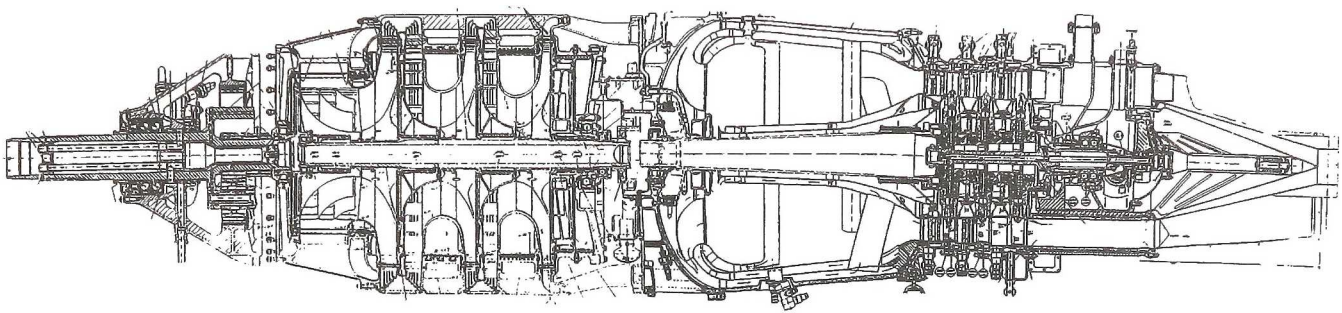
ТВД Э 3080М



ТВД Э 3080А



ТВД Э 3081



ГП ЗМКБ «ПРОГРЕСС» ИМЕНИ А. Г. ИВЧЕНКО

Государственное предприятие Запорожское машиностроительное конструкторское бюро (ГП ЗМКБ) «Прогресс» имени А. Г. Ивченко было образовано в 1945 г. Тогда оно называлось ОКБ-478. В разные периоды генеральными конструкторами были А. Г. Ивченко (1945—1968 гг.) и В. А. Лотарев (1968—1988 гг.), с 1988 г. на этом посту — Ф. М. Муравченко.

В 1940—1950-е гг. КБ разрабатывало поршневые двигатели.

Первой работой по созданию авиационных газотурбинных двигателей стал турбостартер ТС-12Ф (1952 г.) для ТВД НК-12 конструкции Н. Д. Кузнецова. В 1953 г. из этого ОКБ для дальнейшего развития и доводки в ЗМКБ «Прогресс» был передан турбовинтовой двигатель ТВ-2 мощностью 6000 л. с. Его модификация ТВ-2Т устанавливалась на опытном образце первого отечественного специализированного транспортного самолета Ан-8.

В 1955 г. ЗМКБ приняло участие в конкурсе по созданию ТВД для скоростных многоместных магистральных самолетов Ан-10 и Ил-18. В итоге эти машины оснащались двигателем АИ-20, который в 1957 г. успешно прошел государственные испытания и был запущен в серийное производство на заводах в Запорожье и Перми.

АИ-20 выполнен по одновальной схеме и состоит из осевого 10-ступенчатого компрессора, кольцевой камеры сгорания, трехступенчатой неохлаждаемой турбины и планетарного редуктора. В серийном производстве он выпускался с индексом **АИ-20А**. Резервы надежности, заложенные в этом двигателе, позволили на его базе разработать ряд модификаций с повышенной мощностью, увеличенным ресурсом (в 1959 г. впервые в мире назначенный ресурс составил 6000 ч) и улучшенной экономичностью.

Так, без существенных изменений конструкции, была создана модификация АИ-20Д с увеличенной на 30 % мощностью за счет повышения температуры рабочего газа.

АИ-20К — модификация двигателя с конструктивно-технологическими улучшениями, обеспечивавшими повышение надежности и значительное увеличение ресурса.

На двигателе **АИ-20М** за счет усовершенствования узла турбины и применения более жаростойкого материала жаровой трубы камеры сгорания удалось добиться мощности 4250 л. с. и улучшенной экономичности (удельный расход топлива на крейсерском режиме полета

был уменьшен на 6 %). В двигателе использовались турбинные лопатки с бандажными полками.

Турбовинтовой двигатель АИ-20ДМ сочетает мощность и экономичность модификаций АИ-20Д и АИ-20М.

Двигатели семейства АИ-20 устанавливались на самолетах Ан-8, Ан-10, Ан-12, Ан-26, Ан-32, Ил-18, Ил-18Д, Ил-20, Ил-22, Ил-38 и Бе-12. Уровень их надежности позволил в 1990-е гг. впервые в практике отечественного двигателестроения установить назначенный ресурс двигателей АИ-20К и АИ-20М, равный 20 тыс. ч.

Двигатели АИ-20 и их модификации серийно производились с 1966 г. на Запорожском моторостроительном заводе (сейчас ОАО «Мотор-Сич»). Всего было изготовлено: АИ-20К — 4946 шт., АИ-20М — 7191 шт., АИ-20Д серия 4 — 849 шт., АИ-20Д серии 5,5Э — 878 шт. Кроме того, 4858 двигателей АИ-20 и 1653 двигателя АИ-20К были изготовлены на Пермском моторостроительном заводе (ныне ОАО «Пермские моторы») в 1958—1963 и 1963—1965 гг. соответственно.

В декабре 1956 г. правительство приняло постановление о разработке в ОКБ М. Л. Миля опытного вертолета В-7 с приводом несущего винта от реактивных двигателей, установленных на концах лопастей. Под руководством А. Г. Ивченко для этих целей был создан ТРД АИ-7 с центробежным компрессором и одноступенчатой турбиной. Он имел взлетную тягу $P_{взл} = 56$ кгс [102, 107]. Первые двигатели были изготовлены в 1959 г., однако их дальнейшая доводка была признана бесперспективной.

В конце 1950-х гг. в ЗМКБ создан ТВД **АИ-24**, предназначенный для пассажирского самолета Ан-24. При его разработке был использован прогрессивный метод моделирования двигателя-прототипа. В основу проекта был положен доведенный ТВД АИ-20К. Этот двигатель, как и АИ-20, имеет высокую эксплуатационную надежность и большой ресурс. АИ-24 и его модификации АИ-24Т и АИ-24ВТ используются на самолетах Ан-24, Ан-26 и Ан-30. Двигатель АИ-24П разработан для установки на экранопланы СМ-6 и «Метеор-2».

Запорожским ОАО «Мотор-Сич» было изготовлено 5882 двигателя АИ-24 серия 2 и 5860 двигателей АИ-24Т и АИ-24ВТ.

С 1968 г. ТВД АИ-24А выпускался в Китае (*Dongan Engine Manufacturing Company*) под обозначением WJ5 для самолета SH-5. На базе WJ5 было создано семейство ГТД: WJ5A (самолет Y-8), WJ5E (самолет Y-7-200B), WZ5 (вертолет Z-6) и др.

Первенцем двухконтурных ТРД с маркой «АИ» стал **АИ-25**, который победил в конкурсе среди двигателей для самолета местных воздушных линий Як-40.

Этот ТРДД выполнен по двухроторной схеме, имеет умеренные параметры рабочего процесса, малую массу, небольшой расход топлива, достаточно прост по конструкции, технологичен в производстве.

Опыт эксплуатации самолета Як-40 во многих странах подтвердил высокую надежность двигателя АИ-25. Двигателю был установлен назначенный ресурс 2400 ч, который к середине 1990-х гг. был доведен до 18 тыс. ч.

Впервые в практике отечественного авиастроения этот двигатель прошел весь комплекс летных и сертификационных испытаний на соответствие зарубежным нормам летной годности. Всего было изготовлено 6326 ТРДД АИ-25. Двигатель также использовался на модификациях Як-40ДТС, Як-40К, Як-40П и на сельскохозяйственном самолете М-15.

Для запуска маршевых турбовинтовых двигателей АИ-20Д, АИ-20, АИ-24, а также питания бортовой сети вертолетов и других целей в 1960 г. был разработан вспомогательный ТРД АИ-8, который использовался также в составе аэродромного пускового агрегата АПА-8. Для запуска АИ-25 и ТВ3-117 созданы двигатели ВСУ АИ-9 и АИ-9В. Эти пусковые двигатели применяются на вертолетах Ми-6, Ми-8, Ми-24, Ка-32, в корабельных и энергетических установках.

В 1973 г. для реактивных учебно-тренировочных самолетов (УТС) была разработана модификация АИ-25ТЛ. По сравнению с базовым этот двигатель имеет увеличенную на 15 % тягу, повышенные степень сжатия и температуру газа перед турбиной, охлаждаемую ступень турбины. АИ-25ТЛ оборудован специальной системой смазки, обеспечивающей работу подшипников при выполнении фигур высшего пилотажа. Чешский УТС L-39 с этим двигателем нашел массовое применение во многих странах.

Модификация АИ-25ТЛК создана для китайского двухместного учебно-тренировочного самолета К8-J.

В соответствии с межправительственным соглашением о создании на базе самолета L-39 УТС с улучшенными техническими данными в ЗМКБ «Прогресс» создали более мощный и экономичный двигатель **ДВ-2**. Наименование двигателя означает: Д — Днепр, В — Вах (река вблизи г. Поважска Быстрица), 2 — второе сотрудничество. Он отличается компактной модульной конструкцией и умеренными требованиями к обслуживанию в эксплуатации. В 1990 г. ДВ-2 успешно прошел государственные испытания и был передан в серийное производство на завод ЗВЛ «Поважске строярне» в Словакии. Он устанавливался на УТС L-59.

На основе двигателя ДВ-2 в Чехословакии были разработаны проекты следующих двигателей: ТРДД ДВ-2Б увеличенной тяги, ТРДД с большой (m = 5) степенью двухконтурности ДВ-22, ТРДДФ ДВ-2Ф, ТВаД ДВ-12.

В середине 1970-х гг. впервые в практике отечественного авиадвигателестроения на основе прогрессивных конструкторских и технологических решений конструкторами ЗМКБ «Прогресс» был разработан проект турбореактивного двигателя **Д-36** с высокой степенью двухконтурности.

Конструкция его выполнена по трехроторной схеме с широким использованием титана. Применяемый там принцип модульности позволяет производить замену отдельных модулей двигателя непосредственно в эксплуатации. Для повышения надежности на двигателе Д-36 установлены вентиляторные лопатки с высоким КПД и повышенной прочностью (способны в полете выдерживать удар дикой утки). В этих же целях созданы непробиваемый корпус вентилятора, упрочненный композиционными материалами, упругомасляные демпферы подшипниковых опор, используется электронно-лучевая сварка роторов. По уровню шума и эмиссии вредных веществ этот двигатель удовлетворяет требованиям гл. 3 стандарта ИКАО.

Двигатель Д-36 устанавливается на самолеты Як-42, Ан-72 и Ан-74. В эксплуатации находятся двигатели 1, 1А, 2А и 3А серий. В 1993 г. двигатель был сертифицирован.

На базе двигателя Д-36 в ЗМКБ «Прогресс» был разработан самый мощный ($N_э$ = 8380 кВт) в мире турбовальный двигатель **Д-136** для вертолетов Ми-26 и Ми-26Т. В 1977 г. начались его стендовые испытания, а в 1982 г. он был передан в серию.

Двигатель Д-136 состоит из семи модулей, пять из которых идентичны соответствующим модулям Д-36, что значительно упрощает серийное производство и ремонт. Двигатель Д-136 имеет сертификат типа, выданный Авиарегистром Межгосударственного авиационного комитета в 1994 г.

Новым крупным достижением ЗМКБ «Прогресс» стало создание двигателя **Д-18Т** для сверхтяжелых транспортных самолетов Ан-124 «Руслан» и Ан-225 «Мрия». При этом был решен целый ряд научно-технических проблем в области газодинамики, прочности, теплообмена, трехмерного математического моделирования, автоматизации проектирования и технологии производства. В качестве прототипа для газодинамического проектирования Д-18Т был использован двигатель Д-36 с некоторой корректировкой основных узлов.

Д-18Т имеет технические данные на уровне лучших зарубежных двигателей для гражданской авиации. Характерный для этого двигателя низкий удельный расход топлива достигнут благодаря большим значениям степеней повышения давления и двухконтурности. Малая удельная масса двигателя достигнута благодаря высоким параметрам рабочего цикла, его рациональной конструкции, применению современных материалов и технологий. Как и Д-36, двигатель Д-18Т выполнен по трехроторной схеме. Он состоит из 17 модулей, которые могут заменяться непосредственно в процессе эксплуатации без капитальных заводских ремонтов, что позволяет эксплуатировать двигатель по техническому состоянию. ТРДД Д-18Т серийно производится ОАО «Мотор-Сич» с 1984 г.

В 1979 г. специалисты ЗМКБ «Прогресс» начали проектирование винтовентиляторного двигателя Д-236Т с редуктором для при-

вода соосных винтовентиляторов противоположного вращения на базе газогенератора Д-36. В 1981 г. был разработан его эскизный проект, в 1985 г. начались стендовые испытания, в 1987 г. — летные испытания.

В то же время проводились работы по созданию принципиально нового винтовентиляторного двигателя **Д-27** с высокими параметрами газодинамического цикла для транспортных самолетов Ан-70 и Ан-70Т. Этот двигатель имеет значительно более высокую топливную эффективность по сравнению с современными турбореактивными двухконтурными двигателями. Первые испытания газогенератора Д-27 были проведены в 1988 г. В 1990 г. он был установлен на летающую лабораторию Ил-76 и успешно прошел полный комплекс исследований. В 1993 г. четыре двигателя Д-27 были установлены на первом экземпляре Ан-70.

Двигатель Д-27 предназначен для совместной работы с двухрядным вентилятором, входящим в состав силовой установки самолета. Он выполнен по трехроторной схеме и состоит из двухкаскадного газогенератора, включающего в себя осевой компрессор низкого давления (первая и вторая ступени сверхзвуковые), осецентробежный трехступенчатый компрессор высокого давления, кольцевую камеру сгорания, одноступенчатую турбину высокого давления с монокристаллическими рабочими лопатками, имеющими трехмерное профилирование, одноступенчатую турбину низкого давления, силовые корпуса и коробки приводов. В состав двигателя кроме газогенератора входит привод винтовентилятора, включающий четырехступенчатую турбину, валопровод и планетарный редуктор. Двигатель Д-27 является первым в мире маршевым ТВВД.

Дальнейшим развитием ТРДД Д-36, серийное производство которого было начато в 1977 г., стало семейство двигателей Д-436.

В 1985 г. началось серийное производство ТРДД Д-436. В настоящее время разработаны двигатели **Д-436Т1**, Д-436Т2, Д-436Т1-134 для современных пассажирских авиалайнеров Ту-334-100, Ту-334-200, Ту-334-300 и модифицированных Ту-134М, Як-142 и Ан-74-300, а для самолета-амфибии Бе-200 — двигатель Д-436ТП. Для обеспечения летных испытаний самолета Ан-148 создан двигатель Д-436-148.

В сентябре 1998 г. и в феврале 1999 г. Бе-200 и Ту-334-100 соответственно совершили свои первые полеты. Двигатели Д-436Т1/Т2/Т3 являются развитием базового ТРДД Д-36. Они также выполнены по трехроторной схеме. Каждый ротор опирается на две опоры. Одноступенчатый вентилятор (с одноступенчатой подпорной ступенью на модификациях Д-436Т1/Т2) приводится трехступенчатой турбиной. Компрессор низкого давления имеет шесть ступеней, а компрессор высокого давления — семь. Каждый из компрессоров приводится одноступенчатой турбиной. Кольцевая камера сгорания имеет 18 топливных форсунок и два воспламенителя. ТРДД Д-436Т, снаб-

женный реверсом тяги, производится с 1990 г., Д-436Т1 — с 1995 г., Д-436Т2 — с 1996 г. Серийное производство осуществляется ОАО «Мотор-Сич» (Украина), ММПП «Салют» (г. Москва) и ОАО «УМПО» (г. Уфа).

В настоящее время продолжаются работы по созданию двигателей Д-18Т1 для Ан-218, разрабатываются прогрессивные модификации турбовального вертолетного двигателя **Д-127** и двигателя со сверхвысокой степенью двухконтурности Д-727 на базе Д-27. На базе ДВ-2 создается двигатель **АИ-22**, предназначенный для новых административных самолетов Ту-324 и Як-48. Ведутся работы по созданию на базе Д-18Т сверхмощных двигателей с тягой до 40 000 кгс, а также по другим направлениям, определяемым тенденциями мирового авиадвигателестроения.

Для нового регионального самолета Ан-140 проходят сертификацию ТВД АИ-30, ТВ3-117 ВМА-СБМ1, ТВ3-117ВМА-СБ2 и вспомогательный АИ9-3Б, который был представлен на выставке «Двигатели-96» в качестве вспомогательной силовой установки.

При разработке двигателей ТВ3-117 ВМА-СБМ1 и ВМА-СБ2 в качестве базового взят ТВаД ТВ3-117 ВМА, созданный Санкт-Петербургским НПО им. В. Я. Климова. Этот двигатель по удельному расходу топлива и удельной массе стоит в ряду лучших двигателей в мире и имеет хорошо отлаженный технологический процесс изготовления. Поэтому ТВ3-117 ВМА-СБ2 по техническому уровню находится в числе лучших двигателей в своем классе, в частности, компрессора с бóльшим КПД в мире нет. Выносной воздухозаборник позволяет избежать больших (до 12 %) потерь полного давления на входе, характерных для соосных двигателей. Ресурс до первого ремонта газогенератора этого двигателя составляет 4000 ч, а редуктор, заимствованный у АИ-24, имеет ресурс 5000 ч. Двигатель является перспективным для самолетов средней дальности Ил- 112, Ил-114, Ту-130, МиГ-110, МиГ-111.

В 2002 г. разработан малоразмерный ТВаД **АИ-450** для вертолетов Ка-226, Ка-228 и Ми-2. В настоящее время ведется доводка этого двигателя. Разработана модификация АИ-450МС, предназначенная для использования в составе вспомогательной силовой установки самолета Ан-148.

Для учебно-тренировочных самолетов Як-130, L-159, МиГ-УТС и других проектируются модификации двигателя АИ-22 — АИ-222-25 и **АИ-222-28**.

В 1994 г. конструкторскому бюро присвоено имя академика АН УССР А. Г. Ивченко, а с 1947 г. новые двигатели, созданные ЗМКБ «Прогресс», называются «АИ».

В ЗМКБ «Прогресс» на базе авиационных ГТД разработан ряд двигателей наземного применения, а также для судостроения.

ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ САМОЛЕТОВ И ВЕРТОЛЕТОВ

Марка самолета или вертолета	Марка двигателя	Число двига-телей	V_{max} (*—$V_{кр}$), км/ч
Ан-8(П)	ТВ-2Т	2	550*
Ан-8	АИ-20Д	2	560*
Ан-10	АИ-20	4	630
Ан-10А	АИ-20К	4	630*
Ан-12, -12А, -12Б, -12БК, -12П	АИ-20М	4	780
Ан-12АП, -12БП	АИ-20К	4	617...635*
Ан-24	АИ-24-2 сер. АИ-24Т	2	450*
Ан-26	АИ-24ВТ+РУ19А-300	2 + 1	540
Ан-30	АИ-24ВТ+РУ19А-300	2 + 1	540
Ан-32	АИ-20ДМ-5 сер.	2	510
Ан-70, -Т, -ТК, -77	Д-27	4	770*
Ан-72, -А, -АТ, -П, -720	Д-36 сер. 1А, 2А, 3А	2	720*
Ан-74, -74А, -74ТК, Ан-74ТК-100, -74ТК-300	Д-36 сер. 1А, 2А, 3А, 4А	2	720*
Ан-74-П-100, Ан-71	Д-436К	2	—
Ан-124	Д-18Т	4	865
Ан-140	ТВ3-117ВМА-СБМ1 (АИ-30 сер. 1)	2	500...590*
Ан-180 (проект)	Д-27	2	800*
Ан-218 (проект)	Д-18ТМ, -18ТП	2	870*
Ан-225	Д-18Т	6	850*
Бе-12	АИ-20Д+АИ-8	2 + 1	550
Бе-200	Д-436ТП	2	720
Ил-18А, -18Б, -18В, -18Е	АИ-20К	4	685

С ДВИГАТЕЛЯМИ ГП ЗМКБ «ПРОГРЕСС» ИМЕНИ А. Г. ИВЧЕНКО

$L_п$, км	H_{max}, м	M_0, т	$M_{пн}$, т	Число пассажиров	Источник информации
3500	9000	42	5	—	[27, 102, 114]
3400	9600	38	11	—	
2850	9500	51,5	—	85	[27, 114, 198]
1200...4000	10 300	54	15	100	
3600	10 200	61	20	—	
4800...6500	—	—	—	—	
650...2000	9000	21	5,5	50	[27, 74, 96, 97, 100, 110, 114]
1240	7500	24	5,5	36...40	
1240	8300	23	—	—	
830...1730	9400	27	8	—	
5530...7250	12 000	130	35	—	
800...2000	10 100	32	5	—	
1000			10	—	
—	—	—	—	—	
5000	12 000	405	120	88	[96]
900...2960	—	19,1	—	46...52	[5, 100]
1800...7500	10 100	71,7	18	163...175	[27, 100, 110, 114]
4570...9400	12 100	170	42	350...400	
4500...9600		600	250	—	
4000	11 000	36	3,0	—	
1100...4000	11 000	36	12	64	[114, 118]
3600...5000	10 000	61,4	13,5	100...122	[90, 114, 223]

Марка самолета или вертолета	Марка двигателя	Число двига-телей	V_{max} (*—$V_{кр}$), км/ч
Ил-18Д, -20, -22	АИ-20М	4	650*
Ил-38	АИ-20М	4	685
Ил-108 (проект)	ДВ-2	2	800*
Ми-26К, -26Т	Д-136	2	295*
Ми-26М (проект)	Д-127	2	—
Т-910	АИ-25ТЛ	2	—
Як-40, -40ДТС, -40К	АИ-25	3	550*
Як-42, -42А, -42Д, -42Ф	Д-36 сер. 1, 1А	3	820*
Як-42М	Д-436М	3	—
Як-46 (проект)	Д-627	2	—
Як-48	АИ-22	2	870
Як-130	ДВ-2С	2	1000
Як-АЕМ-130	АИ-222		—
Як-142 (проект)	Д-436М1	3	—
L-39	АИ-25ТЛ	1	750*
L-39МС (L-59)	ДВ-2	1	755
Ту-134М (проект)	Д-436Т1-134	2	800
Ту-230 (проект)	Д-436Т2	2	850
Ту-324 (проект)	АИ-22	2	—
Ту-334	Д-436Т1(Т2)	2	800...820*
Бе-42 (проект)	Д-27А+РД-33АС	2+2	—
L-159	АИ-222	1	—
К8-J	АИ-25ТЛК	1	—
Ка-226 (проект)	АИ-450	2	220
В-7	АИ-7	2	190

Продолжение таблицы

$L_п$, км	H_{max}, м	M_0, т	$M_{пн}$, т	Число пассажиров	Источник информации
3700...6500	10 000	64	13,5	100...122	[90, 114, 223]
9500	10 000	66	5,5		[90, 102, 114]
4850	12 000			15	[114, 188]
800	4600	56	14,9...20	85	[5, 250]
—	—	—	—	—	[100, 250]
—	—	—	—	—	[5, 114]
1200...1500	—	16	2,72	32	[27, 114, 161]
1000...1850	—	52	14,5	120	
—	—	—	—	—	[5, 100, 139, 250]
—	—	—	—	—	
800...4500	12 000	15,7	0,36...2,50	18...27	[5, 40, 250]
1850	12 500	8,5	—	—	[5, 100, 139, 250]
—	—	—	—	—	
—	—	—	—	—	
1015	—	—	—	—	
800	11 500	0,6	1	—	[100, 243]
3700...4700	12 000	47,6	8,2	—	[5, 100, 139, 250]
3000	11 000	52,8	18	—	[51]
—	—	—	—	—	[110]
2000	—	46,1	11	86...102	[63, 114]
—	—	—	—	—	[5, 100, 250]
—	—	—	—	—	
—	—	—	—	—	
635	6200	3,4	1,4	—	
200	1500	0,6	0,1	3	[102]

ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ГТД РАЗРАБОТКИ

ТВаД

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0					Крейсерский режим $H = 11$ км; М = 0,68	
	$N_э$, кВт (л.с.)	$C_э$, кг/(кВт • ч) (кг/(л.с. • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	$N_э$, кВт (л.с.)	$C_э$, кг/(кВт • ч) (кг/(л.с. • ч))
ТВаД АИ-450	342 (465)	0,34 (0,250)	—	—	—	221 (300)	0,404 (0,297)
ТВВД Д-27	10 290 (14 000)	0,231 (0,170)	27,4	22,9	1640	4960 (6750)	0,177 (0,130)
ТВаД Д-27М (проект)	11 762 (16 000)	—	—	—	—	—	—
ТВаД Д-136	8 380 (11 400)	0,269 (0,198)	36	18,3	1478	4436[1] (6100)	0,322[1] (0,230)
ТВаД Д-236Т	8 000 (10 850)	0,227 (0,167)	—	—	—	—	0,300 (0,207)
ТВаД ДВ-12	—	—	—	—	—	—	—

[1] $H = 4{,}6$ км; М = 0,10...0,13.

[2] Серийное производство с 1982 г.

ГП ЗМКБ «ПРОГРЕСС» ИМЕНИ А. Г. ИВЧЕНКО

и ТВВД

$T_{наз}$,ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания			Источник информации
				Стендовые	Государственные	Летные	
12 000	100	—	—	—	—	—	[5, 64, 100]
—	1650	4,198	1,37	1990	—	1991	[9, 27, 100, 139]
—	—	—	—	2000	—	—	[5, 100, 139, 250]
—	1077	3,964	1,67	1977	1978[2)]	—	[5, 27, 64, 100]
—	—	—	—	1985	—	1987	
—	550	—	—	—	—	—	[100, 243]

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0					Крейсерский режим $H = 5{,}18$ км; М = 0,478	
	$N_э$, кВт (л.с.)	$C_э$, кг/(кВт • ч) (кг/(л.с. • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	$N_э$, кВт (л.с.)	$C_э$, кг/(кВт • ч) (кг/(л.с. • ч))
АИ-20	3125 (4250)	0,353 (0,259)	20	7,3	1160	—	—
АИ-20А	2940 (4000)	0,353 (0,259)	20,9	7,32	1160	1680 (2300)	0,285 (0,210)
АИ-20Д	3809 (5180)	0,3 (0,2)	20,4	9,45	1200	2214 (2990)	0,267 (0,196)
АИ-20ДМ	3809 (5180)	0,309 (0,227)	—	9,45	1200	2004 (2725)	0,271 (0,199)
АИ-20К	2940 (4000)	0,367 (0,270)	—	8,5	1160	1844 (2490)	0,285 (0,210)
АИ-20М	3125 (4250)	0,330 (0,243)	20,7	9,2	1173	1986 (2700)	0,268 (0,197)
АИ-24	1875 (2550)	0,364 (0,267)	14	6,4	1070	1105[1)] (1500)	0,322[1)] (0,237)
АИ-24ВТ	2075 (2820)	0,347 (0,255)	14,4	7,65	1070	1214[2)] (1650)	0,325[2)] (0,239)
АИ-24Т	2075 (2820)	0,347 (0,255)	—	7,65	1070	1214 (1650)	0,320 (0,235)
ТВ3-117ВМА-СБМ1	1838 (2500)	0,271 (0,199)	—	10,02	—	1287[3)] (1750)	0,256 (0,188[3)])
ТВ-2Т	4600 (6250)	—	—	—	—	—	—
АИ-30	2060 (2800)	—	—	—	—	—	0,263 (0,193)

[1)] $H = 6$ км, М = 0,44.
[2)] $H = 6$ км, М = 0,32.
[3)] $H = 6$ км, М = 0,52.

$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	$D_{винт}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства			Источник информации
					Стендовые	Государственные	Серия	
—	1080	3,1	0,845	4,5	1956	1957	1957	[5,13, 27, 102, 142]
4000	1080	3,096	1,18	4,5	—	1957	1958	[2, 5, 64, 155]
6000	1040	3,096	1,18	5,0	—	—	1959	
—	1040	—	—	4,5	—	—	—	
20 000	1080	—	—	4,5	1959	—	1963	
20 000	1040	3,096	1,18	4,5	1956	—	1958	
15 000	600	2,346	1,075	3,9	1960	1961	1962	[5,14, 64]
—	600	2,346	1,075	3,9	1961	—	1971	[2, 5, 64, 100]
—	600	2,346	1,075	3,9	1962	—	1967	[2, 64]
—	560	—	—	3,72	1998	2000	—	[46, 100, 139, 250]
—	—	—	—	—	1953	—	—	[85, 105, 172]
—	—	—	—	—	—	—	—	[5, 46, 100]

Марка двигателя	Взлетный режим $P = 0$; М = 0						Крейсерский режим $H = 11$ км; М = 0,8	
	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	m	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))
АИ-22	36,82 (3755)	—	125,3	15,87	1455	4,77	7,6[2)] (775)	64,2[2)] (0,63)
АИ-25	14,7 (1500)	58,1 (0,564)	44,8	8	1145	2,2	4,43[1)] (452)	81,1[1)] (0,795)
АИ-25ТЛ	14,7 (1720)	58,6 (0,575)	46,8	9,5	1230	1,98	5,05[1)] (515)	83,1[1)] (0,815)
ДВ-2	21,58 (2200)	60 (0,595)	49,5	13,5	1400	1,46	8,24[1)] (840)	79,5[1)] (0,762)
ДВ-2Б	25 (2550)	54,9 (0,539)	—	—	—	2	—	—
ДВ-2С	21,6 (2200)	—	—	—	—	—	—	—
ДВ-22	35,1 (3570)	40 (0,392)	—	—	—	5	—	—
Д-18Т	230 (23 430)	35,7 (0,349)	760	25	1600	5,6	47,6 (4860)	58,2 (0,57)
Д-36	63,7 (6500)	37,2 (0,365)	253	20,2	1450	5,6	15,7 (1600)	66,2 (0,649)
Д-436	—	—	—	—	—	—	—	—
Д-436Т	73,58 (7500)	37,5 (0,375)	—	—	—	5,5	12,75 (1300)	64,2 (0,63)
Д-436Т1	75 (7650)	37,7 (0,37)	—	25,2	1483	4,95	14,7 (1500)	62 (0,608)
Д-436Т2	80,3 (8190)	38,3 (0,376)	233,5	26,2	1520	4,9	15,7 (1600)	62,9 (0,617)
Д-436Т3	88,2 (9000)	—	—	—	—	—	19,6 (2000)	62 (0,605)
Д-436ТП	73,58 (7500)	37,7 (0,37)	—	22,7	1470	4,91	12,75[3)] (1300)	66,3[3)] (0,65)

ДД

$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	$D_{вх}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
					Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
—	765	3,01	1,341	—	1999		2001	—	[47, 100]
18 000	348	1,993	0,896	—	—	1967	—	1967	[11, 221]
—	400	3,36	0,985	—	—	1973	—	1973	[5, 27, 139, 250]
—	475	1,72	1,05	0,645	1984	1990	1986	1999	[110, 243]
—	500	—	—	—	—	—	—	—	[100, 243, 250]
—	—	—	—	—	—	—	—		
—	675	—	—	—	—	—	—		
3000	4100	5,4	2,937	2,33	1980	1984	—	1984	[2, 5, 27, 64, 100]
15 000	1106	3,47	1,711	—	1971	1974	1974	1977	[5, 27, 100, 211]
—	—	—	—	—	—	—	—	1985	[2, 5, 27, 64, 100]
—	1490	3,753	1,953	1,373	1990	—	—	1990	
24 000	1450	—	—	1,373	1992	1995	—	1997	
24 000	1450	—	—	1,373	—	1996	—	1998	
—	1550	—	—	1,36	—	—	—	—	
24 000	1450	—	—	1,36	—	1997	—	—	

Марка двигателя	Взлетный режим $P = 0$; $M = 0$						Крейсерский режим $H = 11$ км; $M = 0,8$	
	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	m	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))
Д-727М (проект)	112,7 (11 500)	—	—	38,8	1621	12,85	22,54 (2300)	55,1 (0,535)
АИ-222-25	24,5 (2500)	65,4 (0,64)	50,2	15,9	1480	1,19	3,1[4] (320)	85,6[4] (0,84)
АИ-222-28	27,5 (2800)	68,2 (0,67)	50,6	16,9	1590	1,13	4,3[4] (440)	82,5[4] (0,81)
Х27-2005А (проект)	112,7 (11 500)	—	—	41,2	1768	12,6	20,87 (2130)	55,5 (0,539)
Д-18Т 3 сер.	—	—	—	—	—	—	—	—
Д436К	73,58 (7500)	—	—	—	—	—	—	—

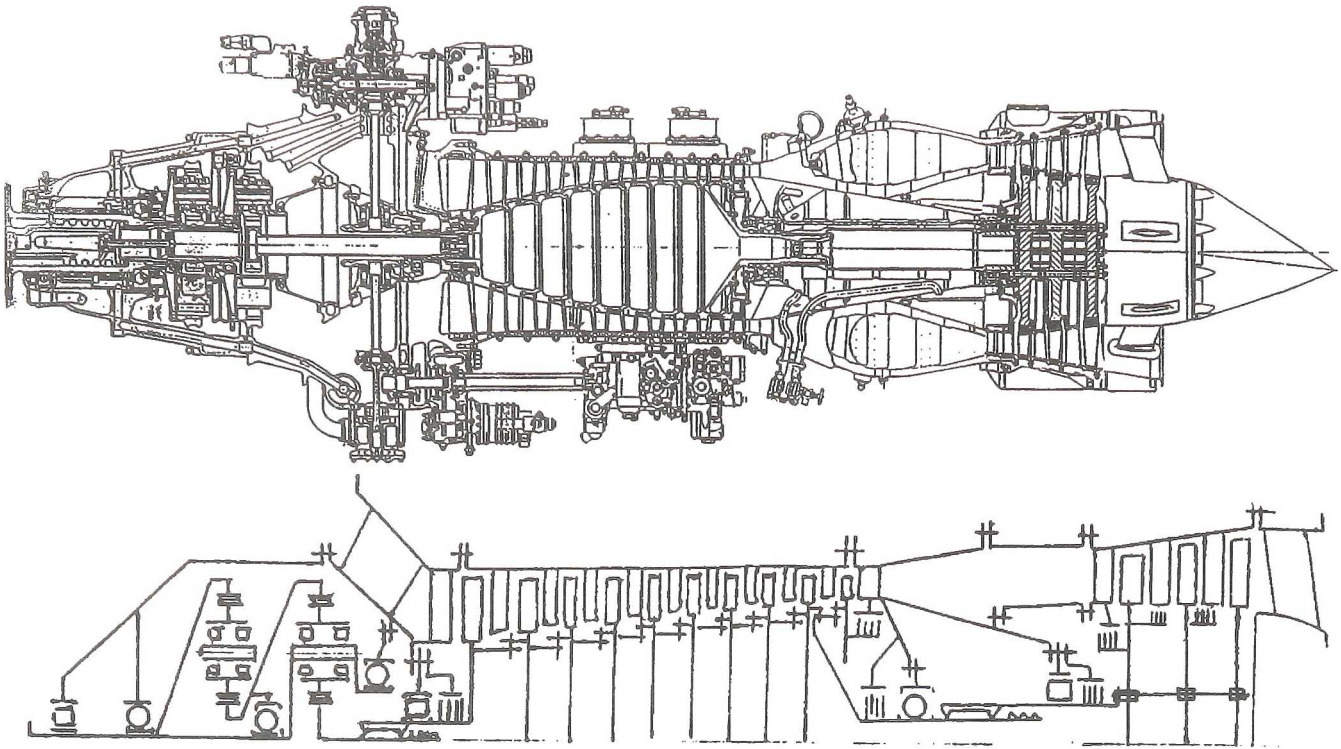
[1] $H = 6$ км; $M = 0,48$.
[2] $H = 12$ км; $M = 0,75$.
[3] $H = 0,45$ км; $M = 0,35$.
[4] $H = 10$ км; $M = 0,60$.

Продолжение таблицы

$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	$D_{вх}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
					Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
—	2600	2,818	—	2,183	—	—	—	—	[100, 250]
—	440	1,96	—	0,63	—	—	—	—	[5, 64, 100]
—	520	2,02	—	0,63	—	—	—	—	
—	2170	2,4	—	2,183	—	—	—	—	
2400	—	—	—	—	1992	—	—	1997	
—	—	—	—	—	—	1986	—	—	

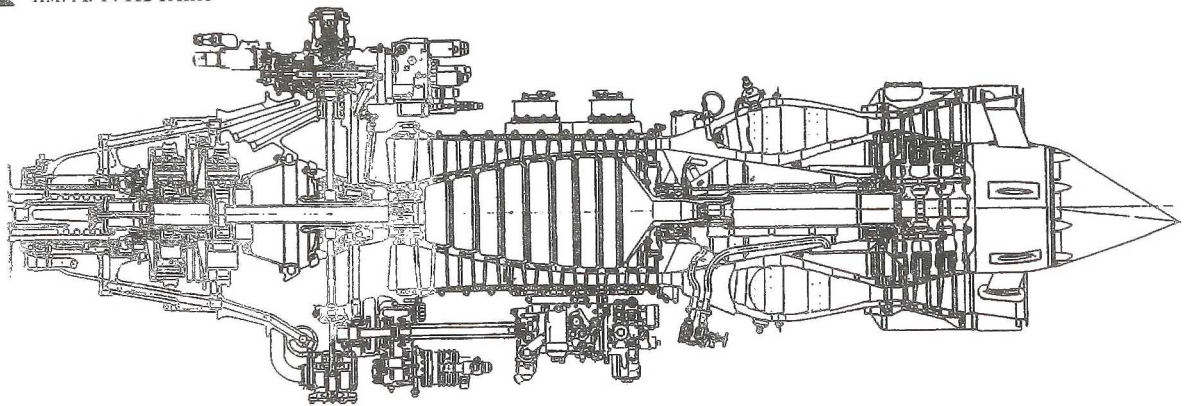
ПРОДОЛЬНЫЕ РАЗРЕЗЫ И КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ ДВИГАТЕЛЕЙ РАЗРАБОТКИ ГП ЗМКБ «ПРОГРЕСС» ИМЕНИ А. Г. ИВЧЕНКО

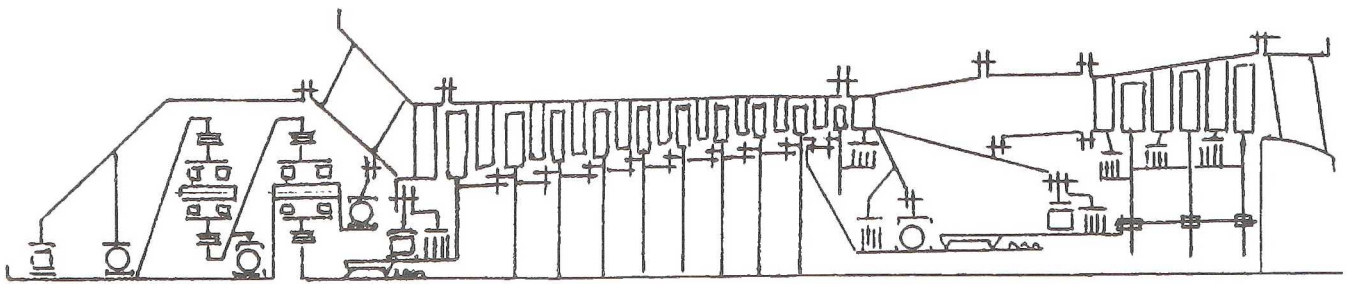
ТВД АИ-20А



ЗМКБ
«ПРОГРЕСС»
им. А. Г. Ивченко

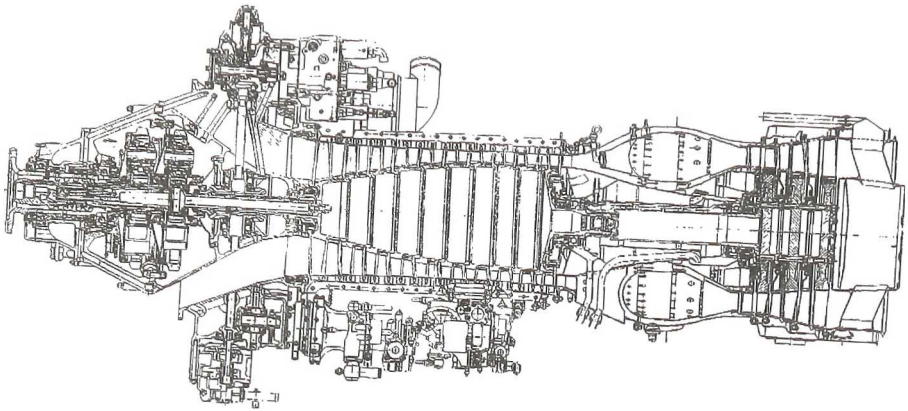
ТВД АИ-20М

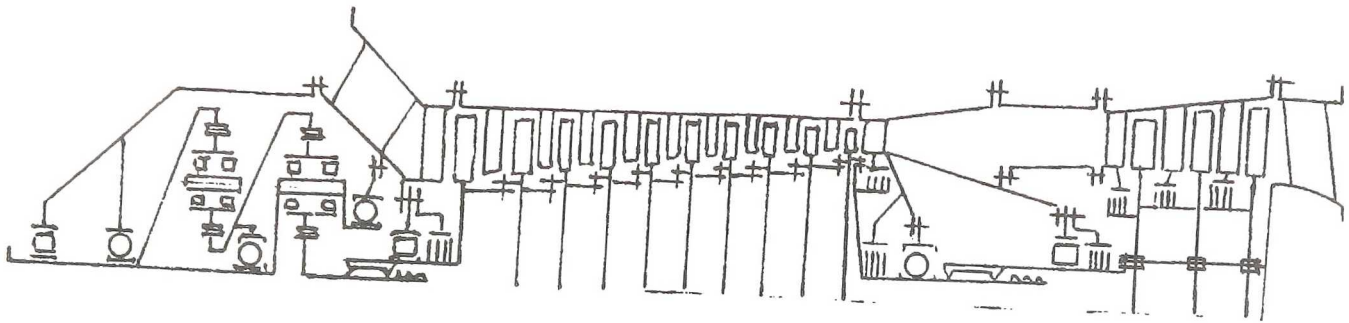




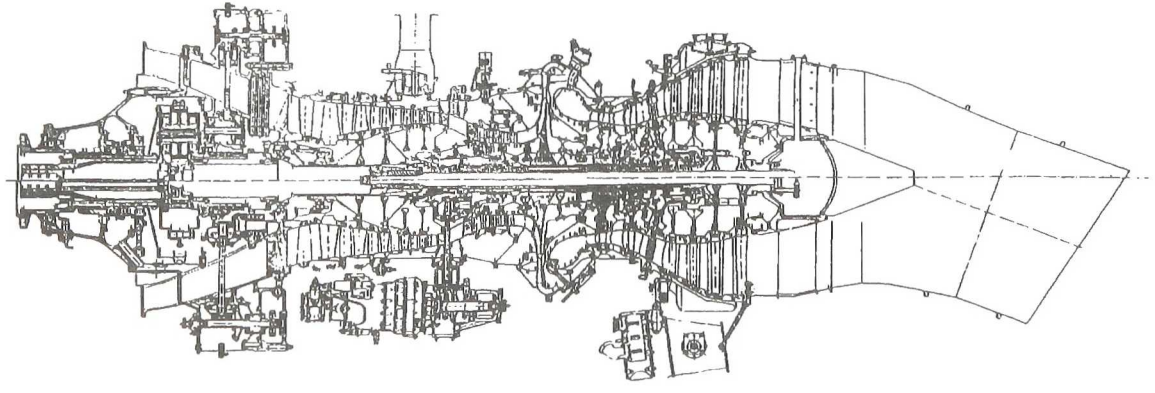
ЗМКБ
«ПРОГРЕСС»
им. А. Г. Ивченко

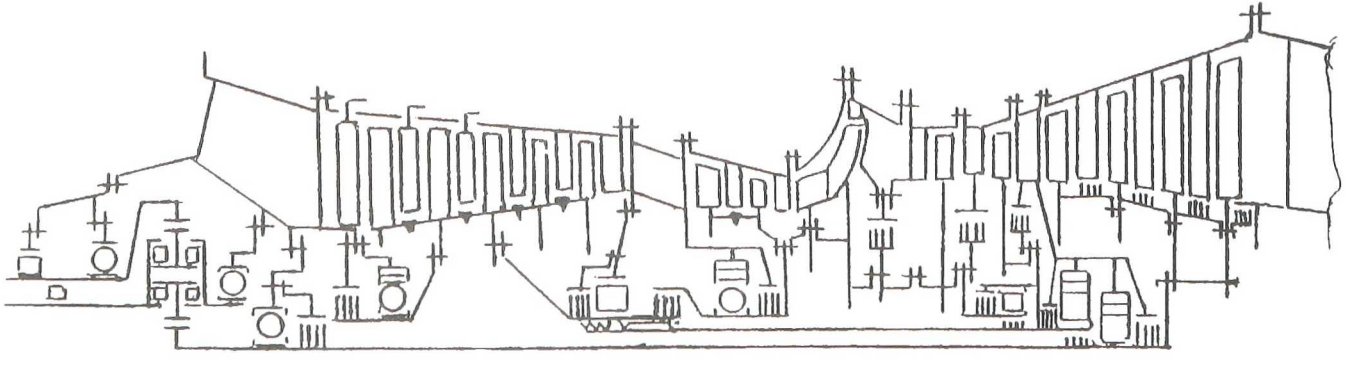
ТВД АИ-24





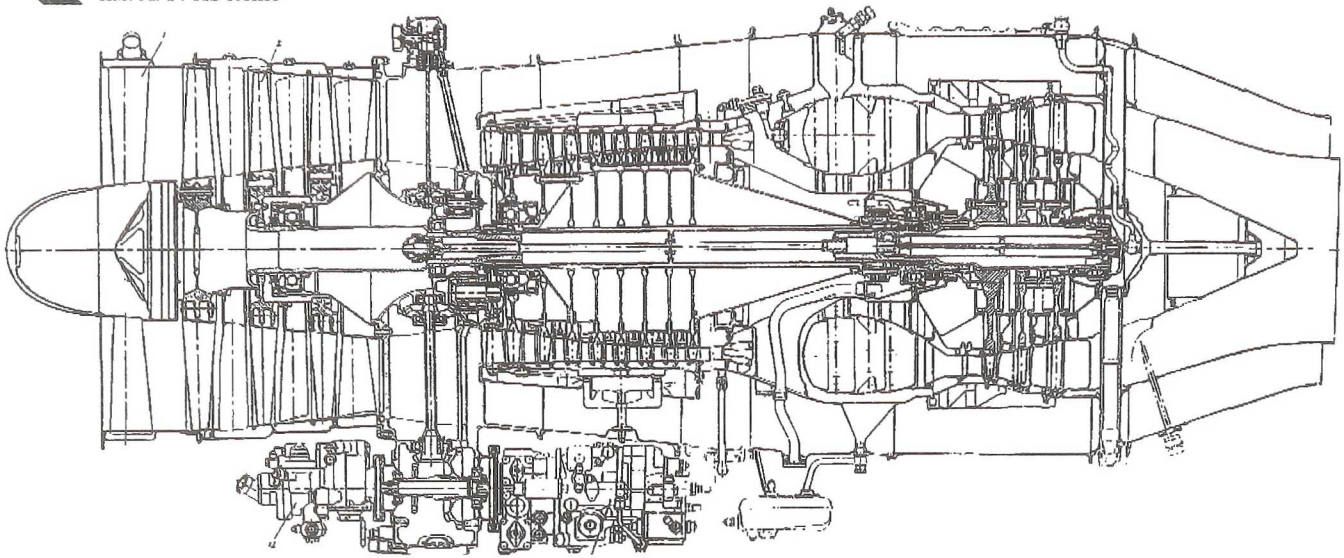
ТВВД Д-27

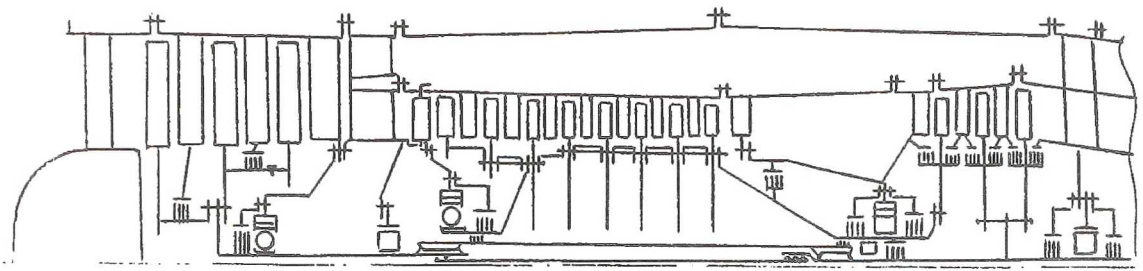




ЗМКБ
«ПРОГРЕСС»
им. А. Г. Ивченко

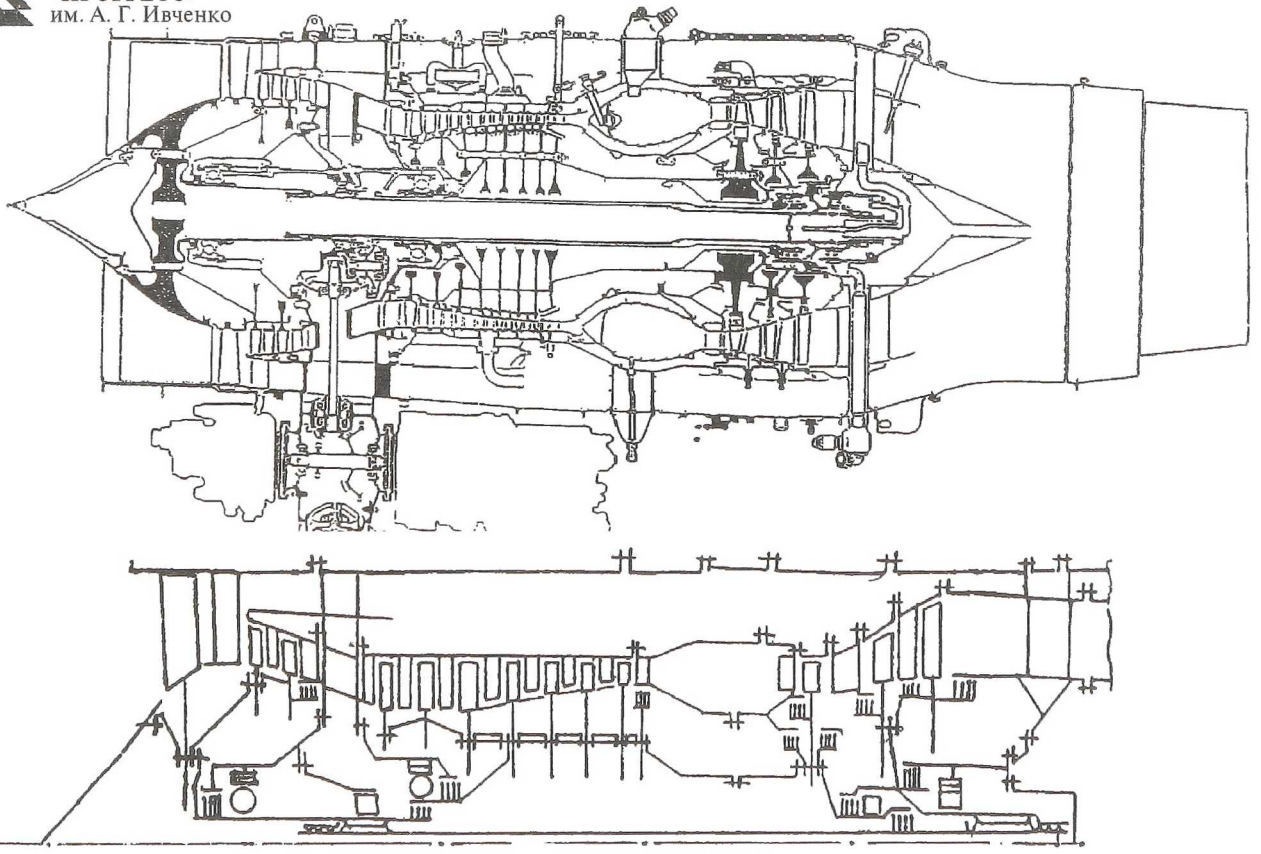
ТРДД АИ-25





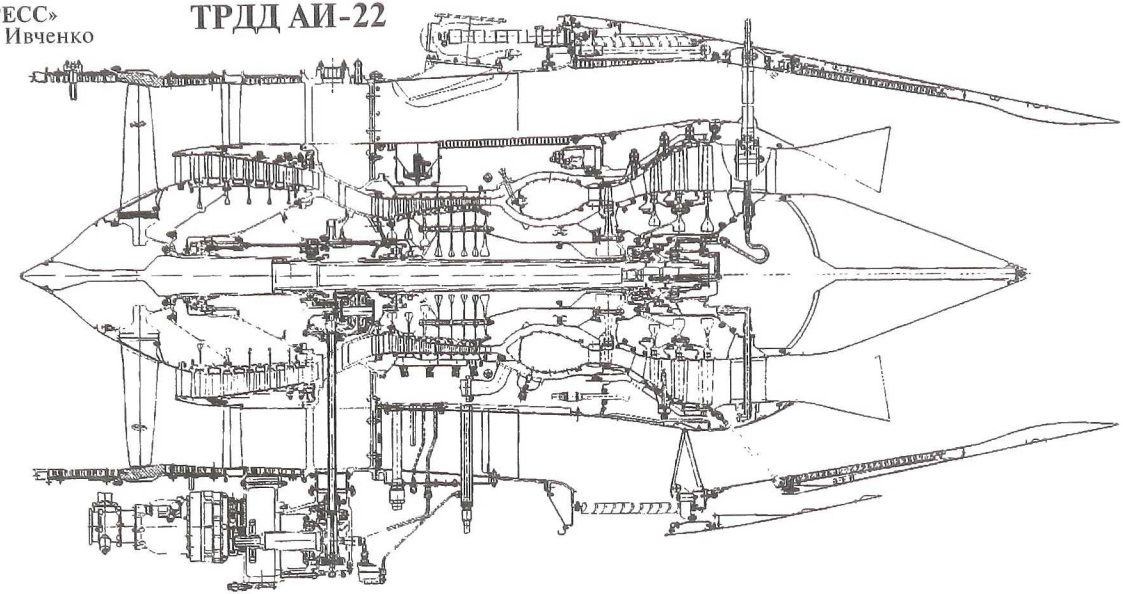
ЗМКБ
«ПРОГРЕСС»
им. А. Г. Ивченко

ТРДД ДВ-2



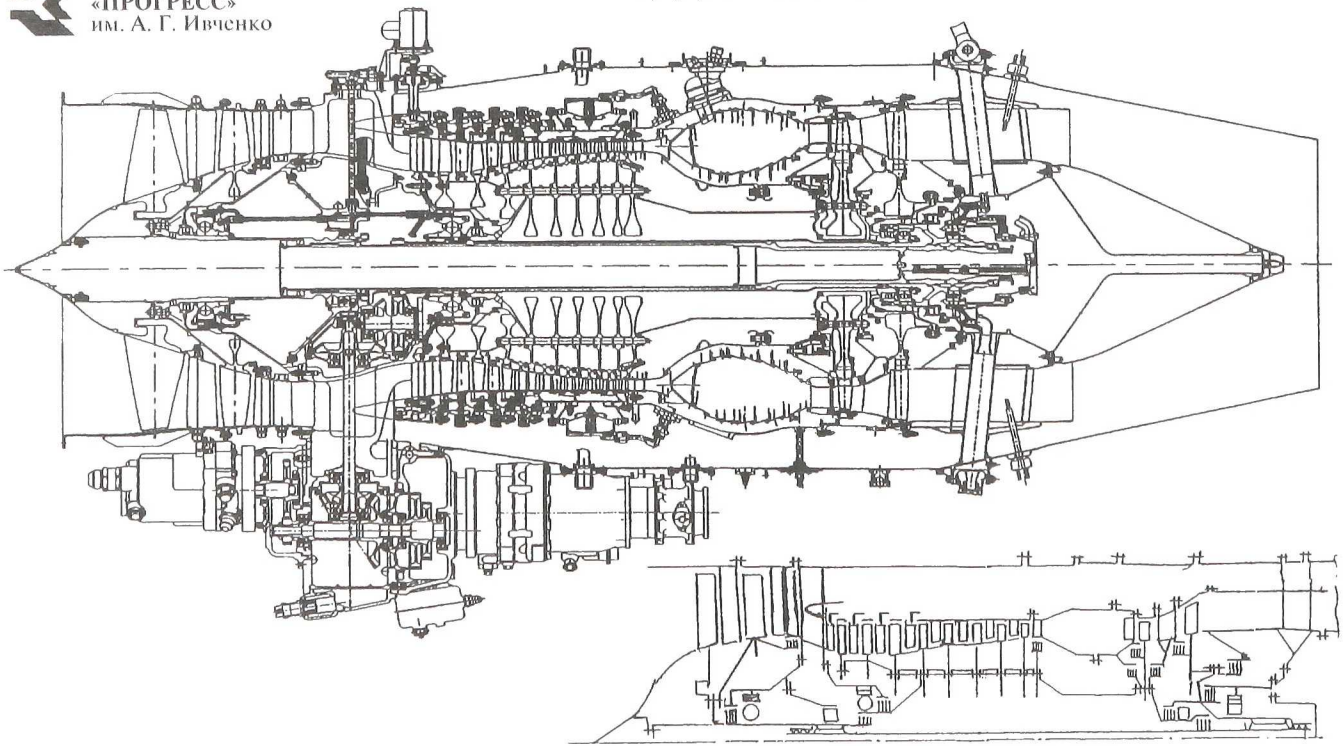
ЗМКБ
«ПРОГРЕСС»
им. А. Г. Ивченко

ТРДД АИ-22



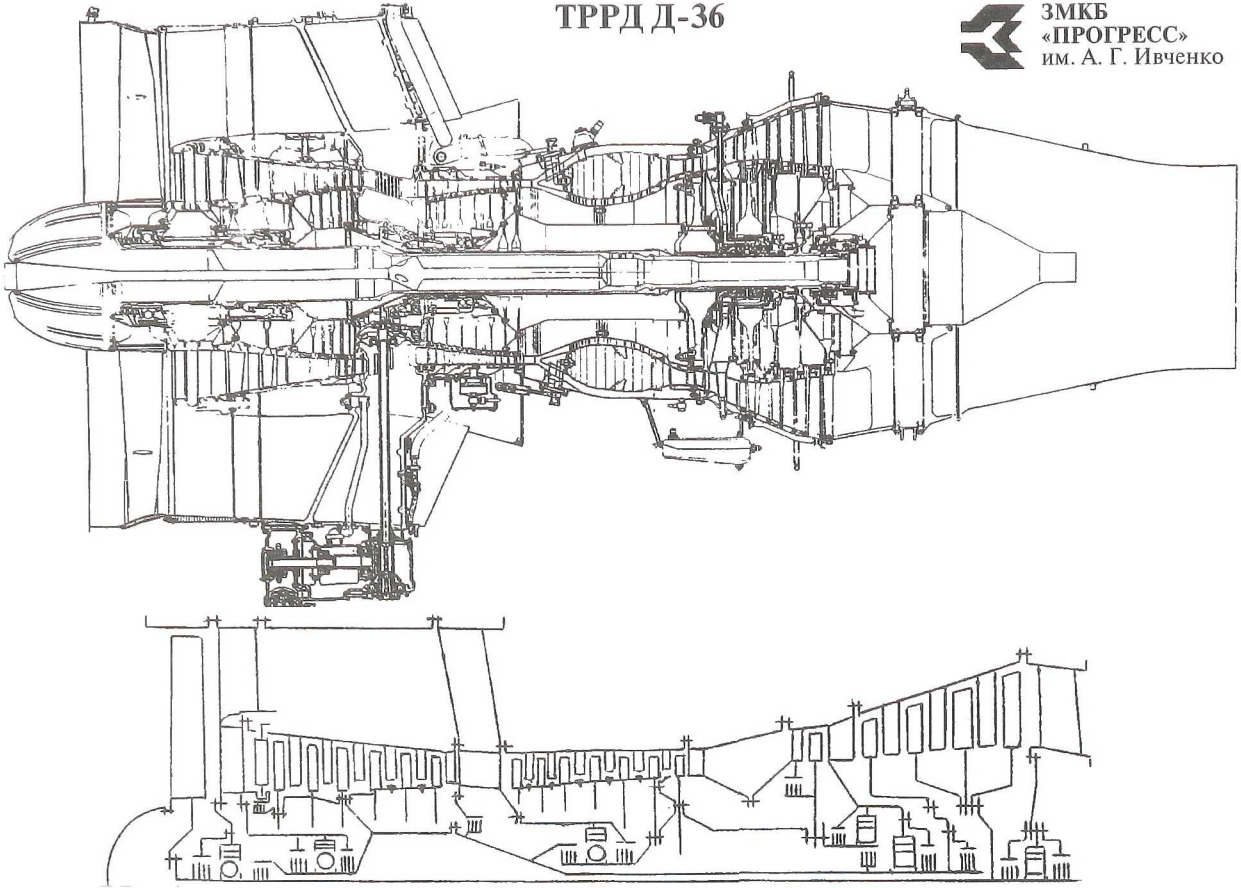
ЗМКБ
«ПРОГРЕСС»
им. А. Г. Ивченко

ТРДД АИ-222-28



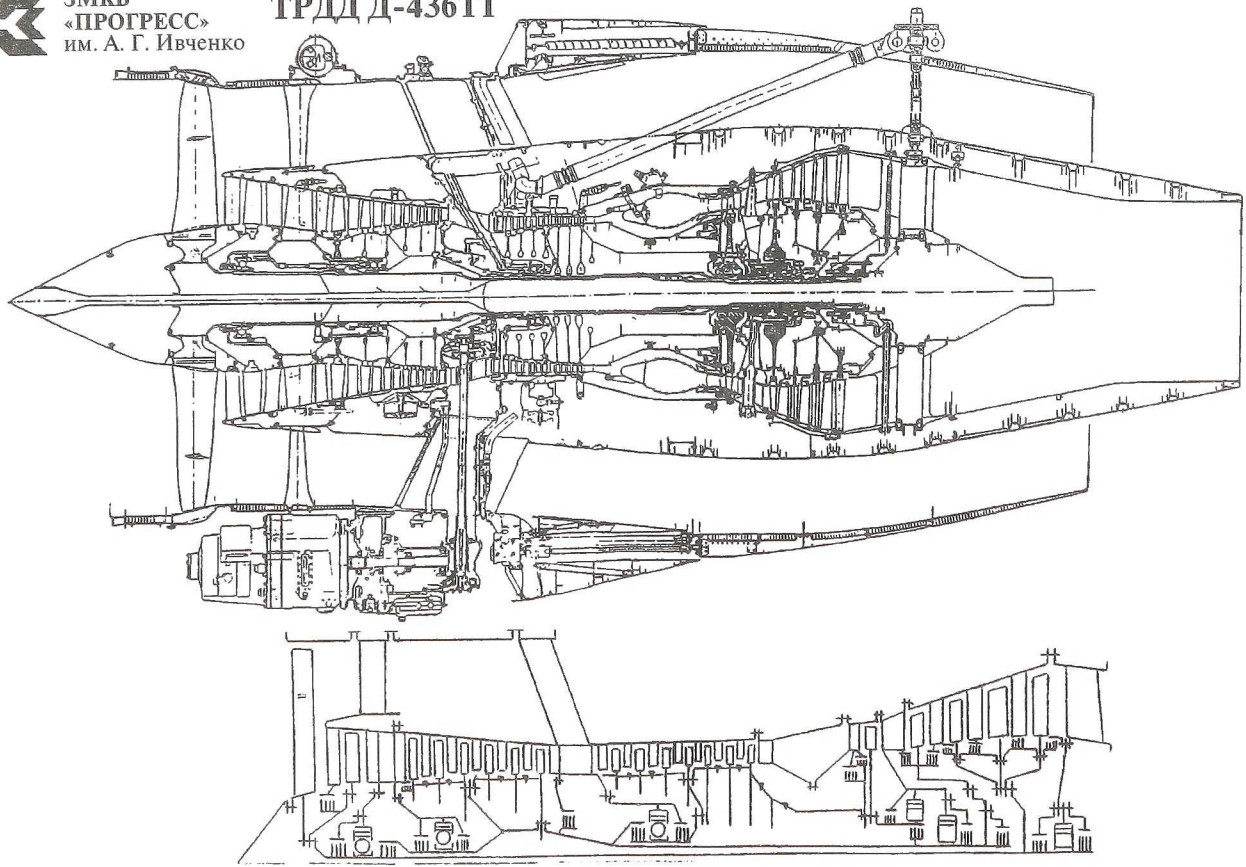
ТРРД Д-36

ЗМКБ
«ПРОГРЕСС»
им. А. Г. Ивченко



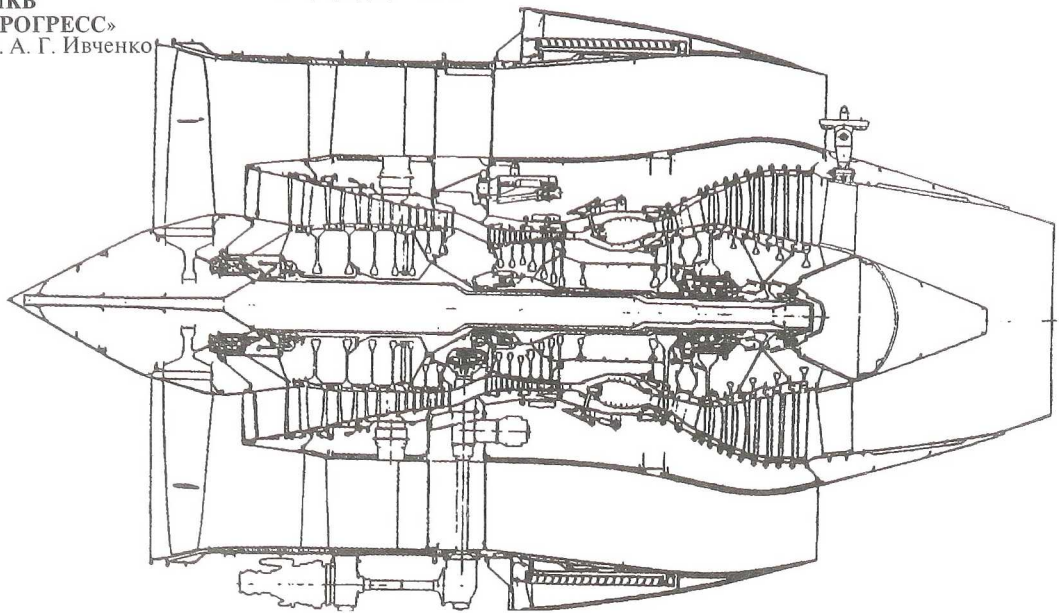
ЗМКБ
«ПРОГРЕСС»
им. А. Г. Ивченко

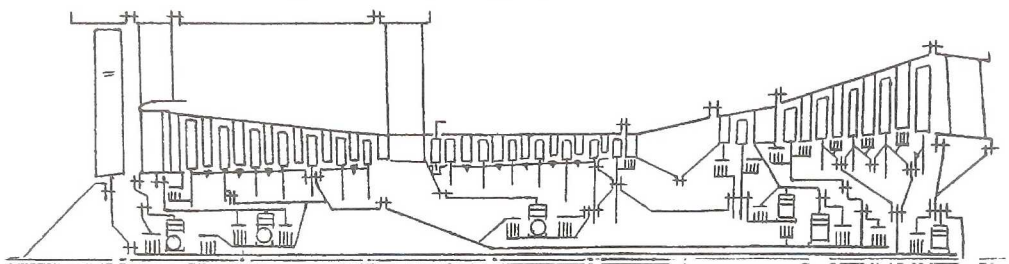
ТРДД Д-436Т1



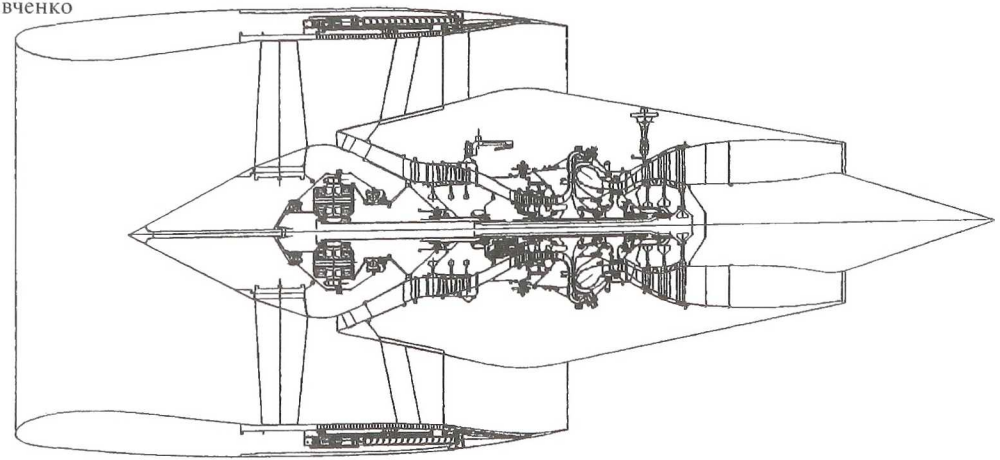
ЗМКБ
«ПРОГРЕСС»
им. А. Г. Ивченко

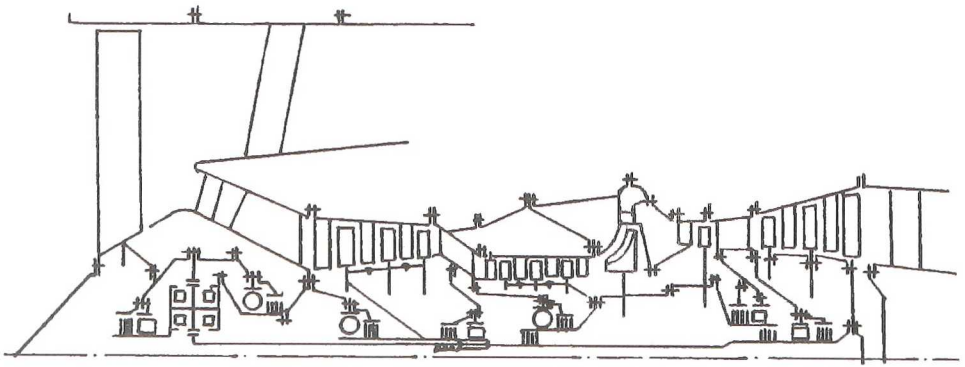
ТРДД Д-18Т





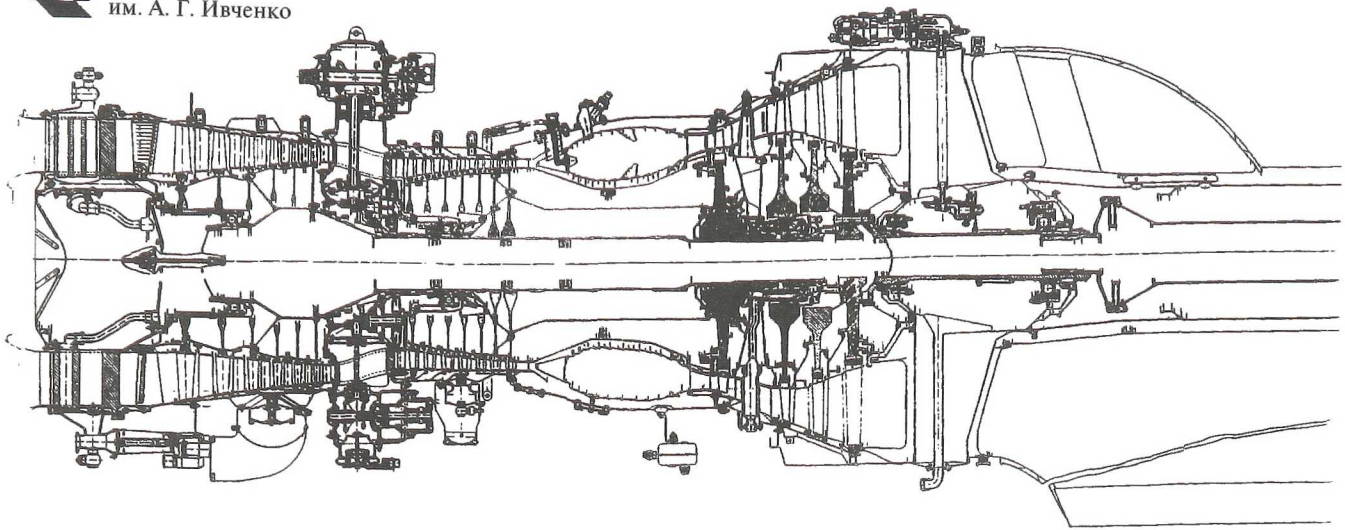
ТРДД Х27-2005А

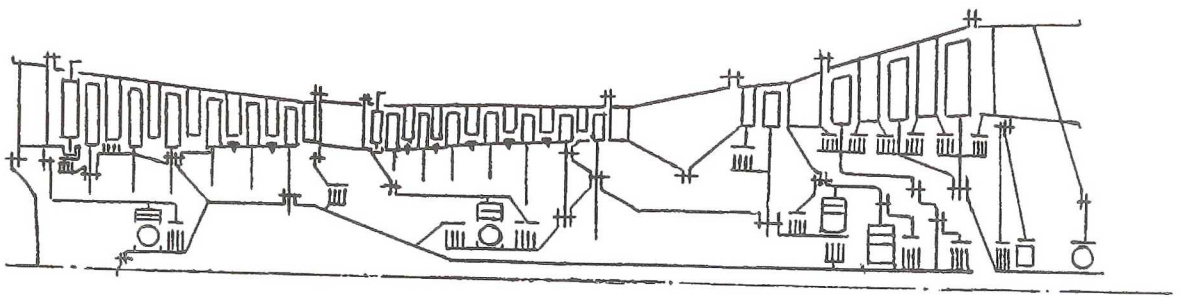




ЗМКБ
«ПРОГРЕСС»
им. А. Г. Ивченко

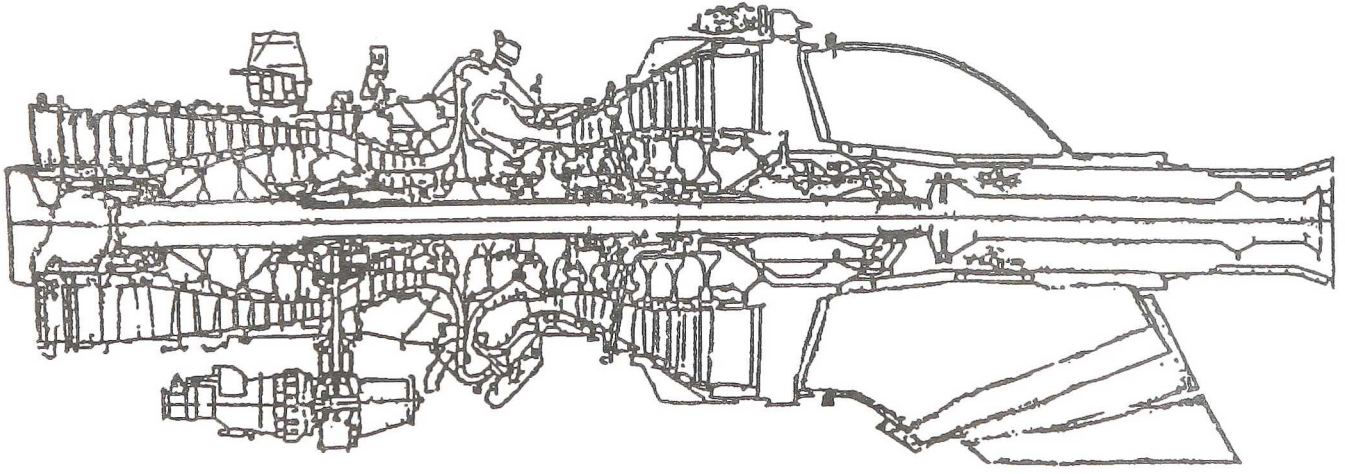
ТВаД Д-136

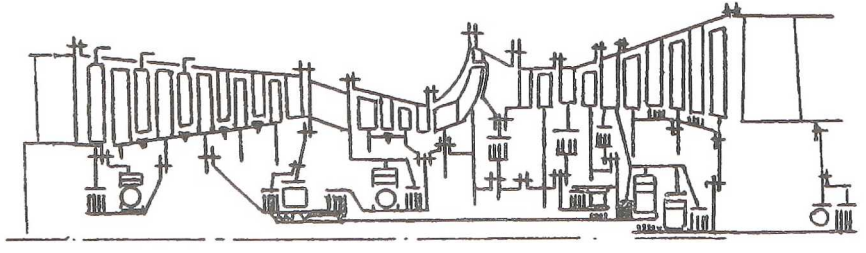




ЗМКБ
«ПРОГРЕСС»
им. А. Г. Ивченко

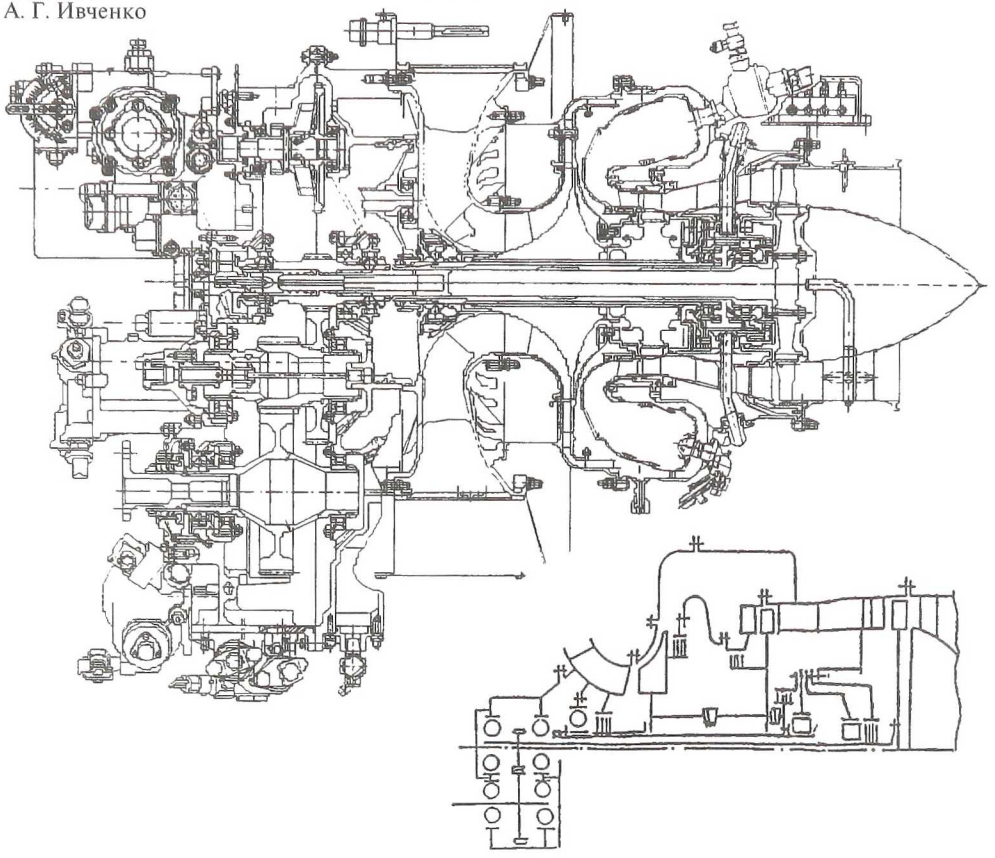
ТВаД Д-127





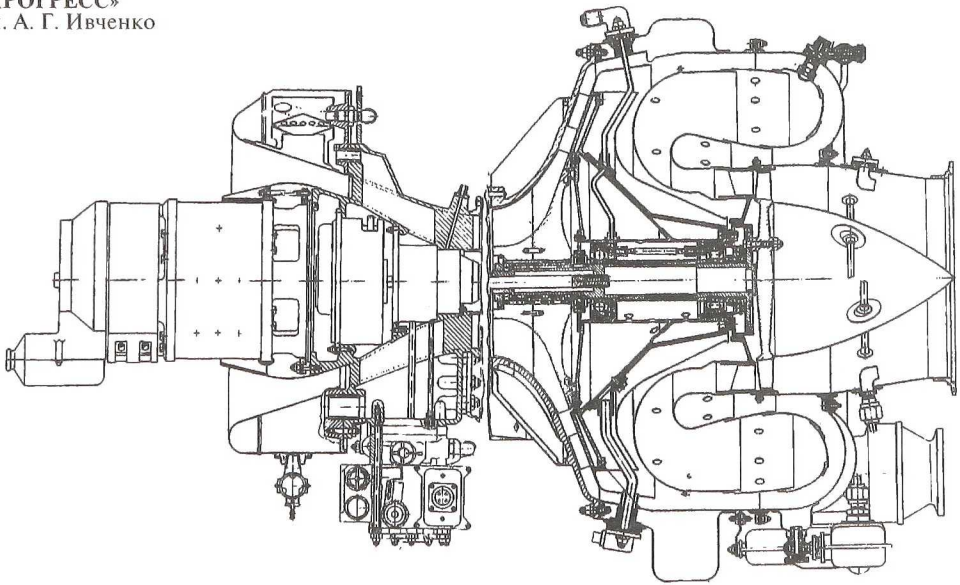
ЗМКБ
«ПРОГРЕСС»
им. А. Г. Ивченко

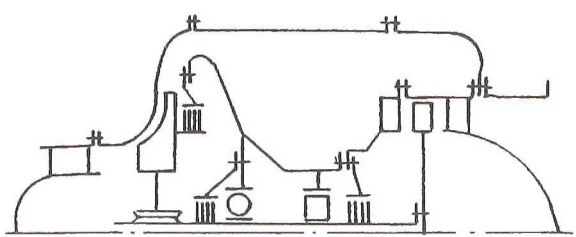
ТВаД АИ-450



ЗМКБ
«ПРОГРЕСС»
им. А. Г. Ивченко

ВСУ АИ-9В





МОСКОВСКОЕ ОАО «А. ЛЮЛЬКА—САТУРН» (с 2001 г. входит в ОАО «НПО «Сатурн»)

ОАО «А. Люлька—Сатурн» было образовано в 1946 г. как ОКБ-165. Генеральным конструктором в 1946—1984 гг. был А. М. Люлька, а с 1984 г. — В. М. Чепкин.

Разработке ГТД в этой организации предшествовали поисковые работы под руководством А. М. Люльки. В 1937 г. он, будучи инженером Харьковского авиационного института, разрабатывает проект турбореактивного двигателя, названного РТД. Двигатель имел двухступенчатый центробежный компрессор, кольцевую камеру сгорания, одноступенчатую турбину. Его предполагалось установить на скоростном истребителе ХАИ-2.

12 июля 1940 г. вышло постановление СНХ СССР о необходимости проведения работ по ГТД конструкции А. М. Люльки. Ставилась задача в декабре 1940 г. провести стендовые испытания этого двигателя. Работы осуществлялись в Ленинграде на Кировском заводе и в Центральном котлотурбинном институте.

В 1941 г. в конструкторском бюро при Кировском заводе были проведены стендовые испытания турбины, камеры сгорания и некоторых ступеней компрессора нового ГТД РД-1, спроектированного под руководством А. М. Люльки. Этот двигатель имел шестиступенчатый осевой компрессор, приводимый одноступенчатой турбиной, кольцевую камеру сгорания испарительного типа и реактивное сопло. С началом войны дальнейшие разработки двигателей РТД и РД-1 были прекращены. Не был реализован и проект более мощного ГТД ВРД-2, имеющего взлетную тягу 24,5 кН.

Разработка ГТД под руководством А. М. Люльки была продолжена в 1943 г. в ЦИАМ, а затем в 1944 г. в специальном отделе по ТРД НИИ Наркомата авиационной промышленности. В 1943 г. был спроектирован самолет (модификация ЛаГГ-3) под этот двигатель.

В 1945 г. на опытном заводе был изготовлен стендовый двигатель — ТРД С-18, который в том же году прошел испытания. Было изготовлено пять ТРД С-18.

Летный вариант этого двигателя — первый отечественный ТРД **ТР-1** — впервые был запущен на стенде в июле 1946 г., а в феврале 1947 г. прошел 20-часовые государственные испытания. К концу 1946 г. было изготовлено 30 двигателей ТР-1. Двигатель имел восьмиступенчатый осевой компрессор, кольцевую камеру сгорания, одно-

ступенчатую турбину. В двигателе использовались подшипники скольжения.

Двигатель ТР-1 был установлен на истребителе Су-11 (первый полет 28 мая 1947 г.), четырехдвигательном бомбардировщике Ил-22, истребителе С. М. Алексеева И-211. Производство ТР-1 осуществлялось на заводе № 45 (сейчас ММПП «Салют»).

В 1947—1948 гг. был спроектирован и изготовлен ТРД ТР-2 (ТР-1А), который прошел стендовые испытания. Двигатель имел семиступенчатый осевой компрессор, кольцевую камеру сгорания. В компрессоре существовал перепуск воздуха из промежуточных ступеней. Всего было изготовлено 15 двигателей ТР-1 и ТР-1А.

В 1948—1950 гг. был создан ТРД **ТР-3**. В семиступенчатом компрессоре этого двигателя соединение дисков осуществлялось торцовыми шлицами (типа «хирт»), ротор компрессора стягивался в осевом направлении стяжным болтом. Такой ротор компрессора, обладающий при сравнительно малой массе большой жесткостью, является конструктивной особенностью всех двигателей «АЛ». Крутящий момент от одноступенчатой турбины передавался через шлицевую втулку. В 1948 г. двигатель был испытан на стенде, а в 1950 г. прошел государственные испытания. Производство ТР-3 осуществлялось на казанском заводе № 16.

Опытный бомбардировщик Ил-30 с двумя ТРД ТР-3 был построен в 1949 г., и на нем было совершено несколько пробежек по взлетной полосе. В полете самолет не испытывался, так как применение в его конструкции новых технологических решений требовало дополнительных теоретических и экспериментальных исследований. Кроме того, все усилия ильюшинского коллектива осенью 1949 г. были переключены на работы, связанные с серийным производством бомбардировщика Ил-28 с двигателями ВК-1.

В 1950 г. появилась модификация ТР-3 — ТРД **АЛ-5** (ТР-3А). Двигатель имел семиступенчатый компрессор, кольцевую камеру сгорания с 24 вихревыми горелками, одноступенчатую турбину и коническое сопло. В начале 1952 г. АЛ-5 прошел летные испытания на бомбардировщике Ил-46. Двигатель устанавливался также на опытных истребителях Ла-190, И-350, Як-1000 и бомбардировщике «150» ОКБ С. М. Алексеева.

В марте 1953 г. было завершено изготовление турбореактивного двигателя второго поколения АЛ-7, состоящего из девятиступенчатого одноротороного осевого компрессора, кольцевой камеры сгорания с восемнадцатью вихревыми горелками, двухступенчатой турбины, конического нерегулируемого сопла. Масляная система — закрытого типа, масло охлаждалось топливом. Система запуска — автономная. Раскрутка двигателя осуществлялась турбостартером.

На двигателе впервые был установлен всережимный гидромеханический регулятор топлива. Противообледенительная система основы-

валась на подогреве горячим воздухом, отбиравшимся за седьмой ступенью компрессора.

Этот двигатель устанавливался на опытный двухдвигательный бомбардировщик Ил-54, испытания которого были проведены в апреле 1955 г.

Одной из главных проблем при проектировании и изготовлении АЛ-7 являлось создание высоконапорного компрессора. Был создан одноротрный девятиступенчатый компрессор со сверхзвуковой ступенью, имевший степень повышения давления $\pi_к = 10$. Подобных компрессоров в то время в мировой практике не существовало.

В августе 1955 г. АЛ-7 прошел 100-часовые государственные испытания. Дальнейшие работы по АЛ-7 велись в направлении совершенствования его узлов и повышения энергонапряженности путем сжигания дополнительного топлива за турбиной, в форсажной камере. Двигатель получил название **АЛ-7Ф**. Его модификация АЛ-7ФК устанавливалась на крылатые ракеты Х-20 и Х-20М.

Осенью 1957 г. испытывался самолет Су-7 с АЛ-7Ф. На базе этого самолета в 1958 г. был создан один из лучших в мире самолетов — Су-7Б (Су-7 означает «самолет Су с двигателем АЛ-7»). В 1959 г. была запущена в серийное производство модификация АЛ-7Ф-1. На ней была установлена прямоточная форсажная камера с разделением потока газа на две части — малого и большого контура, с кольцевыми стабилизаторами пламени и противовибрационным экраном. Сопло — регулируемое, двухпозиционное, снабжено 24 створками. В 1960 г. были проведены 100-часовые государственные испытания двигателя.

Серийное производство АЛ-7Ф-1 осуществлялось в 1960—1974 гг. на Рыбинском моторном заводе и на ММПП «Салют». Всего было выпущено 2010 двигателей.

В 1961 г. на базе АЛ-7Ф-1 был создан и запущен в серийное производство двигатель АЛ-7ПБ, предназначенный для пассажирских и транспортных самолетов. На двигателе вместо форсажной камеры было установлено жесткое нерегулируемое реактивное сопло. Четырехдвигательный самолет Ту-110 с ТРД АЛ-7П совершил первый полет в 1957 г.

В конце 1950-х гг. двигатель АЛ-7Ф-1 модернизируется с целью улучшения основных данных и повышения надежности. В модификации двигателя, получившей обозначение АЛ-7Ф-2, увеличена тяга и снижен удельный расход топлива главным образом за счет усовершенствования второй ступени турбины. В компрессоре двигателя АЛ-7Ф-2 установлены восьмая и девятая ступени с увеличенной степенью повышения давления, рабочие колеса первой и второй ступеней изготовлены из титана. В масляной системе вместо коловратных насосов применены центробежно-шестеренные. Усовершенствована система регулирования: введены ограничители максимальной температу-

ры газа перед турбиной, а также максимальной приведенной частоты вращения ротора.

В 1960 г. двигатель АЛ-7Ф-2 был запущен в серийное производство. В конце 1963 г. он прошел государственные испытания на самолете Су-11. В 1962 г. форсажную тягу этого двигателя увеличивают до 110 кН, и он получает обозначение АЛ-7Ф-4.

Двигатель АЛ-7Ф стал первым массовым двигателем А. М. Люльки, принесшим ему мировую известность. Выпускались модификации этого двигателя АЛ-7Ф1-100, АЛ-7Ф1-100У, АЛ-7Ф1-200, АЛ-7Ф2-100, АЛ-7Ф2-300 для самолетов Су-7, Су-7Б, Су-9, Су-11, Ту-128, Т-405, Т-431, МиГ-27МЛ. Для бомбардировщика Ту-122 проектировался двигатель АЛ-11.

С середины 1950-х гг. ОКБ-165 разрабатывало ядерную силовую установку для перспективного самолета «60» — четырехдвигательного стратегического бомбардировщика-разведчика ОКБ В. М. Мясищева. Это был ТРД на ядерном топливе открытой схемы, где в качестве теплоносителя и рабочего тела использовался атмосферный воздух. Расчетная взлетная тяга двигателя составляла 22,5 тс. Двигатель создавался на базе серийного ТРД АЛ-7. Рассматривались два варианта двигателя:

«коромысло», когда вал турбокомпрессора расположен вне реактора;

«соосный», когда вал турбокомпрессора проходит внутри реактора по его оси.

Второй вариант был признан наиболее целесообразным из-за меньшего миделя, лучшей компоновки двигателей на самолете и большей простоты конструкции. Кроме того, был разработан комбинированный атомный ТРД, работающий на взлете-посадке на режиме обычного ТРД, а крейсерном полете — на режиме ядерного ПВРД.

Дальнейшие работы над самолетом с ядерной силовой установкой в начале 1961 г. были прекращены, так как проблема использования ядерной энергии в авиации оказалась настолько сложной, что до сих пор многие ее составляющие остаются нерешенными.

В 1965 г. началась разработка проекта ТРД третьего поколения. В конце 1966 г. были изготовлены первые экземпляры ТРДФ **АЛ-21Ф** (устанавливался на опытном самолете). В 1969 г. АЛ-21Ф форсируется по тяге на 25—30 %. Форсирование достигалось увеличением расхода воздуха за счет бóльшей частоты вращения ротора, повышением давления и температуры газа перед турбиной. Для этого все узлы были конструктивно изменены.

В 1964—1967 гг. разрабатывался двигатель МТВД-79 для малогабаритной противолодочной авиационной торпеды.

В марте 1970 г. был изготовлен первый экземпляр модифицированного ТРДФ АЛ-21Ф — двигатель АЛ-21Ф-3, состоявший из осевого 14-ступенчатого компрессора, осевой активно-реактивной трехступенчатой турбины, трубчато-кольцевой камеры сгорания с 12 жаровыми трубами и

форсажной камеры. В компрессоре получена $\pi_к = 15$; в одноротор-ной схеме это достигнуто применением развитой механизации.

Десять направляющих аппаратов, включая выходной, имеют поворотные лопатки, управляемые регулятором в зависимости от приведенной частоты вращения ротора компрессора. Ротор компрессора — барабанно-дисковый. На торцах барабанных участков дисков выполнены шлицы, по которым диски соединяются друг с другом. Пакет дисков стягивается при помощи трех телескопических труб.

Надроторная часть статора компрессора покрыта специальной «мягкой» смесью, которая защищает торцы рабочих лопаток от изнашивания и поддерживает минимальные радиальные зазоры. Жаровые трубы камеры сгорания имеют центробежные форсунки. Рабочие лопатки первой ступени и сопловые лопатки первой и второй ступеней турбины охлаждаются воздухом, отбираемым за компрессором.

Впервые в СССР на крейсерских режимах с целью повышения экономичности двигателя прекращалась подача охлаждающего воздуха в турбину. Сотовое уплотнение над рабочими лопатками всех трех ступеней турбины, а также по лабиринтам дисков способствует поддержанию минимальных зазоров.

Форсажная камера состоит из фронтового устройства, форсажной трубы и всережимного сверхзвукового сопла. Фронтовое устройство имеет три кольцевых стабилизатора и шесть топливных коллекторов с центробежными и струйными форсунками. Стенки форсажной трубы, в которой происходит горение топлива, охлаждаются с внешней стороны набегающим потоком воздуха, с внутренней — потоком пристеночного газа за турбиной. Для организации внутреннего охлаждения вдоль всего корпуса трубы установлен перфорированный экран. Реактивное сопло состоит из дозвукового сужающегося и сверхзвукового расширяющегося венцов, охлаждается потоком газов, выходящих из щели в заднем экране форсажной трубы. Управление режимом работы сопла обеспечивается многофункциональной гидромеханической системой.

Особенностью АЛ-21Ф-3 являются высокие удельные параметры в широком диапазоне эксплуатационных режимов работы. По сравнению с лучшим двигателем второго поколения двигатель АЛ-21Ф-3 имеет удельную тягу выше на 23 %, а удельный расход топлива и удельную массу ниже на 17 и 30 % соответственно.

С 1967 г. ТРДФ АЛ-21Ф-3 устанавливался на модификации истребителя-бомбардировщика Су-17 и фронтового бомбардировщика Су-24. Этот двигатель также применялся при отработке аналога космического корабля «Буран».

Омским моторостроительным предприятием им. П. И. Баранова серийно выпускалась модификация ТРДФ АЛ-21Ф-3А.

Для истребителя Су-27 в середине 1970-х гг. в ОКБ создан ТРДДФ АЛ-31Ф. Это двигатель четвертого поколения, он является первым двухконтурным двигателем, созданным в ОКБ. Схема двухконтурного двигателя была предложена А. М. Люлькой еще в 1941 г.

Конструкция двигателя АЛ-31Ф имеет модульную схему, что позволяет производить замену поврежденных элементов (в том числе и лопаток компрессора высокого давления) в условиях аэродрома. Турбинные лопатки — литые с вихревым охлаждением и монокристаллической структурой. Двигатель оснащен электронной (основной) и гидравлической (дублирующей) системами регулирования. Серийно АЛ-31Ф выпускается Московским машиностроительным производственным предприятием «Салют» и Уфимским моторостроительным производственным объединением. В 1984 г. ТРДДФ АЛ-13Ф прошел государственные испытания.

В 1992—1994 гг. была создана модификация АЛ-31ФН с нижним расположением коробки самолетных агрегатов. С 1988 г. проводились работы по модификации АЛ-31ФП с поворотным реактивным соплом для самолета Су-37.

Созданы следующие модификации двигателя: АЛ-31К для самолета Су-27К (Су-33); АЛ-31ФП для Су-37; АЛ-35 и АЛ-35ФМ для Су-34; АЛ-35МЛ для Су-35.

На Международной выставке «Двигатели-98» и Международном авиакосмическом салоне «МАКС-99» были представлены разработанные в ОАО «А. Люлька—Сатурн» двигатели АЛ-55 (их серийное производство готовится на ММПП «Салют» для учебно-тренировочного самолета МиГ-УТС) и ТВД АЛ-34-1.

АЛ-55 по габаритным размерам и массе подобен двигателю LARZAC 04R20 фирмы SNECMA, но имеет бóльшую тягу, лучший удельный расход топлива, а также бóльший диапазон регулирования параметров. Он может применяться на самолете Як-130.

Разработано несколько модификаций двигателя: АЛ-55 — бесфорсажный, АЛ-55Ф — форсажный с регулированием направления вектора тяги, АЛ-55И — для индийского учебно-тренировочного самолета. Опытное производство осуществляется на ММПП «Салют» и в ОАО «УМПО».

ТВД АЛ-34-1 является первым в мире двигателем с управляемой регенерацией. Это высокоэкономичный ($C_{уд}$ = 0,218 кг/(кВт · ч)), безопасный на взлете за счет значительного увеличения мощности ($N_э$ = = 736 кВт), с низким уровнем шума двигатель. Он предназначен для легких ($M_{дв}$ = 178 кг) многоцелевых самолетов (Т-108 «Росаэропроект», М-101 «Гжель») и вертолетов, а также для энергетических установок широкого применения.

В настоящее время ОАО «НПО «Сатурн» осуществляет доводку двигателя АЛ-41Ф для легкого фронтового однодвигательного самолета нового поколения. Многофункциональный истребитель «1.44»

разработки РСК «МиГ», на котором предполагается установить этот двигатель, был показан на аэродроме Летно-исследовательского института им. М. М. Громова 12 января 1999 г., а в феврале 2000 г. совершил первый полет.

Модификация двигателя — АЛ-41Ф1 — за счет совершенства конструкции и применения новых материалов и технологий обладает уникальным показателем удельной тяги: 11 кгс тяги на 1 кг массы двигателя (у АЛ-31Ф этот показатель равен 8).

В стадии проектирования находится двигатель нового поколения ТР-6 (удельная тяга составляет 13...20 кгс тяги на 1 кг массы, лобовая тяга — 27...30 тс на 1 $м^2$).

В настоящее время разрабатываются малоразмерный ТРД ТС-31М, турбостартер ТС-31, ТРДД АЛ-363 и другие двигатели.

С 1994 г. ОАО «А. Люлька—Сатурн» разрабатывает для комбинированной силовой установки воздушно-космического самолета Ту-2000 проект ТРДДФ Д-100 с водородно-воздушным теплообменником, расположенным на входе во внутренний контур одновального ТРДФ Д-103, работающего до скорости полета, соответствующей М = 5, а также ТРДДФ Д-105. Для авиационно-космической системы «МиГ АКС» предлагаются проекты двух модификаций ТРДДФ Д-102, работающих до М = 3,5: Д-102К (в основной камере сгорания — керосин, в форсажной камере сгорания — водород) и Д-102В (обе камеры сгорания работают на водороде).

В июле 2001 г. в результате объединения ОАО «А. Люлька—Сатурн» и ОАО «Рыбинские моторы» была образована единая компания — ОАО «НПО «Сатурн», в которой был организован Научно-технический центр имени А. Люльки. Генеральным конструктором этого Центра назначен А. А. Саркисов.

Марка самолета или вертолета	Марка двигателя	Число двигателей	V_{max}, км/ч
ХАИ-2 (проект)	РТД	1	900
ЛаГГ-3 (проект)	РД-1	1	900
Ла-190	АЛ-5	1	1190
Ил-22	ТР-1	4	718
И-211	ТР-1	2	950
И-215	ТР-1	2	960
«150»	АЛ-5	2	930
Ил-46	АЛ-5	2	930
Ил-30	ТР-3	2	1000
Ил-54	АЛ-7Ф	2	1250
Т-108	АЛ-34-1	2	400
М-101 «Гжель»	АЛ-34-1	2	500
Ту-98	АЛ-7Ф	2	1238
Ту-110	АЛ-7П	4	1000
Ту-128 (Ту-28)	АЛ-7Ф-2, АЛ-7Ф-4	2	1910
Бе-10	АЛ-7ПБ	2	910
Су-7	АЛ-7Ф	1	2120
Су-7Б, -7БМ, Су-7БКЛ, -7У, -7УМК	Ал-7Ф, АЛ-7Ф-1	1	2120
Су-9	Ал-7Ф-1-100У	1	2120
Су-10	ТР-1А (ТР-2)	4	850
Су-11 (ЛК)	ТР-1	2	940
Су-11	АЛ-7Ф-2	1	2340
Су-17	АЛ-7Ф-1	1	2230

С ДВИГАТЕЛЯМИ ОАО «А. ЛЮЛЬКА—САТУРН»

$L_п$, км	H_{max}, м	M_0, т	$M_{пн}$, т	Число пассажиров	Источник информации
—	—	—	—	—	[62, 190]
—	—	—	—	—	
1150	15 600	9,3	—	—	
865	11 100	24	2	—	[90, 114, 203]
1550	12 000	7,4	1	—	[42]
1700	14 000	6,9	—	—	[38, 242]
4500	12 500	47	6	—	
5000	12 700	52,4	3...6	—	[90, 102, 114, 203]
2000	13 000	32,55	2...4	—	
2500	14 000	40,66	3...5	—	
580...2800	8000	5,9	2	19	[100]
600...1900	—	—	—	4...6	
2440	12 750	39	8,93...14,93	—	[102, 112]
3300	12 000	79,3	—	—	[2, 27]
2562	15 600	43	1,9	—	[102, 114]
2960	12 500	45	3	—	[27]
1875		13,6	—	—	[54, 114]
1875	15 150	13,83	—	—	
1800	20 000	11,4	—	—	[102, 114]
1500	12 000	21,14	2	—	[68, 102]
900	13 000	6,35	—	—	
1840	18 000	14	—	—	[102, 114]
2300	15 250	16,3	3,5	—	[54, 98, 114, 129]

Марка самолета или вертолета	Марка двигателя	Число двигателей	V_{max}, км/ч
Су-17М, -17М2, Су-17М3, -20, -22М	АЛ-21Ф-3	1	1850
Су-24, -24М, Су-24МР, -24МП	АЛ-21Ф-3А	2	1400
Су-27	АЛ-31Ф	2	2430
Су-27, -27УБ	АЛ-31Ф	2	2500
Су-27К (Су-33)	АЛ-31К	2	2300
Су-30, -30МК	АЛ-31ФП	2	2125
Су-34	АЛ-35, АЛ-35ФМ	2	1400
Су-35	Ал-35МЛ	2	2400
Су-37	АЛ-31ФП	2	2500
МиГ-23Б	АЛ-21Ф-3	1	1800
Як-130	АЛ-55	2	1050
Як-1000	АЛ-5	—	—
С-21 (проект)	АЛ-363	3	2400
С-51 (проект)	АЛ-363	4	2400
П-42	АЛ-32Ф	2	—
Су-27К (Су-33)	АЛ-33К	2	—
Су-37 (711)	АЛ-37ФУ	2	—
МФИ 1-44	АЛ-41Ф	2	—
Ту-2000 (проект)	Д-100, Д-103	—	—
МиГ АКС (проект)	Д-103, Д-105	—	—

Продолжение таблицы

$L_п$, км	H_{max}, м	M_0, т	$M_{пн}$, т	Число пассажиров	Источник информации
560...2300	15 250	19,5	3,5	—	[54, 98, 114, 129]
560...2500	11 000	36	7,5	—	
1500...4000	18 000	30	6	—	
3680	18 500	30	—	—	
3000	17 000	30	6,5	—	[98, 114, 238]
3000	17 500	24...34	8	—	[27, 114, 238]
4000	14 000	44,36	8	—	[98, 100, 114]
600...4000	18 000	34	8,2	—	[54, 100, 114, 129]
1480...3200	18 000	34	8	—	[2, 100, 238]
850		18,6...15,6	—	—	[38, 242]
2000	12 000	8,5	—	—	[100, 114, 238]
—	—	—	—	—	[27, 111]
7400...7800	18 000	56,4	0,8	5...12	[45]
9200	18 000	75	0,83	8...27	
—	—	—	—	—	[100]
—	—	—	—	—	
—	—	—	—	—	
—	—	—	—	—	
—	—	—	—	—	[79, 100]
—	—	—	—	—	

ТРД

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0					Номинальный режим $H = 0$ км; М = 0,7		Крейсерский режим $H = 11$ км; М = 0,8	
	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))
РД-1	5,2 (530)	140 (1,43)	—	3,2	940	—	—	—	—
С-18	12,25 (1250)	140 (1,43)	31,5	3,16	1050	—	—	—	—
ТР-1	13,6 (1400)	132,2 (1,35)	31,5	3,16	1050	—	—	—	132 (1,29)
ТР-2	24,5 (2000)	—	84,5	—	1065	—	—	—	—
ТР-3 (АЛ-3)	50,7 (4600)	—	84,5	4,4	1100	—	—	—	—
ТР-3А (АЛ-5)	49 (5000)	97 (0,95)	95	4,5	1100	—	—	—	97 (0,95)
АЛ-7	67 (6500)	—	—	7	—	54 (4900)	—	—	—
АЛ-7ПБ	71,2 (7260)	99,0 (0,97)	114	9,1	1200	—	—	—	89 (0,872)

$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
				Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
—	—	—	—	1944	—	—	—	[62, 190]
—	—	—	—	1945	—	—	—	
20	865	3,86	0,856	1946	1947	—	1947	[27, 62, 64, 90, 190]
50	1960	—	—	1948	—	—	—	
50	1960	4	1,2	1948	1950	—	—	
200	1770	4,31	1,2	1950	—	1952	—	
100	—	—	—	1953	1955	1955	—	[2, 27, 64]
—	1746	3,31	1,062	1960	—	—	—	

Марка двигателя	Взлетный форсажный режим $H = 0$; M = 0					Взлетный бесфорсажный режим $H = 0$; M = 0,7		Крейсерский режим $H = 11$ км; M = 0,8	
	$P_ф$, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (мкг/(кгс · ч))
АЛ-7Ф	98,1 (10 000)	—	—	—	—	63,7 (6500)	—	—	—
АЛ-7Ф-1	90,2 (9200)	204 (2,0)	114	9,1	1133	—	—	61,2 (6240)	93 (0,91)
АЛ-7Ф-1-100У	94,1 (9600)	—	—	—	1200	—	—	66,6 (6800)	—
АЛ-7Ф-2	99,1 (10 100)	204 (2,0)	115	9,3	1200	—	—	66,6 (6800)	91 (0,89)
АЛ-7Ф-4	110 (11 215)	—	—	—	—	—	—	—	—
АЛ-21Ф	87,3 (8906)	194 (1,9)	88,5	12,7	1263	—	—	—	74 (0,72)
АЛ-21Ф-3	110 (11 215)	190 (1,86)	104	14,6	1385	76,5 (7800)	90 (0,88)	—	78 (0,76)
АЛ-21Ф-3А	109,8 (11 200)	190 (1,86)	104	14,55	—	76,5 (7800)	78 (0,76)	—	—
Д-103 (проект)	349 (35 600)	—	—	7	1650... 2200	—	—	—	—

ДФ

$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
				Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
50	—	—	—	1956	—	1957	—	[2, 27]
250	2010	6,63	1,25	1957	1960	—	1960	
250	—	—	—	—	—	—	—	[27, 100, 170]
300	2100	6,65	1,3	1958	1963	1963	1960	
—	—	—	—	—	—	—	1962	
—	1580	5,34	1,03	—	—	—	1967	[27, 64, 152, 170, 238]
—	1800	5,34	1,03	1970	—	—	1970	
—	2005	5,16	—	—	—	—	—	
—	2370	—	—	2002	—	—	—	[79]

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0						Крейсерский режим $H = 11$ км; М = 0,8	
	$P_ф$, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	m	$T_г$, К	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))
АЛ-31Ф	125,5 (12 800)	203,1 (1,96)	112	23	0,571	1650	—	69 (0,666)
АЛ-31ФП	122,6 (12 500)	—	—	—	—	—	—	67 (0,647)
АЛ-31ФН	122,6 (12 500)	—	—	—	—	—	—	—
АЛ-31К	130 (13 300)	—	—	—	—	—	—	—
АЛ-35	130,3 (13 565)	—	—	—	—	—	—	—
АЛ-35ФМ	130 (13 300)	—	—	—	—	—	—	—
АЛ-35МЛ	130 (13 300)	—	—	—	—	—	—	—
АЛ-37Ф	137 (14 000)	—	—	27	—	1770	—	—
АЛ-41Ф	—	—	—	30	—	1750... 1900	—	—
АЛ-41Ф1 (проект)	—	—	—	33	—	—	—	—
АЛ-55Ф*	34,3 (3500)	171 (1,65)	29,5	19,4	—	1445	—	—
АЛ-32Ф	135,5 (13 860)	—	—	—	—	—	—	—

*Для бесфорсажного двигателя АЛ-55 $P = 17{,}7$ кН; $C_{уд} = 72{,}3$ кг/(кН • ч); $M_{дв} = 315$ кг;

ДФ

$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
				Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
500	1530	4,95	1,24	—	1984	—	1985	[27, 219]
2000	1570	4,99	1,28	—	—	—	1991	[2, 27, 238]
—	1538	5,0	1,18	1992	—	—	1994	
—	—	—	—	—	—	—	—	
—	—	—	—	—	—	—	—	[100, 238]
—	—	—	—	1992	—	—	—	
—	—	—	—	1992	—	—	—	
—	1600	—	—	1994	—	—	—	
—	—	—	—	1999	—	—	—	[70, 170, 219, 225]
—	—	—	—	—	—	—	—	[64, 100]
—	445	2,57	0,59	—	—	—	—	
—	—	—	—	1986	—	—	—	

$L_{дв} = 1{,}77$ м.

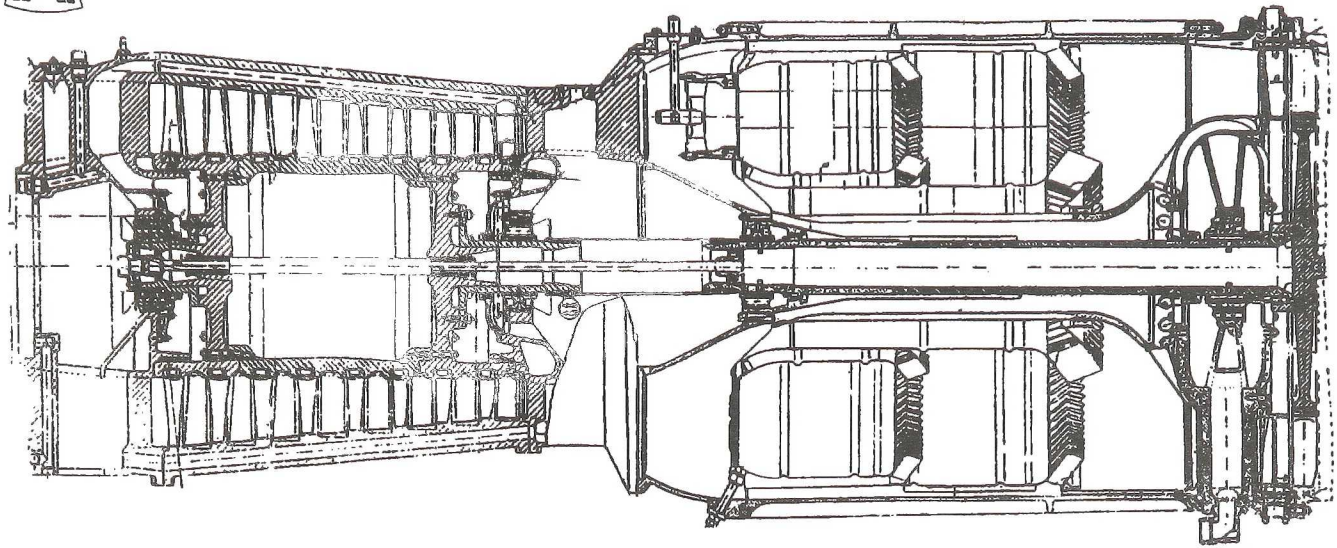
Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0						Крейсерский режим $H = 11$ км; М = 0,8	
	$P_ф$, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	m	$T_г$, К	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))
АЛ-33К	125,5 (12 796)	—	—	—	—	—	—	—
ТР-6 (проект)	—	—	—	40...50	—	2200	—	—
АЛ-363 (проект)	89,2 (9100)	—	—	—	—	—	—	—
Д-102К (проект)	295 (30 000)	—	—	20	0,3	1800... 2020	—	—

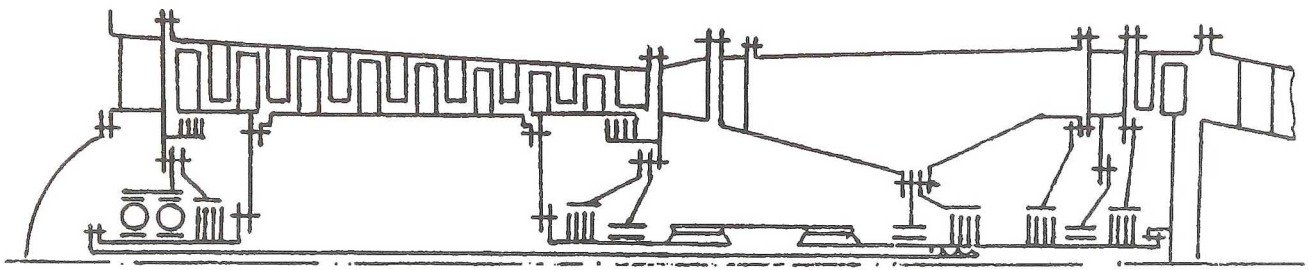
Продолжение таблицы

$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
				Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
—	—	—	—	—	—	—	—	[64, 100]
—	—	—	—	—	—	—	—	
—	—	—	—	—	—	—	—	[45, 170]
—	3000	—	—	2002	—	—	—	[127]

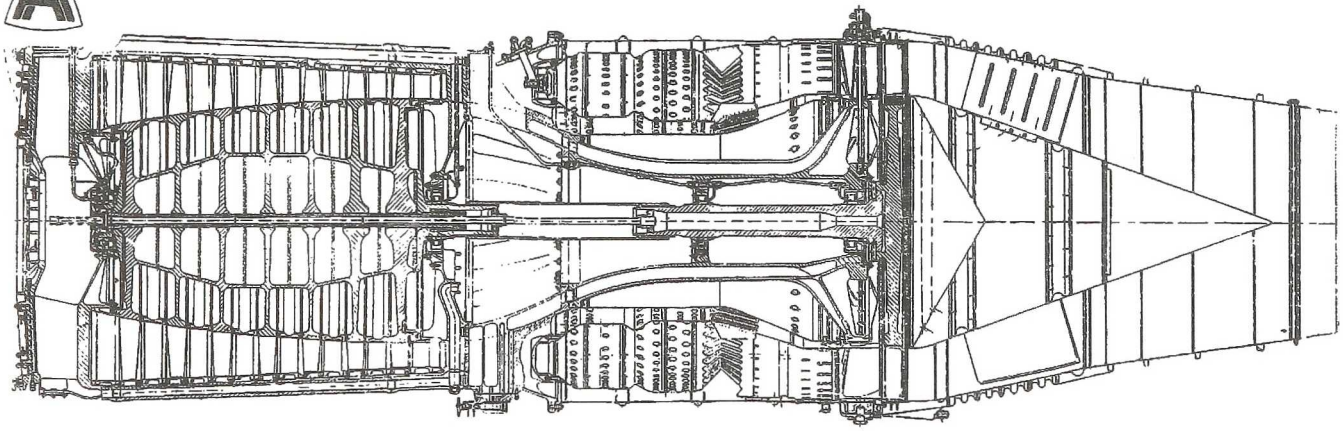
ПРОДОЛЬНЫЕ РАЗРЕЗЫ И КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ ДВИГАТЕЛЕЙ РАЗРАБОТКИ ОАО «А. ЛЮЛЬКА—САТУРН»

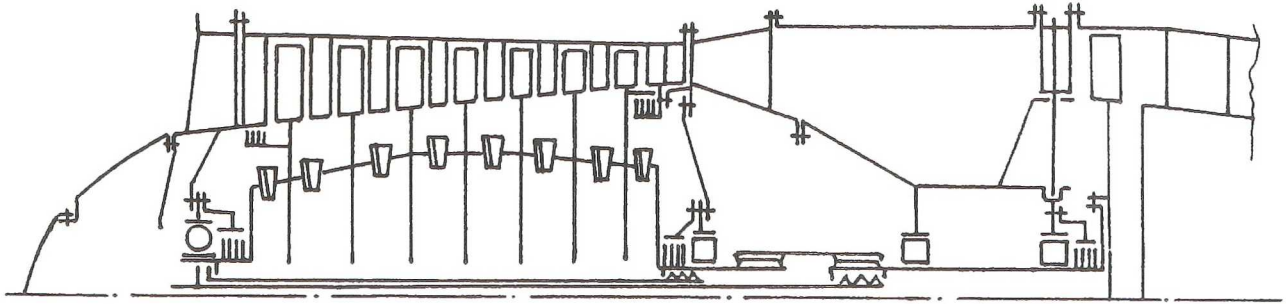
ТРД ТР-1



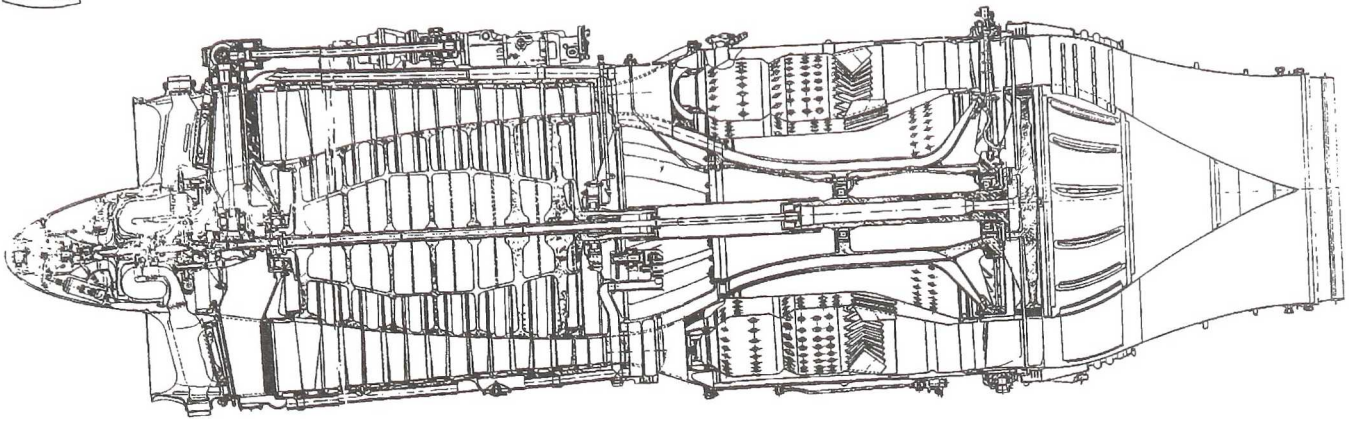


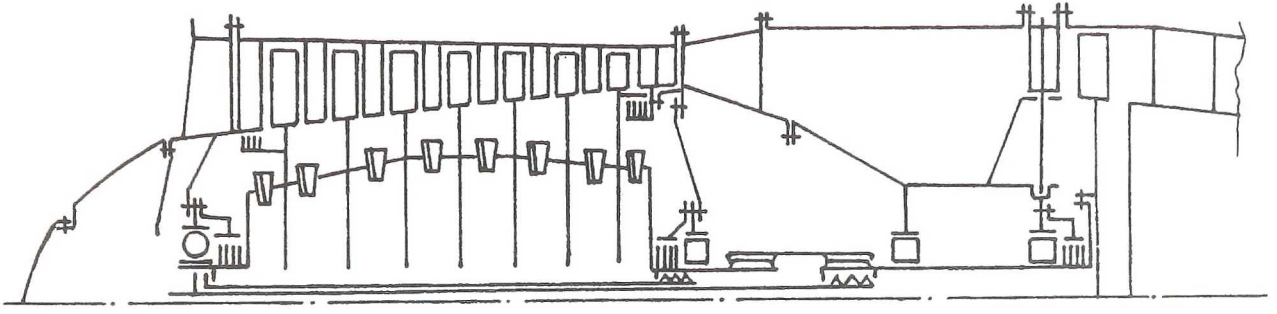
ТРД ТР-3



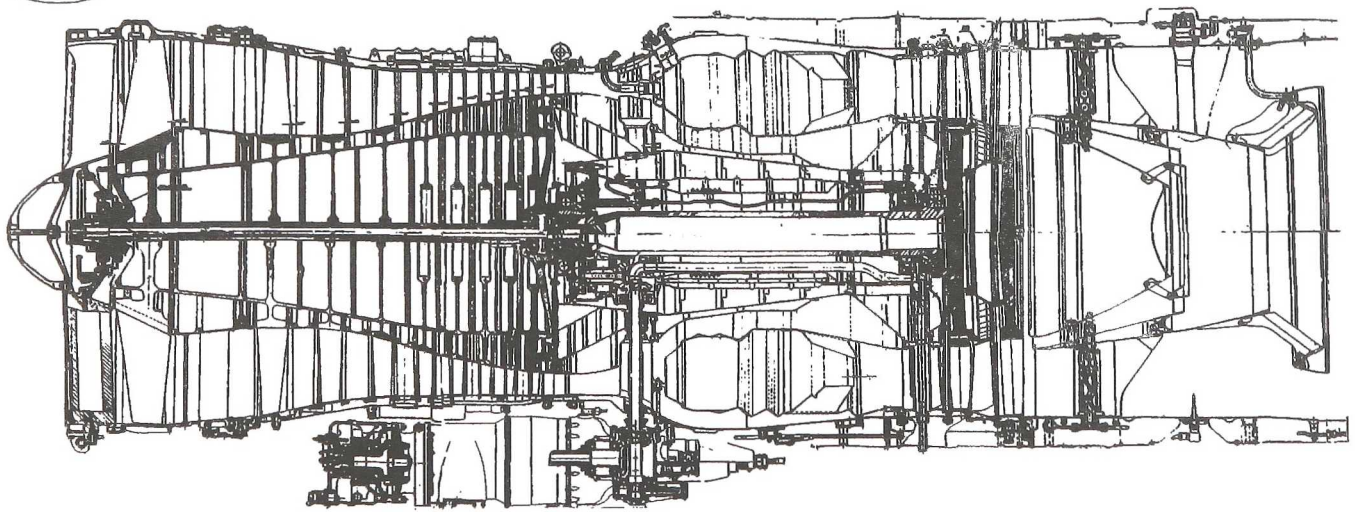


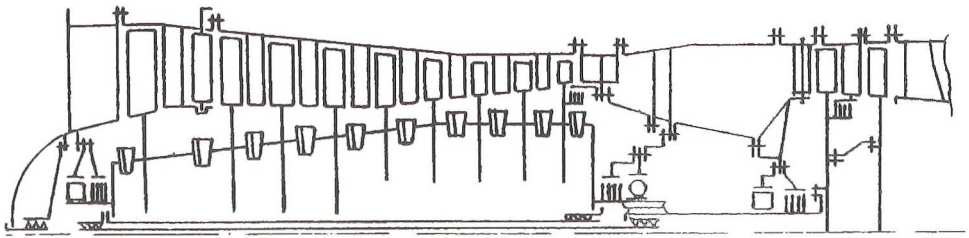
ТРД АЛ-5



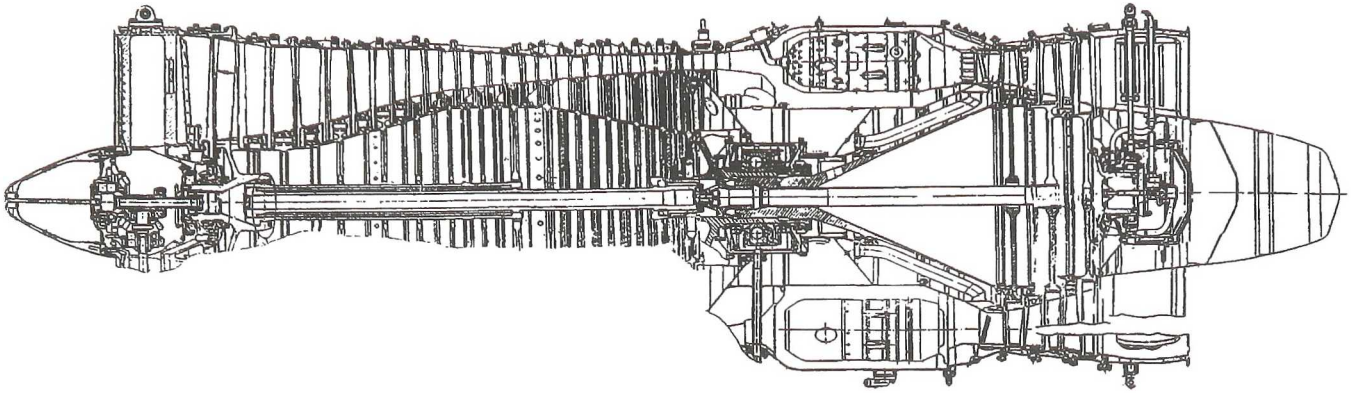


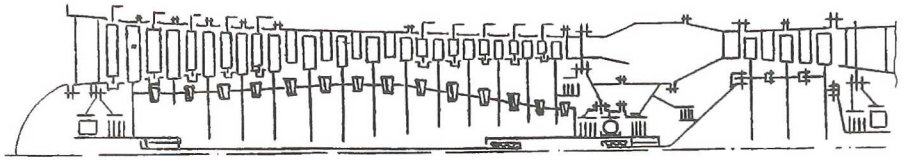
ТРДФ АЛ-7Ф



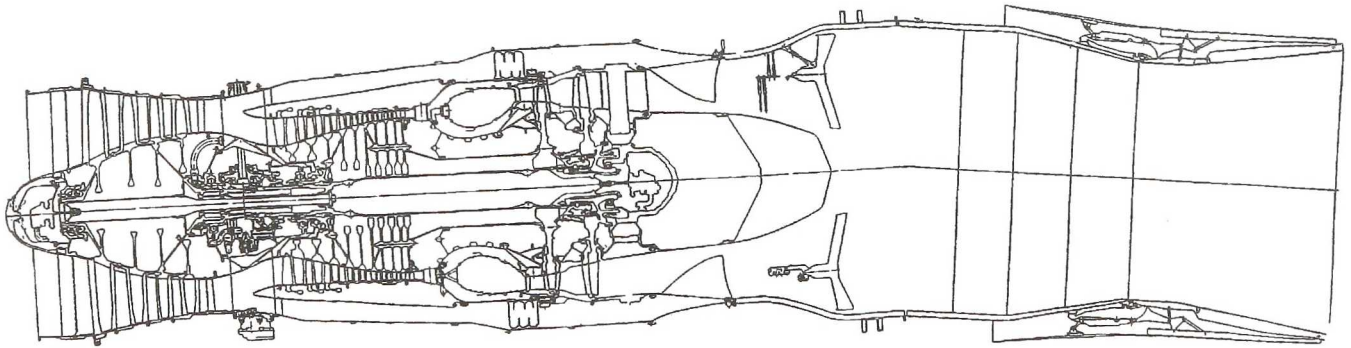


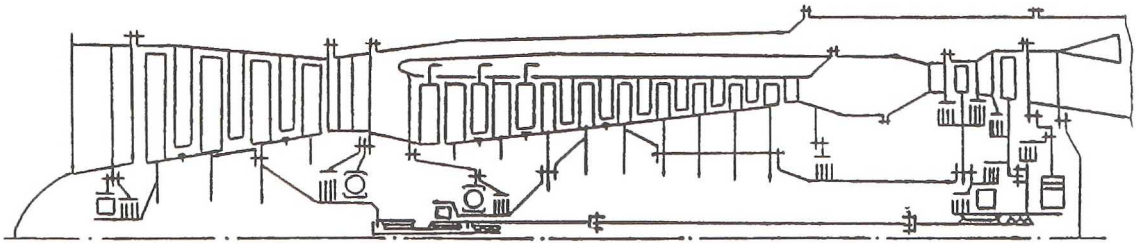
ТРДФ АЛ-21Ф





ТРДДФ АЛ-31Ф





МОСКОВСКИЙ АВИАМОТОРНЫЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС «СОЮЗ» (ОАО «АМНТК «СОЮЗ»)

Первый в нашей стране опытный авиадвигателестроительный завод — Государственный союзный опытный завод № 300 (сейчас АМНТК «Союз») был создан 18 февраля 1943 г. Генеральными конструкторами АМНТК в разное время были А. А. Микулин (1943—1955 гг.), С. К. Туманский (1955—1973 гг.), О. Н. Фаворский (1973—1987 гг.), В. К. Кобченко (1987—2000 гг.). С 2001 г. эту должность занимает В. А. Белоусов.

В 1946 г. Государственный союзный опытный завод № 300 получил наименование ОКБ-300. Первый ТРД АМТКРД-01, созданный здесь, в 1948 г. успешно выдержал 25-часовые государственные стендовые испытания. Двигатель имел восьмиступенчатый осевой компрессор, трубчато-кольцевую противоточную камеру сгорания (22 жаровые трубы), одноступенчатую турбину и регулируемое реактивное сопло с электроприводом.

В 1949 г. прошла государственные испытания модификация этого двигателя — ТРД АМРД-02. В отличие от исходного модифицированный ТРД имел девятиступенчатый компрессор и нерегулируемое сопло. Его тяга была увеличена почти на 30 %. Двигатель был снабжен противообледенительной системой. На этом ТРД впервые в отечественном авиадвигателестроении был применен турбостартер С-300, представляющий собой ГТД с центробежным компрессором.

В 1948—1949 гг. двигатели АМТКРД-01 и АМРД-02 проходили летные испытания на опытном дальнем бомбардировщике ЕФ-140. Всего было изготовлено свыше 20 этих двигателей.

В 1949 г. было начато проектирование самого мощного в то время в мире ТРД **АМ-3.** В 1952 г. он прошел государственные стендовые испытания и был запущен в серийное производство на Казанском моторостроительном заводе № 16 (сейчас КМПО). Двигатель применялся на двухдвигательном бомбардировщике Ту-16, на четырехдвигательном стратегическом бомбардировщике М-4, на первом в мире серийном пассажирском реактивном самолете Ту-104, успешно вступившем в регулярную эксплуатацию в 1956 г.

На двигателе были применены восьмиступенчатый осевой компрессор с перепуском воздуха за первыми ступенями, трубчато-кольцевая прямоточная камера сгорания, состоящая из 14 жаровых труб, заключенных в общий кожух, и двухступенчатая турбина. На АМ-3

впервые осуществлялась регулировка компрессора за счет перепуска воздуха за первыми ступенями.

В 1953 г. были созданы более мощные модификации — АМ-3М (РД-3М) и РД-3М-500 для самолетов Ту-16 (с 1953 г.) и Ту-104А, Ту-104Б (с 1956 г.).

На базе этих модификаций в конструкторском бюро на Казанском заводе № 16 под руководством главного конструктора П. Ф. Зубца было разработано несколько опытных двигателей, среди которых двигатель РД 16-15 для самолета Ту-104Е.

В 1950 г. был спроектирован ТРД **АМ-5**. При его разработке впервые в мире использовали метод моделирования двигателя-прототипа, которым являлся АМ-3.

Двигатель АМ-5 имел удельную массу, равную 0,0227 кг/Н. Это в 1,5 раза меньше, чем имели существовавшие в то время отечественные и зарубежные ТРД. В 1953 г. АМ-5 был запущен в серийное производство на Московском заводе № 500.

Двигатель состоял из восьмиступенчатого компрессора, кольцевой камеры сгорания, двухступенчатой турбины и нерегулируемого сопла. Он применялся на двухдвигательном истребителе-перехватчике Як-25 и его модификациях. Были разработаны модификации двигателя АМ-5А для крылатой ракеты КСЩ и АМ-5Ф для опытного штурмовика Ил-40-1.

Опыт разработки АМ-5 был использован при создании ТРДФ, **РД-9Б**, работы над которым велись с 1952 г. Это был первый отечественный двигатель со сверхзвуковой ступенью компрессора, запущенный в серийное производство в 1955 г. на Уфимском заводе № 26. Он имел девятиступенчатый осевой компрессор, трубчато-кольцевую камеру сгорания (9 жаровых труб), двухступенчатую турбину, форсажную камеру и трехпозиционное сопло.

Двигатель применялся на первом в мире серийном сверхзвуковом двухдвигательном истребителе-перехватчике МиГ-19 и его модификациях, а также на самолете Як-27Р и крылатой ракете П-5. Государственные испытания ТРДФ РД-9Б были завершены в 1955 г.

В 1956 г. были созданы модификации **РД-9Ф** с увеличенной до 37,3 кН тягой и РД-9Е для опытного самолета Е-50. Изготовленные ТРДФ РД-9Ф были переданы в Уфимское ОКБ-26, где были проведены их испытания.

В 1953 г. под руководством С. К. Туманского было начато проектирование ТРДФ **Р11-300**. Первое испытание двигателя на опытном самолете Е-5 было осуществлено в 1957 г. В 1958 г. он прошел государственные испытания и был запущен в серийное производство на заводах № 26 и 500. Шестиступенчатый компрессор двигателя содержал по три высоконапорных сверхзвуковых ступени каскадов низкого и высокого давления. Кроме того, на двигателе были применены трубчато-кольцевая (10 жаровых труб) камера сгорания, двухступенчатая турби-

на и форсажная камера с всережимным соплом. Двухроторный сверхзвуковой компрессор использовался в нашей стране впервые.

В 1958 г. в ОКБ-300 началось проектирование малоразмерного ТРД РУ-19-300. В ноябре 1960 г. был успешно закончен комплекс доводочных испытаний, а в феврале 1961 г. были завершены государственные испытания этого двигателя, предназначенного для однодвигательных спортивных и учебно-тренировочных самолетов Як-30 и Як-32.

В 1970 г. этот двигатель был модифицирован (добавлена седьмая ступень компрессора) для самолетов Ан-24, Ан-26 и Ан-30 (вспомогательная силовая установка **РУ-19А-300**). Серийное производство двигателя осуществлялось Тюменским моторостроительным производственным объединением (МПО).

В 1958 г. начались работы по проектированию короткоресурсного ТРД КР7-300, государственные испытания которого завершились в 1964 г., а серийное производство началось в 1962 г.

На двигателе стоит шестиступенчатый осевой компрессор, применены кольцевая камера сгорания, одноступенчатая турбина и нерегулируемое сопло. Этот ТРД устанавливался на беспилотный сверхзвуковой летательный аппарат одноразового использования.

В конце 1950-х гг. на опытном заводе № 300 были развернуты работы по созданию семейства двигателей для летательных аппаратов, способных летать со скоростью, в 2,5—3 раза превышающей скорость звука. Это были ТРД Р15К-300 для высотного беспилотного разведчика «Ястреб» и ТРДФ Р15Б-300 для всепогодного двухдвигательного истребителя-перехватчика МиГ-25, первого в мире серийного истребителя, достигшего рубежа скорости 3000 км/ч, и его модификаций МиГ-25РБ и МиГ-25ФП.

ТРДФ Р15Б-300 имеет низконапорный пятиступенчатый осевой компрессор, трубчато-кольцевую камеру сгорания, одноступенчатую турбину, форсажную камеру и регулируемое сверхзвуковое эжекторное сопло, которое оснащается длинными и короткими створками.

Серийное производство двигателя осуществляется на ММПП «Салют». В 1973 г. были проведены летные испытания глубокой модернизации двигателя **Р15Б-300** для самолета МиГ-25 — ТРДФ Р15БФ2-300.

В 1967 г. под руководством С. К. Туманского была начата разработка первого отечественного подъемно-маршевого ТРД Р27В-300 для первого отечественного самолета вертикального взлета и посадки Як-38. Двигатель спроектирован по двухроторной схеме и состоит из 11-ступенчатого осевого компрессора (пять ступеней низкого и шесть ступеней высокого давления), кольцевой камеры сгорания, двухступенчатой турбины с охлаждаемыми лопатками сопловых аппаратов и рабочими лопатками первой ступени, криволинейного сопла с двумя поворотными сужающимися насадками, приводимыми во вращение двумя турбомоторами с рессорной синхронизацией, управление которыми

осуществляется электрогидравлической системой. Сопло имеет возможность фиксации в любом промежуточном положении.

В 1974 г. Р27В-300 успешно прошел государственные стендовые испытания. Его серийное производство осуществлялось ММП им. В. В. Чернышева и Тюменским МПО.

Позднее для модифицированного самолета Як-38М был создан более мощный подъемно-маршевый ТРД **Р28В-300**.

Первый двигатель из семейства Р27Ф2-300 для фронтового истребителя МиГ-23, названный Р29-300, был спроектирован и построен под руководством С. К. Туманского. Этот двигатель имел 11-ступенчатый компрессор, кольцевую камеру сгорания, двухступенчатую турбину и форсажную камеру. В 1966 г. работы по доводке и совершенствованию двигателей этого семейства были переданы ТКБМ «Союз».

В АМНТК «Союз» был создан короткоресурсный ТРДД РДК-300, предназначенный для беспилотных летательных аппаратов. Двигатель оснащен электронно-гидромеханической системой автоматического управления. Конструктивно все оборудование размещается в одном корпусе небольшого размера. Разрабатывались также модификации этого двигателя для легких гражданских самолетов. Серийное производство началось с 1982 г.

Для сверхзвукового самолета вертикального взлета и посадки Як-141 в АМНТК «Союз» создан подъемно-маршевый двигатель (ПМД) Р79В-300. Этот двухконтурный двигатель спроектирован по двухроторной схеме со смешением потоков с противоположным вращением роторов и состоит из шести модулей. Его поворотное сопло впервые в мире отклоняло газовый поток на всех режимах, в том числе на форсажном.

При вертикальном взлете и посадке ПМД в составе силовой установки отклоняет вектор тяги на 95° (вертикальный взлет), изменяет величину тяги для балансировки самолета по тангажу, подает воздух на струйные рули для балансировки машины по крену и по курсу (на этом режиме предельная тяга двигателя снижается до 137,2 кН (14 000 кгс)) и подает воздух для запуска подъемных двигателей.

При коротком взлете сопло поворачивается на 62°. В горизонтальном полете на крейсерском режиме двигатель обладает рекордной для ПМД экономичностью: $C_{уд}$ = 0,067 кг/Н · ч (0,66 кг/кгс · ч). Летные испытания двигателя проводились в 1987—1992 гг.

Позднее был разработан более мощный ТРДДФ Р79М, также выполненный по двухроторной схеме с противоположным вращением роторов.

С учетом опыта создания двигателей для самолета Як-141 разработана программа проектирования двигателей семейства Р179 в диапазоне значений тяги 16...21 тс. Сюда относятся проекты ТРДДФ Р145 и Р179М-300. Двигатель Р145 по своим параметрам отвечает требованиям самолетов нового поколения. Р179М-300 имеет плоское реактив-

ное сопло (разработано ФГУП НПП «Мотор»), а также систему частичной отсечки охлаждающего воздуха и уборки из потока стабилизаторов пламени на форсажных режимах.

Конструкторы АМНТК «Союз» разработали несколько проектов двигателей гражданского применения. Среди них — проект ТВД ТВ116-300, который состоит из двухступенчатого центробежного компрессора, приводимого двухступенчатой турбиной, кольцевой противоточной камеры сгорания, двухступенчатой свободной турбины и редуктора с валом отбора мощности вперед или назад. Двигатель может быть использован как для самолета, так и для вертолета.

Для легких самолетов спроектирован двухроторный ТРДД Р123-300. Он имеет одноступенчатый компрессор низкого давления, трехступенчатый (последняя ступень — центробежная) компрессор высокого давления, противоточную камеру сгорания и одноступенчатые турбины высокого и низкого давлений.

Проект Р125-300 был продемонстрирован на выставке «Двигатели-98». Этот малоразмерный одноротрный ТРДД состоит из одноступенчатого вентилятора, трехступенчатого компрессора, кольцевой камеры сгорания и одноступенчатой турбины. Особенностью конструкции двигателя является встроенный в ротор компрессора ротор электростартера-генератора.

На базе газогенератора Р125-300 спроектирован ТВД 124-300. Разрабатываемый ТРДД Р126-300 предназначен для административного самолета, а также для самолета местных воздушных линий, рассчитанного на 40...60 пассажиров.

Другим проектом является малоразмерный ТРДД Р127-300 для легкого административного самолета Су-96.

На авиакосмическом салоне «МАКС-99» был продемонстрирован ТВД ТВ128-300, предназначенный для самолетов местных авиалиний и административных самолетов.

Несколько других проектов, разработанных АМНТК «Союз», были представлены на Международной выставке «Двигатели-98». Среди них — ТРДД ВК-21, разрабатываемый на базе двигателя Р79.

Двигатель ВК-21 выполнен по двухроторной схеме с противоположным вращением роторов без форсажной камеры. Он оснащен нерегулируемым смесителем и регулируемым сверхзвуковым реактивным соплом, имеет четыре модуля (вентилятор, турбина низкого давления, коробка приводных агрегатов, реактивное сопло). Система автоматического управления — электронная, цифровая, двухканальная с гидромеханическим резервированием.

Система контроля и диагностики двигателя ВК-21 позволяет эксплуатировать его по техническому состоянию. Двигатель предназначен для сверхзвуковых административных самолетов.

На основе использования элементов двигателей Р125-300 (компрессора) и РДК-300 (камеры сгорания и турбины) разрабатывается

вспомогательный ГТД ВД129-300. Двигатель выполнен по одноротор-ной схеме с неохлаждаемой турбиной. Он используется как воздуш-ный стартер и как энергоузел (подача электроэнергии и воздуха на кондиционирование).

В проекте ТРДД Р130-300, предназначенном для легких самолетов, также используется компрессор двигателя Р125-300. Двигатель Р130-300 выполнен по двухконтурной двухроторной схеме с неохлаждаемой турбиной. Он оборудован соплом с всеракурсным отклонением векто-ра тяги, что позволяет при установке его на учебно-тренировочном самолете моделировать системы управления современных боевых са-молетов.

С 2001 г. АМНТК «Союз» входит в торгово-промышленную группу ЗАО «Группа АМИ».

Конструкторское бюро «Союз» занималось также разработкой жидкостных ракетных двигателей и космической ядерной энергетиче-ской установки.

ГОСУДАРСТВЕННОЕ УНИТАРНОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ «ТУШИНСКОЕ МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОЕ КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО «СОЮЗ» (ГУП «ТМКБ «СОЮЗ»)

Предприятие было создано в июле 1942 г. как ОКБ завода № 500 (ОКБ-500). Настоящее название носит с апреля 1966 г. Главными конструкторами ТМКБ «Союз» были: А. Д. Чаромский (1942—1946 гг.), В. И. Яковлев (1946—1953 гг.), И. Г. Мецхваришвили (1953—1966 гг.), К. Р. Хачатуров (1966—1982 гг.), Ю. Е. Швецов (1982—1987 гг.), Р. Ю. Нусберг (1987—2002 гг.). Эту должность с 2003 г. занимает А. С. Бардычев.

Первым реактивным двигателем, освоенным ОКБ-500, был ТРД с центробежным компрессором — РД-500 (адаптированный к отечественному производству ТРД «Derwent-5» фирмы Роллс-Ройс. Этот двигатель разрабатывался совместно с ОКБ-117 под общим руководством В. Я. Климова. Опытный образец РД-500 был изготовлен ОКБ-500 совместно с заводом № 500 (сейчас это Московское машиностроительное предприятие им. В. В. Чернышева) в 1947—1948 гг. В 1948 г. на заводе № 500 и затем в 1956 г. на Запорожском заводе № 478 началось его серийное производство. Всего было выпущено около 1300 двигателей для истребителей Як-23 и Ла-15, а также для самолетов-снарядов К-3 и КС (модификация РД-500К).

В конструкторском бюро разработаны и внедрены в серийное производство модификации двигателя Р11-300. Одной из них является ТРДФ Р11Ф-300, который проходил летные испытания на истребителе МиГ-21 в 1957—1958 гг. Первый серийный МиГ-21Ф (1958 г.) был оснащен этим двигателем. Р11Ф-300 применялся также на самолетах МиГ-21Ф-13, МиГ-21ФЛ.

Для фронтового бомбардировщика Як-28, совершившего первый полет 5 марта 1958 г., была разработана модификация ТРДФ Р11АФ-30.

В 1961 г. на экспериментальном самолете Е-66А испытывалась ставшая наиболее распространенной модификация Р11Ф2-300. Этот двигатель применялся на МиГ-21ПФ, фронтовом бомбардировщике Як-28Б, самолете укороченного взлета МиГ-21ПД и ряде других. Модификация Р11АФ2-300 использовалась на самолетах Як-28Л, Як-28И, Як-28РР и Як-28П.

У двигателя Р11Ф2С-300 отбор воздуха от компрессора осуществляется в систему сдува пограничного слоя (в обозначении двига-

теля буква «С» означает сдув) на самолетах МиГ-21ПФМ (серия с 1964 г.), МиГ-21ПФС, а также на истребителе-перехватчике Су-15 (первый полет 30 мая 1962 г.). Также была создана модификация Р11Ф2СУ-300.

В 1962 г. на экспериментальном самолете Е-8 проводились летные испытания еще одной модификации Р11-300 — ТРДФ Р21Ф-300, созданной для высотного разведчика Як-25РВ (1959 г.), а также для самолетов Ла-17Р, Ла-17М. Для беспилотного самолета-разведчика были созданы бесфорсажные ТРД Р11В-300 и Р11К-300.

В 1966 г. из АМНТК «Союз» в ТМКБ были переданы работы по двигателю Р29-300. Этот ТРДФ серийно производился в УМПО и предназначался для самолетов МиГ-23М, МиГ-23МР, МиГ-23МС. Позднее в ТМКБ были созданы модификации:

Р27Ф2М-300 для самолетов МиГ-23С (первый полет 25 мая 1969 г.), МиГ-23У, МиГ-25УБ, а также для самолета укороченного взлета и посадки Т6-1 (первый полет 2 июля 1967 г.);

Р29Б-300 для МиГ-23БН, МиГ-23БМ, МиГ-27 (первый полет в 1973 г.), МиГ-27К, МиГ-27М;

Р29БС-300 для Су-22 (экспортного варианта Су-17М).

Последние две модификации имели новый компрессор (пятиступенчатый низкого давления и шестиступенчатый высокого давления) и кольцевую камеру сгорания.

Для созданного в 1974 г. облегченного самолета МиГ-23МЛ и его модификаций МиГ-23П, МиГ-23МЛВ, МиГ-23МЛД был изготовлен двигатель Р35-300, обеспечивший самолету лучшие разгонные характеристики. На последней, наиболее совершенной в семействе «двадцать третьих», модификации МиГ-23МЛД (1979 г.) был установлен ТРДФ Р35Ф-300.

ТРДФ Р35-300 изготавливается Уфимским МПО. Он имеет 11-ступенчатый компрессор (пять ступеней низкого и шесть ступеней высокого давления), двухступенчатую турбину, кольцевую камеру сгорания, сверхзвуковое эжекторное сопло, площадь которого в критическом сечении изменяется во всем диапазоне рабочих режимов. Система запуска двигателя — автоматическая автономная от турбостартера ТС-21. Для запуска двигателя на большой высоте используется система кислородной подпитки двигателя.

В конце 1984 г. были проведены государственные испытания ТРДД РД-33, спроектированного и изготовленного в ЛНПО им. В. Я. Климова (в настоящее время — ФГУП «Завод им. В. Я. Климова») в 1982 г. Серийное производство этого двигателя было организовано на ММЗ «Красный Октябрь» (впоследствии ОАО «ММП им. В. В. Чернышева»). Одновременно с серийным выпуском двигателей осуществлялась их доводка, которая была поручена ТМКБ «Союз» под общим руководством генерального конструктора ЛНПО им. В. Я. Климова А. А. Саркисова. В ходе доводки был раз-

работан и внедрен ряд конструктивно-технологических и методологических мероприятий, направленных на улучшение параметров и обеспечение надежности двигателя. РД-33 применяется на самолете МиГ-29.

В ТМКБ «Союз» был разработан ряд жидкостных ракетных двигателей малой тяги.

Для учебно-тренировочного самолета МиГ-АТС создан ТРДДФ **РД-1700**, имеющий двухступенчатый вентилятор, четырехступенчатый компрессор высокого давления и двухступенчатую турбину. Производство двигателя осуществляется на ММП им. В. В. Чернышева. На базе РД-1700 разрабатывается семейство перспективных ТРДД.

В настоящее время ТМКБ «Союз» входит в корпорацию РСК «МиГ».

УФИМСКОЕ ФГУП «НАУЧНО-ПРОИЗВОДСТВЕННОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ «МОТОР» (ФГУП «НПП МОТОР»)

Предприятие образовано в 1955 г. как ОКБ завода № 26 (ОКБ-26) в г. Уфе. Главными конструкторами в разное время были В. Н. Сорокин (1956—1962 гг.), С. А. Гаврилов (1962—1983 гг.), А. А. Рыжов (1983—1991 гг., с 1992 по 2000 г. — генеральный конструктор). С 2001 г. генеральным конструктором НПП «Мотор» является А. Ф. Ивах, назначенный в июне 2005 г. генеральным директором.

В 1946 г. на базе Jumo-04 был создан ТРД РД-10. Этот двигатель серийно производился на Уфимском моторном заводе в 1946—1953 гг. Всего было изготовлено 1339 двигателей.

В 1947 г. был спроектирован ТРД РД-12 с центробежным компрессором, а в 1948 г. — ТРД РД-14. Разработкой этих двигателей руководил главный конструктор Н. Д. Кузнецов.

В 1956 г. в ОКБ-26 из АМНТК «Союз» были переданы для испытания и доводки ТРДФ РД-9Ф для сверхзвукового самолета Як-27Р, а также модификации этого двигателя РД-9Е и РД-9С для опытных самолетов Е-50 и Е-4.

Для крылатых ракет были созданы двигатели Р-3В-26 и Р-3М-26 на базе РД-9, а также ТРДФ КР-5-26, имеющий тягу 40 кН.

Для самолетов Ла-17 и их модификаций на базе ТРДФ Р11-300 в 1959 г. были разработаны ТРД Р11К1, Р11К2 и Р11КА. Эти двигатели с 1960 до 1980 г. производились Уфимским МПО.

В 1968 г. были завершены летные испытания ТРДФ Р13-300 и Р13Ф-300, разработанных для самолетов МиГ-21МФ, МиГ-21СМ, МиГ-21СМТ, Су-28, Су-15Т. Двигатель Р13-300 серийно производился Уфимским МПО с 1968 по 1986 г.

ТРДФ Р13Ф-300 является модификацией двигателя Р13-300. На нем установлены дополнительный форсажный насос и новая форсажная камера с тремя кольцевыми стабилизаторами. Сопло имеет дополнительный теплозащитный экран. Серийное производство осуществлялось на Уфимском МПО с 1971 по 1978 г.

Еще одна модификация — Р13Ф2-300 — была создана для самолета Су-15ТМ.

Двигатель Р13-300 производился с 1978 г. в Китае под обозначением WP13. Он устанавливался на самолеты F-7 и F-8. ТРДФ Р13Ф-300 использовался на летающей лаборатории МиГ-21И, построенной для изучения крыла сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144.

В НПП «Мотор» разработан ТРДФ **Р25-300,** являющийся развитием двигателя Р13-300. Летные испытания его были начаты в 1970 г., а серийное производство осуществлялось на Уфимском МПО с 1972 по 1986 г. Двигатель устанавливался на истребителе МиГ-21бис (при этом значительно улучшились скороподъемность и маневренные характеристики этого самолета).

Число ступеней компрессора высокого давления двигателя Р25-300 в отличие от компрессоров модификаций Р11...Р13 было увеличено до пяти ступеней. В связи с этим увеличилась длина ротора, что потребовало установки еще одной межвальной опоры. Двигатель оснащен двухступенчатой форсажной камерой, что позволяет самолету вести бой на большой высоте.

В начале 1990-х гг. была разработана модификация Р25-300-94, имеющая увеличенный отбор мощности. Она предназначалась для самолета МиГ-21-93.

Двигатель Р25-300 производится по лицензии в Индии для самолетов МиГ-21бис индийского производства.

В 1979 г. под руководством С. А. Гаврилова был разработан ТРД **Р95Ш**, который устанавливался на самолеты Су-25, Су-25УБ, Су-25УТГ, Су-25БМ. Этот ТРД выпускался Уфимским МПО с 1980 г.

На базе этого двигателя в 1986 г. был разработан ТРД **Р195**, который устанавливался на самолетах Су-25Т, Су-25ТК, Су-25УБ, Су-39. По сравнению с предшественником двигатель Р195 имел улучшенную эксплуатационную технологичность. Он проектировался так, чтобы противостоять попаданию снаряда 23-мм пушки и сохранять работоспособность после значительных повреждений. Двигатель имеет трехступенчатый компрессор низкого давления, пятиступенчатый компрессор высокого давления, приводимые одноступенчатыми турбинами низкого и высокого давления, трубчато-кольцевую камеру сгорания и нерегулируемое сопло. Его серийное производство осуществляется в ОАО «Уфимское МПО» с 1987 г.

ТРДФ Р195ПФ планируется установить на сверхзвуковом учебно-тренировочном самолете С-54.

ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ САМОЛЕТОВ С ДВИГАТЕЛЯМИ

Марка самолета	Марка двигателя	Число двига-телей	V_{max} (* — $V_{кр}$), км/ч
ЕФ-140	АМТКРД-01	2	830...900
Е-8	Р21Ф-300	1	2230
Е-155М, Е-266М	Р15БФ2-300	2	3000
Ту-16, -16К, -16КС, -16Р, Ту-163, -16М, -16РЭБ	АМ-3А, РД-3М	2	1050
Ту-104	АМ-3	2	750...800*
Ту-104А	РД-3М	2	1050
Ту-104Б	РД-3М-500	2	1000
3МС, 3МС-2	РД-3М-500А	4	925
МиГ-АТС (проект)	РД-1700	2	850
МиГ-19СВ	РД-9БФ	2	1572
МиГ-19, -19С, -19П, -19ПМ, МиГ-19Р, -19У	РД-9Б	2	1250...1452
МиГ-21И	Р13Ф-300	1	2100
МиГ-21, -21Ф, МиГ-21Ф-13, -21ФЛ	Р11Ф-300	1	2175
МиГ-21ПФ	Р11Ф2-300	1	2175
МиГ-21ПФМ, МиГ-21С, -21М, -21Р	Р11Ф2С-300	1	2230
МиГ-21СМ, -21МФ, -21СМТ	Р13-300	1	2230
МиГ-21бис, -21-93	Р25-300	1	2200
МиГ-21ПД	Р13Ф-300+РД36-35	1 + 2	—
МиГ-23-11	Р27Ф-300	1	2445
МиГ-23ПД	Р27-300+РД36-35	1 + 2	2500
МиГ-23С, -23У, -23УБ	Р27Ф2М-300	1	2500
МиГ-23М, -23МР, -23МС	Р29-300	1	2500
МиГ-23МЛ, -23П, МиГ-23МЛА, -23МЛД	Р35-300	1	2500
МиГ-23МЛД	Р35Ф-300	1	2500
МиГ-23БН, -23БМ	Р29Б-300	1	1800

$L_п$, км	H_{max}, м	M_0, т	$M_{пн}$, т	Число пассажиров	Источник информации
—	11 000	—	—	—	[42, 235]
—	20 300	8,3	—	—	[102]
1920	24 200	46	4	—	[93]
3900...5800	12 800	72	9	—	[27, 98, 179]
2750	11 500	75,5	5,2	50	[27, 63, 180]
2790	12 500	76	9	70	
2900...4200	11 900	78,1	12	100...115	
9400	9400	192	24	—	[98]
1450	15 000	5,46	—	—	[27, 100]
—	18 500	7,33	—	—	[64, 102]
1390...1800	16 700...17 600	8,46...8,74	2	—	[38, 64, 133, 242]
110	19 000	8,75	—	—	[38, 129, 242]
1520...1300	19 000	6,85...7,37	—	—	
1400	19 000	7,75	—	—	
1300	19 000	7,82...8,15	—	—	
1050	18 200	8,2...8,3	1,3	—	
1120	17 500	8,7...8,8	2	—	
—	—	8,2	—	—	
—	17 200	12,8	—	—	[27, 100, 238]
—	—	16,5	—	—	[38, 100, 114, 129, 242]
1800	18 000	15,74	—	—	
—	17 500	15,75	4,5	—	
1950...2820	18 500	14,7	—	—	
2500	18 300	14,8	4,5	—	
850	15 500	16,45	2	—	[155, 242]

Марка самолета	Марка двигателя	Число двига-телей	V_{max}, км/ч
МиГ-25П, -25-Р	Р15Б-300	2	3000
МиГ-25ПД, -25ПДС, -25РБ, -25РБВ, -25РБТ	Р15БД-300	2	3000
МиГ-27, -27К, -27М	Р29Б-300	1	1880
Су-15 (Т-58)	Р11Ф2СУ-300 Р11Ф2С-300	2	2230
Су-15Т, -15ТМ	Р13Ф-300	2	2230
Су-15бис	Р25-300	2	—
Ил-40	АМ-5	2	950
Ил-40П	РД-9В	2	993
Су-22, -22И	Р29БС-300	2	1350
Су-28	Р13-300	—	—
Су-37 (проект)	Р79М	1	1900
Су-96 (проект)	Р127-300	2	800
Як-23, -23УТИ	РД-500	1	932
Як-25	АМ-5, -5А	2	1090
Як-25РВ	Р11В-300	2	870
Як-26	РД-9	2	1400
Як-27	РД-9АК	2	1235
Як-27В	РД-9Е+С-155	2 + 1	1950
Як-28, -28Б	Р11АФ-300	2	1900
Як-28Л, -28И, -28РР, -28П	Р11АФ2-300	2	1945...2110
Як-30	РУ19-300	1	660
Як-32	РУ19-300	1	663
Як-36	Р27-300 + + РД36-35	1 + 2	1010
Як-36М, -38	Р27В-300РД36-35ФВР	1 + 2	1210
Як-38М	Р28В-300+РД38	1 + 2	1050
Як-141	Р79+РД41	1 + 2	1800

Продолжение таблицы

$L_п$, км	H_{max}, м	M_0, т	$M_{пн}$, т	Число пассажиров	Источник информации
1730	10 700	36,72		—	[38, 129, 242]
1635...1865	23 000	37,0	4	—	
1500...2850	17 000	18,1	4,5	—	[155, 242]
1550	18 500	16,52	—	—	[54, 114, 129]
1210...1780	17 450	17,9	—	—	
—	—	—	—	—	
1000	11 600	17,27	1	—	[2, 102, 108,196]
870	—	17,6	1,4	—	
560...2300	18 000	16,3	—	—	[114, 161]
—	—	—	—	—	[100, 114]
800	17 000	23,8...25	—	—	
3000...3500	12 000	—	—	4...6	
—	15 000	2,9	—	—	[27, 32, 117, 235]
3000	13 900	9,22	—	—	
3500	20 500	9,95	—	—	[64, 102]
2400	16 800	—	1,2	—	
2200	16 300	9,74	—	—	
1000	23 000...26 000	11,2	—	—	
1950...2630	16 200	16,0	—	—	[27, 54, 114, 196]
2420	14 500...17 000	15,7...16,5	—	—	
500	14 000	2,4	0,886	—	[10, 102]
350	13 000	1,93	0,8	—	[10, 27, 114]
370	12 000	8,9	—	—	[114, 132, 234]
460...1100	14 000	10,3	1	—	
680...1500	14 000	11,3	1...1,5	—	
2100	15 000	15,8...19,5	1...2,6	—	[41, 114, 129]

Марка самолета	Марка двигателя	Число двига-телей	V_{max} (* — $V_{кр}$), км/ч
Ан-26, -26Б	АИ-24ВТ + + РУ19А-300	2 + 1	435*
Т6-1	Р27Ф2М-300 + + РД36-35	2 + 4	—
К-3	РД-500	1	1100
КС	РД-500К	1	1050...1100
Су-25	Р95Ш	2	970
Су-25Т, -25ТК, -25УБ	Р195	2	950
Су-39 (Су-25ТМ)	Р195	2	—
С-54 (проект)	Р195ПФ	1	1650
Ла-15	РД-500	1	1170
Ла-17М	РД-9БК	1	830...900*
Ла-17ММ	Р-11К-300	1	960
Ту-16Б	РД-16-15	2	1004
М-4	АМ-3, РД-3М-500А	4	930
М-52 («50В») (проект)	РД16-17Б	4	2000...2200
М-56 (проект)	РД16-17М	6	2700...3200
Т-37	Р15-300	1	3000
«150»	АМРД-02	2	950
Ту-121	КР15-300	1	2775
Ту-123	КР15-300	1	2700

Окончание таблицы

$L_п$, км	H_{max}, м	M_0, т	$M_{пн}$, т	Число пассажиров	Источник информации
1240	7500	23,0	5,5	38...40	[27, 114]
—	—	26,1	—	—	
80...220	3000	2,555	—	—	[27, 194]
70...90	—	2,735	—	—	
1250	5000	17,6	4,34	—	[54, 114]
700	10 000	19,5	4,36	—	
—	—	20,5	—	—	[196]
2000	18 000	9,41	—	—	[100]
2975	13 500	3,85	—	—	[27]
250	3000...16 000	2,78	—	—	[102, 226]
	100...18 000	2,3	—	—	
6350	13 500	75	9	—	
8100	12 500	184	18	—	[98]
8000...10 000	—	165...200	9...10	—	[102, 181]
6000...7000	24 000...25 000	185	—	—	
1500	25 000...27 000	10,6...12	—	—	[27, 114, 170]
5300	13 600	30,3	—	—	[27, 235]
3880	24 100	35	—	—	[192]
3560...3680	22 800	35,61	—	—	

ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ГТД РАЗРАБОТКИ АМНТК

ТРД

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0					Номинальный режим $H = 0$; М = 0,7	
	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))
РД-10[1)]	9,03 (920)	142,4 (1,4)	23	3,2	920	3,94 (400)	147,5 (1,45)
РД-12[1)]	29,5 (3000)	—	—	—	—	—	—
РД-14[1)] (проект)	14,7 (1500)	—	—	—	—	—	—
АМТКРД-01	32,4 (3300)	124 (1,2)	65	4	1120	29,4 (3000)	124 (1,2)
АМРД-02	41,7 (4250)	107 (1,05)	75	5	1120	37,7 (3850)	104 (1,02)
АМ-3	85,3 (8700)	102 (1,0)	150	6,2	1130	60,8 (6200)	95 (0,93)
АМ-3А	85,3 (8700)	—	—	—	—	—	—
АМ-3Д	85,8 (8750)	—	—	—	—	—	—
АМ-3М, РД-3М	94,6 (9650)	102 (1,0)	164	6,4	1130	—	—
АМ-5	19,6 (2000)	95 (0,93)	37,5	5,8	1130	16,7 (1700)	90 (0,88)
РД-3М-500	102,9 (10 500)	—	—	—	—	—	—
РД-9В	31,9 (3250)	—	—	—	—	—	—
РД-500[2)]	15,6 (1590)	107 (1,05)	28,5	4	1140	—	—
РД16-15[3)], РД-3П	108 (11 000)	86 (0,84)	185	8	—	—	78,5 (0,77)
РД16-17[3)], Д-15Б	181,6 (18 500)	112...114 (1,1...1,12)	—	—	—	—	—

$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
				Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
25	800	3,87	0,81	1945	—	—	1946	[27, 102, 220, 235]
—	—	—	—	1947	—	—	—	
—	—	—	—	1948	—	—	—	
25	1720	3,08	1,365	1947	—	1948	—	
50	1675	3,6	1,38	—	—	1952	—	
100	3100	5,38	1,4	1950	—	—	1952	
100	—	—	—	—	—	—	1955	[27, 64]
—	—	—	—	—	—	—	—	
—	3100	5,38	1,4	—	—	1955	1956	
—	445	2,77	0,67	—	—	1952	1953	[2, 27, 64, 235, 242]
—	—	—	—	—	—	1955	1959	[27, 64]
—	—	—	—	—	—	1953	—	[64, 114]
—	567	2,85	1,09	1947	—	1947	1948	[26, 27, 102, 235]
—	3100	—	—	1959	—	—	—	[102, 181]
—	—	—	—	1960	—	—	—	

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0					Номинальный режим $H = 0$; М = 0,7	
	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))
РД16-23[3] (проект)	166,9 (17 000)	—	—	—	—	—	—
РУ19-300	8,83 (900)	120 (1,18)	16	4,6	1150	7,84 (800)	110 (1,1)
РУ19А-300	7,85 (780)	—	—	—	—	—	—
КР7-300	21,1 (2150)	133 (1,33)	35,5	4,5	1360	—	180 (1,77)
Р11К-300[1]	24,1 (2460)	100,7 (0,99)	—	8,85	870	—	—
Р11В-300[2]	38,2 (3900)	—	—	—	—	—	—
Р27-300	53 (5400)	—	—	—	—	—	—
Р27В-300	59,8 (6100)	89,6 (0,9)	95	10,5	1450	—	—
Р28В-300	66,7 (6800)	—	—	—	—	—	—
Р95Ш[1]	40,2 (4100)	87,5 (0,86)	66	8,66	1148	—	130,2 (1,28)
Р195[1]	42,2 (4300)	89,5 (0,88)	66	9,0	1188	—	—

[1] Разработка ГУНПП «Мотор».
[2] Разработка ТМКБ «Союз».
[3] Разработка казанского КБ-16 под руководством П. Ф. Зубца.

Продолжение таблицы

$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
				Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
—	—	—	—	1956	—	—	—	[26, 27, 102, 235]
—	225	1,73	0,55	1960	1961	—	1969	
1500	—	—	—	—	1969	—	1970	
—	385	2,01	0,645	1962	—	—	1964	[27, 234]
—	—	—	—	—	—	—	—	[2, 64, 242]
—	—	—	—	1956	—	—	1961	
—	950	—	—	—	—	1963	—	[170]
—	1350	3,7	1,012	1973	—	1970	1974	[27, 64, 170]
—	—	—	—	—	—	1983	—	[170]
500	990	3,3	0,914	1979	1979	—	1980	[27, 64, 170, 238]
500	860	2,88	0,805	1986	1986	—	1987	

Марка двигателя	Взлетный форсажный режим $H = 0$; М = 0					Номинальный режим $H = 0$; М = 0,7	
	$P_ф$, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))
РД-9Б[1)]	32,4 (3300)	163 (1,6)	43,3	7,5	1150	21,1 (2150)	90,0 (0,88)
РД-9БФ[1)]	37,24 (3800)	—	44	7,8	1173	27 (2750)	98,0 (0,96)
РД-9БМ[1)]	31,4 (3200)	—	—	—	—	—	—
РД-9Е[1)]	37,24 (3800)	—	—	—	—	—	—
РД-9С[1)]	31,86 (3250)	—	—	—	—	—	—
РД-9Ф[1)]	39,76 (3850)	—	—	7,8	1160	21,1 (2150)	95,8 (0,94)
АМ-5Ф	26,5 (2700)	184 (1,8)	37	6,1	—	21,1 (2150)	100,0 (0,99)
АМ-11	31,9 (3250)	—	—	—	—	25,5 (2600)	—
Р11-300	49,0 (5000)	203 (2,0)	64,5	8,6	1173	37,24 (3800)	96,0 (0,94)
Р11Ф-300[2)]	56,3 (5740)	220 (2,18)	64,5	8,9	1173	38,0 (3880)	96,0 (0,94)
Р11Ф2-300[2)]	60,0 (6120)	225 (2,19)	64,5	9	1200	38,7 (3950)	96,0 (0,94)
Р11Ф2С-300[2)]	60,5 (6175)	—	65,5	9	1225	38,2 (3900)	—
Р11Ф2СУ-300[2)]	65,7 (6700)	—	—	—	—	—	—
РД16-17П[3)]	182 (18 500)	122,3 (1,2)	—	—	—	88,5 (9000)	84 (0,82)
РД16-17М[3)]	196,7 (20 000)	140,6 (1,38)	—	—	—	113 (11 500)	87,6 (0,86)

ДФ

$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
				Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
—	700	5,56	0,66	1954	—	1954	1955	[2, 24, 27, 102]
—	620	—	—	—	—	1955	—	[25, 27, 170]
—	—	—	—	—	—	—	—	[2, 38]
—	—	—	—	1955	—	—	—	[38, 242]
—	—	—	—	1955	—	—	—	
—	—	—	—	1956	—	—	1956	[242]
—	624	—	—	—	—	—	—	[2, 38, 170, 242]
—	—	—	—	—	—	1956	—	
—	1040	4,6	0,825	1956	—	1957	1958	[38, 216]
—	1182	—	0,902	1958	—	—	1959	[27, 38, 102, 170]
—	1117	4,6	0,825	1961	—	1961	1962	[27, 102, 242]
—	—	—	—	1965	—	—	1965	
—	—	—	—	—	—	—	—	
—	4000	—	1,8	—	—	—	—	[181, 242]
—	3500	—	—	1961	—	—	—	

Марка двигателя	Взлетный форсажный режим $H = 0$; М = 0					Номинальный режим $H = 0$; М = 0,7	
	$P_ф$, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))
Р13-300[1)]	63,6 (6490)	224 (2,2)	66	8,9	1223	39,4 (4020)	96,0 (0,94)
Р13Ф-300[1)]	63,63 (6490)	213 (2,093)	65,6	8,9	1233	39,9 (4070)	95 (0,931)
Р15-300	116,7 (11 900)	—	140	4,54	1173	76,1 (7760)	127 (1,2)
Р15Б-300	109,8 (11 200)	275 (2,7)	144	4,75	1230	73,5 (7500)	128 (1,25)
Р15БД-300	112,8 (11 470)	—	—	—	—	—	—
Р15БФ2-300	137,7 (14 000)	—	—	—	—	—	—
Р21Ф-300	70,6 (7200)	240 (2,35)	74	8,7	1233	46,1 (4700)	103 (1,01)
Р25-300[1)]	69,6 (7100)	230 (2,25)	67,9	9,55	1330	40,2 (4100)	98 (0,96)
Р27Ф-300	76,44 (7800)	—	—	—	—	50,96 (5200)	—
Р27Ф2М-300	98,0 (10 000)	194 (1,9)	95	10,5	1373	67,6 (6900)	99 (0,97)
Р29-300	122,5 (12 500)	204 (2,0)	110	13	1423	81,4 (8300)	97 (0,95)
Р29Б-300	112,7 (11 500)	184 (1,8)	105	12,2	1400	41,2 (4200)	80 (0,78)

Продолжение таблицы

$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
				Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
—	1120	4,6	0,907	1963	—	1968	1968	[27, 102, 170, 238]
—	1135	4,6	0,907	—	—	1971	1971	
—	2590	6,65	1,64	1959	—	—	1964	[27, 170]
150	2625	6,64	1,64	—	—	1964	1969	[10]
1000	—	—	—	—	—	—	—	[38, 102, 242]
—	—	—	—	1975	—	—	—	
—	1220	—	0,987	—	—	1962	—	
400	1215	4,615	0,907	1965	—	1970	1972	[27, 64, 102, 170, 171, 238, 242]
25	—	—	—	—	—	1967	—	[38,242]
—	1650	4,85	1,012	—	—	1969	—	[27, 242]
—	1775	4,96	0,912	1970	—	1972	1973	
550	1777	4,99	0,986	1973	—	—	1974	[27, 170, 238]

Марка двигателя	Взлетный форсажный режим $H = 0$; М = 0					Номинальный режим $H = 0$; М = 0,7	
	$P_ф$, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))
Р35-300	127,5 (13 000)	200 (1,96)	110	13	1493	83,8 (8550)	98 (0,96)
КР15-300, Р15К-300	96,0 (9750)	—	—	—	1320	—	—

[1] Разработка ГУНПП «Мотор».
[2] Разработка ТМКБ «Союз».
[3] Разработка казанского КБ-16 под руководством П. Ф. Зубца.

ТР

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0						Крейсерский режим $H = 11$ км; М = 0,8	
	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	m	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))
РДК-300	3,43 (350)	—	7,5	8,5	—	1,0	—	79,8 (0,785)
Р126-300 (проект)	34,3 (3500)	38,4 (0,376)	—	—	—	5,4	—	—
Р127-300 (проект)	8,73 (890)	42 (0,41)	—	—	—	—	—	—
Р130-300 (проект)	5,4 (550)	—	—	—	—	—	—	59 (0,58)

Окончание таблицы

$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
				Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
—	1765	5,001	1,004	1973	—	1976	1976	[27, 114, 129, 242]
15	2150	—	—	—	—	—	1963	[182]

ДД

$T_{наз}$,ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства			Источник информации
				Стендовые	Государственные	Серия	
—	95	0,85	0,315	—	—	1982	[2, 27, 100]
—	—	—	—	—	—	—	[27, 60, 80, 100]
—	—	—	—	—	—	—	
—	85	1,195	0,43	—	—	—	

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0						Крейсерский режим $H = 11$ км; М = 0,8	
	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	m	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))
Р134-300, ВК-21	110,8 (10 388)	—	180	22,4	1600	0,8	19,6 (2000)	64 (0,63)
ВК-23 (проект)	196 (20 000)	40 (0,39)	—	—	—	5	—	—
РДКФ1-300 (проект)	4,41 (400)	82 (0,8)	—	—	—	—	—	—
Р95ТМ-300	3,43 (350)	87,3 (0,85)	—	—	—	—	—	—

ТРД

Марка двигателя	Взлетный форсажный режим $H = 0$; М = 0						Взлетный бесфорсажный режим $H = 0$; М = 0	
	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	m	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))
Р79	176,5 (18 000)	—	—	—	—	—	—	65 (0,64)
Р79В-300	151,9 (15 500)	163 (1,6)	180	22	1620	0,8	103 (10 500)	67 (0,66)
Р179, Р79М-300	193 (19 630)	188 (1,85)	180	25	1850	0,73	—	65 (0,64)
Р145	—	—	—	—	—	—	—	—
РД-1700[1)]	—	132 (1,3)	—	14,3	—	0,78	16,8 (1700)	71 (0,7)

[1)] Разработка ТМКБ «Союз».

Продолжение таблицы

$T_{наз}$,ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства			Источник информации
				Стендовые	Государственные	Серия	
—	2350	4,4	1,25	1999	—	—	[27, 60, 80, 100]
—	—	—	—	2001	—	—	
—	105	0,846	0,315	2001	—	—	
—	95	0,85	0,315	—	1982	—	

ДФ

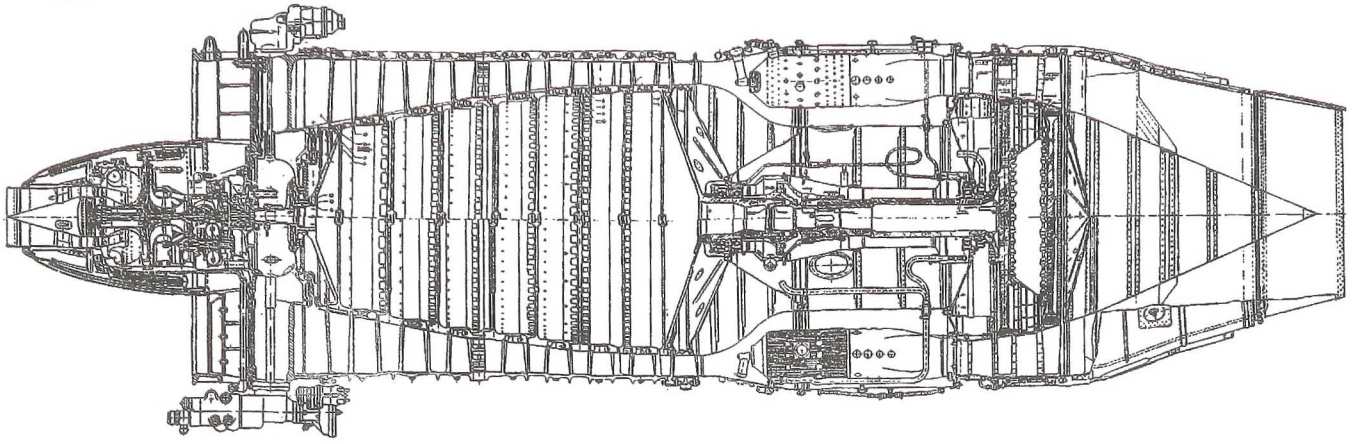
$T_{наз}$,ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства			Источник информации
				Стендовые	Государственные	Серия	
—	2250	5,5	—	1997	—	—	[60, 100]
500	2750	5,23	1,716	1977	—	1984	[27, 47, 100, 233]
—	2880	5,61	1,75	1995	—	—	[60, 100]
—	—	—	—	—	—	—	[80]
4000	297,5	—	—	2000	2002	—	[27, 64, 100, 238]

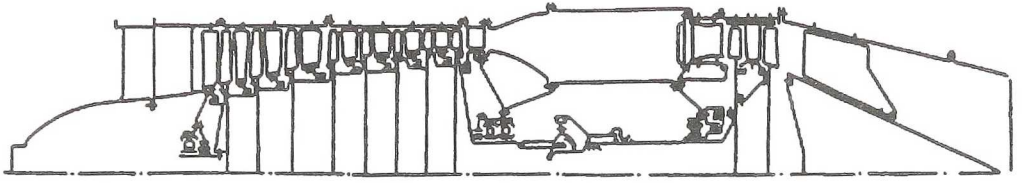
Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; $M = 0$				
	$N_э$, кВт (л. с.)	$C_э$, кг/(кВт • ч) (кг/(л. с. • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К
ТВ116-300 (проект)	883 (1200)	0,285 (0,210)	—	—	—
ТВ128-300	956 (1300)	0,288 (0,212)	—	—	—
Р124-300 (проект)	335 (455)	—	—	—	—

Крейсерский режим H = 12 км; М = 0,68		$T_{наз}$,ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	Источник информации
$N_э$, кВт (л. с.)	$C_э$, кг/(кВт • ч) (кг/(л. с. • ч))				
588 (800)	0,305 (0,225)	—	130	—	[60, 100, 233]
368 (500)	0,242 (0,178)	—	200	1,2...1,75	
—	—	—	—	—	[80]

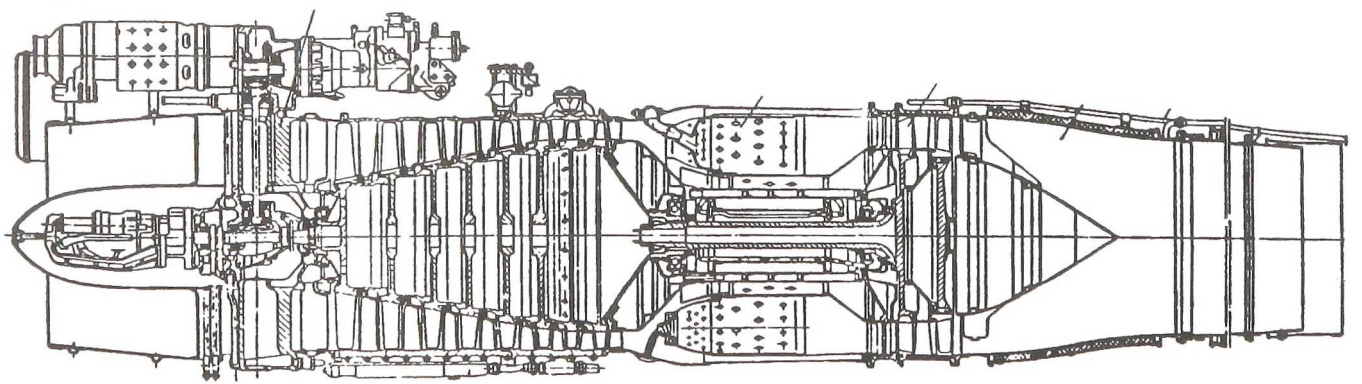
ПРОДОЛЬНЫЕ РАЗРЕЗЫ И КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ ДВИГАТЕЛЕЙ РАЗРАБОТКИ МОСКОВСКИХ АМНТК «СОЮЗ», ТМКБ «СОЮЗ» И УФИМСКОГО НПП «МОТОР»

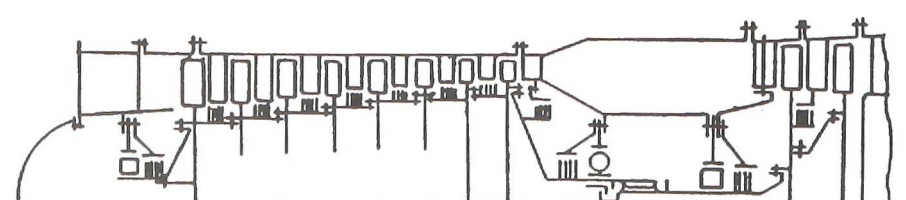
ТРД АМ-3 (РД-3М)



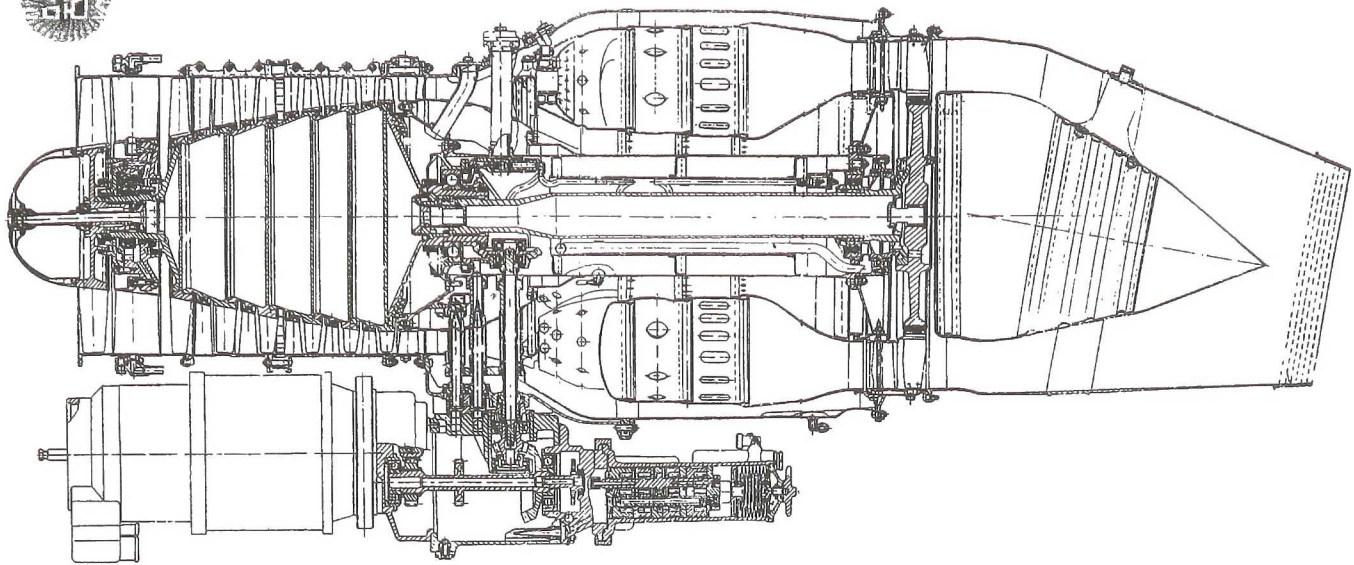


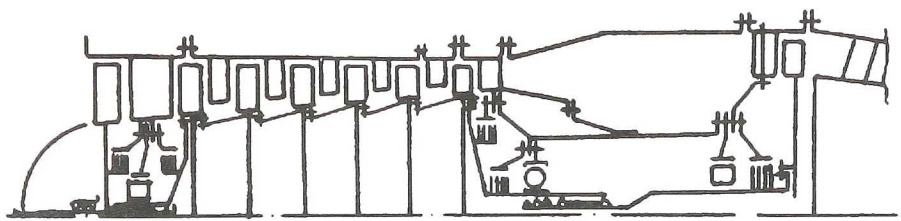
ТРД АМ-5



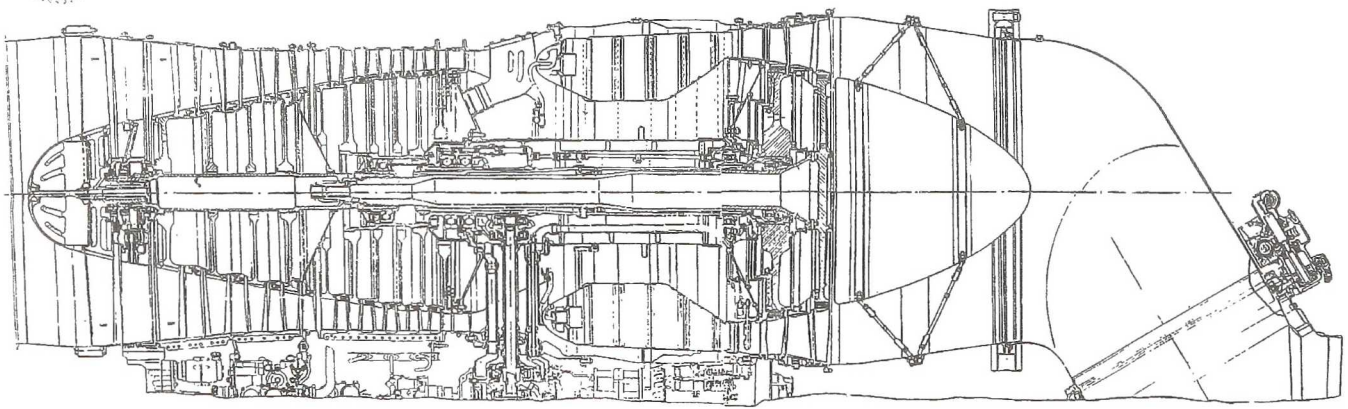


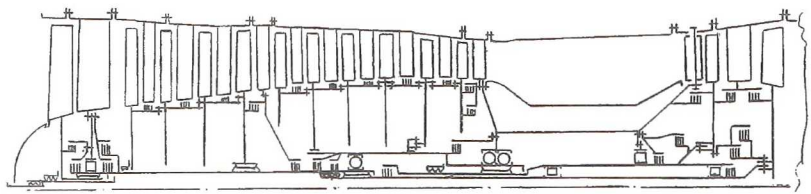
ТРД РУ19А-300



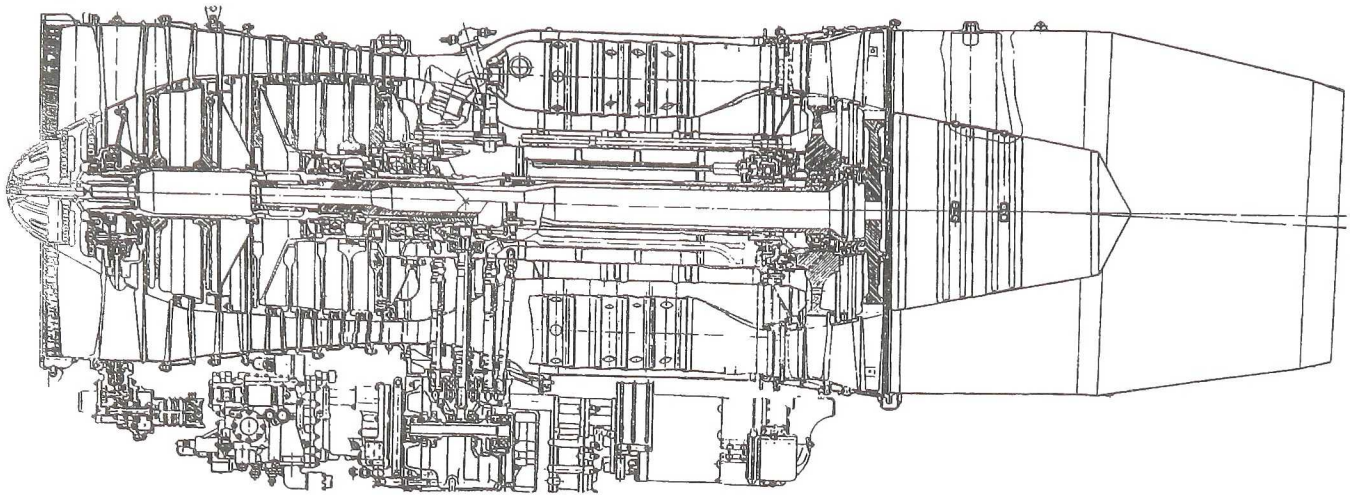


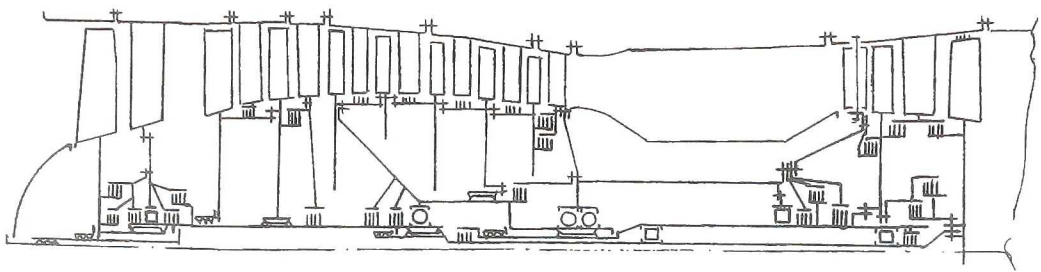
ТРД Р28В-300



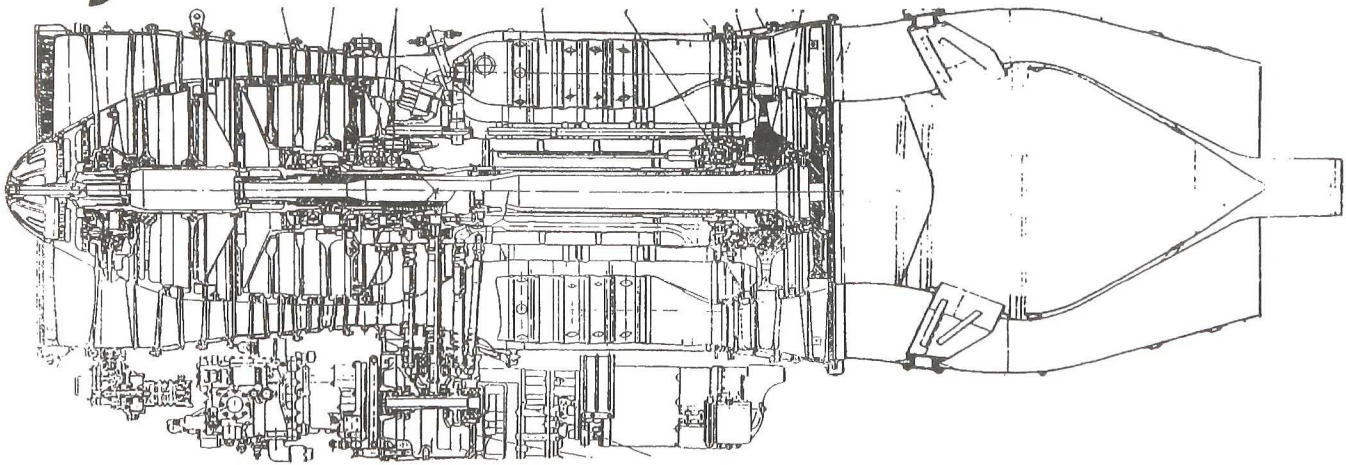


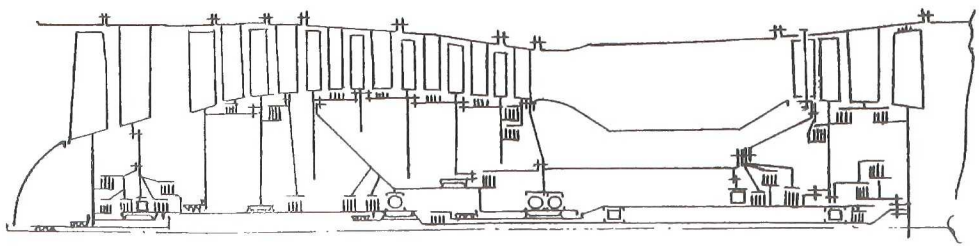
ТРД Р95Ш



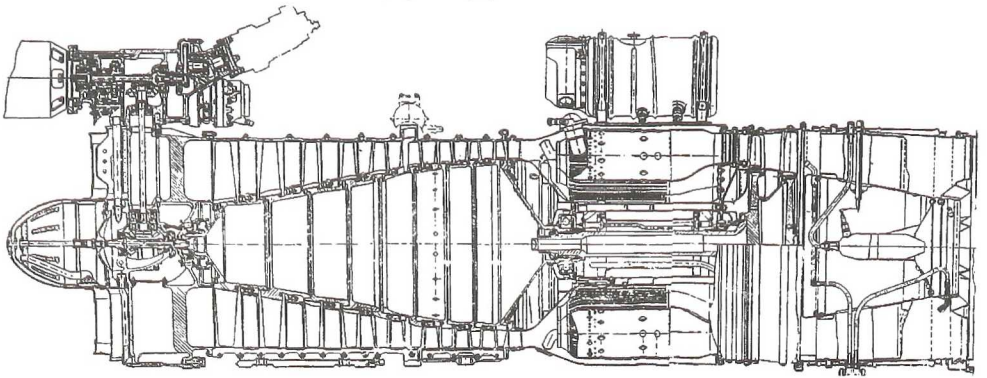


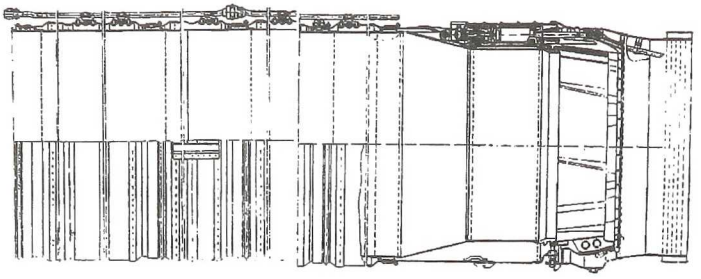
ТРД Р195

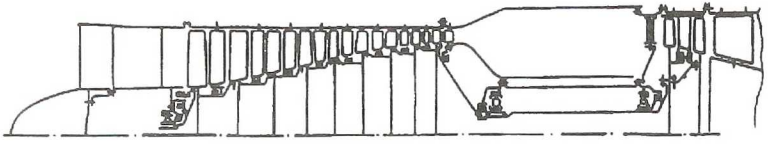




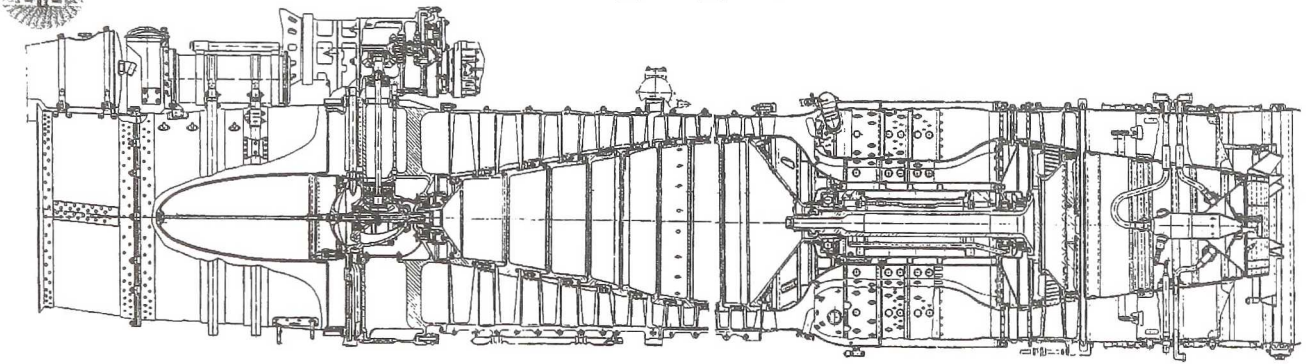
ТРДФ РД-9Б

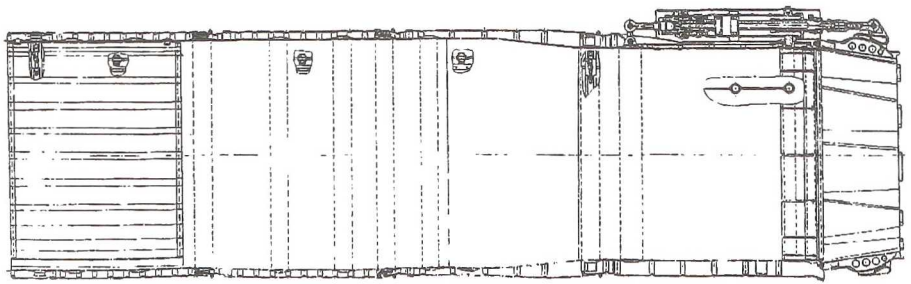


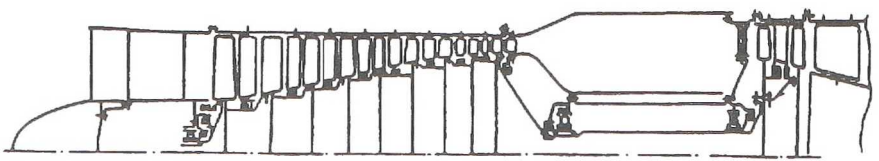




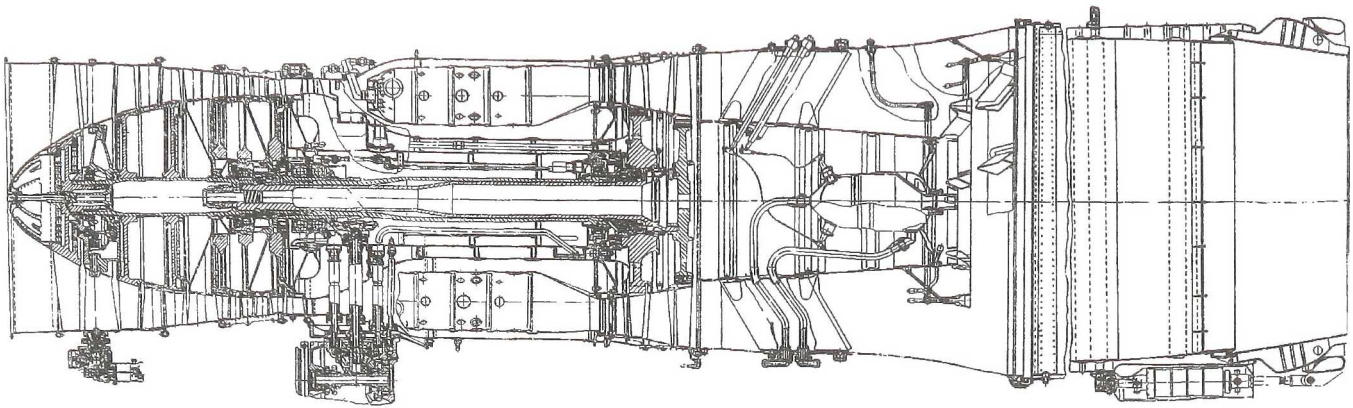
ТРДФ РД-9Ф

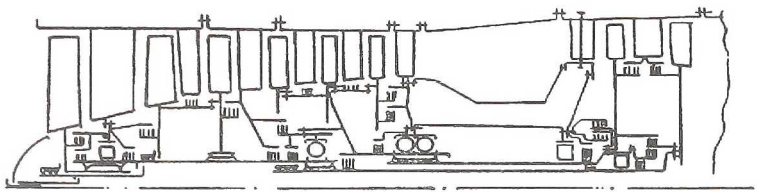




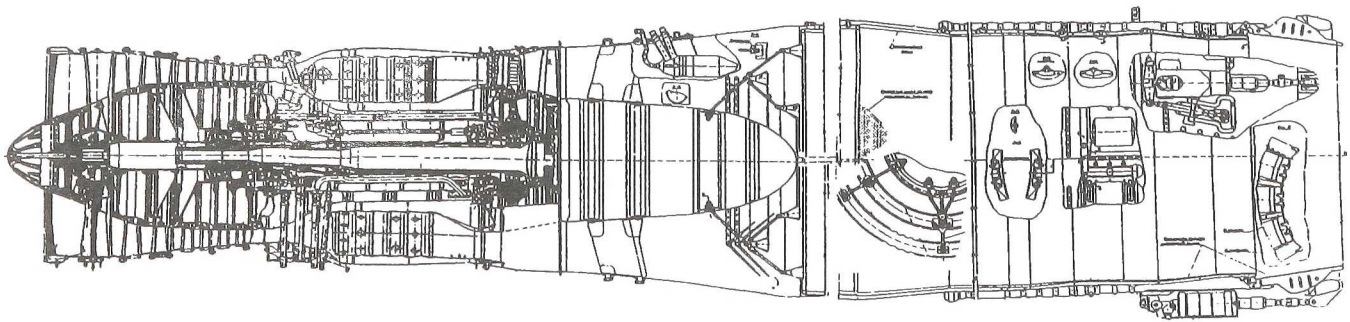


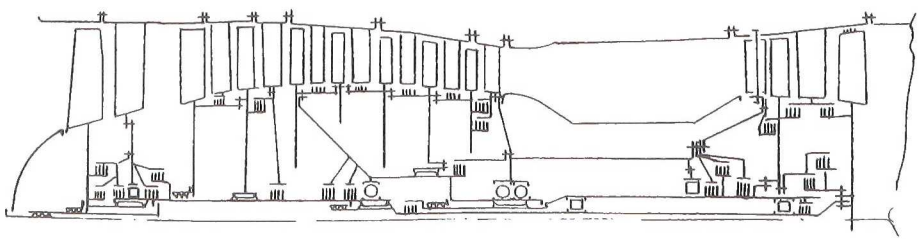
ТРДФ Р11-300



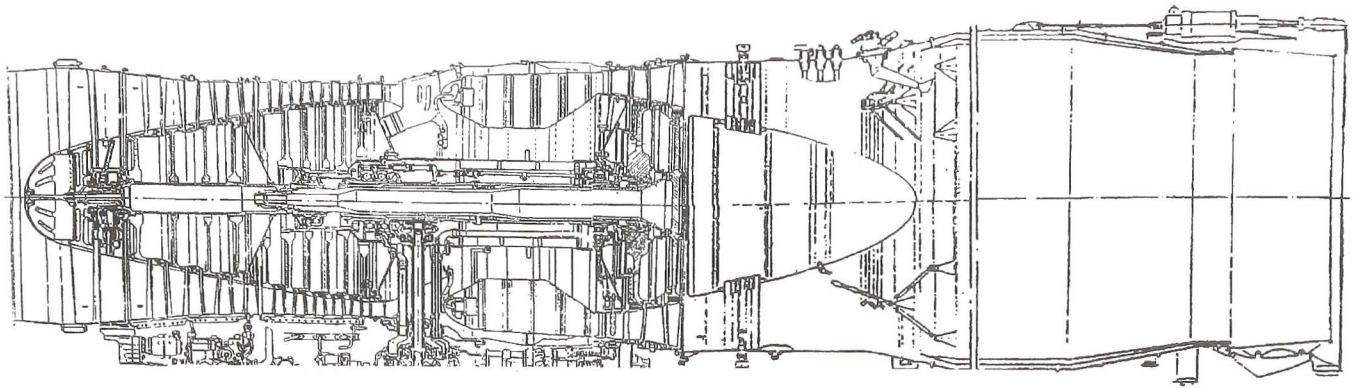


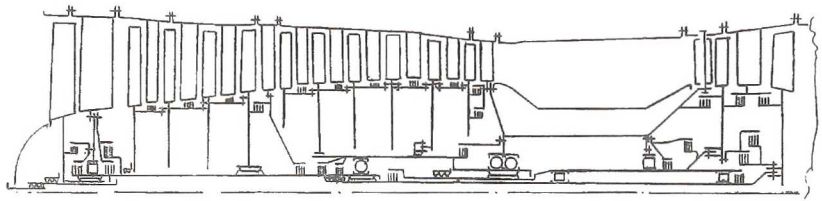
ТРДФ Р25-300



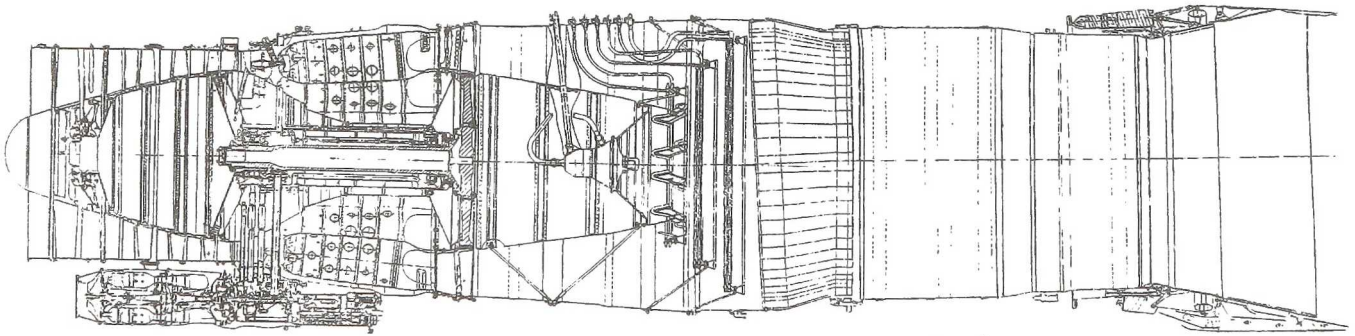


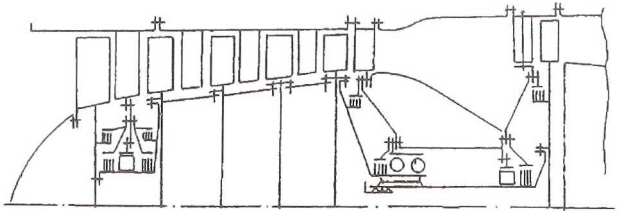
ТРДФ Р29Б-300



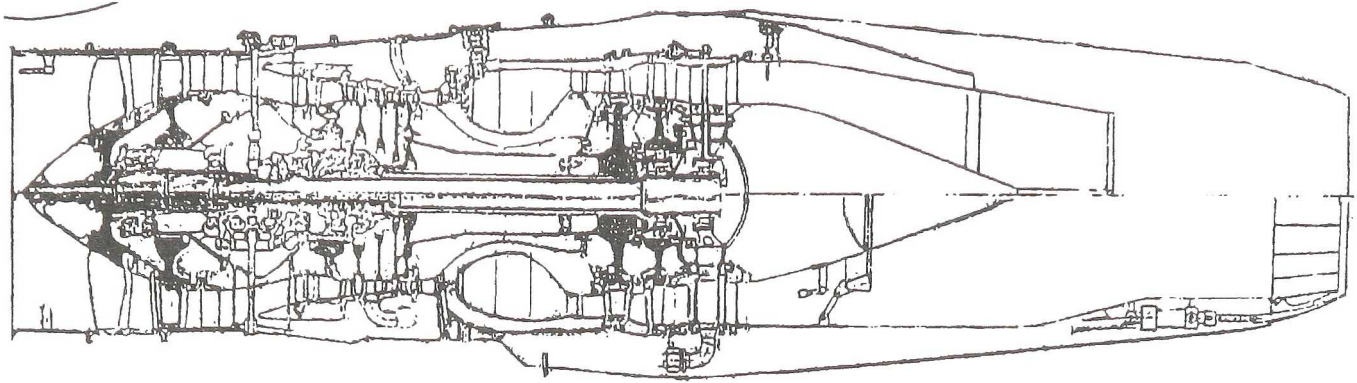


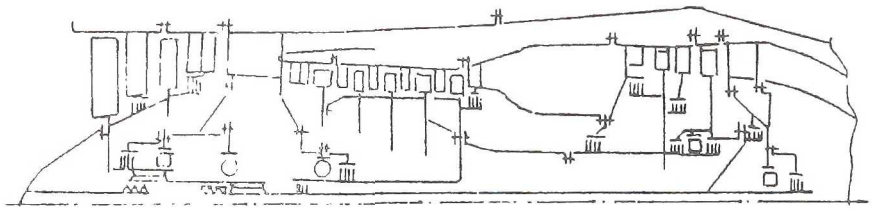
ТРДФ Р15Б-300





ТРДДФ РД-1700





ОАО «ОМСКОЕ МОТОРОСТРОИТЕЛЬНОЕ КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО» (ОАО «ОМКБ»)

ОМКБ было образовано в 1956 г. как ОКБ-29. Главными конструкторами в разное время были В. А. Глущенков (1956—1973 гг.) и В. С. Пащенко (1973—1985 гг.). С 1985 г. эту должность занимает В. Г. Костогрыз.

ОМКБ специализируется на разработке малоразмерных газотурбинных двигателей и в настоящее время является одним из ведущих разработчиков по этому направлению в России.

Первая разработка, выполненная в 1957—1958 гг. совместно с ЦИАМ — ГТД-1, — создавалась как энергоузел.

В 1964 г. была создана силовая установка, состоящая из двух ТВаД ГТД-3 и силового редуктора для вертолета Ка-25. Двигатель выпускался в нескольких модификациях: **ГТД-3Ф**, ГТД-3М — для вертолета; ГТД-3Л, ГТД-3ТУ — для наземного применения. Двигатели серийно производились Омским моторостроительным предприятием им. П. И. Баранова.

В 1965 г. был создан двигатель ГТД-5. Этот ТВаД и его модификация ГТД-5М изготавливаются Омским моторостроительным объединением им. П. И. Баранова и в настоящее время.

В 1970 г. был разработан турбовинтовой двигатель ТВД-10 для самолета местных авиалиний Бе-30. На базе ТВД-10 созданы следующие модификации:

ТВД-10М — турбовинтовой двигатель для корабля на воздушной подушке (в двух вариантах — маршевый и подъемный). Двигатель приспособлен для работы в морских условиях;

ТВД-10Б — для пассажирского двухдвигательного самолета местных воздушных линий Ан-38;

PZL-10W - ТВаД для вертолета W-3 «Sokol». Это совместная разработка ОМКБ и польского завода WSK-Жешув.

Вспомогательный ГТД ВСУ-10 с дополнительным компрессором, приводимым свободной турбиной, разработан с использованием газогенератора двигателя ТВД-10Б. В 1980 г. ВСУ-10 прошел государственные стендовые испытания и был сертифицирован в составе самолета Ил-86. Он также был сертифицирован на соответствие НЛГС-3 для самолета Ил-96-300.

Компрессор вспомогательного двигателя — осецентробежный, число осевых ступеней — восемь, это на одну больше по сравнению

с компрессором базового газогенератора. Свободная турбина — двухступенчатая с передачей мощности на приводной компрессор через быстроходный редуктор. Приводной компрессор — двухконтурный, восьмиступенчатый, осевой. Создан на базе основного компрессора. Двигатель ВСУ-10 серийно изготавливается Омским моторостроительным предприятием им. П. И. Баранова.

ТВД-10Б явился также базой для создания турбовинтового двигателя ТВД-20 для самолета сельскохозяйственной авиации Ан-3. Двигатель снабжен флюгерно-реверсивным трехлопастным воздушным винтом АВ-17. Передача мощности на вал винта осуществляется через редуктор, расположенный за свободной турбиной и соединенный с ней рессорой. Двигатель может быть оборудован тормозом винта, что позволяет производить загрузку самолета средствами опыления при работающем на малом газе двигателе с остановленным винтом. Самолет Ан-3 с двигателем ТВД-20 прошел государственные испытания в 1990 г.

Модификацию **ТВД-20-03** для транспортного самолета Ан-38 предполагалось производить серийно на Омском моторостроительном предприятии им. П. И. Баранова. Двигатель имеет флюгерно-реверсивный малошумный шестилопастной тянущий или толкающий (типа АВ-106, АВ-36) воздушный винт.

Для одно- и двухмоторного многоцелевого самолета с толкающим или тянущим воздушным винтом разработана модификация ТВД-20М.

На базе газогенератора двигателей ТВД-10Б и ВСУ-10 разработан ТВаД **ТВД-20В** для многоцелевого вертолета.

На всех рассмотренных двигателях применяется кольцевая камера сгорания с вращающейся форсункой.

В 1995 г. был получен сертификат типа на вспомогательную силовую установку ВГТД-43 для пассажирского среднемагистрального самолета Ту-204.

ВГТД-43 — это газотурбинный двигатель двухкаскадной соосной схемы с отбором воздуха между каскадами и приводом электрического генератора от ротора низкого давления, вращающегося с постоянной частотой. Камера сгорания — кольцевая противоточная с двумя контурами топливных форсунок.

В ОАО «ОМКБ» при участии ФГУП «Завод им. В. Я. Климова» создан ТВаД **ТВ-О-100**. Двигатель предназначен для однодвигательного многоцелевого вертолета Ка-126. ТВ-О-100 производился серийно в Румынии с 1988 г.

Конструкторское бюро создало двухконтурный двухвальный турбореактивный двигатель **ТРДД-50**, предназначенный для легкого многоцелевого самолета, беспилотного летательного аппарата или мотопланера. В каскад низкого давления этого двигателя входят одноступенчатый вентилятор с широкохордными лопатками и одноступен-

чатая турбина, в каскад высокого давления — осевиагональный компрессор и одноступенчатая турбина. Кольцевая камера сгорания имеет вращающуюся форсунку. На Омском моторостроительном предприятии им. П. И. Баранова была изготовлена установочная партия двигателей.

Спроектирована модификация **ТРДД-50М** для использования в

ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ САМОЛЕТОВ И ВЕРТОЛЕТОВ

Марка самолета или вертолета	Марка двигателя	Число двигателей	V_{max} (*–$V_{кр}$), км/ч	$L_{п}$, км
Ка-25	ГТД-3Ф	2	220	650
Ка-126	ТВ-О-100	1	190	660
Ан-28	ТВД-10Б	2	335*	800...1400
Бе-30	ТВД-10	2	450	1200
Ан-3	ТВД-20	1	230	—
Ан-38	ТВД-20-03	2	350*	—
М-102 Дуэт-«Saras»	ТВД-20М	2	—	—
Т-101 "Грач"	ТВД-10Б	1	—	1270
К-25К	ГТД-3М	2	220	200

качестве маршевого двигателя на самолетах местных авиалиний.

С учетом опыта создания серийных двигателей ТВД-10Б, ВСУ-10, ТВ-О-100 с 1994 г. разрабатывался проект ТВаД **ГТД-400**.

В настоящее время ОАО «ОМКБ» вместе с ФГУП «ОМП им. П. И. Баранова» и при участии ФГУП «Завод им. В. Я. Климова» входят в Омский авиастроительный комплекс.

С ДВИГАТЕЛЯМИ ОАО «ОМКБ»

H_{max}, м	M_0, т	$M_{пн}$, т	Число пассажиров	Источник информации
3500	7,1	2	—	[100, 188]
4650	3,0	1,0	—	
—	6,5	—	17	[27, 100, 114]
3000	5,7	—	14	
—	5,8	1,5...1,8	—	[114, 218]
6000	8,8		26	[100]
—	—	—	—	
—	—	1,2	9	
3500	7,2	—	—	[188]

ТВД

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0					Крейсерский режим $H = 11$ км; М = 0,68	
	$N_э$, кВт (л.с.)	$C_э$, кг/(кВт • ч) (кг/(л.с. • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	$N_э$, кВт (л.с.)	$C_э$, кг/(кВт • ч) (кг/(л.с. • ч))
ТВД-20	1051 (1430)	0,347 (0,225)	—	—	—	—	—
ТВД-20-03	1051 (1430)	0,347 (0,255)	—	—	—	—	—
ТВД-10	691 (940)	—	—	—	—	—	—
ТВД-10Б	706 (960)	0,347 (0,225)	4,58	7,4	1160	374,5[1] (510)	0,456[1] (0,335)
ТВД-20М	1051 (1450)	0,339 (0,220)	—	—	—	—	—

[1] $H = 3$ км; $V = 335$ км/ч.

ТР

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0					
	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	m
ТРДД-50М (проект)	5,9 (600)	50 (0,49)	—	—	—	—
ТРДД-50	4,4...4,9 (450...500)	66,3 (0,65)	—	—	—	—

$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	$D_{винт}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства			Источник информации
					Государственные	Летные	Серия	
—	285	1,77	0,85	3,6	1990	1979	—	[64, 100]
—	250	1,9	0,85	2,65	1994	—	—	
—	—	—	—	3,0	1970	1968	—	[21, 64]
—	225	2,06	0,9	2,5	—	—	1984	[64, 100]
—	240	1,9	0,85	—	1995	—	—	

ДД

Крейсерский режим H = 11 км; М = 0,8		$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания		Источник информации
P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))					Стендовые	Государственные	
—	—	—	130	1,0	0,47	—	1995	[100]
—	—	—	95	0,85	0,33	1992	—	

Марка двигателя	Чрезвычайный режим $H = 0$; М = 0		Взлетный режим $H = 0$; М = 0					Крейсерский режим $H = 0$; М = 0	
	N_e, кВт (л.с.)	C_e, кг/(кВт · ч) (кг/(л.с. · ч))	N_e, кВт (л.с.)	C_e, кг/(кВт · ч) (кг/(л.с. · ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	N_e, кВт (л.с.)	C_e, кг/(кВт · ч) (кг/(л.с. · ч))
ГТД-400 (проект)	368 (500)	257 (350)	0,330 (0,243)	—	—	—	—	—	—
ТВД-20В (проект)	1103 (1500)	1011 (1375)	0,312 (0,230)	—	—	—	—	—	—
ГТД-3	—	—	—	—	—	—	—	—	—
ГТД-3Ф	662 (900)	—	662 (900)	0,407 (0,300)	4,65	6,5	1142	353 (479)	0,514 (0,378)
ГТД-3М	728 (990)	—	—	—	—	—	—	—	—
ГТД-3ТЛ	728 (990)	—	—	—	—	—	—	—	—
ГТД-3ТУ	—	—	—	—	—	—	—	—	—
ТВД-10М	—	—	—	—	—	—	—	—	—
ТВ-О-100	—	—	530 (720)	0,352 (0,259)	2,66	9,2	1300	340 (461)	0,396 (0,291)

ДВИГАТЕЛИ ВСПОМОГАТЕЛЬНЫХ

Марка двигателя	N, кВт (л.с.)	$G_в$, кг/с	$P_в$, кН/м^2 (кг/см^2)	U, В	C_e, кг/(кВт · ч) (кг/(л.с. · ч))	Масса, кг
ГТД-1	2,9 (300)	—	—	—	—	—
ГТД-5	—	—	—	—	—	—
ГТД-5М	—	—	—	—	—	—
ВГТД-43	30...90	1,9	4,8 (4,9)	—	0,43	229
ВСУ-10	40...60	3,5	4,74 (4,65)	208...120		500

аД

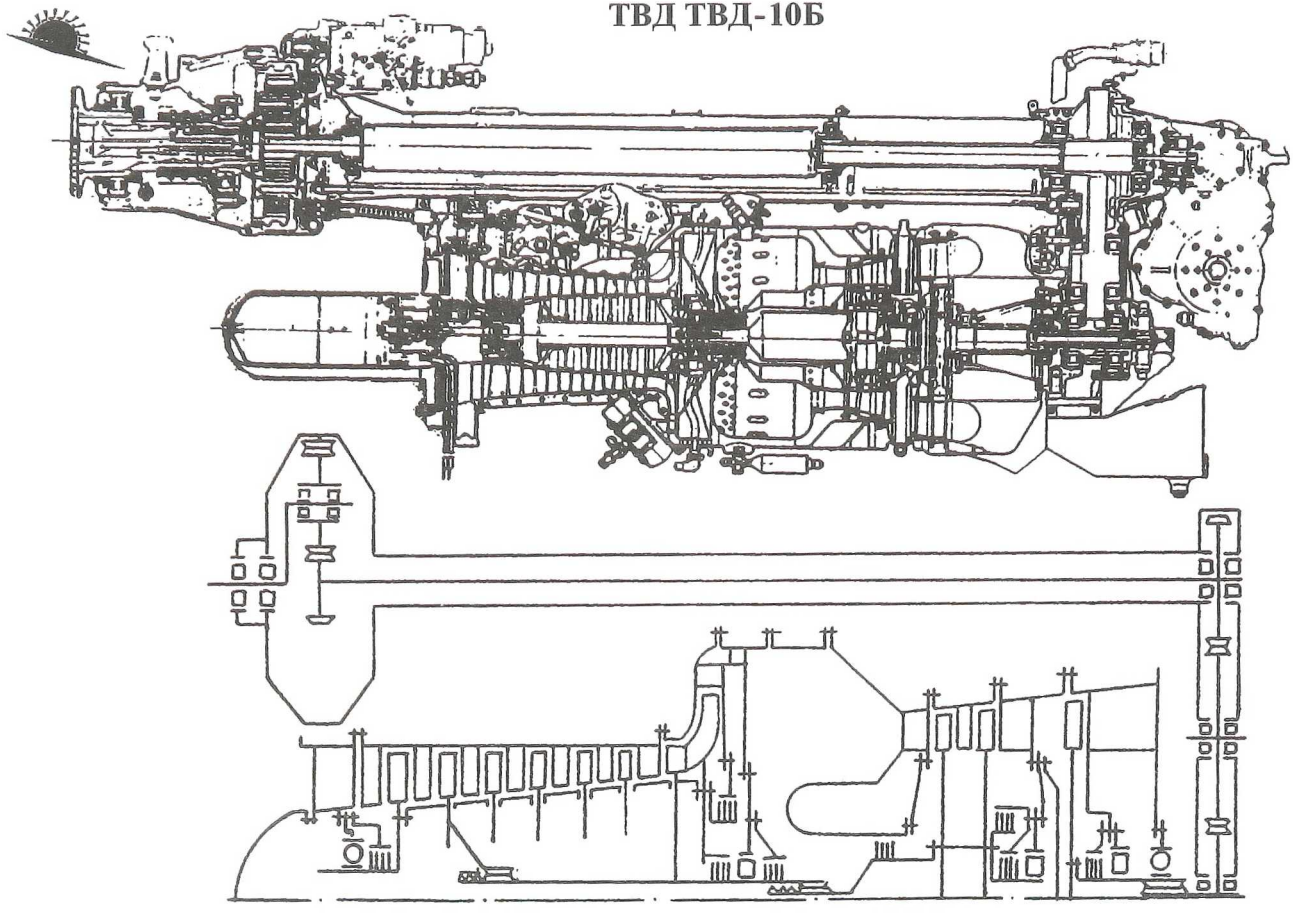
$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	b/h, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
				Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
—	85	0,84	0,42/0,45	1998	—	—	—	[100]
—	210	1,850	0,745/0,855	—	1995	—	—	
—	—	—	—	—	—	—	1964	[2, 64]
—	240	2,295	0,9/0,5	1963	—	1964	1966	[15]
—	—	—	—	—	—	—	—	[2, 64, 188]
—	—	—	—	—	—	—	—	
—	—	—	—	—	—	—	—	
—	—	—	—	—	—	—	—	[100]
—	125	1,275	0,735/0,78	—	—	—	1988	[27, 67, 188]

СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

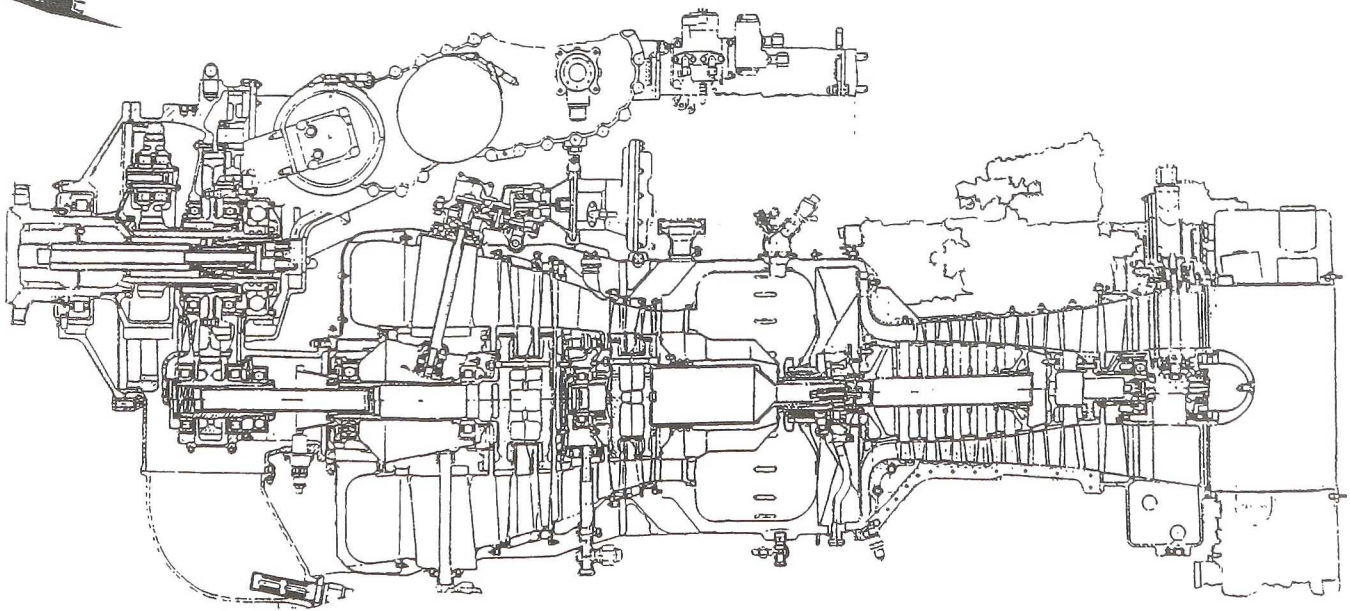
Габаритные размеры, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства			Источник информации
	Стендовые	Государственные	Серия	
—	—	1958		[2, 100]
—	—	—	1965	
—	—	—		
1,3 × 0,72 × 0,65	—	1995	—	
1,035 × 1,264 × 2,22	1979	1980	1980	

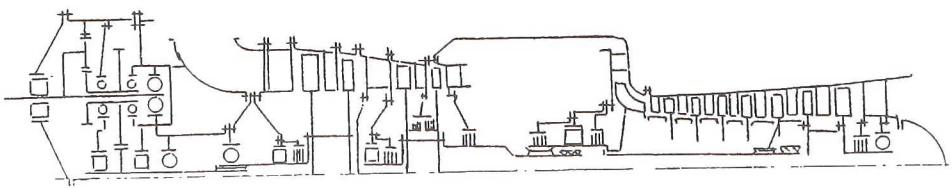
ПРОДОЛЬНЫЕ РАЗРЕЗЫ И КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ ДВИГАТЕЛЕЙ РАЗРАБОТКИ ОАО «ОМКБ»

ТВД ТВД-10Б

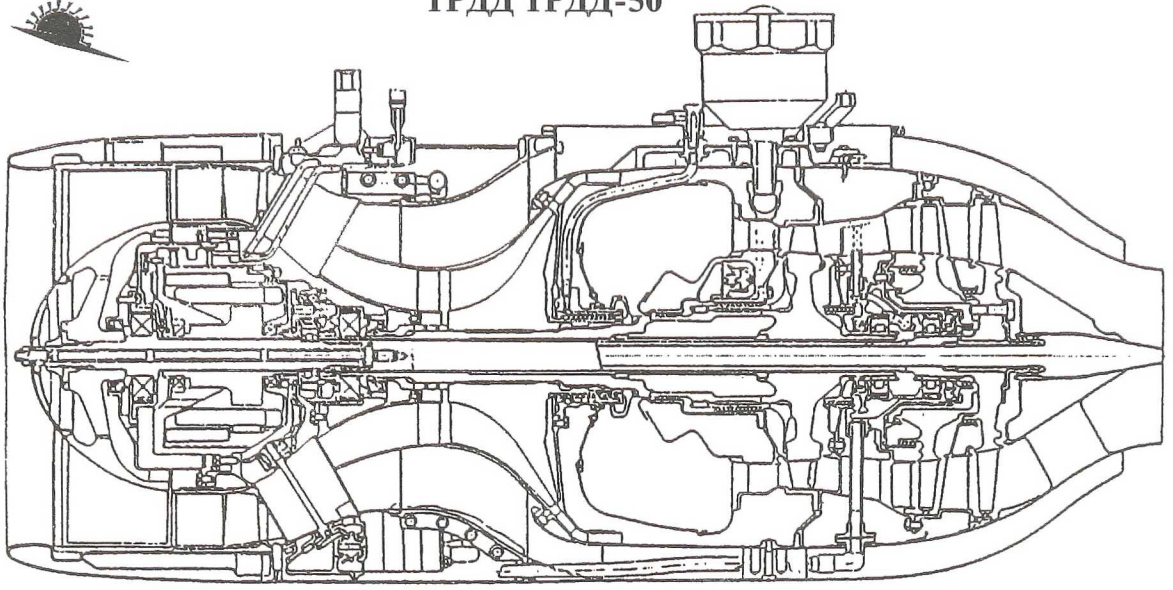


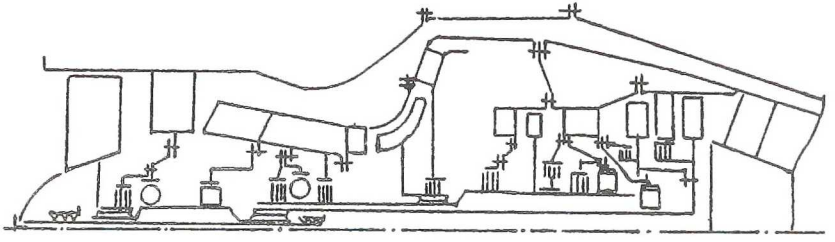
ТВД ТВД-20-03



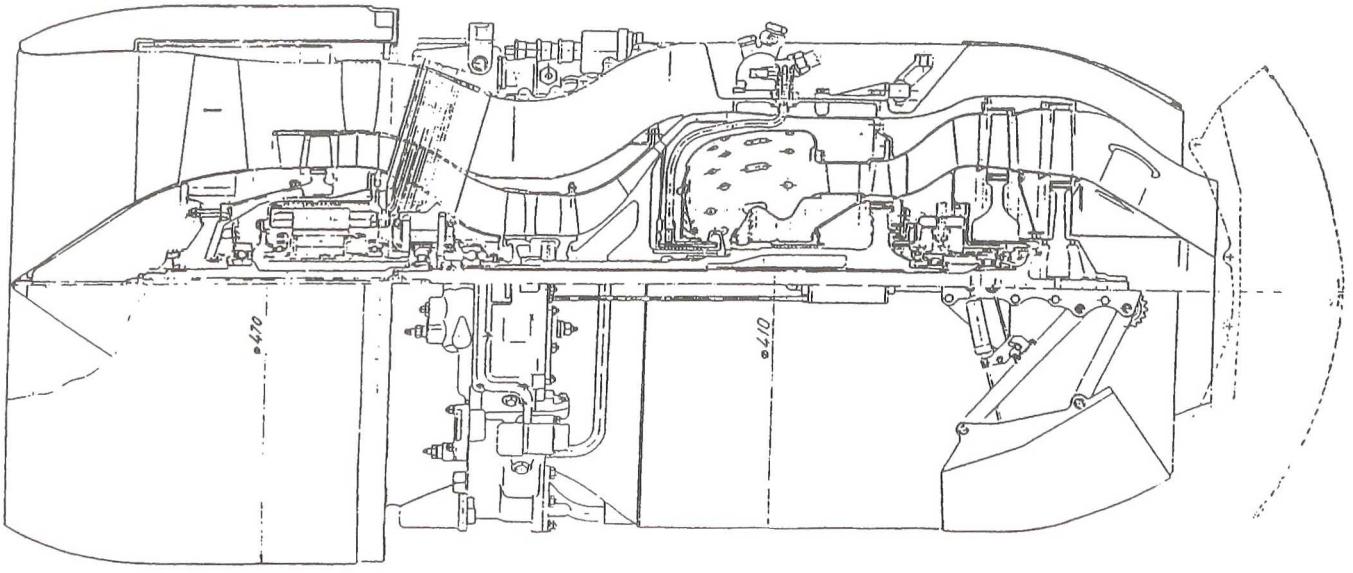


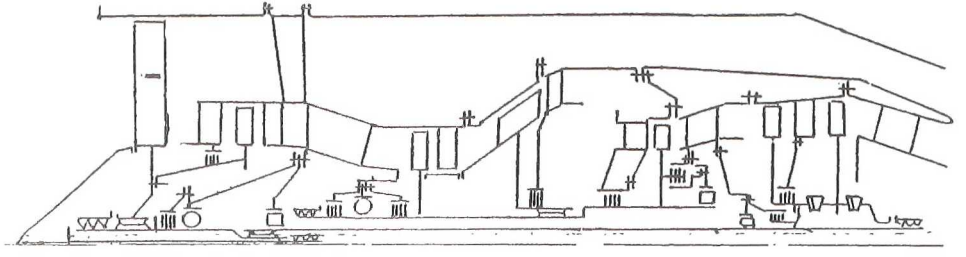
ТРДД ТРДД-50



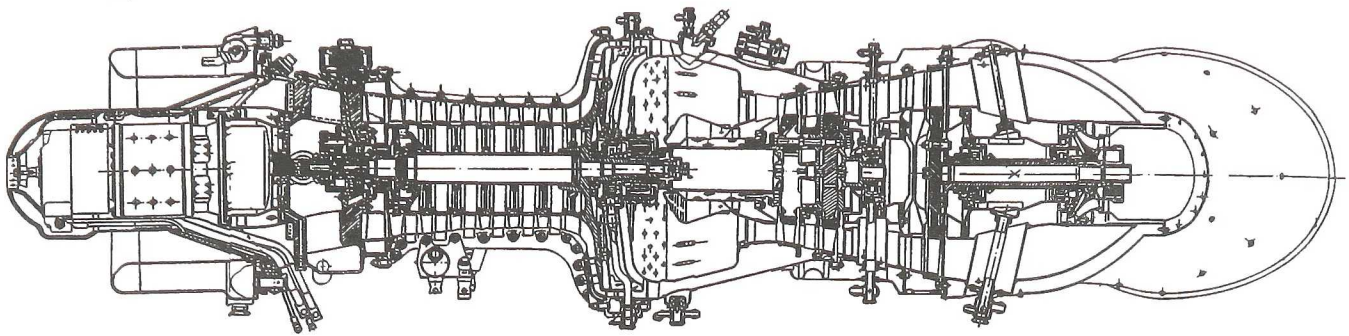


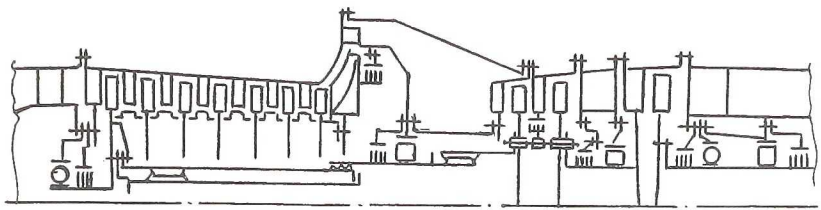
ТРДД ТРДД-50М



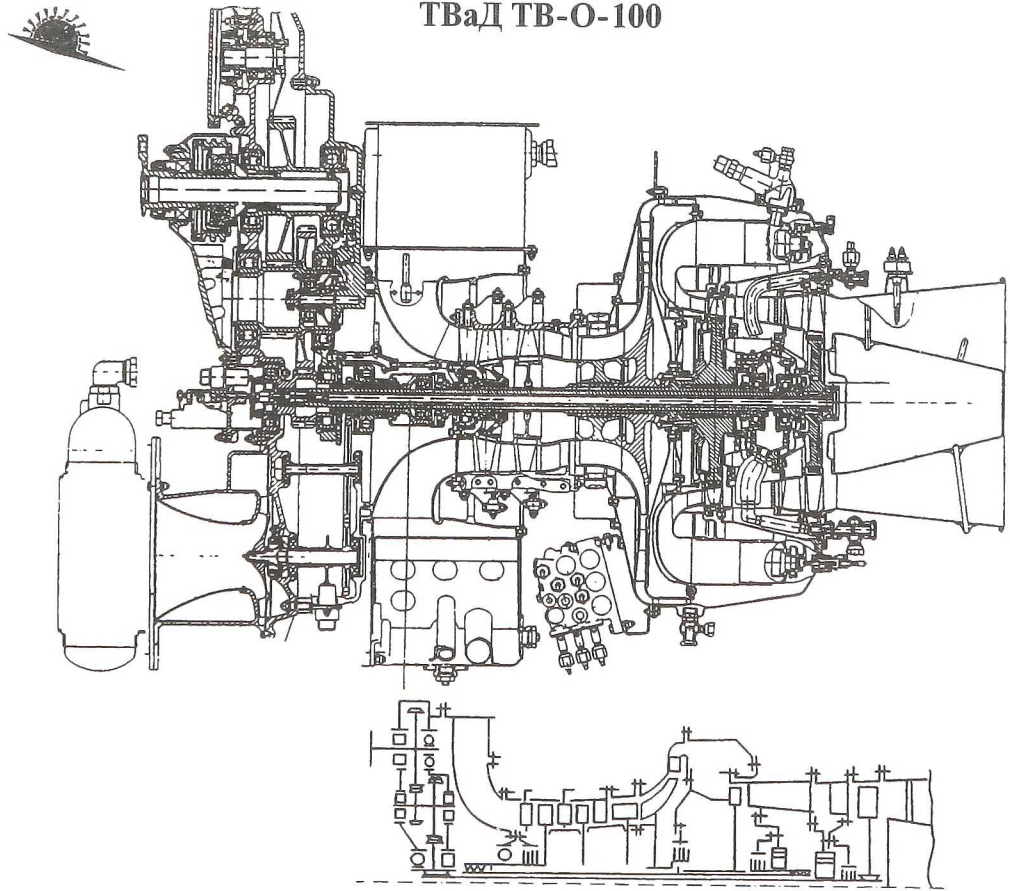


ТВаД ГТД-3Ф

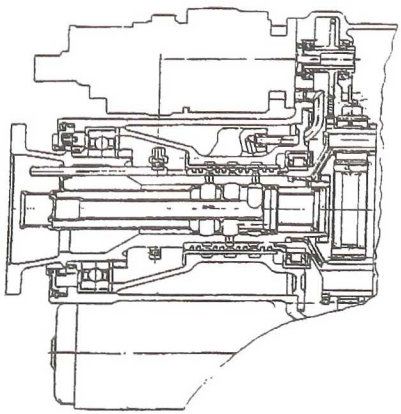


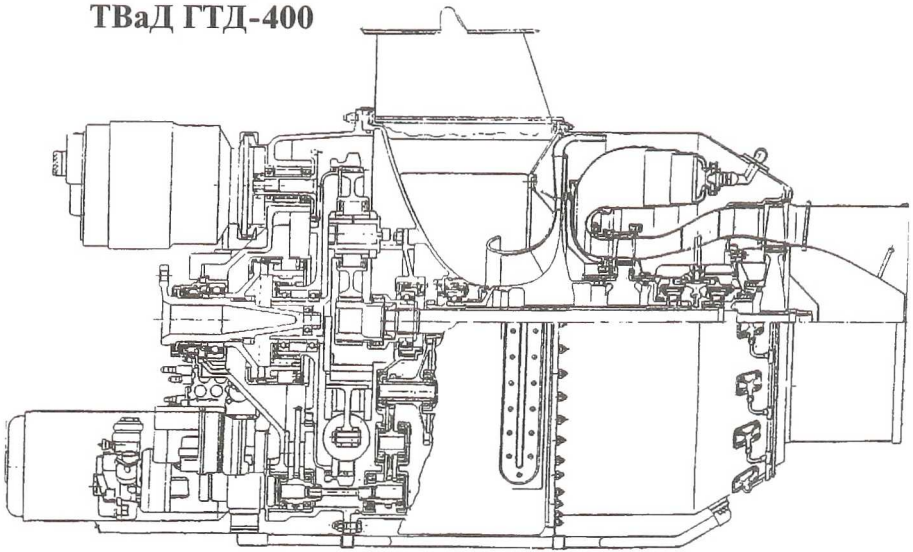


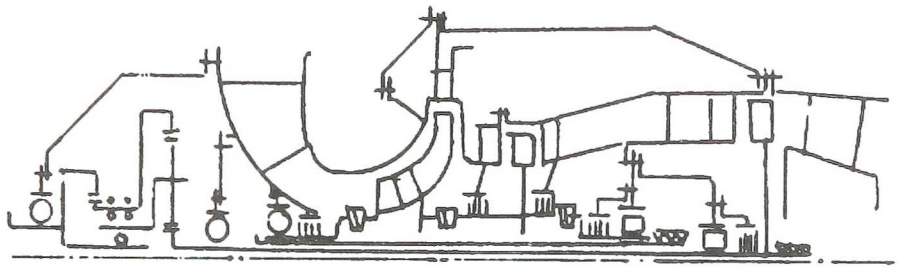
ТВаД ТВ-О-100



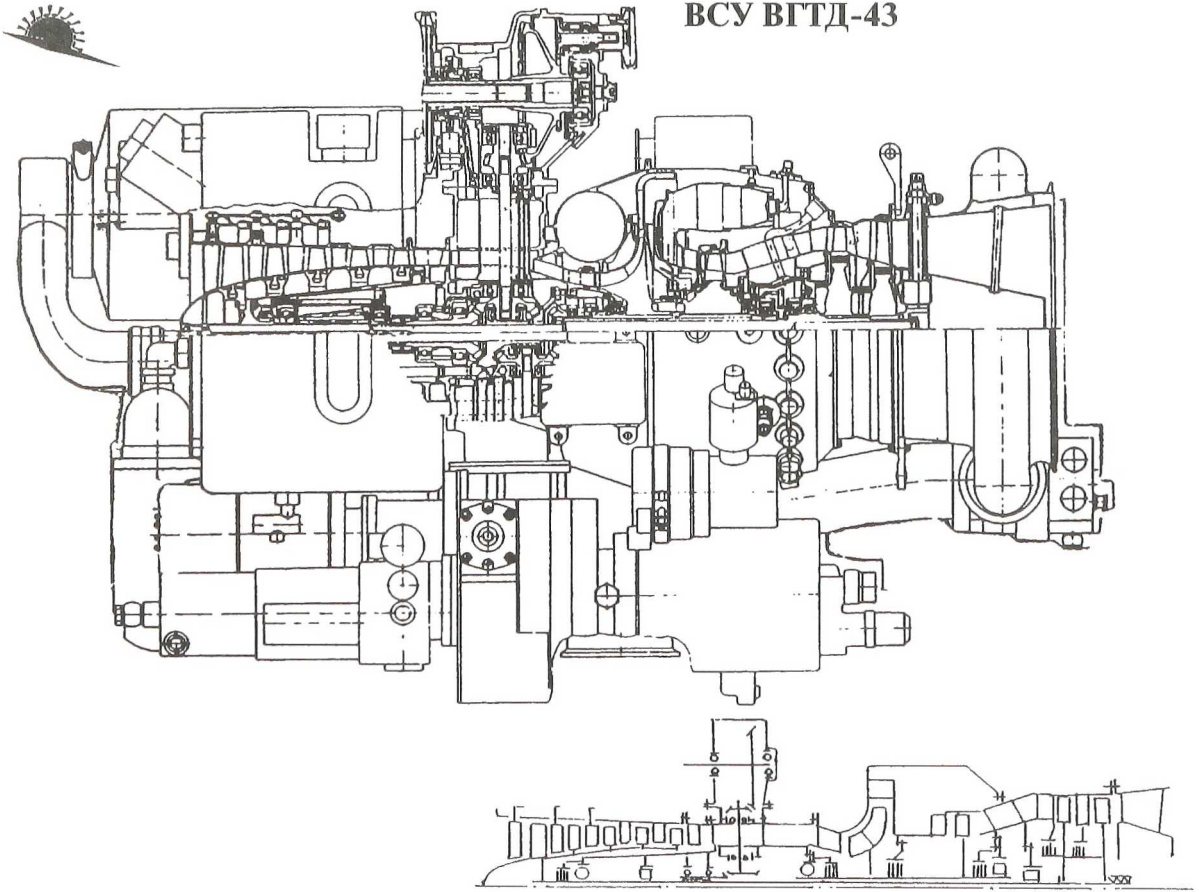
ТВаД ГТД-400







ВСУ ВГТД-43



ПЕРМСКОЕ ОАО «АВИАДВИГАТЕЛЬ»

Основано в 1939 г. как ОКБ-19. Генеральными конструкторами в разное время были А. Д. Швецов (1939—1953 гг.), П. В. Соловьев (1953—1989 гг.), Ю. Е. Решетников (1989—1994 гг.), М. Л. Кузменко (1995—1997 гг.). С 1997 г. эту должность занимает А. А. Иноземцев.

В ОКБ созданы поршневые авиационные двигатели М-25, М-62 (АШ-62), ВШ-62ИР, М-63 (АШ-63), АШ-82, АШ-83, М-71 (АШ-71), АШ-73ТК, АШ-21, АШ-82В, АШ-2К.

В 1946—1949 гг. конструкторское бюро по собственной инициативе разработало и изготовило три экземпляра ТРД АШ-РД100 тягой 24,6 кН. Это был одноротрный двигатель с центробежным двусторонним компрессором, трубчатой камерой сгорания (12 прямоточных камер) и одноступенчатой турбиной. В качестве прототипа был использован ТРД Nene-1 фирмы Роллс-Ройс. Однако распоряжением Министерства авиационной промышленности (МАП) ОКБ-19 было предписано и дальше развивать поршневую тематику. Работы по двигателю АШ-РД100 были прекращены.

В 1953 г. в ОКБ был передан ТВД ТВ-2Ф, созданный в конструкторском бюро под руководством Н. Д. Кузнецова. На базе этого двигателя были разработаны ТВД **ТВ-2М** с выносным редуктором для пикирующего бомбардировщика-торпедоносца Ту-91 и ТВаД ТВ-2МВ для вертолета Ми-6. При этом впервые в практике авиационного двигателестроения была выбрана концепция двигателя со свободной, кинематически не связанной с турбокомпрессором, турбиной.

Оба двигателя прошли государственные испытания (ТВ-2М в 1954 г., ТВ-2МВ — в 1957 г.), однако в серию не пошли.

В распоряжении МАП от 15.10.53 г. ОКБ было дано задание на проектирование мощного ТВД **Д-19** для дальнего бомбардировщика А. Н. Туполева. Было изготовлено шесть опытных двигателей.

В 1956 г. началось проектирование двухкаскадного ТРДДФ Д-20, который предполагалось использовать на бомбардировщике А. Н. Туполева. Было изготовлено пять опытных двигателей. Однако проект самолета был закрыт, а двигатель Д-20 модифицирован в ТРДД **Д-20П** (П — пассажирский) для самолета Ту-124. Он стал первым отечественным серийным ТРДД.

В декабре 1959 — начале 1960 г. были проведены государственные испытания двигателя Д-20П. Этот двигатель имел двухкаскадный осе-

вой компрессор (три ступени низкого и восемь ступеней высокого давления), трубчато-кольцевую камеру сгорания с 12 жаровыми трубами, трехступенчатую турбину (одна ступень высокого и две ступени низкого давления), а также сопло без смешения потоков внешнего и внутреннего контуров.

Первая ступень компрессора — сверхзвуковая. На выходе из обоих каскадов компрессора были установлены два ряда лопаток, являющихся соответственно направляющим и спрямляющим аппаратами.

В 1959 г. ТРДД Д-20П был запущен в серийное производство на Пермском моторном заводе. Он стал первым отечественным серийным двухконтурным двигателем. Всего было изготовлено 1795 двигателей Д-20П.

В первой половине 1960-х гг. в ОКБ-19 появилась более мощная модификация двигателя Д-20П — ТРДД Д-20П-125 — для опытного самолета Ту-124А. Изготовлено 37 таких двигателей.

В 1958—1960 гг. разрабатывалась модификация Д-20ПО, предназначенная для самолета Ту-110Б. Изготовлено пять двигателей.

В 1959 г. прошел государственные испытания и был запущен в серийное производство вертолетный двигатель **Д-25В** мощностью N_e = 4050 кВт для вертолетов Ми-6 и Ми-10. В то время это был самый мощный в мире вертолетный двигатель. На Пермском моторостроительном заводе было изготовлено 4858 двигателей Д-25В. Он включал в себя девятиступенчатый осевой компрессор, приводимый одноступенчатой турбиной, трубчато-кольцевую камеру сгорания и двухступенчатую «свободную» турбину. При проектировании ТВаД Д-25В был использован каскад низкого давления двигателя Д-20П.

Для силовой установки вертолета Ми-6, включающей два турбовальных двигателя Д-25В, был создан редуктор Р-7, имеющий ряд оригинальных конструктивных решений.

В дальнейшем появились модификации Д-25ВК (1959 г.) для экспериментального винтокрыла Ка-22 и Д-25ВФ (1965 г.) для четырехдвигательного вертолета В-12 (Ми-12).

В 1956 г. была начата разработка проекта одноротороного высокотемпературного двухконтурного двигателя Д-21, имеющего форсажную камеру. Двигатель рассчитывался на высокую сверхзвуковую скорость полета (М = 3) самолета РСР — реактивного самолета-разведчика, создававшегося в ОКБ-256 под руководством П. В. Цыбина.

Для этого двигателя впервые были разработаны регулируемый сверхзвуковой воздухозаборник, шестиступенчатый компрессор, консольно расположенный относительно передней опоры, и нерегулируемое сверхзвуковое сопло, при этом предусматривалось охлаждение пропаном ряда агрегатов и кожуха вала.

Было изготовлено несколько экземпляров двигателя Д-21, а также проведены их стендовые испытания. Работы по двигателю в 1960 г. были прекращены в связи с прекращением работ по самолету.

Аналогичный однороторный ТРДДФ М-53 фирмы SNECMA был создан на 20 лет позже.

ТРДД **Д-30**, прототипом которого являлся Д-20П, в 1966 г. прошел государственные испытания, в 1967 г. был запущен в серийное производство и применялся на двухдвигательном пассажирском самолете Ту-134. ТРДД Д-30 имел двухкаскадный компрессор (каскад низкого давления — четырехступенчатый, каскад высокого давления — 10-ступенчатый), трубчато-кольцевую камеру сгорания, четырехступенчатую турбину с впервые примененными охлаждаемыми лопатками первой ступени, общее для обоих контуров реактивное сопло с лепестковым смесителем и камерой смешения. Двигатель Д-30 является первым отечественным двигателем, получившим международный сертификат летной годности.

С 1969 г. стала выпускаться модификация Д-30 2-й серии, имеющая реверсивное устройство и воздушный стартер. Двигатель применяется на самолетах Ту-134А, Ту-134АБ, Ту-134Ш, Ту-134УБ-1.

В 1974 г. была создана модификация Д-30 3-й серии, обеспечившая сохранение взлетной тяги для самолета Ту-134А-3 при повышенной температуре окружающей среды.

Всего Пермским моторостроительным заводом было изготовлено 423 двигателя Д-30 1-й серии, 2724 двигателя Д-30 2-й серии, 337 двигателей Д-30 3-й серии.

В 1979 г. прошел государственные испытания и с 1980 г. находится в эксплуатации двигатель **Д-30Ф6** — ТРДДФ для истребителя-перехватчика МиГ-31.

Двигатель Д-30Ф6 — модульной конструкции. Он имеет пятиступенчатый компрессор низкого давления, 10-ступенчатый компрессор высокого давления с автоматически управляемыми заслонками перепуска воздуха за четвертой и пятой ступенями и двухпозиционными поворотными лопатками входного направляющего аппарата. Трубчато-кольцевая камера сгорания состоит из 12 жаровых труб. Турбина двигателя включает двухступенчатую турбину высокого давления с охлаждаемыми сопловыми и рабочими лопатками и двухступенчатую турбину низкого давления.

В двигателе используется первая отечественная форсажная камера смесительного типа и регулируемое всережимное сопло створчатой конструкции с автономным принудительным управлением дозвуковой части и аэродинамическим управлением сверхзвуковой части.

В ТРДДФ Д-30Ф6 впервые в мире применена электронно-цифровая система регулирования РЭД-48, превосходившая аналогичные системы регулирования двигателей истребителей F-15 и F-14 середи-

ны 1980-х гг. Серийное производство двигателя осуществляется с 1979 г. Пермским моторостроительным заводом. Модификация Д-30Ф6 используется на опытном самолете С37-1 «Беркут».

В начале 1970-х гг. был разработан двигатель Д-30М для противолодочного экранолета-амфибии ВВА-14.

Другая модификация — Д-30Ф6 — применена на двухдвигательном высотном дозвуковом самолете М-55 «Геофизика», выполняющем широкий спектр научно-исследовательских задач. В 1993 г. на самолете установлено 16 мировых рекордов, а в 1996—1999 гг. он принимал участие в международных экспериментах по исследованию атмосферы в полярных и экваториальных зонах.

Двигатели работали при температуре окружающего воздуха от +38 °С (на земле) до −90 °С (на высоте 20...22 км). На базе двигателя Д-30Ф6 разрабатывается бесфорсажный ТРДД **Д-21А-1** для административного сверхзвукового самолета.

Модификациями ТРДД Д-30 также являлись более мощные и экономичные двигатели **Д-30А** и **Д-30К**.

ТРДД Д-30А предназначался для самолета Ту-134Д. В процессе доводки двигателя Д-30К были созданы два его варианта: ТРДД **Д-30КУ** и **Д-30КП**. Д-30КУ в 1971 г. прошел государственные испытания и был запущен в серийное производство на Рыбинском моторостроительном заводе. Он применялся на магистральном пассажирском самолете Ил-62М. До 2001 г. изготовлено 1584 двигателя.

Двигатель Д-30КУ состоит из трехступенчатого компрессора низкого давления, 11-ступенчатого компрессора высокого давления, шестиступенчатой турбины, сопла с лепестковым смесителем и камеры сгорания, аналогичной камере сгорания двигателя Д-30. Впервые в отечественном двигателестроении было установлено реверсивное устройство ковшевого типа. До 1979 г. двигатель Д-30 был лучшим в мировом двигателестроении в классе тяги 10...12 тс.

Одновременно с этим двигателем были начаты работы по ТРДД Д-30КП. Государственные испытания Д-30КП прошли в 1972 г. В том же году началось его серийное производство. Двигатель имел бóльшую тягу, а по основным узлам почти полностью был унифицирован с Д-30КУ. Двигатель Д-30КП используется на транспортных самолетах Ил-76, Ил-76МД, Ил-76ТД, а также на тренажере космонавтов Ил-76МДК, противопожарном Ил-76ТП, самолете-топливозаправщике Ил-78, самолете-амфибии А-40 и самолете дальнего радиолокационного обнаружения А-50. Всего изготовлено свыше 4600 двигателей Д-30КП.

В 1976 г. проектировался двигатель Д-30КП-Л, предназначенный для самолета Ил-76К, используемого для создания условий невесомости.

В 1978 г. были проведены испытания, а в 1982 г. началось серийное производство модификации Д-30КУ 2-й серии для самоле-

та Ил-62М с сохранением номинального значения взлетной тяги при температуре окружающей среды, равной +30 °С. Изготовлено более 1500 двигателей Д-30КУ. В это же время появился ТРДД Д-30КП 2-й серии для самолета Ил-76Т.

В 1992 г. совершил первый полет самолет А-40 с двигателями Д-30КПВ.

На базе ТРДД Д-30КУ была создана модификация Д-30КУ-154. Установка этого двигателя позволила на 16...20 % уменьшить расход топлива при эксплуатации самолета. Двигатель Д-30КУ-154 в 1979 г. прошел 300-часовые испытания и с 1984 г. эксплуатируется на пассажирских самолетах Ту-154М.

Двигатели Д-30КУ, Д-30КП и их модификации производятся в ОАО «Рыбинские моторы». В последние годы в ОАО «Авиадвигатель» разработана модификация Д-30КУ-154 2-й серии, а в ОАО «Рыбинские моторы» — Д-30КУ-154 3-й серии. Последний имеет улучшенную на 2 % экономичность и увеличенный за счет снижения температуры газа перед турбиной ресурс. Первые двигатели этой серии установлены на самолетах Ту-154М.

По предложению П. А. Соловьева в 1965 г. в ОКБ были разработаны два проекта турбовентиляторных безредукторных двигателей с задним расположением турбовентилятора — это ТРДД **Д-40** и **Д-50** с высокой степенью двухконтурности. Позднее эти проекты были модернизированы в ТРДД **Д-40А** и Д-50А с переднерасположенным вентилятором. Это были проекты трехконтурных трехроторных двигателей с двухконтурными газогенераторами. На базе этих разработок с использованием газогенератора Д-30КУ в конце 1960-х гг. был спроектирован ТРДД **Д-70** для самолета Ил-86. Этот двигатель разрабатывался в разных модификациях со степенями двухконтурности 4,5...5,5, однако по ряду причин проект не был реализован.

В конце 1970-х гг. в ОКБ велась проработка трехроторного ТРДД с тягой 123 кН (12 500 кгс) для трехдвигательного варианта самолета Ту-204. Были переданы в производство чертежи, однако после дальнейших конструктивных проработок и сравнительных расчетов различных схем в середине 1980 г. было принято решение о создании двухроторного ТРДД в двух вариантах: Д-90 для самолета Ту-204 и Д-90А для Ил-96.

В процессе перехода от трехроторного варианта двигателя к окончательному Д-90А было спроектировано несколько других вариантов с газогенераторами в размерности как Д-30КУ, так и Д-30. Это были проекты Д-91, Д-90УТ, Д-90УН, Д-90Е и другие. Окончательный вариант двигателя имел газогенератор в размерности Д-30 с 13-ступенчатым компрессором и двумя подпорными ступенями на валу вентилятора. В 1981—1983 гг. осуществлялась его поузловая доводка на 65 специальных установках.

В 1984 г. был испытан первый двигатель Д-90А увеличенной тяги, а в 1985 г. он стал победителем конкурса на унифицированный двигатель для самолетов Ту-204 и Ил-96-300.

В 1987 г. этот двигатель получил обозначение **ПС-90А** (ПС — Павел Соловьев). В сентябре 1988 г. состоялся первый полет Ил-96-300, а в январе 1989 г. — Ту-204 с двигателями ПС-90А. В 1991 г. двигатель прошел государственные испытания, которые завершились получением в 1992 г. сертификата типа международного образца. В 1993 г. начались пассажирские перевозки на самолете Ил-96-300, а в 1996 г. — на самолете Ту-204 с двигателями ПС-90А.

В 1997 г. состоялись первые полеты самолета Ту-214 с двигателями ПС-90А. К этому времени было изготовлено около 200 двигателей ПС-90А. Производит двигатель Пермский моторный завод.

Опытный двигатель **Д-30КУ-90**, прошедший специальные испытания в 1996 г., предназначался для самолета Ту-154М. В этом двигателе применен газогенератор ПС-90А, что позволило на 7 % улучшить топливную экономичность двигателя.

На Московском международном аэрокосмическом салоне в 1997 г. был продемонстрирован в полете самолет Ил-76МФ с увеличенными грузовместимостью и дальностью полета с двигателями ПС-90А-76, удовлетворяющими нормам ИКАО по шуму и эмиссии.

Разработана модификация ПС-90А-154 с изменениями в конструкции, обеспечивающими боковое крепление двигателя в хвостовой части самолета Ту-154М2. Постановка ПС-90А-154 на этот самолет позволит снизить расход топлива на 15 % по сравнению с самолетом Ту-154М. Кроме того, показатели самолета Ту-154М2 по шуму и эмиссии вредных веществ должны соответствовать нормам ИКАО.

Еще две модификации — ПС-90А-10 и **ПС-90А-12** — разрабатывались для установки на ближнемагистральные самолеты Ту-334 и Як-242.

В результате совместной разработки ОАО «Авиадвигатель», ОАО «Пермский моторный завод», фирмы «Пратт энд Уитни» (США) на базе серийного двигателя ПС-90А создана модификация ПС-90А2 с улучшенными ресурсом, экономичностью, эксплуатационными и экологическими характеристиками. Двигатель ПС-90А2 имеет трубчато-кольцевую камеру сгорания, две подпорные ступени вентилятора, модернизированную турбину высокого давления и систему автоматизированного управления и бортовую систему контроля двигателя.

Этот двигатель предназначается для средне- и дальнемагистральных самолетов Ту-204, Ту-330, Ил-76МТ, Ил-96-300, Ил-96М, а также может рассматриваться в качестве силовой установки для самолетов В757 и А340Х.

На выставке «Двигатели-90» были продемонстрированы проекты двигателей с повышенной степенью двухконтурности, имеющие улуч-

шенные тягово-экономические характеристики. Это проекты ТРДД **Д-100** и **Д-110,** созданные на базе газогенератора ПС-90А.

Двигатель Д-100 имеет вентилятор с четырьмя подпорными ступенями, 13-ступенчатый компрессор высокого давления, трубчато-кольцевую камеру сгорания, двухступенчатую турбину высокого и шестиступенчатую турбину низкого давления. Двигатель Д-110 со сверхвысокой степенью двухконтурности (m = 11,2) имеет редукторный привод вентилятора, две подпорные ступени и четырехступенчатую турбину низкого давления.

На базе роторно-поршневого двигателя ВАЗ-4305 в ОАО «Авиадвигатель» совместно со специальным конструкторским бюро роторно-поршневых двигателей «АвтоВАЗ» создан роторно-поршневой двигатель Д-200 с редуктором. Двигатель предназначен для легких самолетов, вертолетов и других транспортных средств. Основные технические характеристики Д-200 следующие: мощность 162 кВт (200 л. с.), удельный расход топлива 0,306 кг/(кВт · ч) (0,230 кг/(л. с. · ч)), масса с учетом массы редуктора 145 кг, габаритные размеры 0,99 × 0,623 × 0,69 м.

В настоящее время на базе унифицированного газогенератора, имеющего меньшую на 55 % по расходу воздуха размерность по сравнению с базовым газогенератором двигателя ПС-90А, спроектировано семейство гражданских ТРДД:

ПС-7 — для дальних административных самолетов типа Ту-414, BBJ, CJL, «Global Express»;

ПС-9 — для ближнемагистральных самолетов типа Ил-214, Ту-334, Бе-200 (100...130 пассажиров, $L_п$ = 3500 км, M_0 = 35 т);

ПС-12, ПС-14 и ПС-14Р — для ближне- и среднемагистральных самолетов типа Як-242, Ту-234, В737-800, А-320, А-321 (130...180 пассажиров, $L_п$ = 3500...5500 км, M_0 = 65...85 т);

ПС-18Р — для дальнемагистральных двухдвигательных самолетов типа Ту-214М, А-310 (140...160 пассажиров, $L_п$ = 8000...9000 км, M_0 = 110...120 т), а также для четырехдвигательных самолетов типа Ил-96, А-340 (300...350 пассажиров, $L_п$ = 10 000...14 000 км, M_0 = 230...270 т).

Марка самолета (вертолета)	Марка двигателя	Число двига-телей	V_{max} (*—$V_{кр}$), км/ч	$L_п$, км
С-37-1 («Беркут»)	мод. Д-30Ф6	2	2200	3000
МиГ-31	Д-30Ф6	2	3000	2500
Ми-6	ТВ-2МВ, Д-25В	2	250	620...1000
Ми-10	Д-25В	2	235	250...420
Як-242 (проект)	ПС-90А-12	2	850	2700...5000
Ка-22М	Д-25ВК	2	345	520
В-12 (Ми-12)	Д-25ВФ	4	260	500
РСР (проект) НМ-1	Д-21	2	3000	14 000
А-40 (Бе-40)	Д-30КПВ + + РД-38К	2+2	760	5500
А-50	Д-30КП	4	850	1000
Ил-62М	Д-30КУ	4	850*	10 000
Ил-76, -76Т, -76МД, -76МФК, -76ТД, -76П	Д-30КП	4	850	5000
Ил-76МФ	ПС-90А-76	4	750...800*	5200
Ил-78	Д-30КП	4	850	3650...7300
Ил-96-300	ПС-90А	4	850...900*	9000...11 000
М-55	мод. Д-30Ф6	2	660...740	—
Ту-91	ТВ-2М	1	800	2350
Ту-124	Д-20П	2	750...850*	1500...2000
Ту-124А	Д-20П-125	2	1000	1500...2900
Ту-134	Д-30 1 сер.	2	780*	2000...3000
Ту-134А	Д-30 2 сер.	2	900*	1900...3500

ПЕРМСКОГО ОАО «АВИАДВИГАТЕЛЬ»

H_{max}, м	M_0, т	$M_{пн}$, т	Число пассажиров	Источник информации
18 000	34	—	—	[162, 196]
20 600	41	3,0	—	[38, 54, 114, 242]
1000...4500	42,5	12	65...90	[100, 114, 188]
3000	43,5	12	28	
11 100...11 600	64,6	18	130...180	
3500	37,5	5	60	[102]
3500	105	40	—	[158]
30 000	21	—	—	[55, 115]
9700	86	6,5...30	37...105	[114, 118]
12 000	190	—	—	[54, 114]
12 000	165	23	138...192	[27, 90, 96, 114, 203]
12 000	190	44	—	
12 000	270	52	—	
12 000	190	20...50	—	
12 100	216	—	300	
550...21 000	23,8	1,5	—	[100]
11 000	12,85	1,5	—	[179, 185]
11 700	37,6	6,0	44...56	[63, 114, 180]
11 700	38	6,0	52...56	
11 900	45	—	72	[27, 114, 161, 183]
11 900	47	8,2	76	

Марка самолета (вертолета)	Марка двигателя	Число двига-телей	V_{max} (*–$V_{кр}$), км/ч	$L_п$, км
Ту-134А-3	Д-30 3 сер.	2	902	2200...3600
Ту-134Б	Д-30 2 сер.	2	882*	1970...2020
Ту-134Д	Д-30А	2	950	1500...2750
Ту-154М	Д-30КУ	3	850*	3700
Ту-204	ПС-90А	2	810...850*	2500...4600
Ту-214	ПС-90А	2		6250
Ту-234 (проект)	ПС-90А	4	850*	9000
Ту-330 (проект)	ПС-90А	2	830	3000...7600
Адм. СПС	Д-21-А-1	2	2000	2500...5000

ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ГТД РАЗРАБОТКИ ТР

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0						Крейсерский режим $H = 11$ км; М = 0,8	
	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	m	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))
Д-20П-125	57 (5800)	—	—	—	—	—	—	—
Д-20П	54 (5500)	73,4 (0,72)	113	14	1330	1,0	11,3 (1150)	89,7 (0,88)
Д-30 1 сер.	66,7 (6800)	63,3 (0,62)	126	18,6	1347	1,0	15,7 (1600)	79,6 (0,78)
Д-30 2 сер.	66,7 (6800)	61,6 (0,605)	127	—	1357	1,0	15,7 (1600)	80,1 (0,786)
Д-30 3 сер.	68 (6930)	62,1 (0,610)	128	19,8	1330	0,843	15,7 (1600)	80,8 (0,793)
Д-30А	82,4 (8400)	50,7 (0,479)	235	15	1350	2,65	17,7 (1800)	73,3 (0,72)

Продолжение таблицы

H_{max}, м	M_0, т	$M_{пн}$, т	Число пассажиров	Источник информации
11 800	47,6	9	90...96	[63, 114, 126, 180]
10 100	49	9	80...96	
11 900	52	—	100...114	
11 900	100	—	164...175	
12 200	93,5	22	214	
—	110,7	—	212	
12 100	103	18	110...160	
11 000	114,7	35	—	[96, 114]
15 800	—	—	10	[1]

ПЕРМСКОГО ОАО «АВИАДВИГАТЕЛЬ»

ДД

$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	$D_{вх}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
					Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
—	—	—	—	—	—	1964	—	—	[105, 113]
—	1468	3,304	0,915	—	—	1960	—	1960	[12, 23, 27, 30, 113, 154, 159]
19 000	1550	3,983	0,963	—	—	1967	—	1967	
—	1768	—	0,963	—	—	1969	1969	1969	
—	1810	4,835	—	—	—	1981	1981	—	
—	1700	4,65	1,35	—	1977	—	—	—	[27, 105, 113]

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; $M = 0$						Крейсерский режим $H = 11$ км; $M = 0{,}8$	
	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	m	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))
Д-30К (проект)	113 (11 500)	49,9 (0,49)	272	20,4	1375	2,35	—	—
Мод. Д-30Ф6	49 (5000)	—	—	—	—	—	6,5[1] (670)	—
Д-30КУ-154 1 сер.	103 (10 500)	50,7 (0,498)	264	—	—	2,3	27 (2750)	72,3 (0,71)
Д-30КУ-154 2 сер.	103 (10 500)	50,7 (0,498)	263	—	1336	2,3	27 (2750)	72,3 (0,71)
Д-30КУ-154 3 сер.	103 (10 500)	49,1 (0,482)	265	—	1316	—	27 (2750)	70,3 (0,69)
Д-30КУ 1 сер.	108 (11 000)	56 (0,55)	269	20,5	1385	2,42	27 (2750)	71,4 (0,70)
Д-30КУ 2 сер.	108 (11 000)	49,9 (0,49)	269	18,9	1356	2,2	27 (2750)	71,4 (0,7)
Д-30КП 1 сер.	118 (12 000)	50,9 (0,5)	280	20,4	1427	2,36	27 (2750)	71,4 (0,7)
Д-40	150 (15 315)	28,1 (0,276)	716	16,2	1400	11,5	26 (2660)	62,5 (0,614)
Д-70 (проект)	156,7 (16 000)	37,7 (0,37)	532	24,4	1425	5	32 (3250)	64,3 (0,632)
Д-50 (проект)	215,5 (22 000)	30,5 (0,30)	863	23,3	1420	7,76	40,7 (4140)	61,6 (0,605)
Д-90А (проект)	144,7 (14 750)	—	—	35,5	—	4,4	—	62,0 (0,609)
Д-21А-1 (проект)	52,8 (5380)	74,8 (0,735)	—	—	—	—	10,1 (1030)	96,7 (0,95)
Д-30КУ-90	103 (10 500)	47,3 (0,464)	277	33	1465	2,54	27 (2750)	67,2 (0,66)
Д-30КП 2 сер.	118 (12 000)	49,9 (0,49)	269	19,6	1400	2,2	27 (2750)	71,3 (0,7)

$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	$D_{вх}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
					Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
—	—	—-	—	—	1966	—	—	—	[27,105, 113]
—	—	—	—	—	—	—	1986	—	[27, 100, 159]
12 000	2675	5,7	1,56	—	1979	—	1983	1984	
18 000	2675	5,7	—	1,455	—	1984	—	—	
15 000	2307	—	—	1,455	—	—	—	—	[27, 217]
18 000	2650	5,698	1,56	1,45	—	1971	1971	1971	[2, 6, 27, 30, 56, 159]
—	2690	5,7	—	1,45	—	1978	—	1982	
9000	2640	5,5	—	1,45	—	1972	1972	1972	
—	2225	—	—	2,6	—	—	—	—	[29, 30, 100]
—	2970	—	—	2	—	—	—	—	
—	2970	—	—	2,77	—	—	—	—	
—	—	—	—	—	1983	—	—	—	
—	2100	4,624	1	—	—	—	—	—	[100, 159]
—	3004	5,7	—	1,455	—	—	—	—	[64, 100, 159]
—	2650	5,7	—	1,455	—	—	—	1982	[27, 159]

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; $M = 0$						Крейсерский режим $H = 11$ км; $M = 0,8$	
	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	m	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))
ПС-90А	157 (16 000)	38,1 (0,374)	470	35,5	1640	4,5	34,4 (3500)	60,7 (0,595)
Д-100 (проект)	186,4 (19 000)	29,1 (0,286)	296	28,7	1584	8,1	37,3 (3800)	55,4 (0,544)
Д-110 (проект)	215,5 (22 000)	—	—	37,7	1639	11,2	—	53 (0,52)
ПС-90А-76	142,5 (14 500)	37,3 (0,372)	451	29	1580	4,6	31,4 (3200)	60,5 (0,594)
ПС-90А12 (проект)	117,7 (12 000)	36,5 (0,358)	369	21,4	1536	5,05	22,6 (2300)	59,3 (0,582)
ПС-90А2	157 (16 000)	38,2 (0,375)	475	33,5	1691	4,2	36,3 (3700)	60,6 (0,595)
ПС-7 (проект)	68,7 (7000)	—	—	31	—	5,2	15,7 (1600)	63,6 (0,625)
ПС-9 (проект)	100 (10 200)	—	—	31	—	5,2	21,1 (2150)	61,0 (0,599)
ПС-14 (проект)	137,3 (14 000)	—	—	31	—	5,2	25 (2550)	55,5 (0,546)
ПС-14Р (проект)	137,3 (14 000)	—	—	31	—	5,2	25,5 (2600)	54,6 (0,536)
ПС-18Р (проект)	176,6 (18 000)	—	—	31	—	5,2	31,4 (3200)	53 (0,520)

$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	$D_{вх}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
					Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
5000	2950	4,964	—	1,9	1984	1991	1991	1988	[27, 156, 217]
—	3500	—	—	2,35	—	—	—	—	
—	3600	—	—	2,71	—	—	—	—	
25 000	2950	4,964	—	1,9	—	1995	1997	—	[27, 64, 100, 159, 217]
20 000	2300	4,795	—	1,67	—	—	—	—	
—	2950	4,964	—	1,9	—	—	—	—	
—	—	—	—	—	2002	—	—	—	
—	—	—	—	—	2002	—	—	—	
—	—	—	—	—	2002	—	—	—	[100, 154]
—	—	—	—	—	2002	—	—	—	
—	—	—	—	—	2002	—	—	—	

ТВД

Марка двигателя	Взлетный режим Н = 0; М = 0					$T_{наз}$, ч
	$N_э$, кВт (л.с.)	$C_э$, кг/(кВт • ч) (кг/(л.с. • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	
ТВ-2М	4600 (6250)	0,364 (0,268)	32	6	970	100
Д-19	11 025 (15 000)	0,306 (0,255)	—	—	1000	100

ТВ

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0					Крейсерский режим $H = 0$; М = 0	
	N_e, кВт (л.с.)	C_e, кг/(кВт • ч) (кг/(л.с. • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	N_e, кВт (л.с.)	C_e, кг/(кВт • ч) (кг/(л.с. • ч))
ТВ-2МВ	4050 (5500)	0,41 (0,295)	—	5,5	1050	—	—
Д-25В	4050 (5500)	0,390 (0,287)	26	5,6	1160	2280 (3100)	0,467 (0,343)
Д-25ВФ	4786 (6500)	0,44 (0,325)	—	5,9	1230	—	—
Д-25ВК	4050 (5500)	0,394 (0,290)	—	5,6	1135	—	—

$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	$D_{винт}$, м	Год выхода на испытания		Источник информации
				Стендовые	Государственные	
1925	5,980	0,995	—	—	1954	[31, 85, 105]
3000	5,100	1,35	—	1954	—	

аД

$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
			Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
1700	—	—	1958	1958	—	1959	[105, 113]
1243	2,737	1,158	1958	1958	—	1959	[16, 64, 154]
—	—	1,158	1966	—	1970	1965	
2100	—	1,158	1961	—	1963	1959	

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0						Крейсерский режим $H = 11$ км; М = 0,8	
	$P_ф$, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	m	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))
Д-20 (проект)	66,8 (6800)	—	—	12	1330	1,56	—	—
Д-21	44,1...49 (4500...5000)	—	—	—	1400	—	21,6 (2200)	—
Д-30Ф6	152 (15 500)	193,6 (1,9)	150	21	1660	0,57	93,2[1)] (9500)	73,3[1)] (0,72)

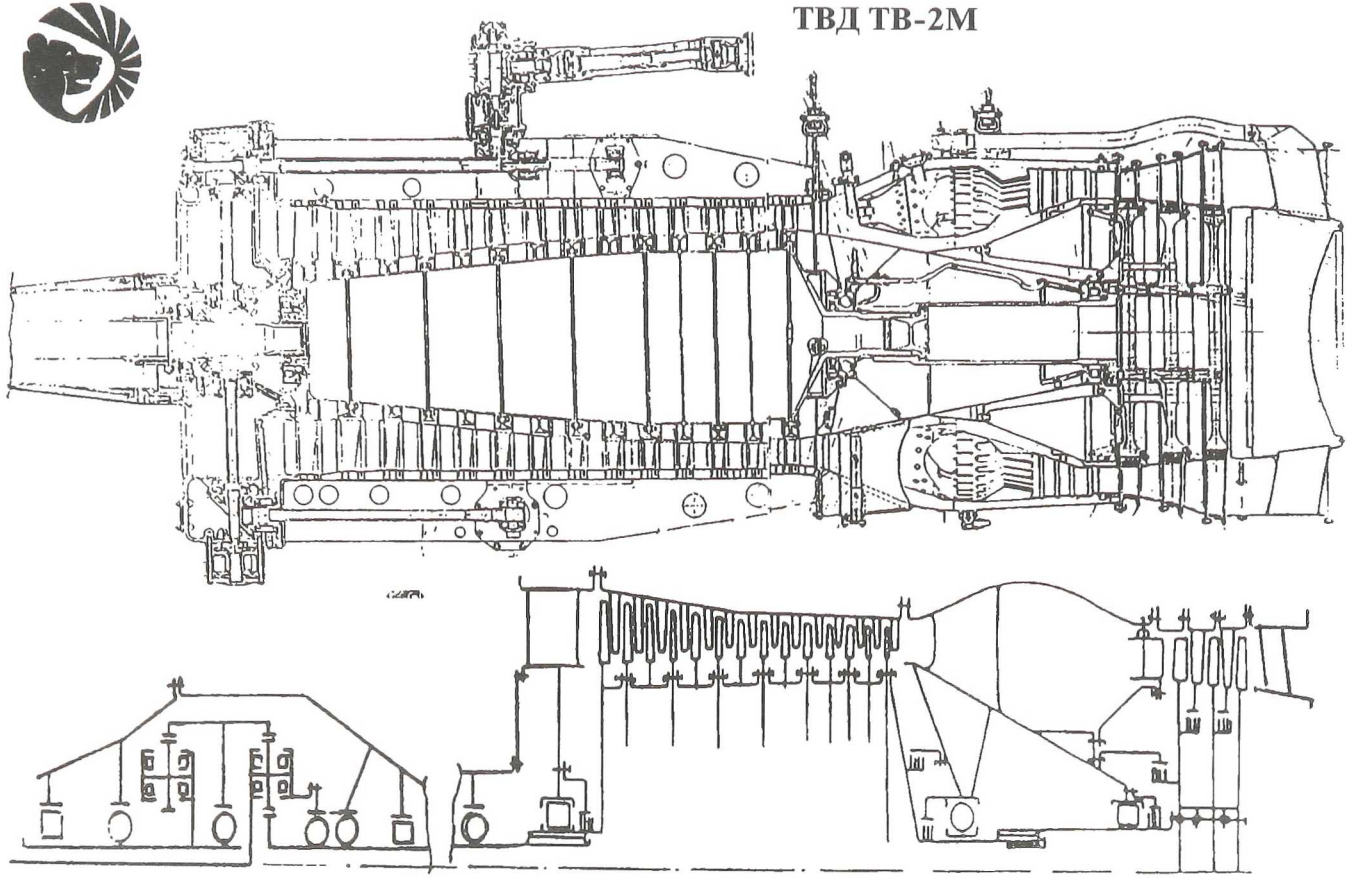
[1)] Максимальный режим $H = 0$; М = 0.

ДФ

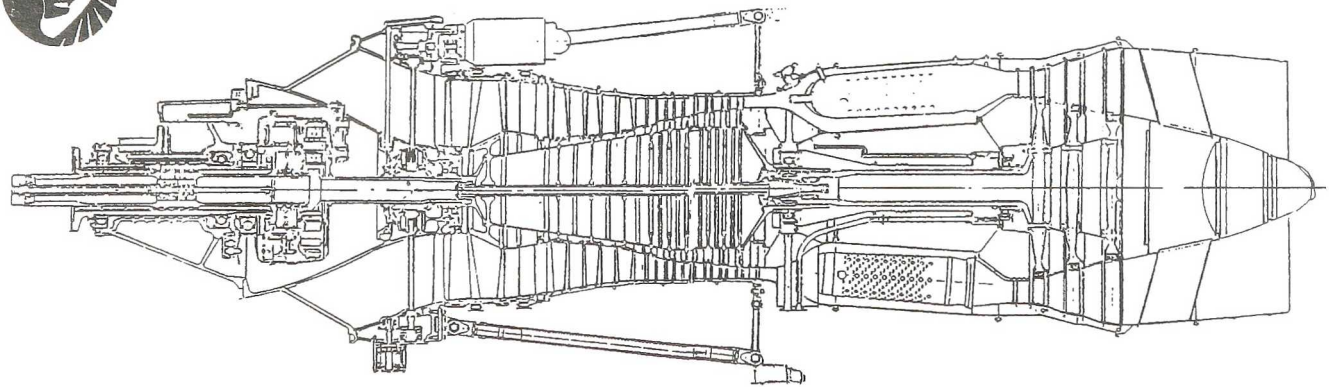
$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
			Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
—	—	—	1956	—	—	—	[105, 115]
—	—	—	1960	—	—	—	
2416	7,04	1,02	1972	1979	1979	1980	[27, 64, 100, 159]

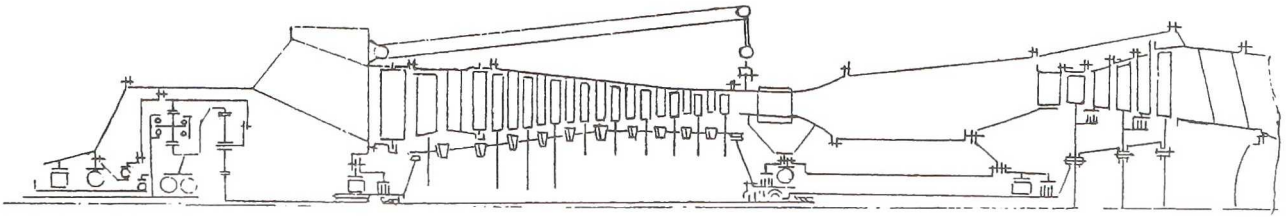
ПРОДОЛЬНЫЕ РАЗРЕЗЫ И КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ ДВИГАТЕЛЕЙ РАЗРАБОТКИ ПЕРМСКОГО ОАО «АВИАДВИГАТЕЛЬ»

ТВД ТВ-2М

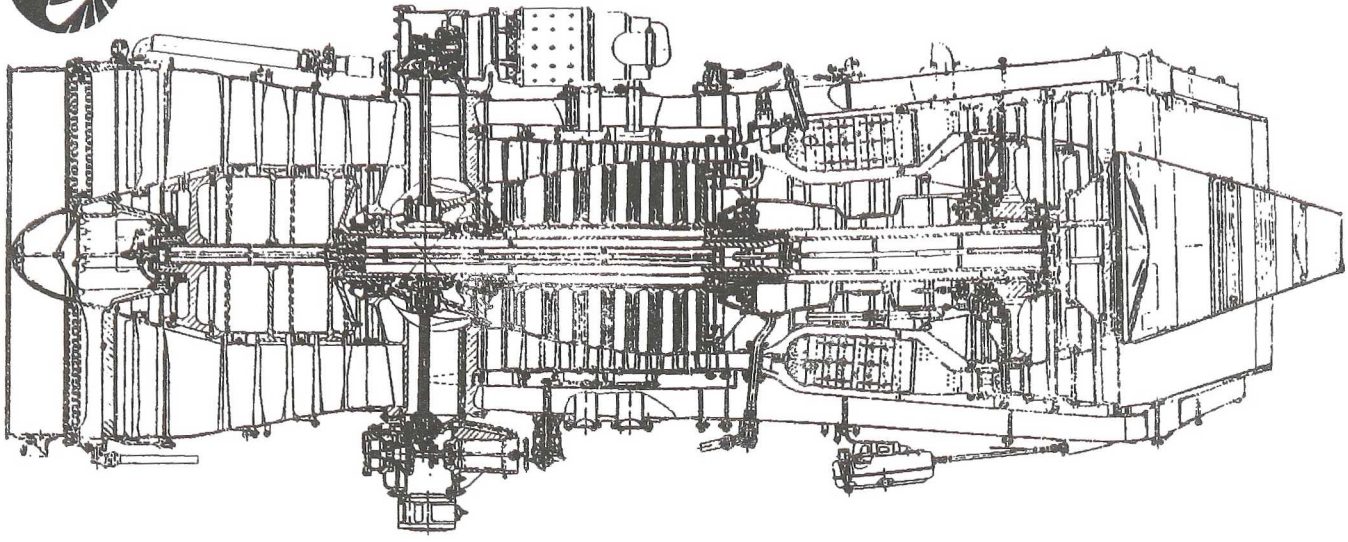


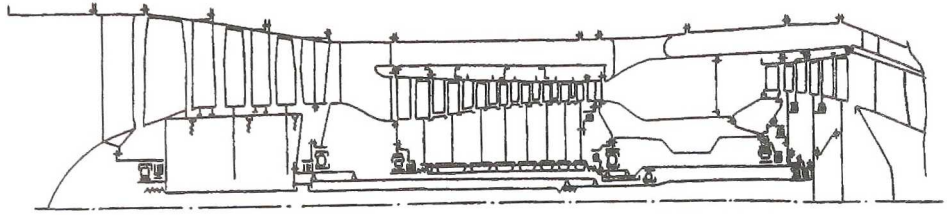
ТВД Д-19



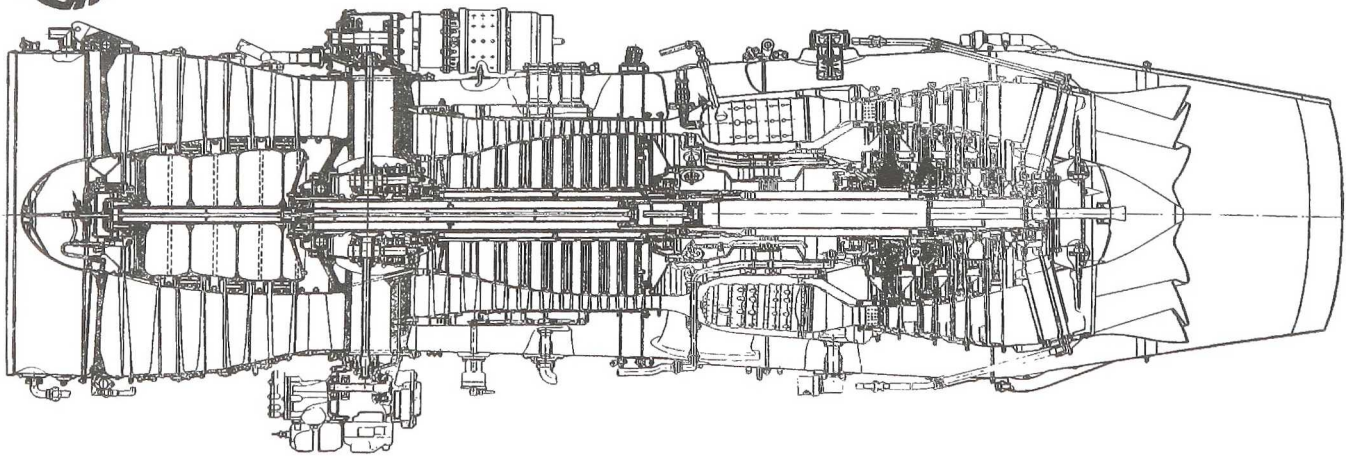


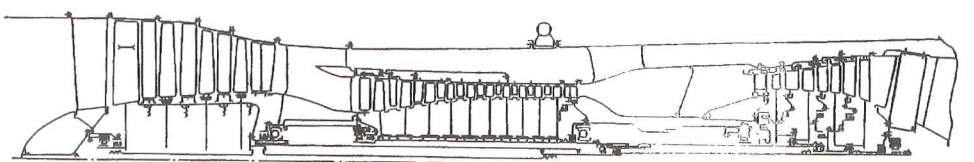
ТРДД Д-20П



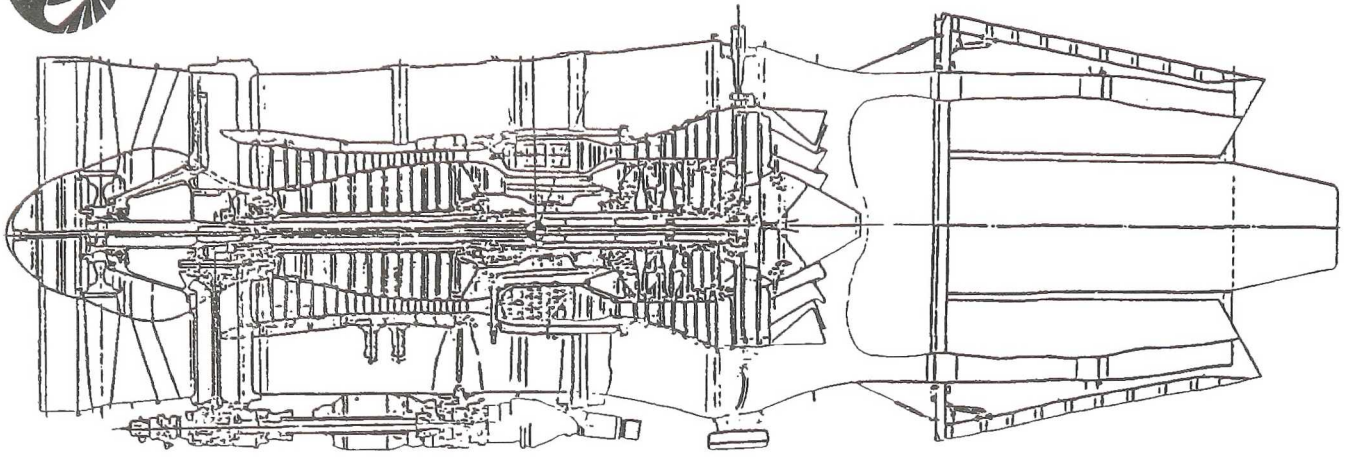


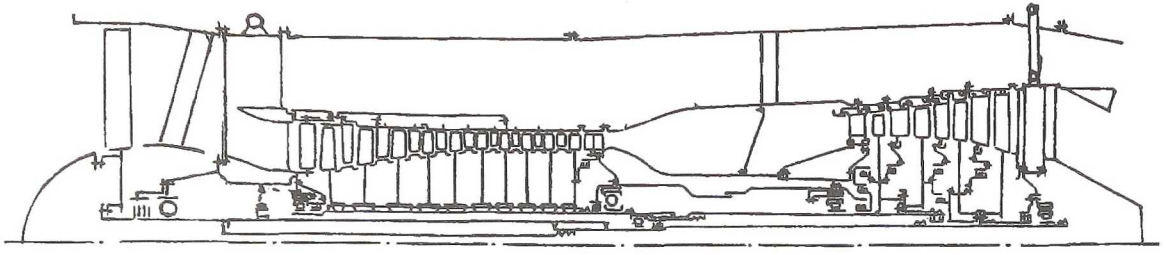
ТРДД Д-30



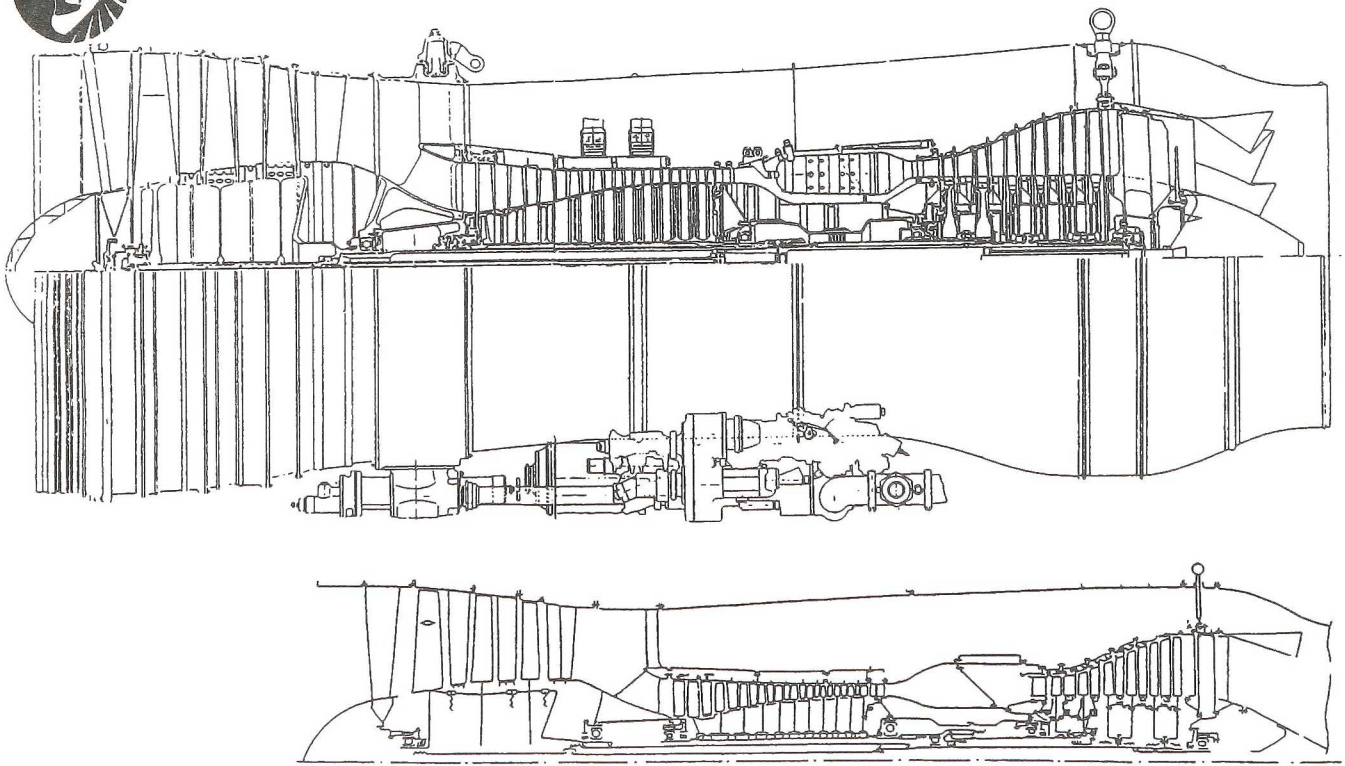


ТРДД Д-30А

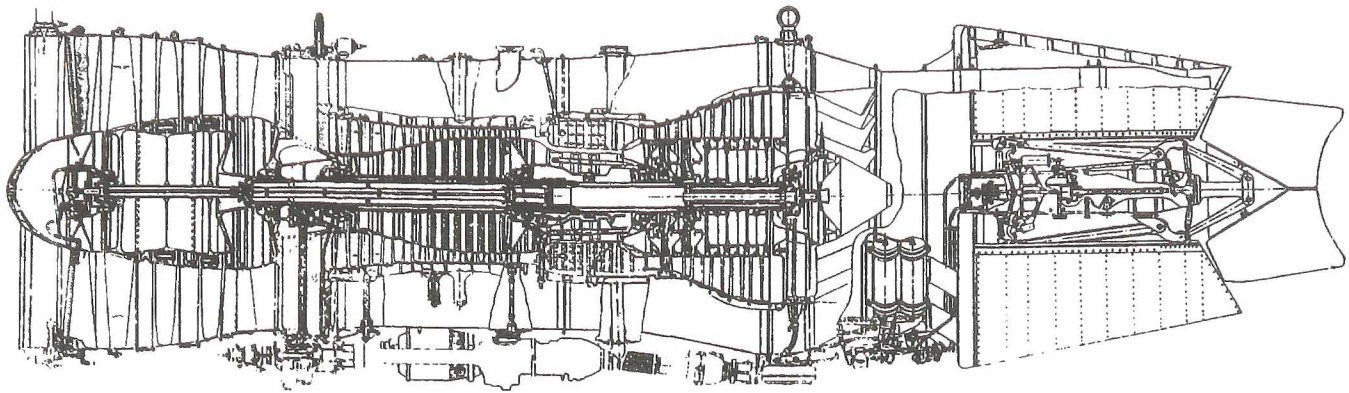


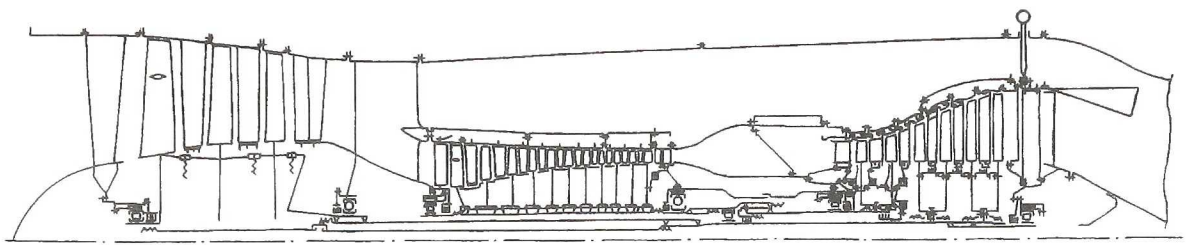


ТРДД Д-30К

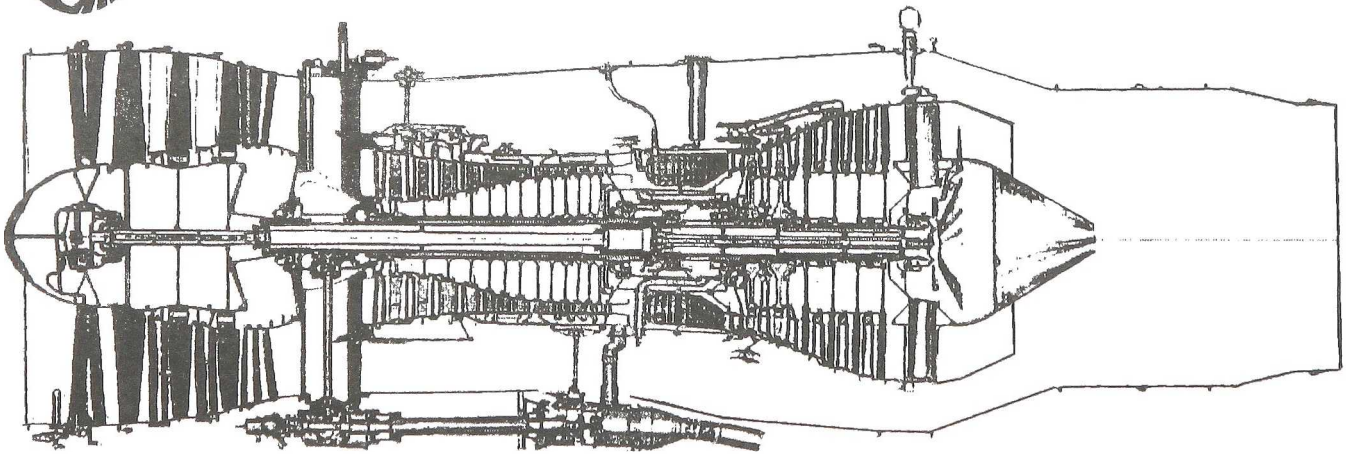


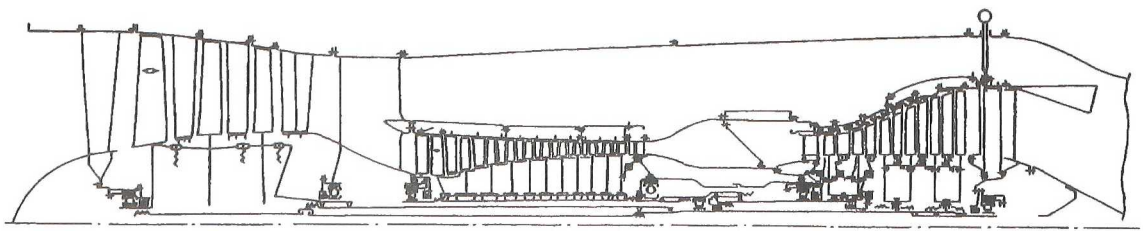
ТРДД Д-30КУ (КП)



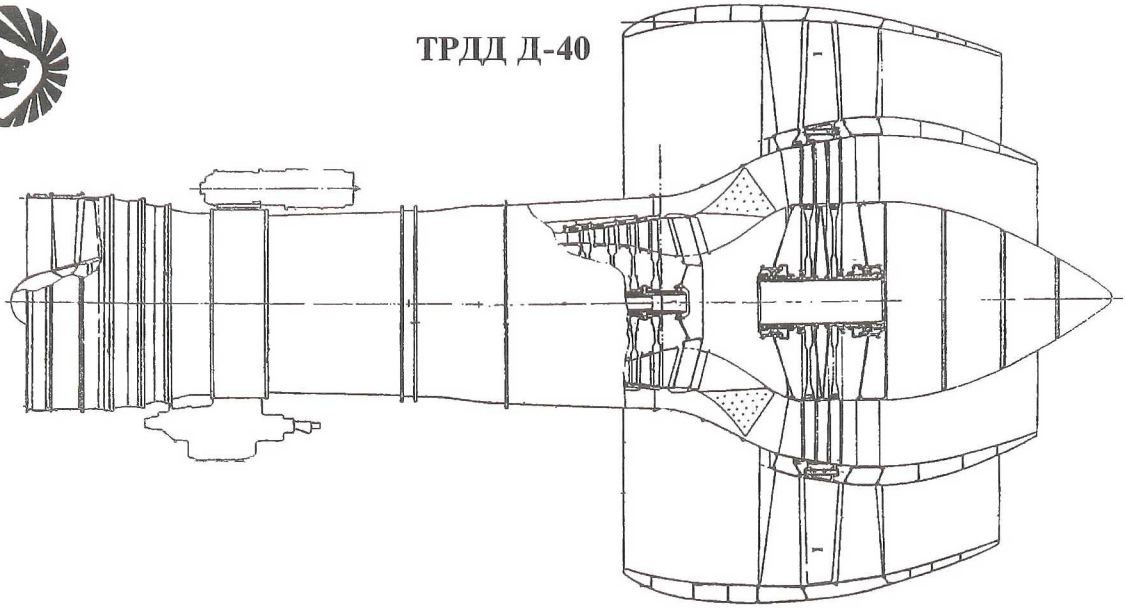


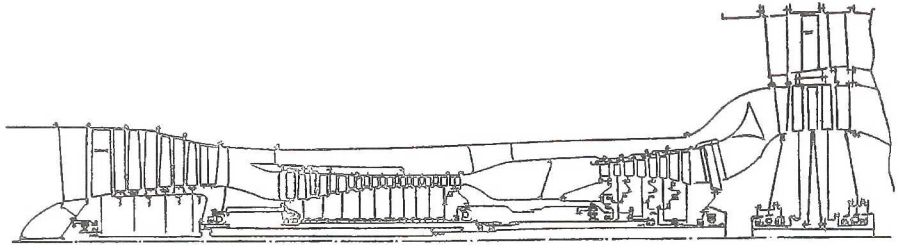
ТРДД Д-30КУ-90



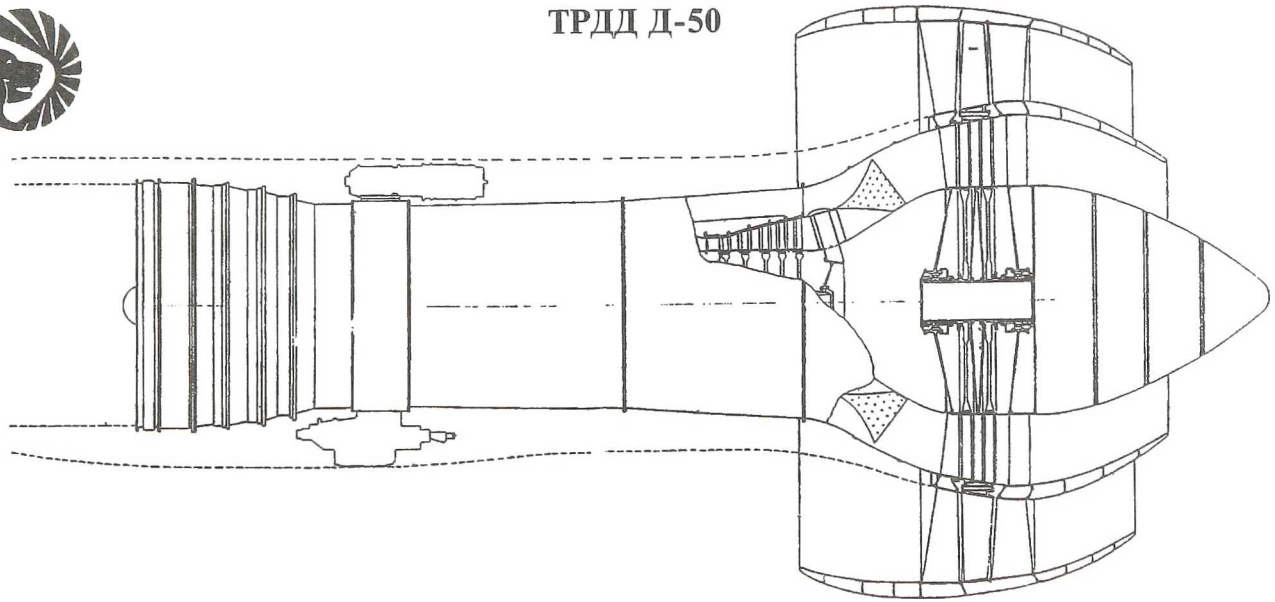


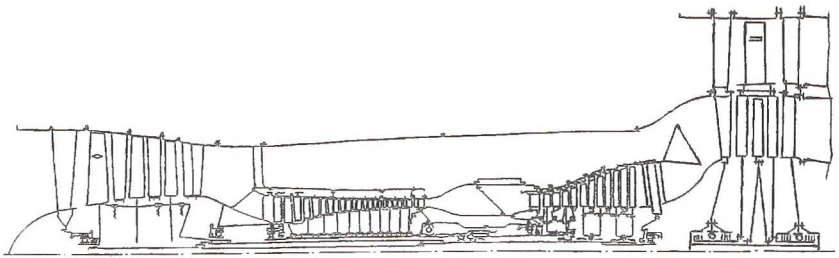
ТРДД Д-40



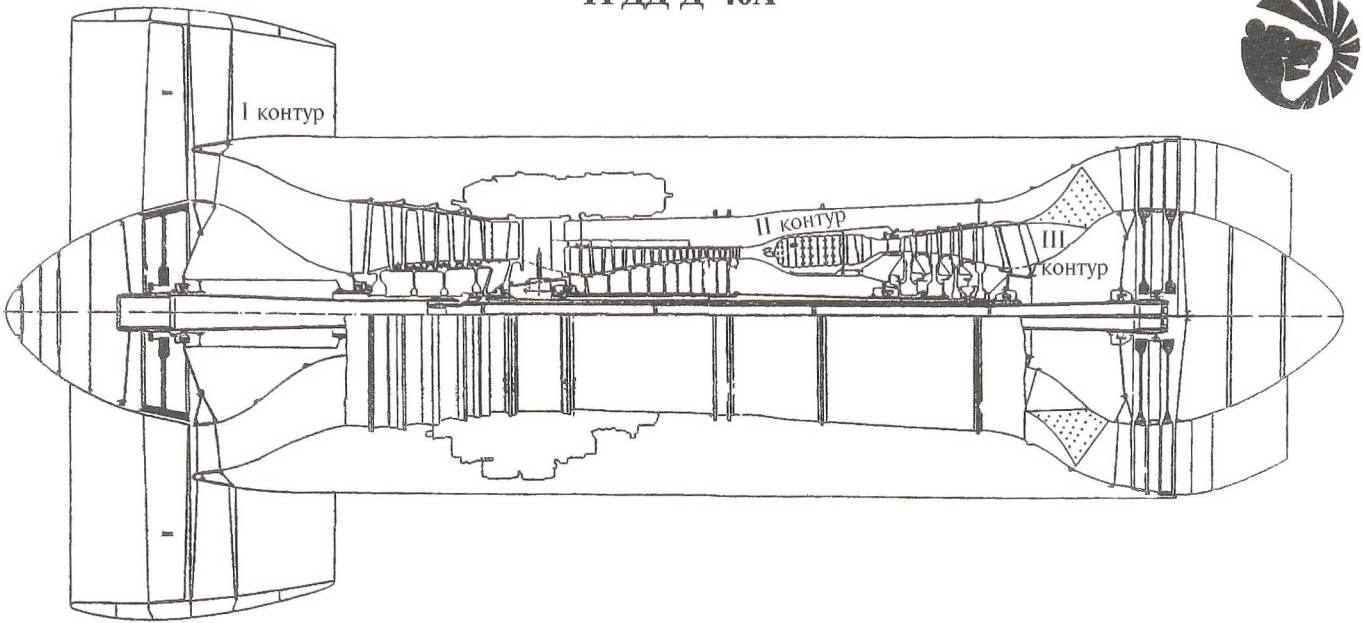


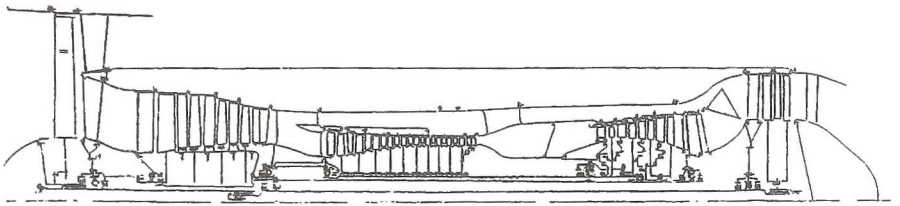
ТРДД Д-50



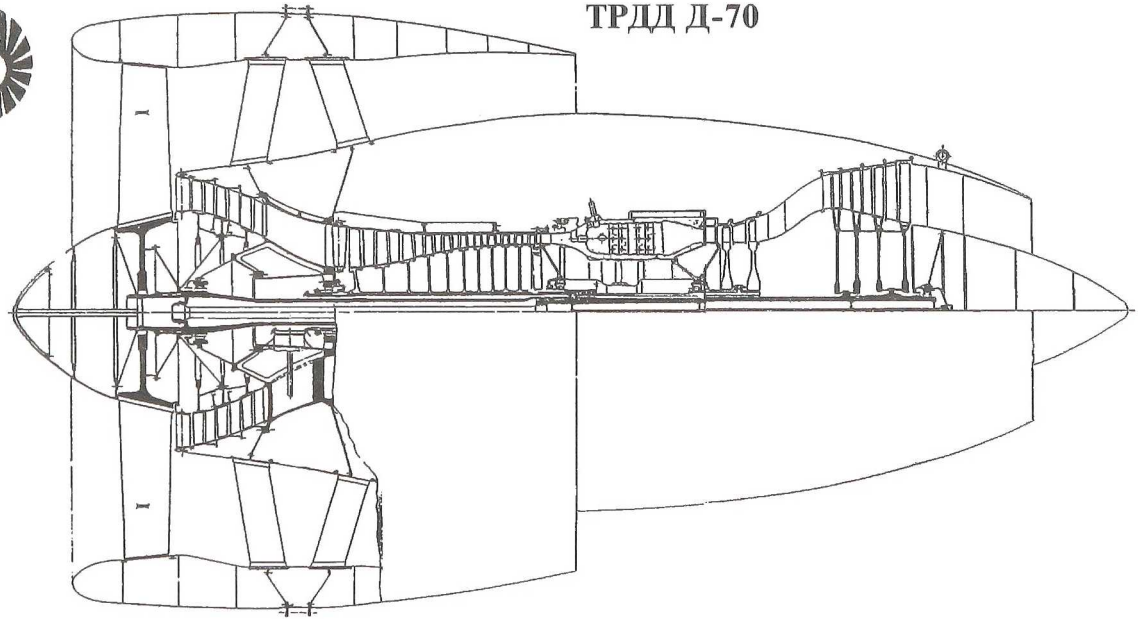


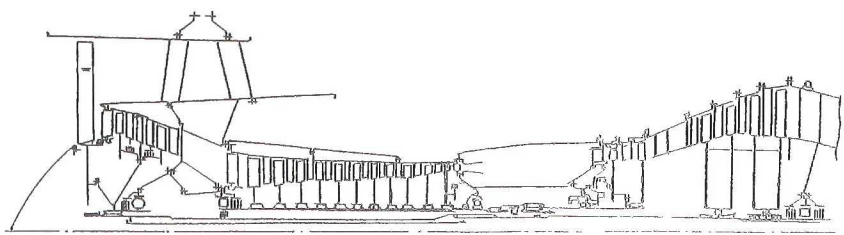
ТРДД Д-40А



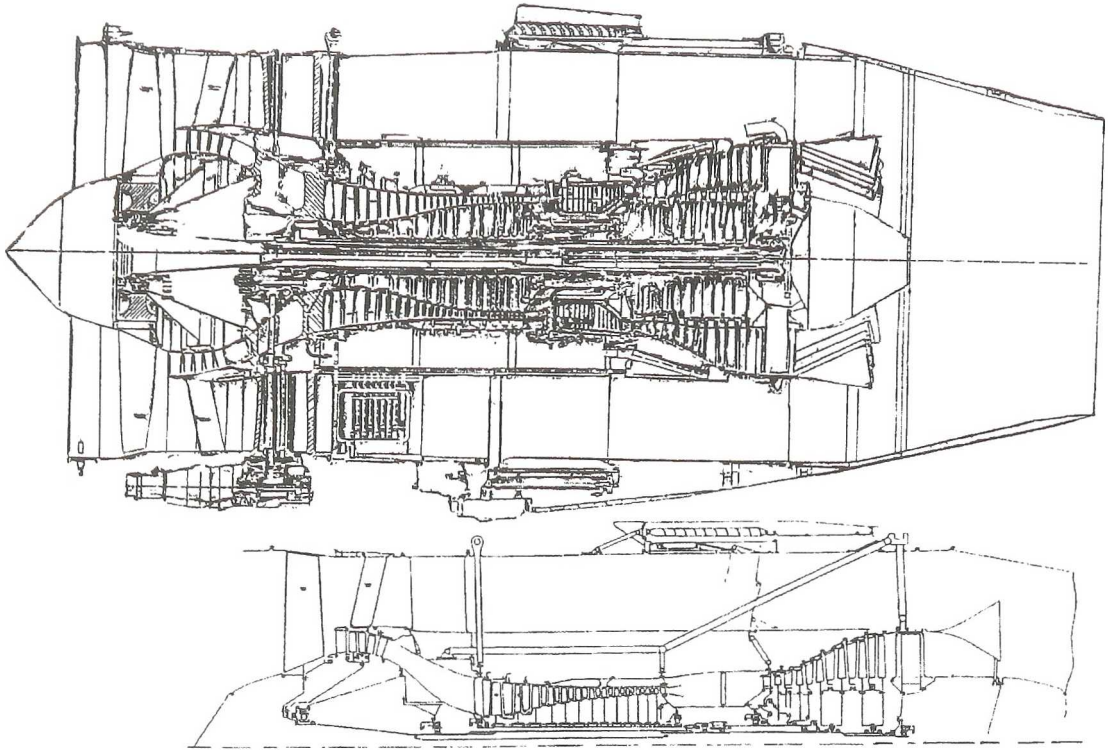


ТРДД Д-70

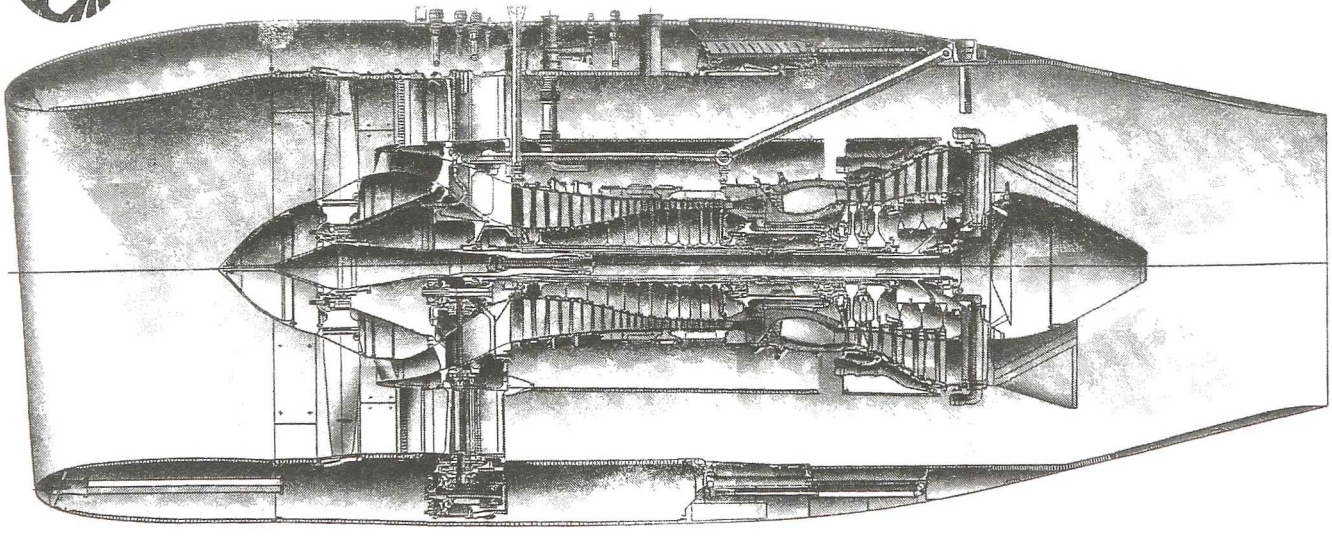




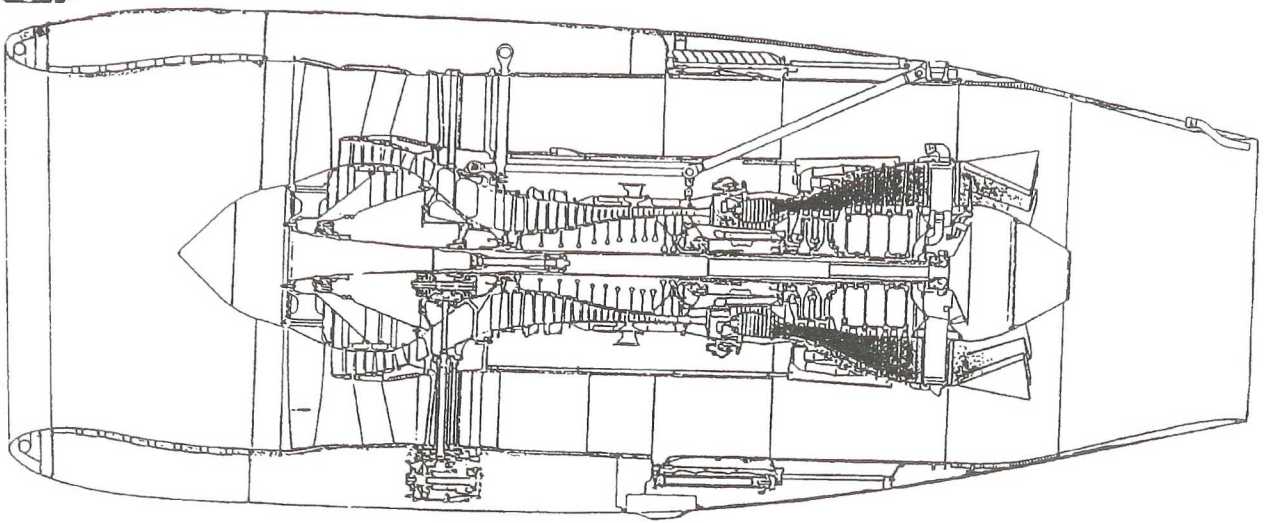
ТРДД ПС-90А

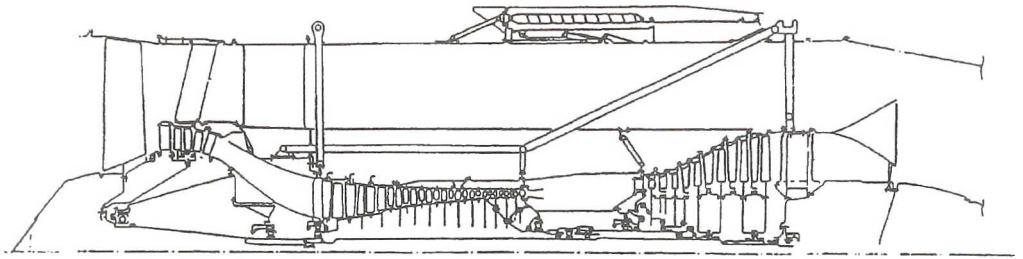


ТРДД ПС-90А 12

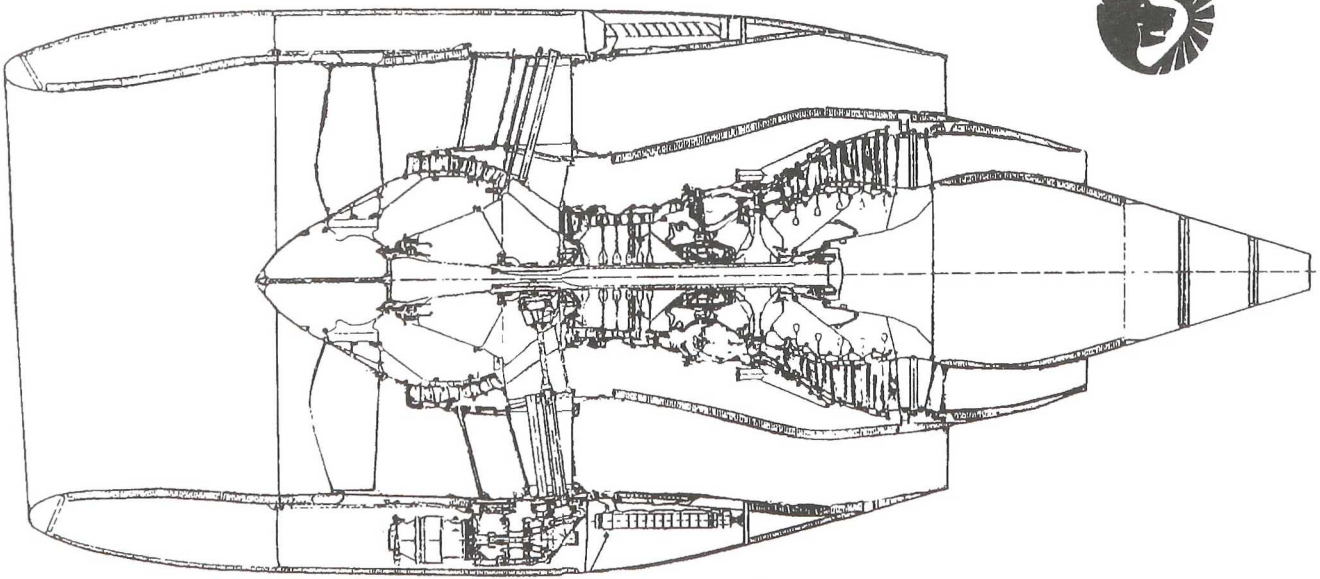


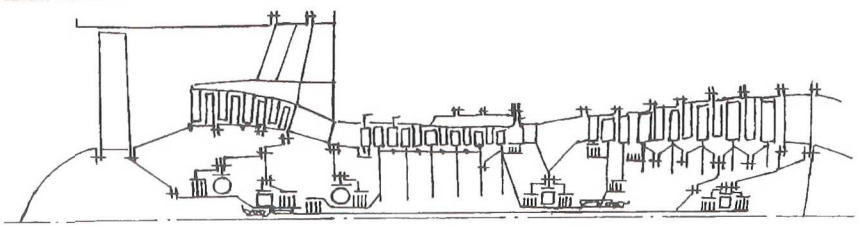
ТРДД ПС-90АМ





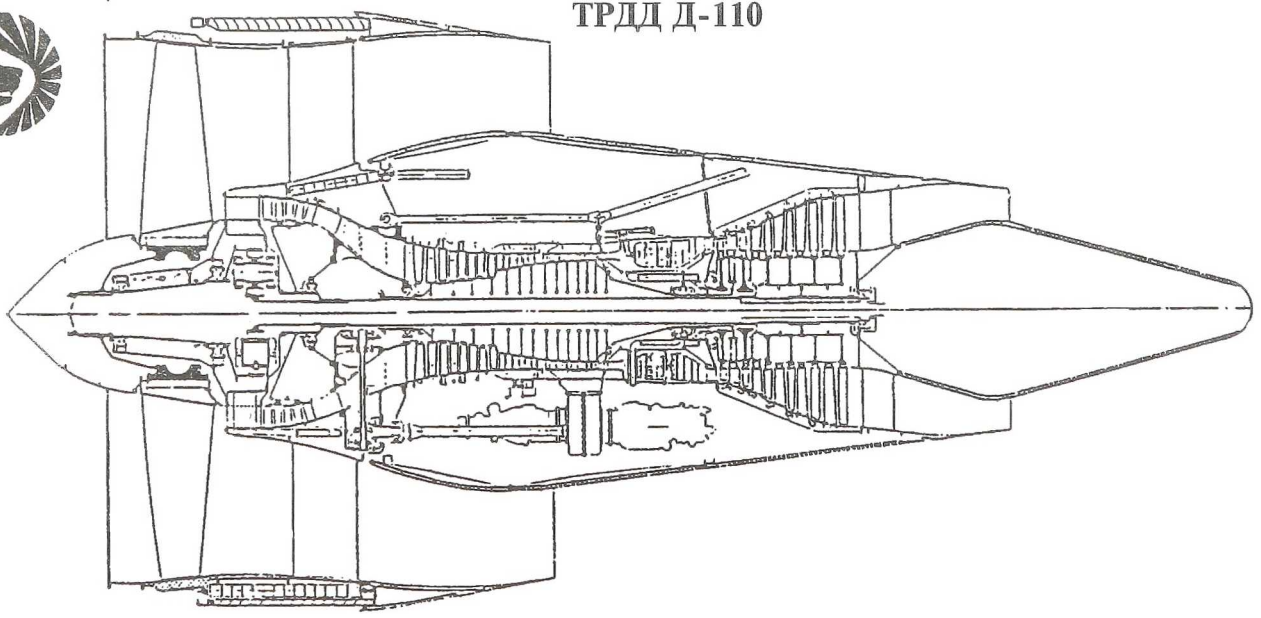
ТРДД ПС-12

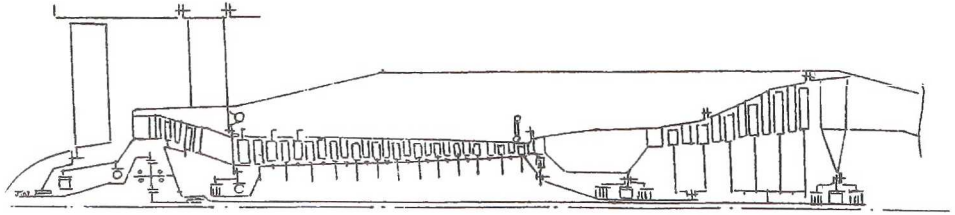




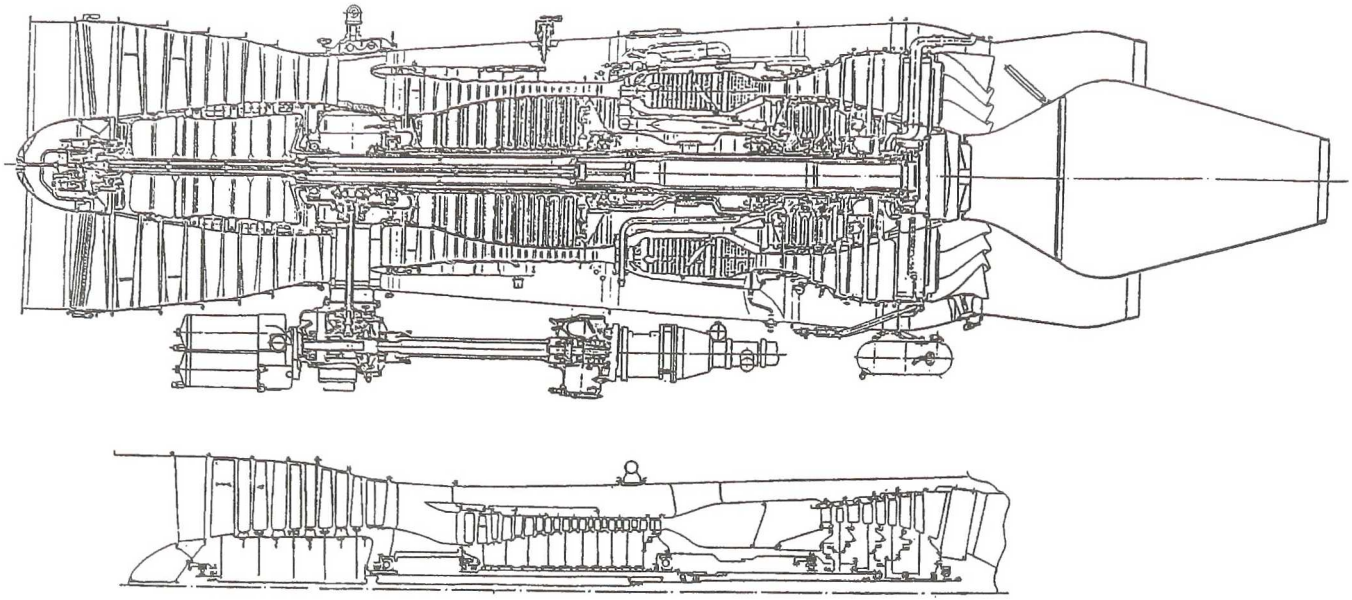
ТРДД Д-100

ТРДД Д-110

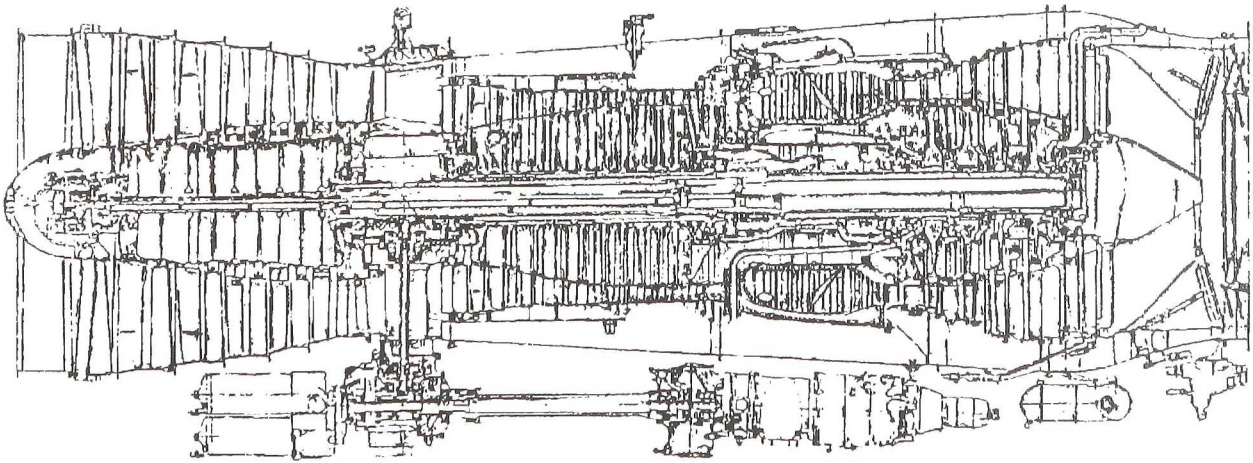


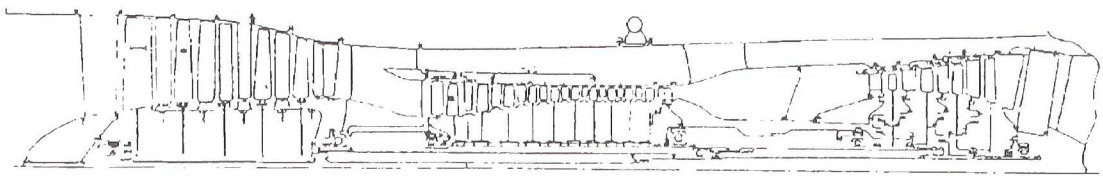


ТРДДФ Д-21А-1

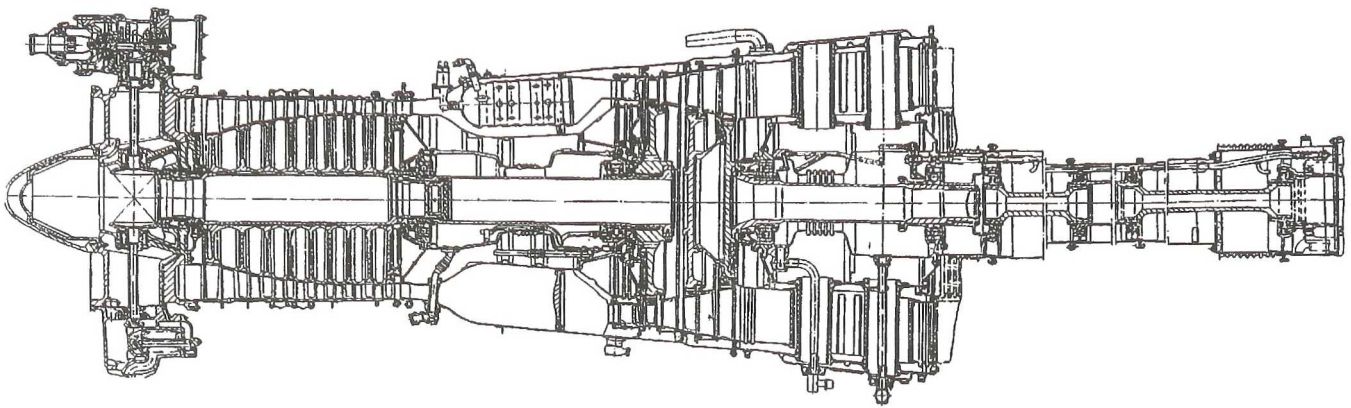


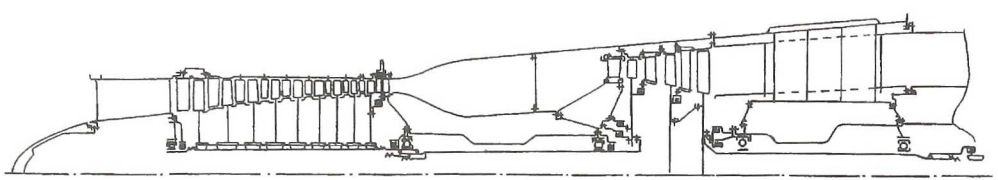
ТРДДФ Д-30Ф6





ТВаД Д-25В





САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКОЕ ФГУП «ЗАВОД ИМ. В. Я. КЛИМОВА»

Завод был основан в 1914 г., а опытное конструкторское бюро ОКБ-117 — в 1946 г.

Генеральными конструкторами ОКБ-17 в разное время были В. Я. Климов (1946—1960 гг.), С. П. Изотов (1960—1983 гг.), В. Г. Степанов (1983—1988 гг.), А. А. Саркисов (1988—2003 гг.). С 2003 г. эту должность занимает В. М. Ширманов.

В 1947 г. в ОКБ В. Я. Климова началось внедрение в производство немецкого ТРД Jumo-004 под индексом **РД-10**. Двигатель имел восьмиступенчатый компрессор, камеру сгорания с шестью индивидуальными жаровыми трубами, расположенными по окружности, и одноступенчатую турбину. Регулировка тяги осуществлялась единым рычагом за счет изменения подачи топлива и площади выходного сечения сопла путем перемещения в сопле подвижного конуса. Двигатель эксплуатировался на первых отечественных реактивных истребителях А. С. Яковлева (Як-15, Як-17), С. А. Лавочкина (Ла-150М, Ла-152), П. О. Сухого (Су-9) и др.

В 1946—1949 гг. двигатели РД-10А выпускались на Уфимском заводе № 26. Было выпущено более 1000 двигателей.

В 1947—1956 гг. В. Я. Климов одновременно руководил ОКБ-45 в Москве (сейчас — машиностроительное конструкторское бюро «Гранит») и ОКБ-117 в Ленинграде (сейчас ФГУП «Завод им. В. Я. Климова»).

С конца 1946 г. в этих ОКБ началось освоение производства ТРД «Derwent-V», «Nene-I» и «Nene-II» фирмы «Роллс-Ройс». Эти двигатели под обозначением РД-500 (серийное производство на Московском заводе № 500 и Казанском заводе № 16), **РД-45** (серийное производство на Московском заводе № 45 и Запорожском заводе № 478 — теперь «Мотор — Сич»), РД-45Ф (серийное производство на заводе № 45 и на Уфимском заводе № 26) соответственно производились с 1947 по 1958 г.

Была разработана модификация РД-45ФА, имеющая больший ресурс.

Одновременно велись работы по созданию на базе РД-45 более мощного двигателя ВК-1. В 1949 г. двигатель прошел государственные испытания.

ВК-1 стал первым в нашей стране крупносерийным турбореактивным двигателем. Он выпускался на Московских заводах № 45 и № 500, Пермском заводе № 19, Куйбышевском заводе № 24.

Двигатель ВК-1 выпускался в следующих модификациях:

ВК-1А — для самолетов Ил-28, Ил-28Р, Ил-28У;

ВК-1Б — для самолета Ту-14;

ВК-1В — для самолета МиГ-15бис;

ВК-1С — для самолетов Миг-17 и МиГ-17СИ.

По конструкции РД-45 и ВК-1А — одновальные ТРД с одноступенчатым центробежным компрессором, девятью индивидуальными трубчатыми камерами сгорания и одноступенчатой турбиной. Двигатели РД-45 устанавливались на серийных самолетах МиГ-15, МиГ-15УТИ, опытных самолетах Ла-168, Ту-12, Ла-176 и других, а двигатели ВК-1 и ВК-1А — на опытных самолетах Ла-176, Як-50, Ла-200, Ла-200Б, Ту-82.

В 1951 г. впервые в стране была разработана и запущена в серийное производство модификация двигателя **ВК-1Ф** с дожиганием топлива в форсажной камере. ВК-1Ф устанавливался на самолете МиГ-17ПФ.

Двигатели семейства ВК-1 серийно выпускались до 1958 г. в СССР, Польше, Чехословакии, КНР; всего было изготовлено более 50 тыс. двигателей.

В 1947 г. началась разработка первого отечественного ТВД **ВК-2** для самолетов С. В. Ильюшина и А. Н. Туполева. В 1950 г. двигатель прошел государственные испытания, но в серии не строился. Для ОКБ двигатель ВК-2 был первым ГТД с осевым компрессором. Он имел восьмиступенчатый компрессор, девять индивидуальных трубчатых камер сгорания и двухступенчатую турбину.

В 1952 г. ОКБ-117 начинает разрабатывать первый отечественный ТРДДФ ВК-3 для истребителя-перехватчика И-3У (И-380), созданного в ОКБ А. И. Микояна и М. И. Гуревича. Двигатель испытывался на стенде, а также в полете на опытном истребителе. В ходе летных испытаний в 1956 г. были достигнуты скорость 1960 км/ч и потолок 18 000 м.

По конструкции ВК-3 — однороторный ТРДДФ с 10-ступенчатым осевым компрессором (перепуск воздуха за турбину осуществляется из-за второй ступени компрессора по двенадцати трубам, затем в кольцевую полость и далее в форсажную камеру), кольцевой камерой сгорания, трехступенчатой турбиной, регулируемым створчатым смесителем, форсажной камерой и регулируемым сверхзвуковым соплом.

Компрессор двигателя имел двухпозиционный регулируемый входной направляющий аппарат, две первые сверхзвуковые ступени из титанового сплава, регулируемый направляющий аппарат восьмой ступени. На выходе из кольцевой полости был установлен регулируемый створчатый смеситель, который обеспечивал регулирование степени двухконтурности по режимам работы двигателя. В опытном производстве было изготовлено более 40 двигателей. Серийно двигатель не строился.

Развитием ТРДФ ВК-1Ф стал двигатель ВК-5Ф, который разрабатывался по Постановлению Совета Министров от 3 августа 1951 г. для фронтового фоторазведчика МиГ-17СР2.

ВК-5Ф имел более высокие характеристики, чем двигатель ВК-1Ф, за счет повышения температуры газов перед турбиной, применения более жаропрочных и жаростойких материалов для лопаток турбины и эффективного охлаждения.

Первый полет самолета МиГ-17СР2 был выполнен в 1952 г. По результатам государственных испытаний, проведенных в 1954 г., было принято решение о нецелесообразности строительства двигателя ВК-5Ф, поскольку летно-технические характеристики самолета МиГ-17СР2 с ТРДФ ВК-5Ф мало отличались от характеристик МиГ-17Ф с двигателем ВК-1Ф.

Для нового семейства истребителей МиГ был создан ТРДФ ВК-7, который в 1954 г. проходил летные испытания. Серийно двигатель не производился.

С середины 1950-х гг. на базе ВК-3 разрабатывался ТРДДФ ВК-13 — первый отечественный двигатель с охлаждаемыми рабочими лопатками турбины. Двигатель проходил отработку на стенде. В серию ВК-13 не передавался.

В конце 1950-х гг. заводу ОКБ-117 в соответствии с постановлением правительства поручается разработка ТРДФ ВК-15Б для самолета-снаряда С. В. Ильюшина с подводным стартом (изделие П-20).

Двигатель ВК-15Б — одноконтурный, однокаскадный с форсажной камерой. Он имел шестиступенчатый компрессор с поворотными направляющими аппаратами, кольцевую камеру сгорания и одноступенчатую турбину. Было изготовлено несколько экземпляров этого двигателя, которые проходили испытания на стенде завода, в том числе испытания с самолетным воздухозаборником. Доводка двигателя не была завершена в связи с закрытием темы.

В 1959 г. начинается проектирование малоразмерного ГТД со свободной турбиной **ГТД-350** для вертолета Ми-2, в силовую установку которого входят два двигателя ГТД-350 и главный редуктор ВР-2.

Двигатель состоит из осецентробежного компрессора (семь ступеней осевых, одна центробежная), одноступенчатой турбины компрессора, свободной двухступенчатой турбины, промежуточного редуктора. При создании ГТД-350 применены методы поузловой доводки с использованием экспериментальных установок, разработаны методики расчета и проектирования малоразмерных лопаточных аппаратов, а также конструктивные мероприятия по демпфированию гибких высокооборотных роторов. В 1963 г. двигатель ГТД-350 прошел государственные испытания и в 1964 г. был передан вместе с редуктором ВР-2 в серийное производство. Двигатель ГТД-350П производился для вертолета Ми-2П.

С учетом опыта создания ГТД-350 был разработан ТВД ГТД-550, затем двигатель ГТД-550ВС, что положило начало проекту ТВД-850.

Этот двигатель предназначался для модернизированного самолета Ан-14М, а также Бе-30.

На базе ГТД-550 прорабатывались ТВаД ГТД-550В, ГТД-850 для вертолетов Ми-3, В-20, Ми-2М и польского W-3.

В 1959—1964 гг. в ОКБ проводились работы по созданию ГТД со свободной турбиной **ТВ2-117**, а также редуктора ВР-8 для силовой установки вертолета Ми-8.

ТВ2-117 имеет девятиступенчатый осевой компрессор с регулируемыми входным направляющим аппаратом и направляющими аппаратами первых трех ступеней, кольцевую камеру сгорания, двухступенчатую турбину компрессора и свободную двухступенчатую турбину. В двигателе впервые в отечественной практике применены турбинные лопатки с удлиненным хвостовиком для улучшения охлаждения и снижения напряжений в дисках, полки турбинных лопаток с лабиринтами для увеличения КПД и снижения переменных напряжений в лопатках (демпфирование).

В конструкции ТВ2-117 применен жесткий цельноточеный ротор компрессора из титанового сплава. На двигателях ТВ2-117, ГТД-350 и всех последующих турбовальных двигателях ОКБ применена система защиты свободной турбины от раскрутки. В 1964 г. двигатель ТВ2-117 прошел государственные испытания. С 1976 г. выпускается модификация ТВ2-117А.

Двигатель ТВ2-117 серийно производился до 1997 г. на Пермском и Запорожском моторостроительных заводах. Всего было изготовлено 22 982 двигателя.

В конце 1980-х гг. на заводе им. В. Я. Климова был разработан двигатель ТВ2-117ТГ, который успешно прошел испытания на вертолете Ми-8ТГ. Он надежно работает на сжиженном пропанобутановом газе и газовых конденсатах, а также на моторном топливе наземного применения — бензине, керосине, дизельном топливе и их смесях со сжиженным газом.

На взлете, посадке, а также при возникновении утечки сжиженного газа в полете двигатели вертолета работают на керосине.

На базе ТВ2-117 был разработан опытный ТРД ТР2-117 для беспилотного самолета-разведчика.

В 1965 г. ОКБ-117 начинает разрабатывать двигатель **ТВ3-117** и главные редукторы к силовым установкам для вертолетов Ми-17, Ка-32 и др. Двигатель ТВ3-117 имеет осевой двенадцатиступенчатый компрессор с регулируемыми входным направляющим аппаратом и направляющими аппаратами четырех ступеней, кольцевую камеру сгорания, двухступенчатую турбину компрессора и свободную двухступенчатую турбину.

Впервые в отечественной практике применены титановый ротор компрессора, сваренный из отдельных дисков электронно-лучевой сваркой, рабочие и направляющие лопатки компрессора из титаново-

го сплава, полученные методом холодной вальцовки, малогабаритные контактные графитовые уплотнения масляных полостей. На двигателе установлено пылезащитное устройство. В системе регулирования двигателя использованы электронные блоки. В 1972 г. двигатель прошел государственные испытания.

ТРД ТР3-117 был создан для беспилотных самолетов ОКБ им. А. Н. Туполева Ту-143 «Рейс» и Ту-243 «Рейс Д». Самолет Ту-143 был принят на вооружение в 1982 г. ВВС СССР, а в 1984 г. — ВВС Чехословакии.

ТВ3-117 и сейчас является одним из лучших в мире по экономичности в своем классе благодаря высоким значениям КПД агрегатов (КПД компрессора 86 %, турбины компрессора 91 %, свободной турбины 94 %). Двигатель выпускается большими сериями во многих модификациях: ТВ3-117М, ТВ3-117КМ, ТВ3-117МТ, ТВ3-117В, ТВ3-117ВМ, ТВ3-117ВМА, ТВ3-117ВК.

Эти двигатели серийно производятся на Запорожском заводе «Мотор-Сич». Они применяются на вертолетах Ми-8МТ, Ми-14, Ми-17, Ми-24, Ми-28, Ка-27, Ка-32, Ка-50, Ка-52 в 25 странах мира. Двигателей ТВ3-117 2-й и 3-й серий было изготовлено 1478 шт., ТВ3-117В, -117ВМА — 3944 шт., ТВ3-117ВМ, -117МТ — 3806 шт., ТВ3-117ВК, -117ВКР, -117КМ — 600 шт.

Модификации ТВ3-117ВМ, -117ВМА, -117ВМ-02, -117ВМА-02 имеют сертификат типа № 34-ДАРМАК. Кроме того, сертификаты типа получили совместная разработка «Завода им. В. Я. Климова» и ЗМКБ «Прогресс» — ТВД ТВ3-117ВМА-СБМ для самолета Ан-140 (1999 г.), а также форсированная модификация ТВаД ТВ3-117ВМА — ВК-2500 (2001 г.).

Для вертолетов повышенной грузоподъемности и самолетов со средней дальностью полета создана модификация СБ-3000 на базе ТВ3-117.

Для самолетов Ан-38, Ан-3, Бе-32 и других на базе сертифицированного ТВаД ТВ3-117 ВМА разработан ТВД ВК-1500.

С начала 1970-х гг. велась разработка двухвального ТРДДФ **РД-33** для двухдвигательной силовой установки истребителя МиГ-29 с общей выносной коробкой самолетных агрегатов, с индивидуальным для каждого двигателя сверхзвуковым регулируемым воздухозаборником. В 1984 г. двигатель был предъявлен на государственные испытания, затем поступил в серийное производство.

РД-33 состоит из четырехступенчатого осевого компрессора низкого давления — вентилятора, девятиступенчатого осевого компрессора высокого давления с поворотными входным и первыми двумя направляющими аппаратами, кольцевой прямоточной камеры сгорания, двух одноступенчатых охлаждаемых турбин — высокого и низкого давления, общей для обоих контуров форсажной камеры со стабилизацией пламени на кольцевом и радиальном стабилизаторах.

В сверхзвуковом реактивном сопле регулируются критическое и выходное сечения. Обеспечивается управление гидромеханиче-

скими агрегатами на режимах ограничения параметров двигателя, при розжиге форсажа и при помпаже. Программа регулирования с температурной раскруткой по температуре воздуха на входе позволяет на дозвуковых скоростях полета обеспечивать требуемую тягу при умеренной температуре газа перед турбиной, что повышает надежность двигателя. По мере повышения температуры воздуха на входе происходит интенсивный рост тяги благодаря раскрутке роторов, что важно при маневрах самолета. Время приемистости двигателя при переходе с малого газа на максимальный режим составляет 3...4 с, с максимального на полный форсированный режим — 2...3 с, с малого газа на полный форсированный режим — 4...5 с.

Двигатель РД-33 оборудован системами защиты и раннего обнаружения неисправностей, в том числе следующими: системой ограничения максимальной частоты вращения роторов компрессоров и максимальной температуры газа за турбиной низкого давления, противообледенительной, предупреждения и ликвидации помпажа, контроля и диагностирования работы двигателя. Предусмотрена возможность осмотра эндоскопом и проверки токовихревым методом состояния ряда деталей проточной части в процессе эксплуатации.

Двигатель отличают высокие параметры термодинамического цикла, газодинамическая устойчивость, плавное, бесступенчатое изменение тяги, высокие эксплуатационные надежность и контролепригодность. Модульная конструкция РД-33 позволяет обеспечивать восстановление двигателей в условиях эксплуатации путем крупноблочной переборки (замена поврежденных лопаток вентилятора, компрессора, турбины, других деталей, а также модулей в целом). Это сокращает оборотный фонд двигателей, уменьшает затраты при ремонте, а также позволяет проводить тщательное диагностирование практически всех узлов, локальный ремонт и устранение повреждений.

По важнейшим показателям, характеризующим эффективность использования двигателя на истребителе (темпу нарастания тяги по числу Маха полета, удельной массе и т. д.), РД-33 стоит в ряду лучших в своем классе. На базе этого двигателя разработан ряд перспективных модификаций:

РД-33И — бесфорсажный вариант для штурмовика Ил-102;

РД-33К — с введенным чрезвычайным режимом и увеличенной тягой для модернизированного истребителя МиГ-29М и палубного истребителя МиГ-29К;

РД-33 3-й серии с увеличенным ресурсом. Производится серийно с 1999 г.;

РД-33 серии 3М с увеличенной тягой для МиГ-29К;

РД-33Н для модернизации однодвигательных истребителей 2-го и 3-го поколений;

РД-93 для китайского истребителя FC-1;

РД-133 с увеличенной тягой и всеракурсным соплом с управляемым вектором тяги для модификации МиГ-29 и ВКС-10;

СМР-95 для самолетов Мираж F-1 и Мираж III.

Разрабатываются бесфорсажные варианты РД-33Б/НБ.

С 1985 г. ОКБ-117 разрабатывает ТВД нового поколения **ТВ7-117** для пассажирского самолета местных воздушных линий Ил-114. Этот двигатель имеет встроенный в него редуктор воздушного винта, шестиступенчатый осецентробежный компрессор (пять осевых ступеней и одна центробежная), противоточную кольцевую камеру сгорания, охлаждаемую двухступенчатую турбину компрессора с монокристаллическими лопатками рабочих колес, двухступенчатую силовую турбину. Все основные узлы двигателя имеют достаточно высокие значения коэффициента полезного действия.

На ТВ7-117 применена двухканальная электронная система регулирования с полной ответственностью (питание от автономного генератора). Завершение полета может обеспечиваться также ручным гидромеханическим управлением. Номинальное значение взлетной мощности двигателя поддерживается до температуры окружающего воздуха, равной 30 °С, и давления 730 мм рт. ст.

Двигатель отличают низкий удельный расход топлива на крейсерском режиме и высокая надежность. Ресурс до первого капитального ремонта — 6 тыс. ч., назначенный — 20 тыс. ч. Развитая система контроля работы и раннего обнаружения дефектов дает возможность эксплуатировать двигатель по состоянию.

В 1995 г. проектировался ТРДД РД-35 для УТС Як-130.

В январе 1997 г. на модификацию ТВ7-117С был получен сертификат типа АР МАК. На двигателе ТВ7-117СД введен чрезвычайный режим и применена новая электронная система контроля и регулирования двигателя типа FADEC. Для самолета Ту-136 разрабатывается ТВД ТВ7-117СФ, работающий на сжиженном газе.

Двигатели ТВ7-117, 7-117С изготавливает ОАО «Московское машиностроительное предприятие им. В. В. Чернышева».

На основе ТВД ТВ7-117 созданы ТВаД нового поколения: ТВ7-117В (ВК-3000) для многоцелевого вертолета Ми-38 и ТВ7-117ВК, предназначенный для установки на вертолеты новых поколений Ка-50, Ка-52 и др., а также для замены двигателей.

На двигателе установлена топливорегулирующая аппаратура, способная работать на сжиженном газе. Двигатель имеет соосный редуктор винта, расположенный непосредственно перед компрессором. Вал отбора мощности имеет выводы вперед по полету.

Для мобильной энергоустановки спроектирован двигатель ТВ7-117Е мощностью 1500 кВт (2000 л.с.), имеющий КПД 27 %. Для скоростных катеров испытывается ТВаД ТВ7-117К.

Совместно с Рыбинским конструкторским бюро моторостроения разработан ТВД ТВД-1800 для самолетов местных воздушных линий.

Для самолетов МиГ-29 и Су-27 спроектированы вспомогательные силовые установки ГТД Э-117 и ВК-100. В ФГУП «Завод им. В. В. Климова» спроектирован многоцелевой газотурбинный двигатель **ВКС-800**, имеющий модульную конструкцию и современную компоновочную схему, характерную для двигателей малой размерности. Двигатель разработан для самолетов (например, ВКС-800С), вертолетов грузоподъемностью 100 кг (ВКС-800В), мобильных электростанций (ГТД-0,5). Разработка ориентирована на создание надежного, легкого и экономичного недорогого двигателя.

Уровень параметров двигателя выбран исходя из условия применения отработанной модели двухступенчатого одноротороного центробежного компрессора и одноступенчатых неохлаждаемых турбин. Эти особенности упрощают конструкцию двигателя и снижают затраты на его производство и эксплуатацию, а высокие характеристики основных узлов позволяют обеспечивать этому двигателю высокий уровень экономичности.

Для вертолета Ми-38 предлагается также ТВаД ТВа-3000 (ВК-3500), имеющий бóльшую мощность, чем ТВ7-117В. Это дает возможность обеспечить безопасность эксплуатации вертолета не только в полете, но и при взлете и посадке, а также позволит расширить возможность модернизации вертолета.

ТВа-3000 имеет модульную конструкцию, включающую двухступенчатый центробежный компрессор и четырехступенчатую турбину. Двигатель разработан на основе газогенератора двигателя PW127, созданного силами совместного предприятия «Пратт энд Уитни — Климов», образованного в 1993 г.

В настоящее время разрабатывается ТРДДФ РД-43 (ВК-10М) — двигатель в классе форсажной тяги 98 кН (10 000 кгс). Этот двигатель с системой управления вектором тяги является развитием ТРДДФ РД-33. Предполагается, что у него на 3...5 % будет уменьшен удельный расход топлива.

Для учебно-тренировочных самолетов имеется техническое предложение ФГУП «Завод им. В. Я. Климова » по ТРДД РД-35 — двигателю в классе тяги 15,7...19,6 кН (1600...2000 кгс) с умеренной степенью двухконтурности. В дальнейшем возможна разработка модификаций этого ТРДД с увеличенной степенью двухконтурности для коммерческого использования.

В ФГУП «Завод им. В. Я. Климова» разработаны ряд мобильных энергетических станций, двигатели для наземного транспорта, а также жидкостные ракетные двигатели. В настоящее время «Завод им. В. Я. Климова» входит в корпорацию РСК «МиГ».

ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ САМОЛЕТОВ С ДВИГАТЕЛЯМИ

Марка самолета (вертолета)	Марка двигателя	Число двигателей	V_{max} (*–$V_{кр}$), км/ч
Як-15	РД-10	1	805
Як-17	РД-10	1	751
Як-50	ВК-1	1	1170
Ла-150М	РД-10	1	805
Ла-152	РД-10	1	778
Ла-168	РД-45	1	1080
Ла-176	ВК-1	1	1105
Ла-200, Ла-200Б	ВК-1	2	1062
Ту-12 (Ту-77)	РД-45	2	783
Ту-14 («78»)	РД-45+РД-500	2+1	840
Ту-14 (Ту-81)	ВК-1А	2	860
Ту-82	РД-45, ВК-1	2	934
Ту-130 (проект)	ТВ7-117С	2	500...520*
МиГ-15, МиГ-15УТИ	РД-45Ф	1	1050
МиГ-15бис	ВК-1А	1	1076
МиГ-17Ф, -17ПФ	ВК-1Ф	1	1145
МиГ-17СР2	ВК-5	1	1132
МиГ-17, -17СИ	ВК-1А	1	1114
МиГ-29, -29С	РД-33	2	2450
МиГ-29К	РД-33К	2	2300
МиГ-29М	РД-33К	2	2450
МиГ-110 (проект)	ТВ7-117С	2	550
Ил-28	ВК-1А	2	960
Ил-28Р	ВК-5	2	876
Ил-102	РД-33И	2	950
Ил-114	ТВ7-117, -117С	2	500*
С-9 («К»)	РД-10	2	885
Су-15	РД-45А	2	1045
И-3 (И-380), И-3У	ВК-3	1	1960

$L_п$, км	H_{max}, м	M_0, т	$M_{пн}$, т	Число пассажиров	Источник информации
510	13 350	2,63	0,72	—	[227]
717	12 750	2,89	0,81	—	
—	16 600	4,155	—	—	[27]
500	12 500	3,34	0,97	—	[227]
500	12 500	3,24	0,93		
1275	14 500	4,58	—	—	[27]
—	15 000	3,111	—	—	[27, 196]
1165	15 150	7,675	—	—	[27]
2200	11 360	14,7	—	—	[63]
1530...3500	14 200	18,5	—	—	[34]
3000	11 200	21...25,3	3	—	[63, 34]
2395	11 400	13,5...18,3	—	—	[63]
400...2000	—	20,0	5,0	—	
1175...1668	15 200	5,4	—	—	[38, 114, 242]
1330...2520	15 500	6,1	—	—	
1160...2020	16 600	6,07	—	—	
2115	16 600	6,075	—	—	
1185...1900	15 600	5,2	—	—	
710...2400	17500	15,3	4,0	—	
600...3000	17 400	19...22,3	9,0	—	
600...3200	17 000	18	4,5	—	[199, 242]
3000...4700	11 000	12,34	3,5	—	[100, 114]
2400	12 500	18,4	—	—	[27, 75]
3150	12 300	19,5	—	—	[75]
500	11 000	22	7,2	—	[89, 108]
1000...4800	—	21,0	—	60...64	[27,100,114]
1200	12 800	6,1	1,63	—	[68]
1050	13 000	10,44	—	—	[102, 242]
1620...2680	18 800	7,6	2,115	—	[242]

Марка самолета (вертолета)	Марка двигателя	Число двигателей	V_{max} (*–$V_{кр}$), км/ч
И-320 (Р-1)	РД-45Ф	2	—
И-370 (И-1, И-2)	ВК-7	1	1510...1520
Ми-2	ГТД-350	2	210
Ми-2М	ГТД-350П	2	210
Ми-3	ГТД-550В	2	—
Ми-8	ТВ2-117	2	225*
Ми-8ТГ	ТВ2-117ТГ	2	—
Ми-8Т	ТВ2-117А	2	250
Ми-8МТВ	ТВ3-117ВМ	2	250
Ми-14	ТВ3-117МТ	2	230
Ми-17, -171	ТВ3-117МТ, ТВ3-117ВМ	2	250
Ми-18	ТВ3-117МТ	2	—
Ми-24, -25, -35	ТВ3-117 сер. 0, сер. 2, сер. 3	2	330
Ми-25	ТВ3-117В	2	—
Ми-28	ТВ3-117ВМА	2	300
Ми-35	ТВ3-117В	2	330
Ми-38	ТВД-300, ТВ7-117В	2	290
Ка-27	ТВ3-117КМ	2	270
Ка-28	ТВ3-117ВМАР	2	250
Ка-29	ТВ3-117ВМА	2	280
Ка-31	ТВ3-117В	2	250
Ка-32	ТВ3-117ВМА	2	250
КА-50	ТВ3-117ВМА	2	350
Ка-52	ТВ3-117К	2	350
ВР-3 «Рейс» (Ту-143)	ТР3-117	1	875...950
Ан-14М (проект)	ТВД-850	2	
Ан-38	ВК-1500	2	350...380*
Ан-140	ТВ3-117ВМА-СБМ1	2	500...590*

Продолжение таблицы

$L_п$, км	H_{max}, м	M_0, т	$M_{пн}$, т	Число пассажиров	Источник информации
—	—	—	—	—	[102, 242]
—	—	—	—	—	[27, 114]
170...580	4000	3,7	1,076	8	[188]
350...722	4000	3,7	1,311	8	[1, 81]
—	—	—	—	—	[27, 114]
460...580	4500	11,1	3...4	28	
—	—	—	—	—	
425...580	4500	12	4	—	[5, 27, 100, 114, 188]
580	6000	13	4	24	
1135	3500	14	—	10	
495...950	5000	13	3...4	—	
—	—	—	6,5	38	
550...1000	5000	11,5	2,5	8	
—	—	—	—	—	[81]
460	2900	11,2	3,64	—	[114]
750	4500	11,2	1,5	—	[54, 202]
325...800	5200	15	8	30	[114, 188]
800	4300	11	5	—	[5, 27, 188]
800	5000	12,5	—	—	[119]
100...740	3000	11,5	4	16	[54, 188]
—	3500	12,5	—	—	[100]
570...800	5000	12,6	4...5	12	[5, 27, 54, 100, 119, 188]
450	4000	10,8	1,811	—	
460	3600	10,4	—	—	
180	200...5000	1,39...1,41	—	—	[64, 114]
—	—	—	—	—	[100]
460...2200	—	8,8	2,5	26	[100, 114]
800...2960	—	19,1	—	46...52	[27, 64]

Марка самолета (вертолета)	Марка двигателя	Число двигателей	V_{max} (*–$V_{кр}$), км/ч
Бе-30 (проект)	ТВД-850	2	—
Бе-32	ВК-1500	2	500*
FC-1	РД-93		—
«55В» (проект)	ВК-15М	6	2650
«325» (проект)	ВК-15	1	3000
Р-1	ВК-1	2	800

ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ГТД РАЗРАБОТКИ САНКТ-ТРД

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0					Номинальный режим $H = 0$; М = 0,7	
	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))
РД-10	9,0 (920)	145,7 (1,43)	23	3,2	917	—	—
РД-45	20 (2040)	109 (1,07)	40	4	1140	—	—
РД-45Ф	22,3 (2270)	109 (1,07)	40	4	1140	20 (2040)	108 (1,06)
РД-45ФА	22,3 (2270)	109 (1,07)	40	4	1140	20 (2040)	108 (1,06)
ВК-1А	26,5 (2698)	109 (1,07)	48,2	4,2	1170	—	—
ТР2-117	—	—	—	—	—	—	—
ТР3-117	3,8 (640)	88,6 (0,87)	9,3	10,7	980	—	—

Окончание таблицы

$L_п$, км	H_{max}, м	M_0, т	$M_{пн}$, т	Число пассажиров	Источник информации
—	—	—	—	—	[100]
650...1600	—	—	2,0	7...17	
—	—	—	—	—	[54, 100]
6500	18 000... 22 000	245	5	100...120	[81]
4000	23 000... 25 000	—	2,3	—	
2000	11 500	20,3	1	—	

ПЕТЕРБУРГСКОГО ФГУП «ЗАВОД ИМЕНИ В. Я. КЛИМОВА»

Крейсерский режим H = 11 км; M = 0,8		$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства			Источник информации
P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))					Стендовые	Государственные	Серия	
—	—	—	800	3,87	0,81	—	1945	1946	[102]
—	—	—	808	2,46	1,255	1947	—	1947	[27, 102]
17,8 (1814)	107 (1,05)	180	814	2,65	1,258	—	—	1947	[27, 242]
17,8 (1814)	107 (1,05)	250	825	2,65	1,258	—	—	—	[27]
—	—	—	872	2,64	1,273	1948	1949	1949	[27, 22, 102, 242]
—	—	—	—	—	—	—	—	—	[81]
—	—	—	202	—	—	—	—	1982	[64, 114]

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0						Взлетный бесфорсажный режим $H = 11$ км; М = 0,8	
	$P_ф$, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	m	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))
ВК-3	82,8 (8445)	194 (1,9)	98,4	12,7	1190	—	56,15 (5730)	75,4 (0,743)
РД-33	81,4 (8300)	214 (2,1)	76,5	21	1536	0,49	49,4 (5040)	78,5 (0,77)
РД-33Н	81,4 (8300)	—	—	—	—	—	49,1 (5040)	78,5 (0,77)
РД-33 сер. 3М	81,4 (8700)	—	77	21	1680	0,48	49,1 (5040)	78,5 (0,77)
РД-33К	86,4 (8800)	—	—	—	—	—	54 (5500)	78,5 (0,77)
РД-43	98,1 (10 000)	—	—	—	—	—	—	—
ВК-13	98,1 (10 000)	214 (2,1)	105	13	1320	—	—	—

Крейсерский режим $H = 11$ км; $M = 0{,}8$		$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства			Источник информации
$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))						Стендовые	Летные	Серия	
—		100	1850	—	—	1955	1956	—	[102, 242]
98 (0,96)		1400	1050	4,3	1,04	—	—	1981	[2, 27, 54, 64, 81]
—		—	1295	5,44	1,04	—	—	—	
—		2000	1055	4,23	1,04	—	—	—	
—		—	1055	4,23	1,04	—	—	—	
—		—	—	—	—	—	—	—	
—		—	—	—	—	—	—	—	

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0					Крейсерский режим $H = 8$ км; $V = 500$ км/ч	
	$N_э$, кВт (л.с.)	$C_э$, кг/(кВт • ч) (кг/(л.с. • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	$N_э$, кВт (л.с.)	$C_э$, кг/(кВт • ч) (кг/(л.с. • ч))
ВК-2	3550 (4823)	0,435 (0,32)	28,5	5	1071	—	—
ВК-1500	1104 (1500)	0,313 (0,230)	7,3	7,4	1187	773[2] (1050)	0,313[2] (0,230)
ТВ3-117ВМА-СБ1	1840 (2500)	0,271 (0,199)	9,3	10	1293	1289 (1750)	0,256 (0,188)
ТВ7-117	1840 (2500)	0,272 (0,200)	8,7	16	1525	1250 (1700)	0,245 (0,180)
ТВ7-117С	2061 (2800)	0,272 (0,200)	9,2	17	1530	1472 (2000)	0,245 (0,180)
ТВД-850	600 (810)	—	—	—	—	—	—
ТВД-1800 проект	1260 (1710)	—	—	—	—	—	0,245 (0,180)
ВКС-800В проект	590 (800)	0,324 (0,238)	—	12	1323	420...456[1] (570...620)	0,34...0,354[1] (0,250...0,260)
ГТД-550 проект	405 (550)	—	—	—	—	—	—
ГТД-550СА	471 (640)	0,336 (0,247)	3,22	8,45	1171	—	—

[1] $H = 0$; М = 0.

[2] $H = 3$ км; $V = 400$ км/ч.

$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	$D_{винт}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
					Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
—	1400	—	—	—	—	1950	1951	—	[38, 64, 242]
20 000	340	1,714	0,847	—	1999	—	—	—	[1, 81]
—	570	2,86	1,21	—	1997	—	1997	2000	[5, 27, 64]
20 000	570	1,24	0,94	3,6	—	—	—	1991	[27, 81, 170]
20 000	530	2,14	0,94	3,6	—	—	—	1997	
—	—	—	—	—	—	—	—	—	[81, 100]
—	—	1,9	0,76	—	—	—	—	—	
—	110	1,27	0,59	—	1996	—	—	—	
—	—	—	—	—	—	—	—	—	
—	120	—	—	—	—	—	—	—	

ТР

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0					Взлетный бесфорсажный режим	
	$P_ф$, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))
ВК-1Ф	33,2 (3380)	203,7 (2,0)	48,2	4,36	—	20,2 (2080)	111 (1,09)
ВК-5	34,4 (3500)	—	—	—	—	—	—
ВК-5Ф	37,73 (3850)	193,9 (1,9)	—	—	—	29,4 (3000)	112,1 (1,1)
ВК-7	61,6 (6270)	—	—	6,3	1073	41,3 (4200)	96,8 (0,95)
ВК-15Б	113 (11 500)	—	168	5	1365	—	—

ТВ

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0					Крейсерский режим $H = 0$; М = 0	
	N_e, кВт (л.с.)	C_e, кг/(кВт • ч) (кг/(л.с. • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	N_e, кВт (л.с.)	C_e, кг/(кВт • ч) (кг/(л.с. • ч))
ГТД-350	298 (400)	0,503 (0,37)	2,2	6	1200	—	0,582 (0,428)
ГТД-350П	331 (450)	—	—	—	—	—	—
ТВ2-117	1103 (1500)	0,402 (0,296)	8,4	6,2	1090	—	—
ТВ2-117А	1267 (1700)	0,375 (0,275)	8,4	6,6	1125	736 (1000)	0,422 (0,31)

ДФ

$T_{наз}$,ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
				Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
100	989	4,72	1,273	1951	—	—	1951	[242]
—	—	—	—	—	—	—	—	[81, 242]
—	980	—	—	—	1954	1952	—	
25	1135	—	—	1952	1954	1954	—	
—	—	—	—	—	—	—	—	

аД

$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	b/h, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
				Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
—	135	1,35	0,522/0,68	1963	1963	—	1964	[8, 141, 170]
—	—	—	—	—	—	—	1974	[64, 100, 188]
—	338	2,842	—	1962	1964	1965	1965	[27, 170]
12 000	338	2,842	0,55/0,748	—	—	—	1976	[20, 81]

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; $M = 0$					Крейсерский режим $H = 0$; $M = 0$	
	N_e, кВт (л.с.)	C_e, кг/(кВт • ч) (кг/(л.с. • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	N_e, кВт (л.с.)	C_e, кг/(кВт • ч) (кг/л.с. • ч))
ТВ2-117ТГ	1103 (1500)	0,374 (0,275)	—	—	—	—	—
ТВ3-117	1618 (1915)	0,285 (0,209)	8,75	9,55	1193	—	—
ТВ3-117В	1690 (2300)	—	—	—	—	—	—
ТВ3-117ВМ	1472 (2000)	0,286 (0,210)	9,1	9,6	1263	1104 (1500)	0,34 (0,250)
ТВ3-117ВМА	1618 (2200)	0,286 (0,210)	9,1	9,6	1263	1104 (1500)	0,34 (0,250)
ТВ3-117ВК	1840 (2500)	0,283 (0,208)	—	—	—	—	—
ТВ3-117М	—	—	—	—	—	—	—
ТВ3-117МТ	1454 (1950)	—	—	—	—	—	—
ТВ3-117КМ	—	—	—	—	—	—	—
ВК-2500, ТВ3-117ВМА-СБ3	1766 (2400)	0,286 (0,210)	9,3	10	1323	—	—

Продолжение таблицы

$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	b/h, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
				Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
—	348	—	—	1987	—	—	1991	[27, 114]
—	294	—	0,65	—	1972	—	1972	[27, 170]
—	—	—	—	—	—	1980	1980	[5, 27, 100, 188]
7500	293	2,055	0,66/0,728	—	—	—	1986	[5, 52, 188]
7500	293	2,055	0,66/0,728	—	—	—	1986	[5, 27, 100, 188]
—	—	—	—	—	—	—	1985	
—	—	—	—	—	—	—	1976	
—	—	—	—	—	—	—	1977	
—	—	—	—	—	—	—	—	
—	300	2,055	0,66/0,728	—	2001	—	2000	[64, 81]

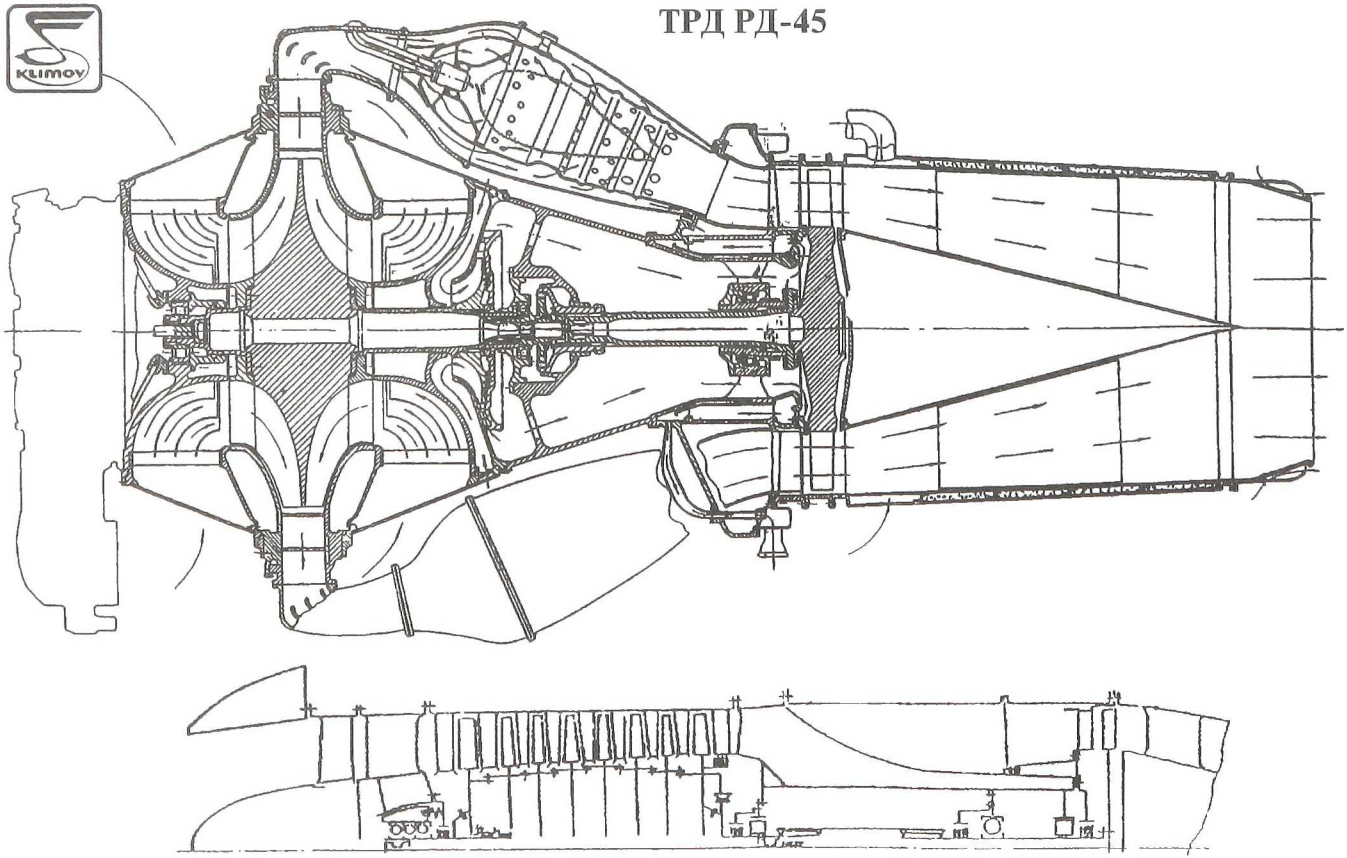
Марка двигателя	Чрезвычайный режим $H = 0$; М = 0		Взлетный режим $H = 0$; М = 0				
	N_e, кВт (л.с.)	C_e, кг/(кВт · ч) (кг/(л.с. · ч))	N_e, кВт (л.с.)	C_e, кг/(кВт · ч) (кг/(л.с. · ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К
СБ-3000 (проект)	2210 (3003)	—	1840 (2500)	0,285 (0,210)	—	—	—
ВК-3000	2760 (3750)	0,27 (0,200)	2061 (2800)	0,305 (0,225)	9,2	17	1510
ТВ7-117ВК (проект)	2061...2576 (2800...3500)	—	1840 (2500)	0,27 (0,200)	—	16	1500
ТВ7-117К (проект)	1547 (2100)	—	—	—	7,7	12	1450
ГТД-1000Т	—	—	736 (1000)	0,324 (0,240)	4,0	9,5	1240
ГТД-1000ТФ	—	—	810 (1100)	0,317 (0,235)	4,2	10,2	1260
ГТД-1200А	—	—	885 (1200)	0,312 (0,230)	—	—	—
ГТД-1250	—	—	920 (1250)	0,305 (0,225)	4,6	10,5	1270
ВСУ ГТДЭ-117	—	—	66 (90)	—	—	—	—
ВКС-800 (проект)	—	—	589 (800)	0,328 (0,235)	—	12	1323
ТВаД-3000 (ВК-3500) (проект)	2576 (3500)	0,251 (0,180)	2210 (3000)	0,278 (0,199)	10,8	21	1550
ВКС-800В	736 (1000)	—	589 (800)	0,321 (0,238)	—	—	—
ВК-100	73,6 (100)	—	—	—	—	—	—
ТВД-300	2133...2758 (4000)	—	1840 (2500)	—	—	—	—

Крейсерский режим $H = 0$; М = 0		$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	b/h, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства		Источник информации
N_e, кВт (л.с.)	C_e, кг/(кВт · ч) (кг/(л.с. · ч))					Стендовые	Серия	
1325 (1800)	—	4500	—	—	—	1992	—	[81, 100]
1472 (2000)	—	20 000	360	1,78	0,635/0,727	—	—	
1214 (1650)	0,328 (0,235)	12 000	380	1,78	0,635/0,727	1997	—	[27]
1283 (1680)	0,337 (0,250)	—	900	2,257	0,96/1,35	—	—	[81, 100]
—	—	—	1050	1,494	1,042/0,888	—	1976	[64]
—	—	—	1050	1,494	1,042/0,888	—	—	
—	—	—	—	1,58	0,987/1,122	1996	—	[81]
—	—	—	1050	1,5	0,888/1,042	—	1990	[27]
—	—	—	—	—	—	—	1981	[81, 100, 186, 191]
456 (620)	0,276 (0,198)	—	—	—	—	1996	—	
—	—	—	500	1,6	0,69/0,895	—	—	
331 (450)	0,393 (0,291)	—	140	1	0,59/0,58	—	—	
—	—	—	42	0,82	0,42/0,44	—	—	
—	0,279 (0,205)	—	—	1,545	0,98/0,69	—	—	

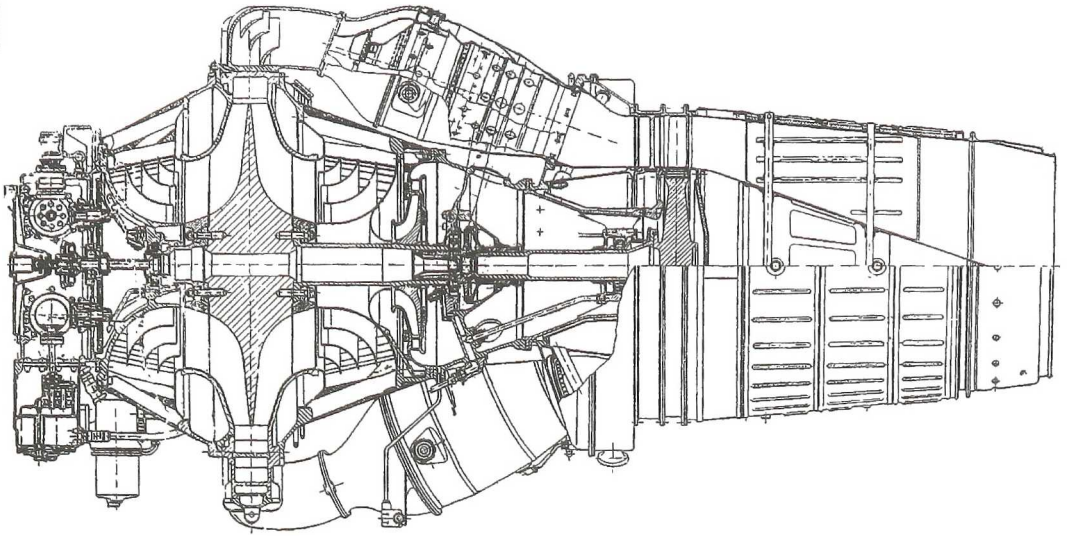
ПРОДОЛЬНЫЕ РАЗРЕЗЫ И КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ ДВИГАТЕЛЕЙ РАЗРАБОТКИ САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКОГО ФГУП «ЗАВОД ИМ. В. Я. КЛИМОВА»

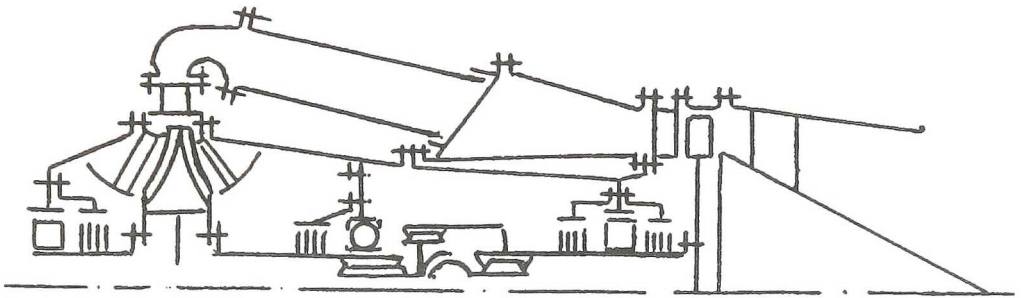
ТРД РД-10

ТРД РД-45

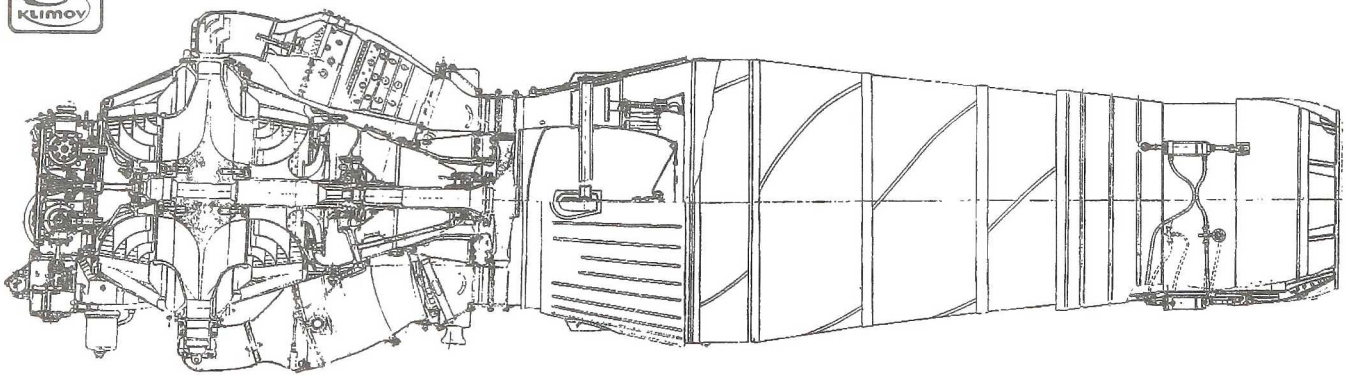


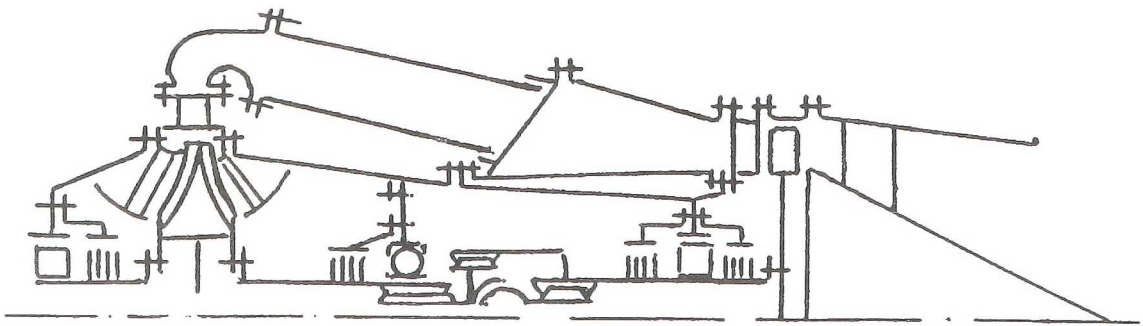
ТРД ВК-1А



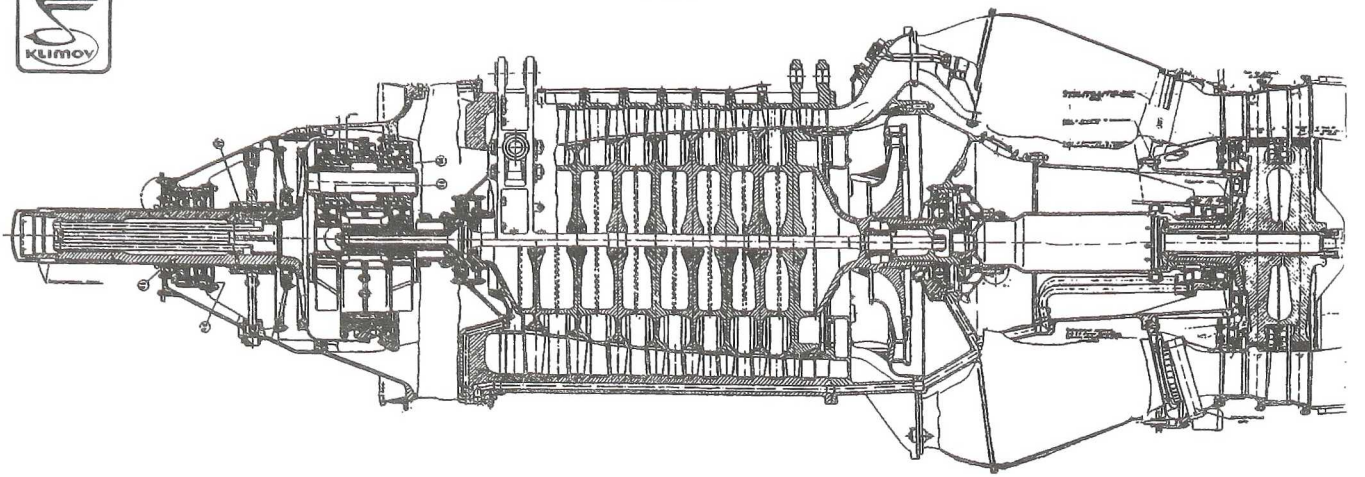


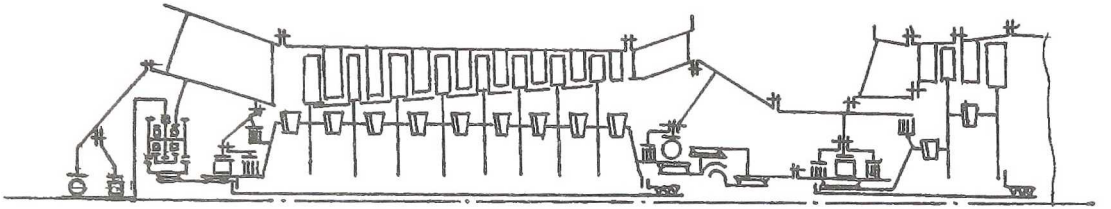
ТРДФ ВК-1Ф



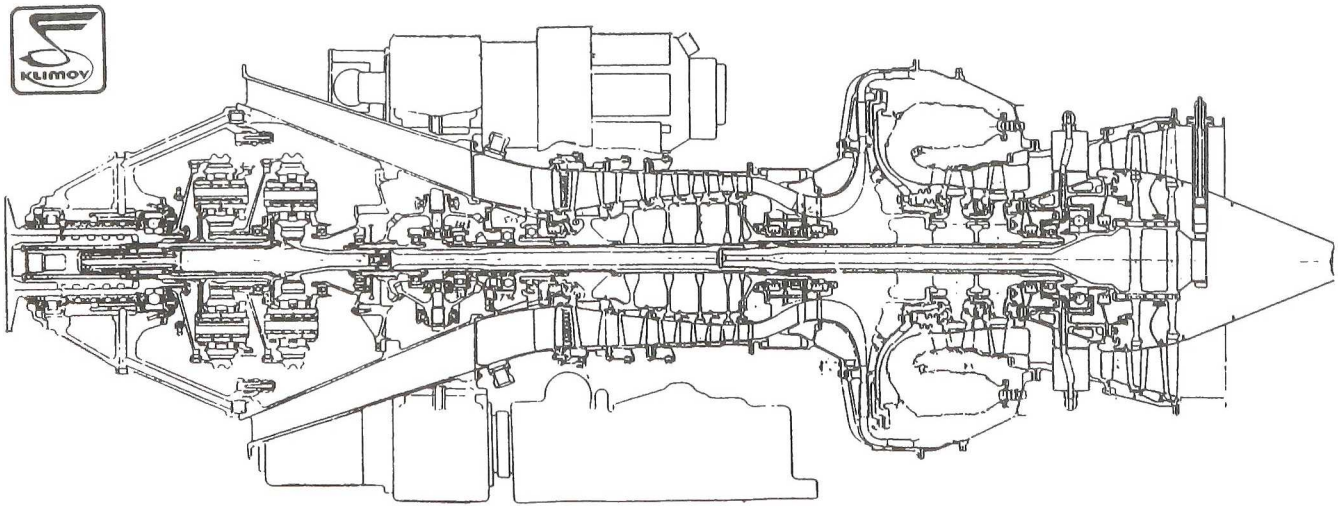


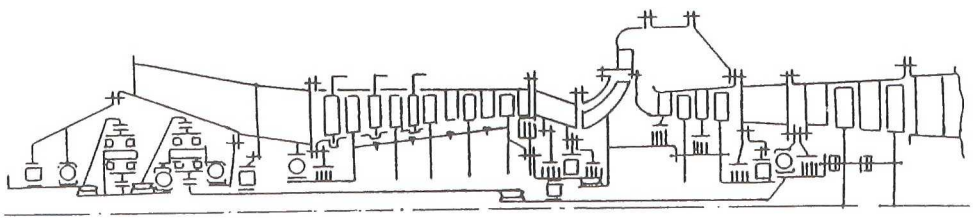
ТВД ВК-2



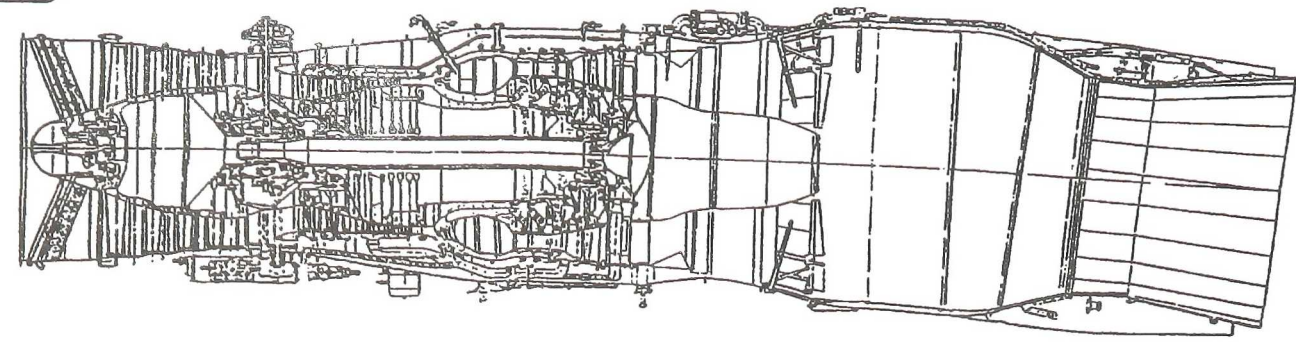


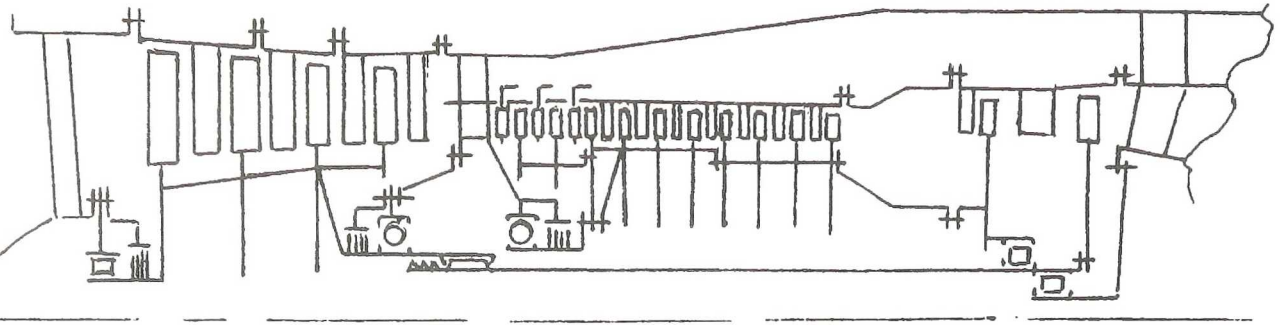
ТВД ТВ7-117



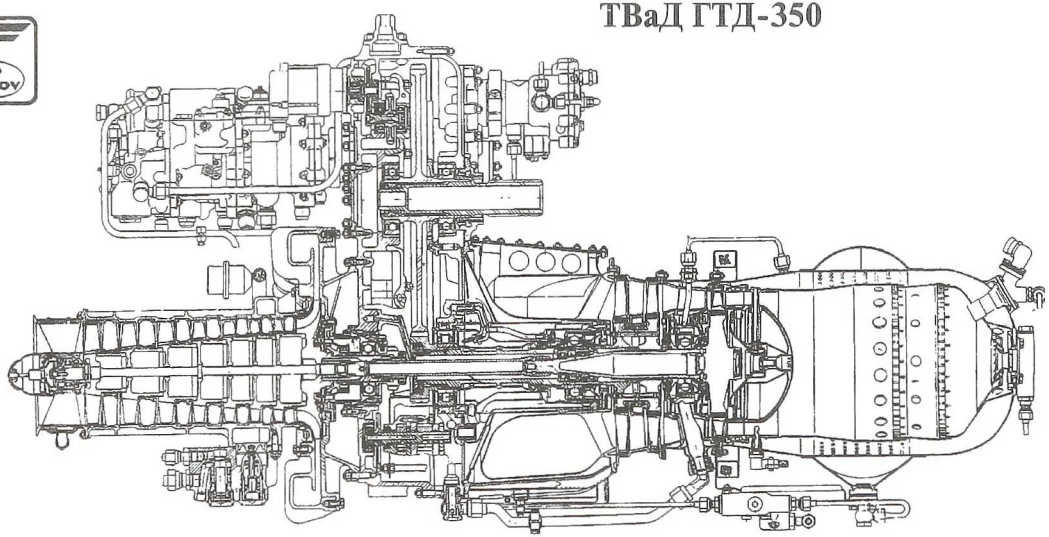


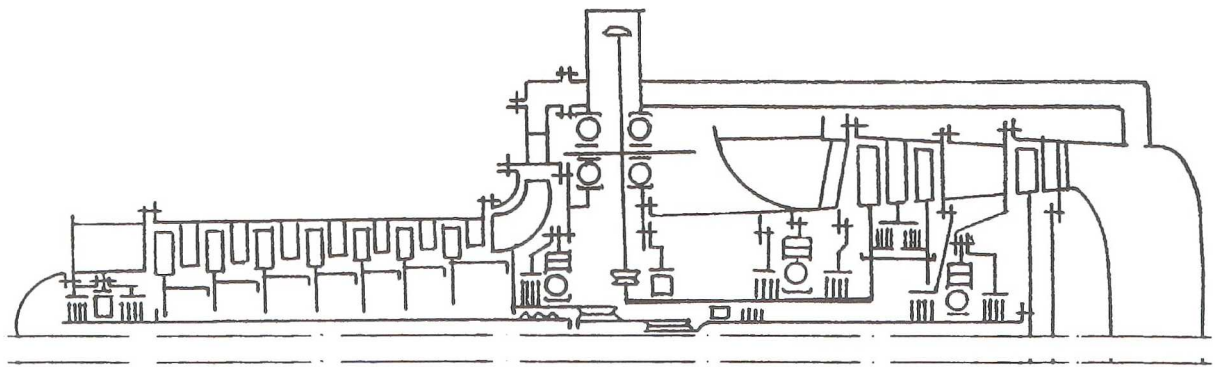
ТРДДФ РД-33



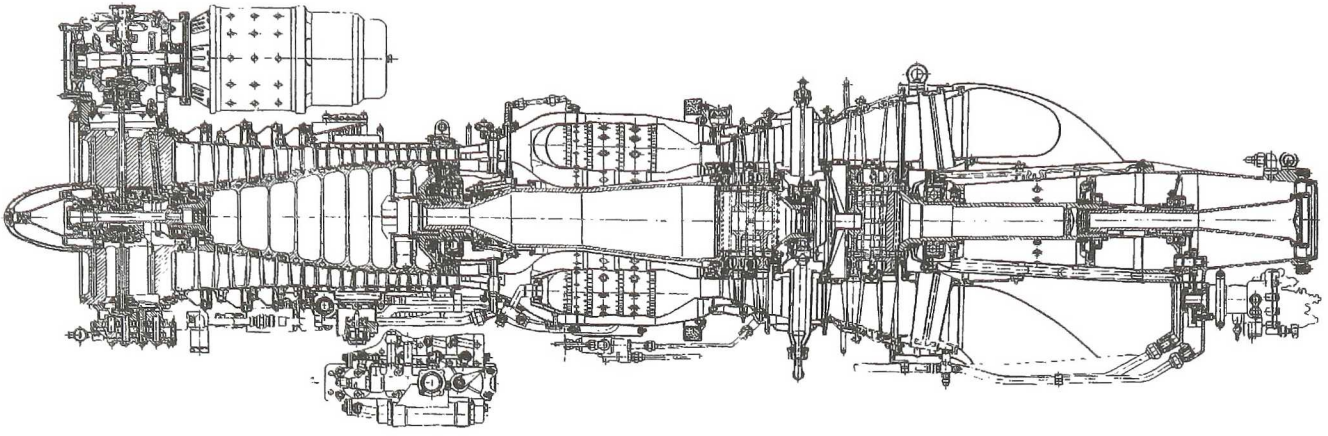


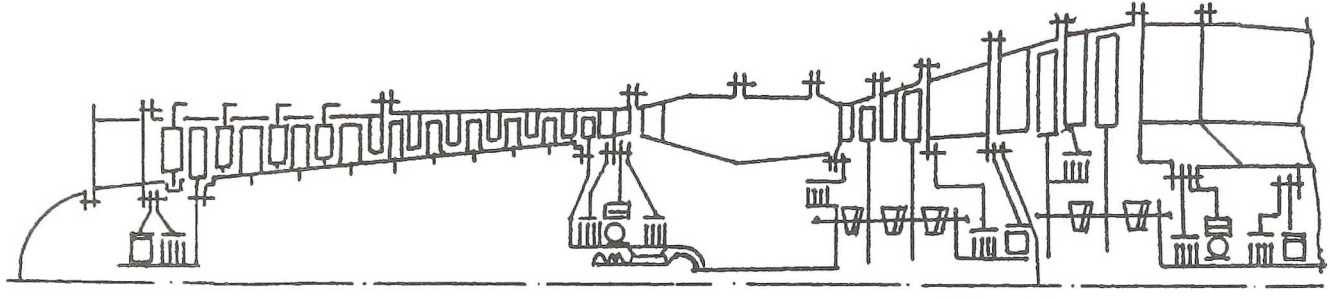
ТВаД ГТД-350



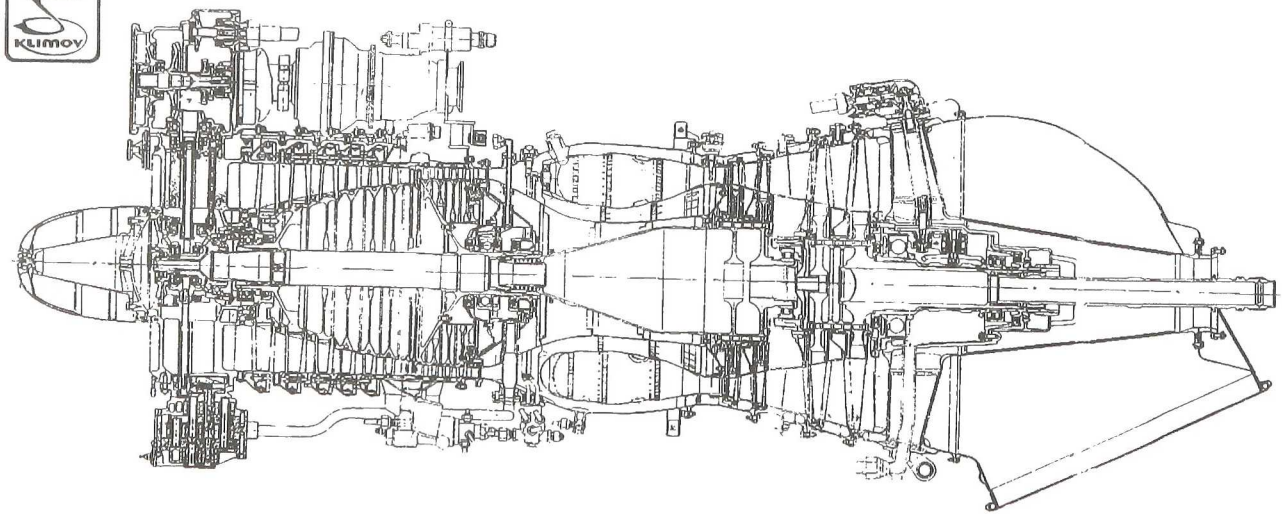


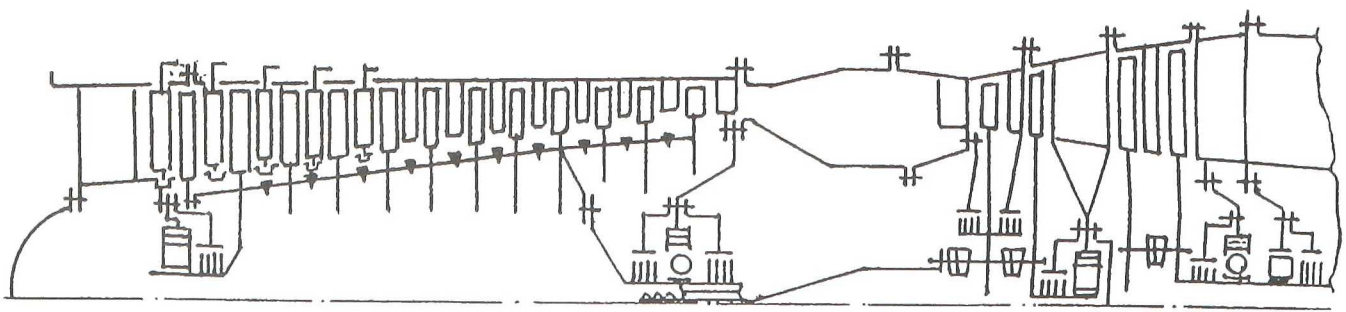
ТВаД ТВ2-117





ТВаД ТВ3-117





ТВаД ВКС-800

РЫБИНСКОЕ КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО МОТОРОСТРОЕНИЯ (РКБМ, С 2001 г. ВХОДИТ В ОАО «НПО «САТУРН»)

Рыбинское конструкторское бюро моторостроения (РКБМ) образовано в 1939 г. на базе КБ-2 МАИ. С октября 1943 г. базируется в Рыбинске. Главными и генеральными конструкторами в разное время были: Г. С. Скубачевский (1939—1941 гг.), В. А. Добрынин (1941—1960 гг.), П. А. Колесов (1960—1984 гг.), В. И. Галигузов (1984—1988 гг.), А. С. Новиков (1988—2000 гг.). С 2000 г. эту должность занимает М. Л. Кузменко.

Работа над газотурбинными двигателями началась весной 1952 г., однако еще в 1946 г. на территории Рыбинского завода № 36 располагалось ОКБ-2 (НКВД), занимавшееся проектированием турбореактивного двигателя с тягой 29,4 кН (3000 кгс) под руководством К. И. Страховича (вскоре эти работы были прекращены).

В 1952 г. в ОКБ-36 работало 1500 человек. Общая площадь всех помещений составляла 17 000 кв. м. Опытное производство располагало четырьмя сотнями станков. Постановлением правительства предусматривалось создание мощного высотного ТРД **ВД-5** для четырехдвигательного дальнего стратегического бомбардировщика конструкции ОКБ В. М. Мясищева.

Первое испытание двигателя было осуществлено 9 февраля 1953 г. С этого времени началась его доводка. Первое 50-часовое стендовое испытание ВД-5 проводилось в апреле 1954 г. на четырнадцатом по счету двигателе.

В связи с прекращением работ по самолету во второй половине 1954 г. доводка ВД-5 была прекращена. Всего было изготовлено 16 двигателей. ВД-5 был тогда самым мощным в мире ТРД.

ВД-5 — это одноротный ТРД с девятиступенчатым осевым компрессором, трубчато-кольцевой (14 жаровых труб) камерой сгорания, двухступенчатой турбиной и нерегулируемым реактивным соплом. Первая ступень компрессора— сверхзвуковая, а входной направляющий аппарат — регулируемый.

Постановлением правительства от 30 июля 1954 г. ОКБ-36 поручалось на базе ВД-5 создать бесфорсажный ТРД ВД-5М для дальних сверхзвуковых стратегических бомбардировщиков: четырехдвигательного разработки ОКБ В. М. Мясищева и шестидвигательного бомбардировщика «108» ОКБ А. Н. Туполева, также ТРДФ ВД-5Ф для двухдвигательного сверхзвукового бомбардировщика «105» ОКБ А. Н. Туполева.

Эти двигатели были спроектированы, однако в соответствии с постановлением правительства в июле 1955 г. работы над двигателями ВД-5М и ВД-5Ф были прекращены, поскольку в тот же период разрабатывался более перспективный ТРДФ ВД-7М.

Одноротorный ТРД ВД-7, который проектировался по постановлению правительства от 6 июля 1954 г. для четырехдвигательного дозвукового бомбардировщика 3М ОКБ В. М. Мясищева, имел девятиступенчатый осевой компрессор со сверхзвуковой высоконапорной ($\pi_к$ = = 1,9) ступенью и регулируемым входным направляющим аппаратом, трубчато-кольцевую (14 жаровых труб) камеру сгорания, двухступенчатую турбину и нерегулируемое сопло.

Через 3,5 месяца после получения задания первый двигатель ВД-7 был поставлен на испытания.

В апреле 1957 г. успешно прошли 100-часовые государственные испытания, в 1958 г.— летные испытания. Было начато серийное производство ТРД ВД-7 на Рыбинском заводе № 36. В то время это был самый мощный и экономичный ТРД в мире.

В 1958 г. из-за возникших автоколебаний лопаток первой сверхзвуковой ступени компрессора произошла катастрофа с самолетом 3М. Причиной появления автоколебаний стал отказ системы управления лопатками. Для устранения автоколебаний был изменен угол установки лопаток входного направляющего аппарата. При этом уменьшился расход воздуха через компрессор и снизилась тяга двигателя с 107,8 кН (11 000 кгс) до 93,2 кН (9500 кгс).

Для продолжения эксплуатации самолетов правительство утвердило Положение о временном ограничении максимальной тяги двигателя ВД-7 до 93,2 кН, а Постановление правительства от 18 декабря 1959 г. обязало ОКБ-36 провести необходимые работы по снятию этого ограничения.

Модификация двигателя ВД-7 с тягой 93,2 кН называлась **ВД-7Б**. ТРД ВД-7Б серийно производился с 1958 по 1967 г. на Рыбинском моторостроительном заводе («Рыбинские моторы»).

В 1962 г. успешно прошел официальные испытания ТРД ВД-7П, у которого взлетная тяга составляла 110,8 кН (11 300 кгс), а ресурс был больше исходного в 2,5 раза.

В июле 1955 г. ОКБ-36 получило задание разработать на базе ВД-7 ТРДФ ВД-7М для самолета ОКБ А. Н. Туполева Ту-22Р. Первый двигатель ВД-7М был построен в июне 1956 г. Он отличался от ТРД ВД-7Б главным образом наличием форсажной камеры.

Государственные стендовые 100-часовые испытания были проведены в октябре 1960 г. Серийно ВД-7М выпускался в 1960—1965 гг. Всего было изготовлено 510 двигателей.

В 1961 г. был построен единственный экземпляр четырехдвигательного сверхзвукового самолета ОКБ В. М. Мясищева М-50 (два двигателя ВД-7МА — на пилонах, расположенных под корневой частью крыльев, и два ВД-7БА — на консолях крыльев).

Еще одна модификация — ТРД ВД-7МД ($P_{взл}$ = 103 кН) — устанавливалась на самолете ВМ-Т «Атлант», позднее использовавшемся для перевозки на космодром Байконур элементов ракеты «Энергия» и космического корабля «Буран».

Следующая модификация — ТРДФ **РД-7М2** для первого отечественного сверхзвукового ракетоносца Ту-22К — в мае 1962 г. прошла летные испытания, а в декабре 1963 г. — государственные испытания.

ТРДФ РД-7М2 имел девятиступенчатый компрессор со сверхзвуковой первой ступенью и регулируемым входным направляющим аппаратом, трубчато-кольцевую (14 жаровых труб) камеру сгорания, двухступенчатую турбину, форсажную камеру.

Турбокомпрессоры двигателей ВД-7, ВД-7Б, ВД-7П, ВД-7М, ВД-7М2 имеют аналогичные конструктивные схемы.

Для опытного самолета Ту-128 на основе ВД-7 был спроектирован двигатель ВД-15.

Осенью 1958 г. ОКБ-36 приступило к работе над ТРДФ **ВД-19** для дальнего сверхзвукового истребителя-перехватчика Ту-128А.

ВД-19 — одноротрный ТРДФ с девятиступенчатым компрессором со сверхзвуковой первой ступенью, трубчато-кольцевой (14 жаровых труб) камерой сгорания, двухступенчатой турбиной, форсажной камерой, созданной на базе камеры ТРДФ ВД-7М, и сужающимся, с плавным регулированием, с гидравлическим управлением створками соплом. К 1963 г. было изготовлено 14 двигателей, которые проходили доводочные испытания. Были проведены и летные испытания на летающей лаборатории. Однако в 1963 г. самолет Ту-128А не был готов, и в 1968 г. работу по нему закрыли. Двигатель оказался не нужен.

В июле 1965 г. принимается правительственное решение о создании дальнего сверхзвукового самолета Т-4 (Су-100) с двигателями **РД36-41**, предназначенными для длительного полета со сверхзвуковой скоростью. Первые двигатели были изготовлены в конце 1967 г.

ТРДФ РД36-41 имел 11-ступенчатый осевой компрессор с трансзвуковой первой ступенью, с регулируемым входным направляющим аппаратом, с двумя блоками регулируемых направляющих аппаратов (передний блок — с первой по пятую ступень, задний — с седьмой по десятую ступень), трубчато-кольцевую (16 жаровых труб) камеру сгорания, двухступенчатую турбину, форсажную камеру и всережимное сверхзвуковое с регулируемым критическим сечением сопло.

Первый полет самолета Т-4 был осуществлен 22 августа 1972 г. К этому времени на Рыбинском моторостроительном заводе было изготовлено 29 двигателей, суммарная наработка которых составила 6740 ч. В 1974 г. работы над самолетом были прекращены, а программа РД36-41 закрыта.

В октябре 1967 г. Рыбинское конструкторское бюро моторостроения (РКБМ — с 1966 г.) получило задание на разработку двигателя **РД36-51А** для сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144Д. В пе-

риод 1969—1972 гг. РКБМ и Рыбинский моторостроительный завод изготовили 22 двигателя РД36-51А.

РД36-51А — это одновальный ТРД с 14-ступенчатым компрессором со сверхзвуковой первой ступенью, трубчато-кольцевой (16 жаровых труб) камерой сгорания, трехступенчатой турбиной и регулируемым всережимным сверхзвуковым соплом. Направляющие аппараты пяти передних и пяти задних ступеней компрессора регулируются по приведенной частоте вращения ротора. Это был единственный в мире двигатель, не имеющий форсажной камеры, для полетов на сверхзвуковых скоростях. Он обеспечивал низкий расход топлива и имел малый мидель.

В апреле 1973 г. был испытан двигатель с системой дополнительного форсирования тяги (**РД36-51А ДФТ**). В нем между турбиной и критическим сечением сопла были установлены дополнительные форсунки.

Летные испытания РД36-51А проходили с 1974 по 1978 г. Стендовые 200-часовые государственные испытания были проведены в 1978 г.

Проводившиеся в 1974—1976 гг. летные испытания самолета Ту-144Д с двигателями РД36-51А ДФТ показали, что двигатели обеспечивают необходимую тягу при переходе на сверхзвуковой режим полета даже при выключенном форсаже. Поэтому система ДФТ с двигателя была снята.

С целью дальнейшего развития самолета Ту-144Д в августе 1972 г. РКБМ получает задание создать двигатель **РД36-51**. Модификация РД36-51А представляла собой одновальный ТРД с 15-ступенчатым компрессором, кольцевой камерой сгорания, трехступенчатой турбиной, всережимным сверхзвуковым соплом с центральным телом с регулируемым критическим сечением и реверсивным устройством. Такой двигатель позволил бы Ту-144Д перевозить 150 пассажиров на расстояние более 8000 км или 200 пассажиров на 6500 км.

Первый экземпляр двигателя был изготовлен в августе 1978 г. В 1979 г. были проведены 100-часовые испытания и в 1980 г. — комиссионные. Всего за 1978—1980 гг. было изготовлено шесть двигателей. В связи с закрытием работ по самолету разработка двигателей была прекращена.

29 декабря 1971 г. РКБМ получило задание разработать высотный двигатель **РД36-51В** для однодвигательного высотного дозвукового самолета М-17 «Стратосфера». В период 1972—1982 гг. было изготовлено 12 двигателей РД36-51В путем переоборудования двигателей РД36-51А. В 1982 г. состоялся первый полет М-17 с РД36-51В. Этот двигатель — одновальный ТРД с 14-ступенчатым компрессором, трубчато-кольцевой камерой сгорания (16 жаровых труб) с подпиткой кислородом при высотном запуске, трехступенчатой турбиной и нерегулируемым дозвуковым соплом. Он был способен длительно работать на большой (25 км) высоте при малой (740 км/ч) скорости полета. Аналога этому двигателю в мировой практике до сих пор нет.

Еще в 1962 г. РКБМ в инициативном порядке приступило к работе над подъемными двигателями. В конце 1963 г. вышли приказы Министерства авиационной промышленности, предусматривавшие создание подъемных двигателей для самолетов ОКБ П. О. Сухого — Т-6 и Т-58ВД и ОКБ А. И. Микояна — МиГ-23 и МиГ-21ПФ.

Первый в стране подъемный двигатель **РД36-35** был изготовлен в апреле 1964 г., а в апреле 1967 г. были проведены чистовые стендовые испытания. В 1966 г. на Рыбинском моторном заводе было изготовлено 20 двигателей РД36-35, а на опытном заводе — 32 двигателя.

Двигатель РД36-35 — это одноконтурный ТРД, работающий циклами продолжительностью 2...3 мин. Он состоит из шестиступенчатого осевого (первая ступень сверхзвуковая) компрессора, кольцевой камеры сгорания, одноступенчатой турбины с неохлаждаемыми лопатками и сужающегося нерегулируемого реактивного сопла.

Летные испытания самолета Т-58ВД, оборудованного тремя подъемными двигателями РД36-35, показали, что длина разбега при взлете сократилась почти в 2,5 раза, а длина пробега при посадке — более чем в 2 раза. При установке двух двигателей РД36-35 на самолет МиГ-21ПФ для посадки требовалась полоса длиной не более 300 м, а длина разбега самолетов МиГ при взлете сократилась с 1100 до 250 м.

Первые полеты с подъемными двигателями начались в 1966 г. на самолетах укороченного взлета и посадки и продолжались до 1968 г. В 1968 г. был разработан и изготовлен первый двигатель **РД36-35ФВ** для самолета вертикального взлета и посадки Як-36М, где использовались два подъемных двигателя и один подъемно-маршевый. В 1971 г. двигатель прошел длительные чистовые стендовые испытания, а в 1972 г. — государственные испытания. В этом же году началось его серийное производство на Рыбинском моторостроительном заводе.

РД36-35ФВ — первый отечественный подъемный двигатель, выпускавшийся серийно. Это одновальный ТРД с шестиступенчатым осевым компрессором со сверхзвуковой первой ступенью, кольцевой камерой сгорания, одноступенчатой турбиной с охлаждаемыми сопловыми и рабочими лопатками и нерегулируемым поворотным реактивным соплом.

Самолет Як-36М был принят на вооружение под названием Як-38. С 1981 г. стали выпускаться двигатели РД36-35ФВР. За период с 1973 по 1983 г. Рыбинским моторным заводом было изготовлено 575 двигателей РД36-35ФВ и РД36-35ФВР.

В 1981 г. вышло постановление правительства о создании самолета Як-38М, имевшего взлетную массу на 500 кг больше, чем Як-38. Для нового самолета был разработан подъемный двигатель **РД-38**, состоявший из шестиступенчатого осевого компрессора со сверхзвуковой первой ступенью, кольцевой камеры сгорания, одноступенчатой турбины и двухпозиционного (поворотного) сопла. Двигатель РД-38 в 1984 г.

прошел государственные испытания и в том же году был запущен в серийное производство. До 1990 г. было изготовлено и поставлено в эксплуатацию 190 двигателей.

С целью создания дополнительной тяги при взлете и наборе безопасной высоты для самолета Ан-71 была разработана модификация РД-38А. На этот самолет устанавливался один двигатель РД-38А в специальном отсеке хвостовой части фюзеляжа. Конструктивные отличия этого двигателя от РД-38 обусловлены его горизонтальным расположением на самолете Ан-71. Государственные испытания двигатель прошел в марте 1987 г. Его назначенный ресурс составлял 75 ч.

Другая модификация — РД-38К — была применена в качестве стартового двигателя на самолете-амфибии А-40 («Альбатрос»). На нем устанавливалось два двигателя в горизонтальном положении в специальных гондолах. Летная эксплуатация двигателей началась в 1988 г.

В 1967 г. был разработан двигатель РД36-35К для работы в горизонтальном положении и предназначенный в качестве маршевого двигателя для пилотируемого орбитального самолета «105-11» («Эпас» по проекту «Спираль») при его возвращении и посадке. В 1971 г. этот двигатель прошел длительное чистовое испытание.

Еще одна модификация РД36-35, предназначенная для работы в горизонтальном положении — ТРД РД36-35Т, — была разработана для сокращения длины разбега самолета Ту-22 при взлете. В 1966 г. было изготовлено четыре двигателя. В 1967 г. были проведены длительные испытания, а в 1968 г. на самолете Ту-22 в гондолах шасси были установлены два двигателя РД36-35Т в качестве стартовых ускорителей. Испытания самолета показали, что длина разбега самолета при взлете сократилась на 600...700 м (в 1,4 раза).

В 1964 г. на базе ТРД РД36-35 был разработан турбогенератор сжатого воздуха РД36-35В. Он предназначался для подачи сжатого воздуха в систему управления пограничным слоем самолетов с целью уменьшения аэродинамического сопротивления.

РД36-35В представляет собой турбовальный двигатель, основным контуром которого является ТРД РД36-35. Дополнительный контур состоит из девятиступенчатого компрессора ($\pi_К$ = 3,85, $G_В$ = 17 кг/с, давление воздуха 0,35 МПа), приводимого одноступенчатой турбиной. Первый двигатель был изготовлен в 1965 г. Всего в 1965—1967 гг. было изготовлено семь турбогенераторов.

Еще один подъемный двигатель — РД-48 — был разработан в РКБМ в 1987 г. для первого в мире сверхзвукового самолета вертикального взлета и посадки Як-141.

РД-48 — одноротorный ТРД с осевым семиступенчатым компрессором с регулируемым направляющим аппаратом первой ступени с поворотным реактивным соплом. Так как двигатель предназначен только для совместной работы с подъемно-маршевым двигателем

Р-79, то он оборудован неприводными агрегатами топливопитания и регулирования.

В 1996 г. были проведены стендовые испытания малоразмерного ТВД многоцелевого назначения с осецентробежным компрессором – **ТВД-1500**. Двигатель предназначен для самолета местных воздушных линий Ан-38. Имеется проект применения модификации ТВД-1500 на многоцелевом самолете серии С-80. Двигатель имеет четырехступенчатый осецентробежный компрессор, петлевую кольцевую камеру сгорания, двухступенчатую турбину. Передача крутящего момента на воздушный винт осуществляется через выносной редуктор от двухступенчатой свободной турбины.

На основе турбокомпрессора двигателя ТВД-1500 разработаны ТВаД РД-600 и **РД-600В**, предназначенные для многоцелевого двухдвигательного вертолета Ка-62 и многоцелевого двухдвигательного самолета-амфибии «Ямал», обслуживающим районы Севера и Дальнего Востока. Серийное производство двигателей ТВД-1500 и РД-600 осуществляется на Московском машиностроительном производственном предприятии «Салют». Разработаны модификации ТВД-1550Б и ТВД-1500СХ.

РКБМ также разрабатывало судовые газотурбинные установки.

В 1997 г. ОАО «РКБМ» было присоединено к серийному заводу

ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ САМОЛЕТОВ

Марка самолета (вертолета)	Марка двигателя	Число двигателей	V_{max} (*–$V_{кр}$), км/ч
А-40, Бе-40, -40ПТ, А-42	Д-30КПВ+ + РД-38К	2+2	760*
М-2 («28») (проект)	ВД-5	4	820...970
«31» (проект)	ВД-5	4	1000
М-17 «Стратосфера»	РД-36-51В	1	750
М-50	ВД-7Б+ВД-7М	2 + 2	1950
3М (М-6)	ВД-7	4	940
3МЕ	ВД-7П	4	925
3МН, 3МД	ВД-7Б	4	925
ВТ-Т «Атлант»	ВД-7МД	4	550
Ту-22	ВД-7М + + РД36-35Т	2 + 2	1640
Ту-22Р, -22П, -22У	ВД-7М	2	1510
Ту-22К	РД-7М2	2	1610

«Рыбинские моторы». В 1998 г. ОАО «Рыбинские моторы» приобрело комплекс ОАО «Волжский машиностроительный завод», в то время один из ведущих заводов Минатома.

В июле 2001 г. в результате объединения ОАО «Рыбинские моторы» и ОАО «А. Люлька—Сатурн» была создана единая компания — ОАО «НПО «Сатурн» (генеральный директор Ю. В. Ласточкин, генеральный конструктор М. Л. Кузменко).

В настоящее время в НПО «Сатурн» создан двигатель Д-30КП-3 «Бурлак». Этот экономичный двигатель предназначен для установки на модификацию самолета Ил-76.

В основе конструкции «Бурлака» лежит доведенный газогенератор Д-30, что значительно снижает стоимость двигателя. Потенциальный рынок ТРДД Д-30КП-3 может составить 633 двигателя до 2020 г.

Совместно с французской компанией *SNECMA* НПО «Сатурн» разрабатывает двигатель **SaM-146** для российских региональных самолетов RRJ. При этом НПО «Сатурн» создает вентилятор и турбину вентилятора этого двигателя.

По оценке ЗАО «Гражданские самолеты Сухого», потребность в двигателях такого типа составляет 600 шт. для российского рынка и 1200 шт. — для зарубежного.

С ДВИГАТЕЛЯМИ РКБМ

$L_п$, км	H_{max}, м	M_0, т	$M_{пн}$, т	Число пассажиров	Источник информации
4000...5500	9700	86	6,5...30,0	37...105	[89, 118]
8500...12 500	17 000	185	5	—	[74, 100]
8000	15 000	182	12	—	
—	21 880	18,4	—	—	
7400	16 500	210	30	—	[196]
11 850	12 150	202	24	—	[89, 98]
1095...13 600	12 000	192	24	—	[98, 157]
10 950	12 150	192	24	—	
—	8000	190	40	—	
5650	13 500	94	9	—	[63, 98, 114]
4900	14 700	84	12	—	[98, 109, 114]
4900	13 500	92	13	—	

Марка самолета (вертолета)	Марка двигателя	Число двигателей	V_{max} (*–$V_{кр}$), км/ч
Ту-144Д	РД36-51А	4	2000...2350*
Т-4 (Су-100)	РД36-41	4	3200
Як-38 (Як-36М)	Р27В-300+ + РД36-35ФВ	1 + 2	1210
Як-38М	Р28В-300+РД-38	1 + 2	1050
Як-141	Р79+РД-41	1 + 2	1800
101-Н (проект)	ТВД-1500	2	550*
«105-11»	РД36-35К	1	—
Ан-38	ТВД-1500	2	350*
Ан-71	Д-436К+РД-38А	2 + 1	600
С-80 (проект)	ТВД-1500	2	360*
“Ямал” (проект)	РД-600	2	450*
Ка-60	РД-600В	2	250
Ка-62	РД-600В	2	260*
Су-15ВД (Т-58ВД)	АЛ-21Ф+РД36-35	2 + 3	—
Т6-1	РД36-35+АЛ-21Ф	4 + 2	—
МиГ-21ПД	Р13Ф-300 + +РД36-35	1 + 2	—
Ил-Х (проект)	ТВД-1500	2	570...620*
МиГ-23ПД (МиГ-23-1)	Р27-300+ + РД36-35	1 + 2	2500
Ан-102 (проект)	ТВД-1500	1	280

Продолжение таблицы

$L_п$, км	H_{max}, м	M_0, т	$M_{пн}$, т	Число пассажиров	Источник информации
6180...5800	20 000	207	—	70...150	[63 ,114, 180]
6000	25 000	125	—	—	[98, 237]
460...1100	14 000	10,3	1	—	[89, 132]
680...1500	14 000	11,3	1,0...1,5	—	[132]
2100	15 000	15,8...19,5	1,00...2,65	—	[41, 89]
2000	8000	9,0	2,0	19	[100]
—	—	—	—	—	[74]
460...2200	6000	8,8	—	9...26	[100,114]
—	—	—	10	52	[97]
1250...2450	6000	10	2,5	23	[131]
1100...2800	100...3600	9,2	2,0		[100]
1000	4500	6,5	2,75		[39, 54]
720	2500	6,25	2,5	14...16	[100]
—	—	—	—	—	[27, 38, 74]
—	—	26,1	—	—	[74]
—	—	8,2	—	—	[38, 74]
1500	7000	8,7	2,1	19	[100]
—	—	16,5		—	[38,74,247]
1000	—	5,5	1,8	—	[100, 114]

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0					Номинальный режим $H = 11$ км; $V = 800$ км/ч		Крейсерский режим $H = 18$ км; $V = 2350$ км/ч	
	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))
ВД-5	127,5 (13 000)	80 (0,78)	219,5	13,6	1050	22,6[1] (2300)	96[1] (0,94)	—	—
ВД-5М (проект)	150,6 (15 360)	82 (0,805)	256	10,7	1085	32,5[2] (3320)	97[2] (0,95)	—	—
ВД-7	107,8 (11 000)	82 (0,805)	187	11,2	1090	20,1 (2050)	87 (0,85)	—	—
ВД-7Б	93,2 (9500)	82 (0,805)	175	10,8	1090	20,1 (2050)	87 (0,85)	—	—
ВД-7П	110,7 (11 300)	80 (0,78)	181	11,2	1150	20,1 (2050)	87 (0,85)	—	—
РД36-35К	23 (2350)	136 (1,40)	40,4	4,5	1230	—	—	—	—
РД36-51	206 (21 000)	90 (0,88)	277	16,1	1442	29,4 (3000)	100 (0,98)	49 (5000)	125 (1,23)
РД36-51В	68,6 (7000)	90 (0,88)	279	15	1371	5,9[3] (600)	—	5,9[3] (600)	138[3] (1,35)
РД36-51А	196,7 (20 000)	90 (0,882)	274	15,8	1355	29,4[2] (3000)	96[2] (0,94)	49 (5000)	125 (1,23)
РД38А-К	27 (2750)	148 (1,45)	44,5	5,0	1285	—	—	—	—
РД36-35Т	24,5 (2500)	141 (1,38)	40,5	4,4	1230	—	—	—	—

[1] $H = 16$ км; $V = 850$ км/ч.
[2] $H = 11$ км, $V = 1000$ км/ч.
[3] $H = 25$ км; $V = 740$ км/ч.

$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
				Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
—	3200...3400	5,76	1,493	1953	—	—	—	[27, 74]
—	—	—	—	1954	—	—	—	
100	2765	4,247	1,288	1954	1957	1958	1958	
100	2765	4,247	1,288	1959	—	1959	—	
400	2750	4,275	1,288	1962	—	1962	—	
25	185	1,143	0,695	1966	—	1976	—	
300	4200	5,321	1,486	1978	—	—	—	
300	3860	5,0	1,486	—	1975	1978	—	
300	4125	5,976	1,486	1969	1978	1978	—	
25	243	1,603	0,59	1985	1987	1988	1988	
25	243	1,603	0,59	1966	1967	1968	—	

Подъемные

Марка двигателя	Максимальный режим $H = 0$; $V = 0$					$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг
	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К		
РД36-35	23 (2350)	136 (1,33)	40,4	4,4	1230	25	176
РД36-35ФВ	28,4 (2900)	143 (1,4)	45	5,1	1350	25	199,5
РД36-35ФВР	29,87 (3050)	143 (1,4)	45,3	5,15	1370	75	199,5
РД36-35В турбогенер.	10,3 (1050)	136 (1,4)	38,5	3,8	1230	100	350
РД-38	31,9 (3250)	138 (1,35)	45,2	5,2	1370	25	231
РД-48	40,2 (4100)	143 (1,4)	53	6,28	1430	—	290

ТВД

Марка двигателя	Чрезвычайный режим $H = 0$; $V = 0$	Взлетный режим $H = 0$; $V = 0$			Номинальный режим $H = 0{,}34$ км; $V = 0$		Максимальный крейсерский режим $H = 3$ км; $V = 400$ км/ч	
	$N_э$, кВт (л.с.)	$N_э$, кВт (л.с.)	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$N_э$, кВт (л.с.)	$C_э$, кг/(кВт · ч) (кг/(л.с · ч))	$N_э$, кВт (л.с.)	$C_э$, кг/(кВт · ч) (кг/(л.с. · ч))
ТВД-1500	1137 (1550)	1028 (1400)	4,4	14,4	955 (1300)	0,284 (0,209)	736 (1000)	0,266 (0,196)
РД-600В	1137 (1550)	955 (1300)	—	—	—	—	955[1)] (1300)	0,266[1)] (0,209)

[1)] $H = 0$; $V = 0$.

ТРД

Число запусков, не более	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
			Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
1000	1,143	0,572	1964	1965	—	—	[27, 74, 242]
800	1,331	0,590	1968	1972	1972	1972	
—	—	—	—	—	—	1981	
—	2,354	0,765	1965	—	—	—	
640	1,331	0,590	1980	1983	1983	1984	
—	1,594	0,792	—	—	1987	—	[27, 41, 74]

и ТВаД

Крейсерский режим $H = 3$ км; $V = 350$ км/ч		$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	h/b, м	Год выхода на стендовые испытания	Источник информации
$N_э$, кВт (л.с.)	$C_э$, кг/(кВт • ч) (кг/(л.с. • ч))					
508 (690)	0,297 (0,218)	240	1,95	0,76/0,62	1992	[2, 27, 100]
736[1)] (1000)	0,286[1)] (0,225)	220	1,6	0,75/0,73	1988	

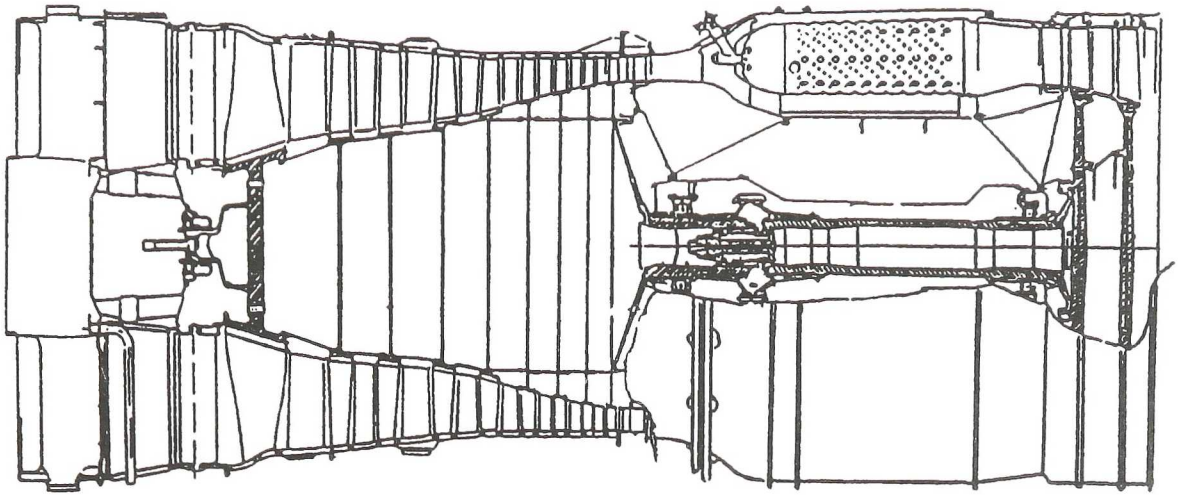
Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; M = 0					Крейсерский $H = 11$ км; $V = 1000$ км/ч	
	$P_ф$, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))
ВД-5Ф (проект)	178 (18 150)	173 (1,7)	245	10,05	1050	3,3 (3370)	100 (0,98)
ВД-7М	157 (16 000)	204...209 (2,0...2,05)	177	11,0	1135	19,6 (2000)	102 (1,0)
РД-7М2	162 (16 500)	209 (2,05)	181	11,0	1150	24,5 (2500)	102 (1,0)
ВД-19	127,5 (13 000)	214 (2,1)	145,5	9,3	1200	11,8[1] (1200)	99[1] (0,9)
РД36-41	157 (16 000)	194 (1,9)	161	10,0	1330	23 (2350)	106 (1,04)

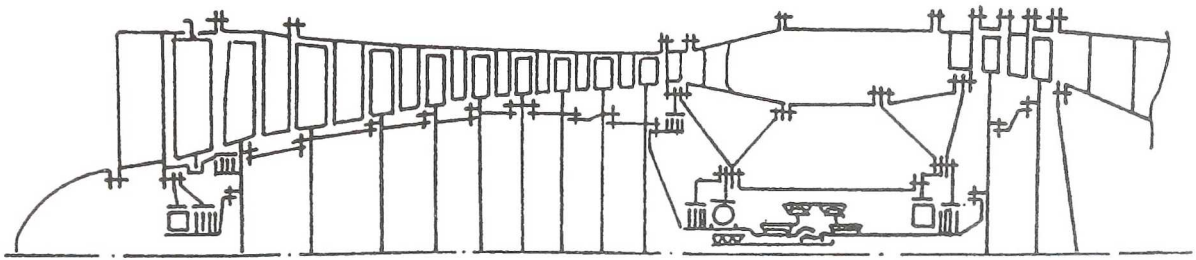
[1] $H = 16$ км; $V = 850$ км/ч.
[2] $H = 11$ км; $V = 1000$ км/ч.
[3] $H = 25$ км; $V = 740$ км/ч.

ДФ

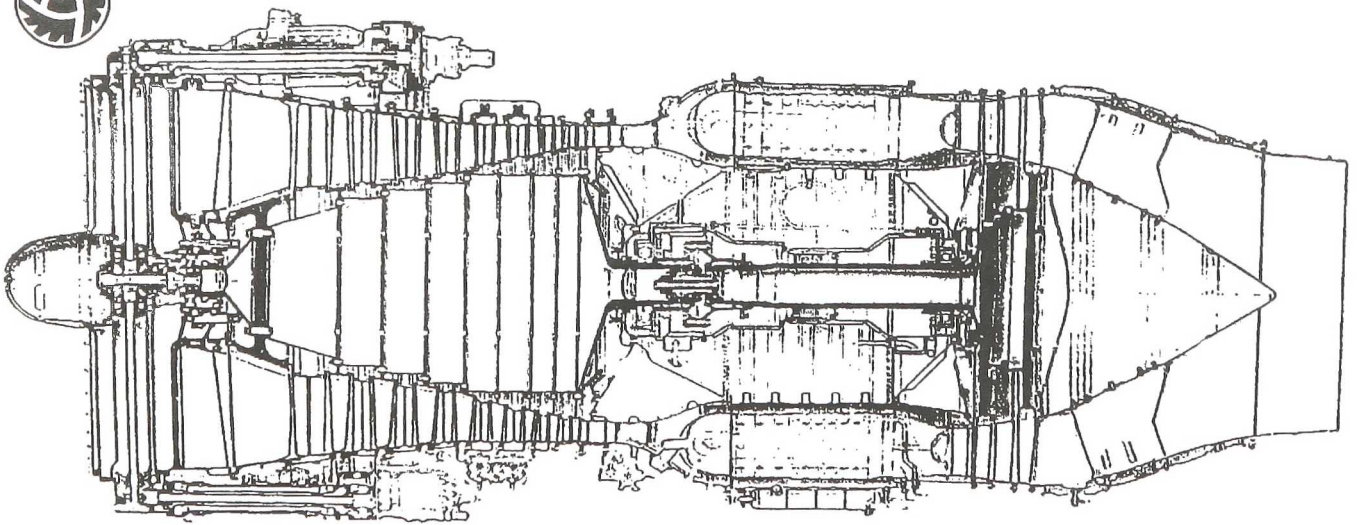
режим		$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
$H = 11$ км; $V = 1300$ км/ч										
P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))					Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
—	—	—	—	—	—	1954	—	—	—	[27, 74]
74 (7500)	179 (1,75)	—	3650	7,3	1,41	1956	1960	1960	1962	
78 (8000)	184 (1,8)	400	4185	7,2	1,41	1961	1962	—	1965	
22,1[2] (2250)	168[2] (1,65)	100	2550	9,01	1,4	1960	—	1965	—	
51[3] (5200)	168[3] (1,82)	100	3020	6,036	1,51	1967	—	1970	—	

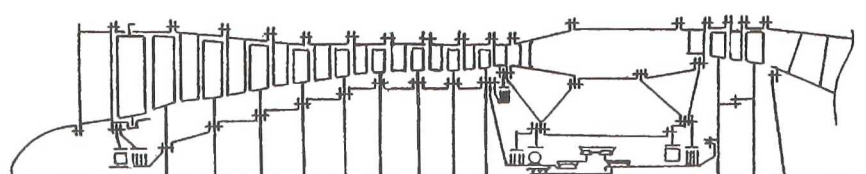
ПРОДОЛЬНЫЕ РАЗРЕЗЫ И КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ ДВИГАТЕЛЕЙ РАЗРАБОТКИ РЫБИНСКОГО КОНСТРУКТОРСКОГО БЮРО МОТОРОСТРОЕНИЯ



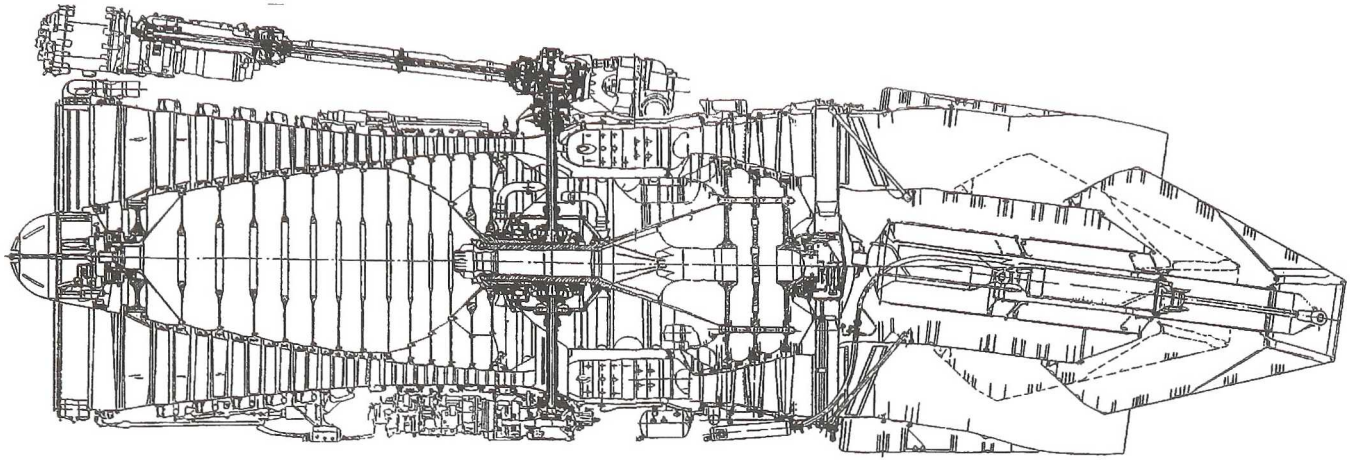


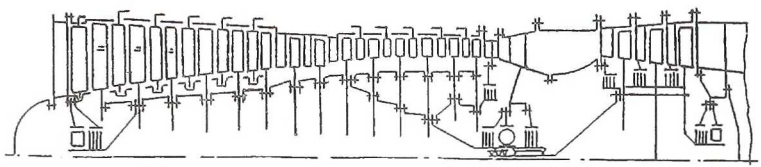
ТРД ВД-7Б



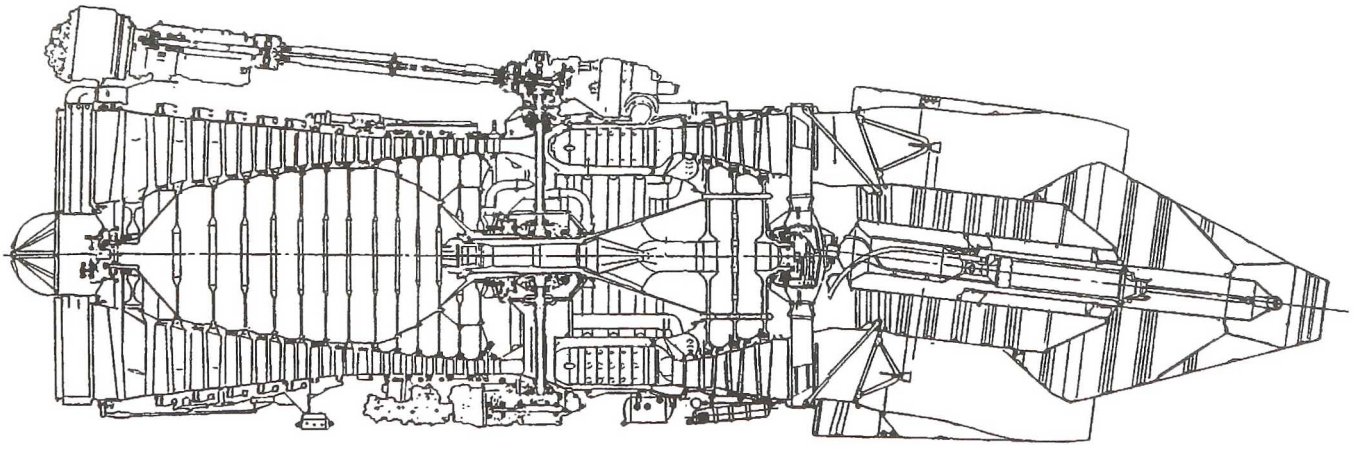


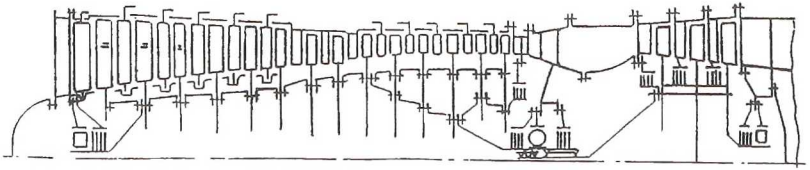
ТРД РД36-51А



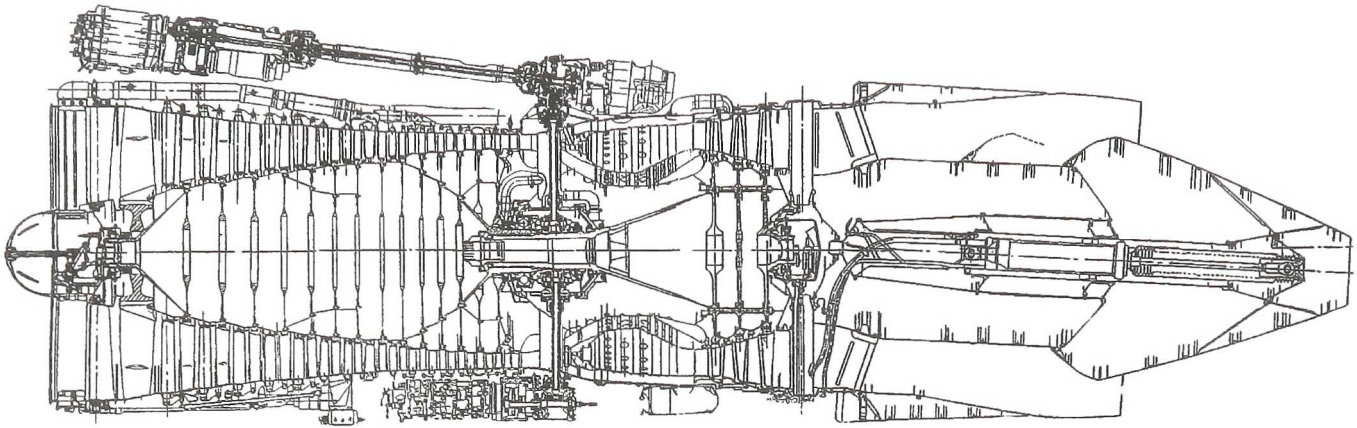


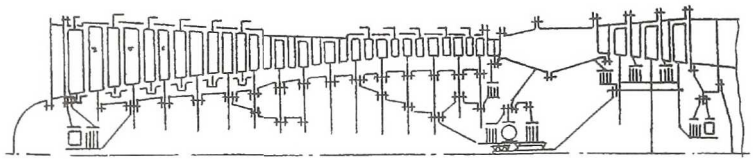
ТРД РД36-51АДФТ



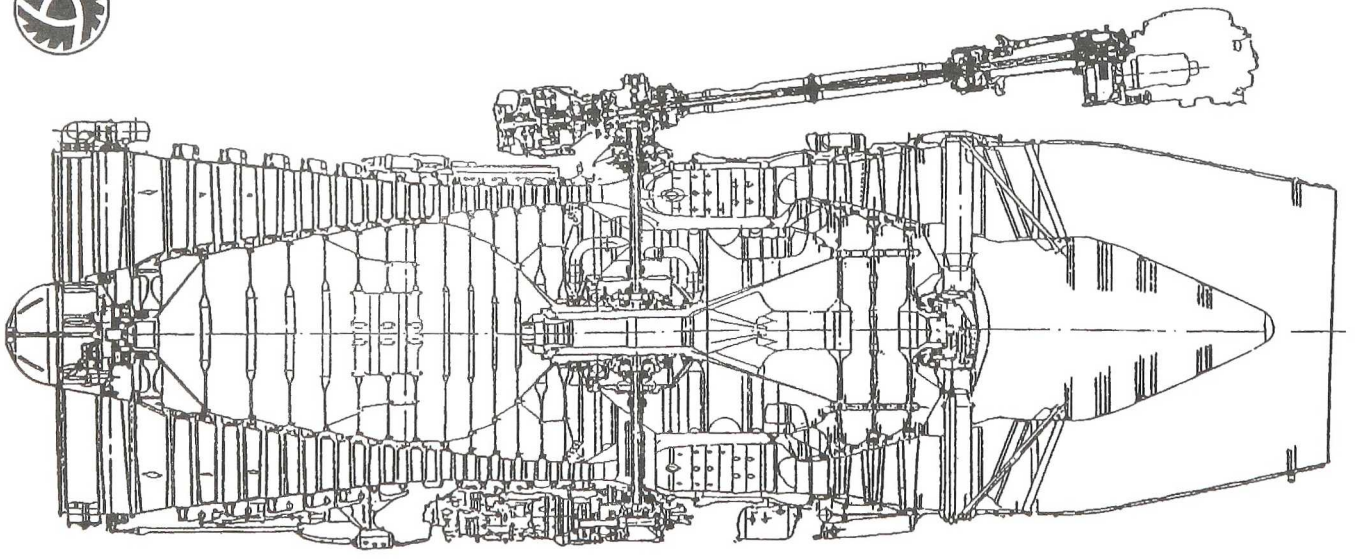


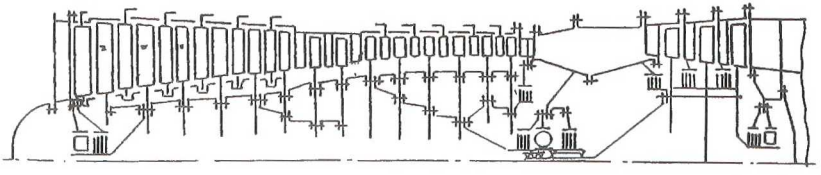
ТРД РД36-51



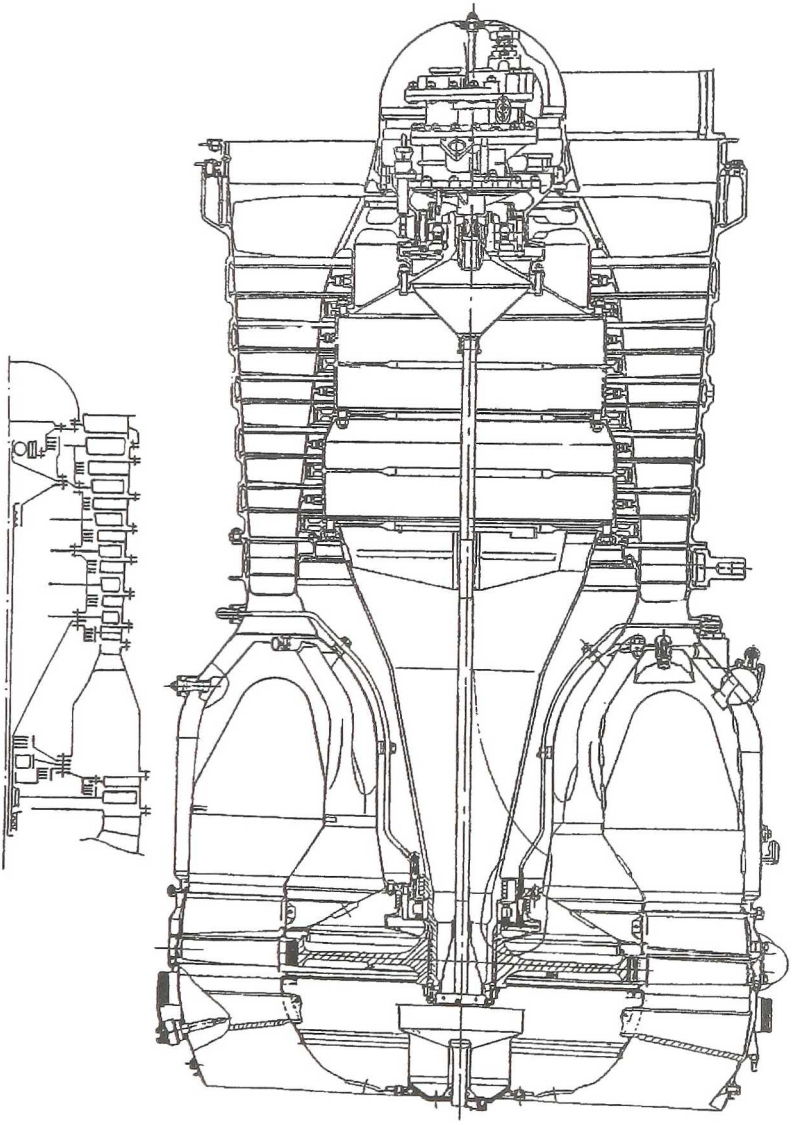


ТРД РД36-51В

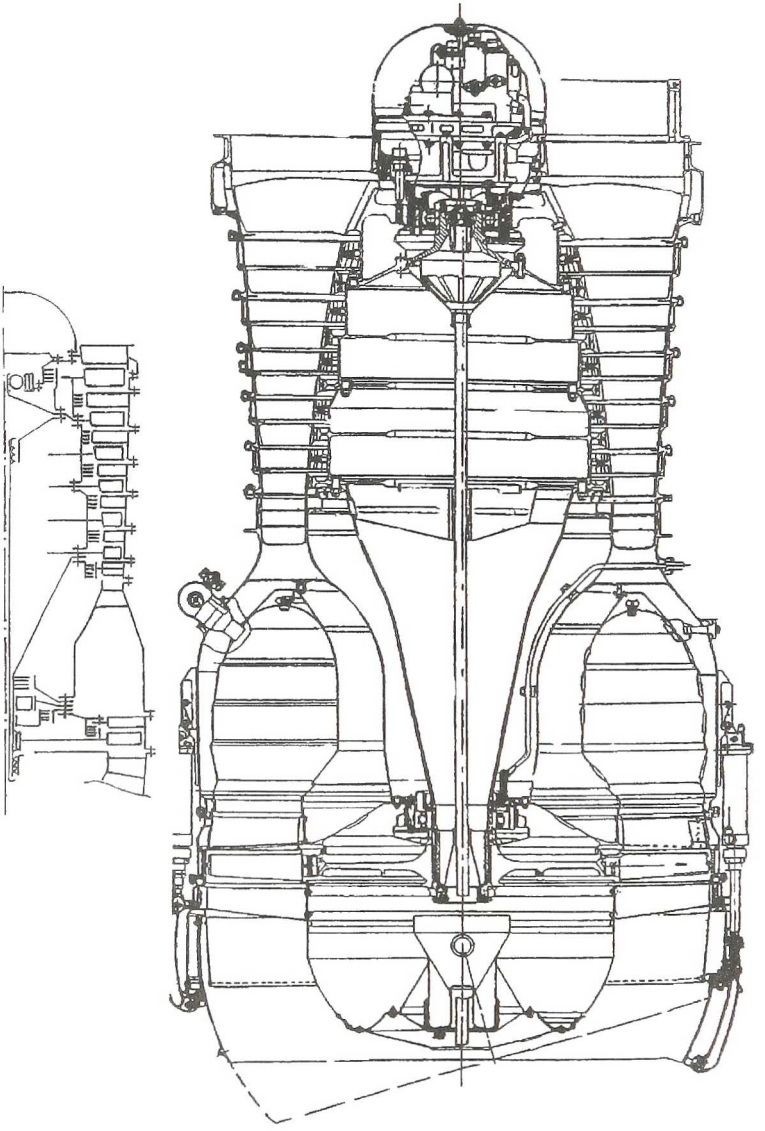




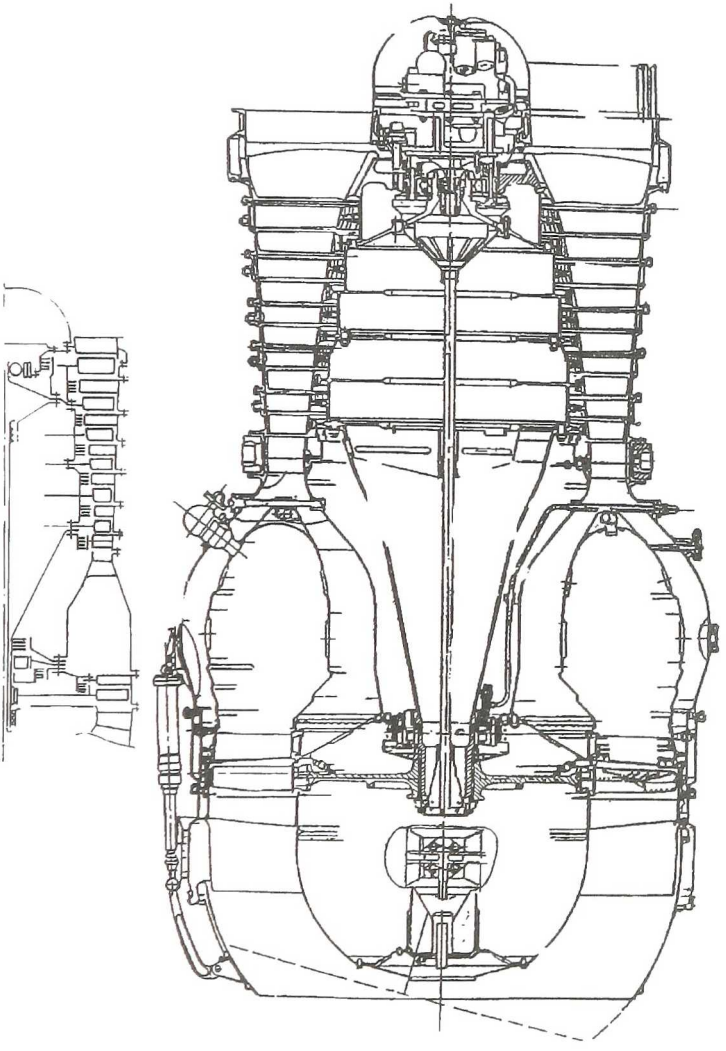
ТРД РД36-35



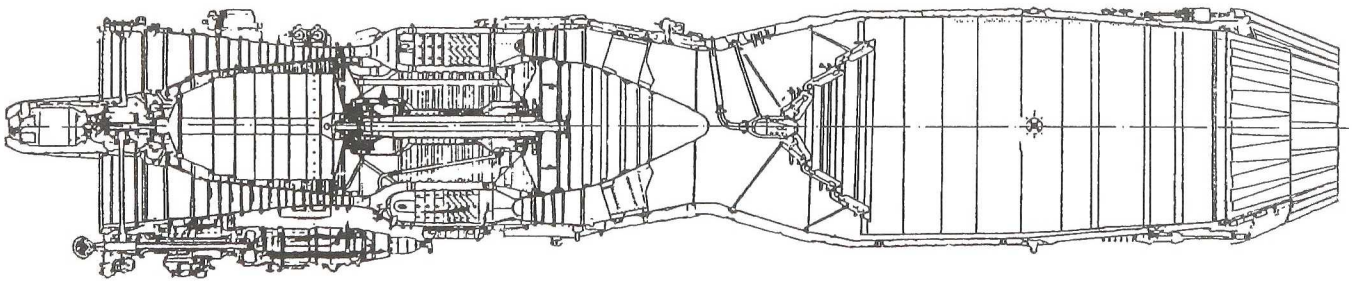
ТРД РД36-35ФВ

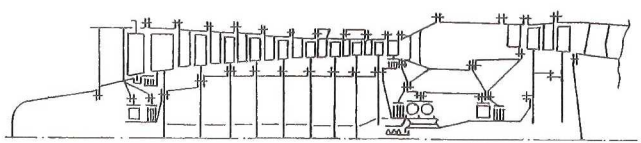


ТРД РД-38

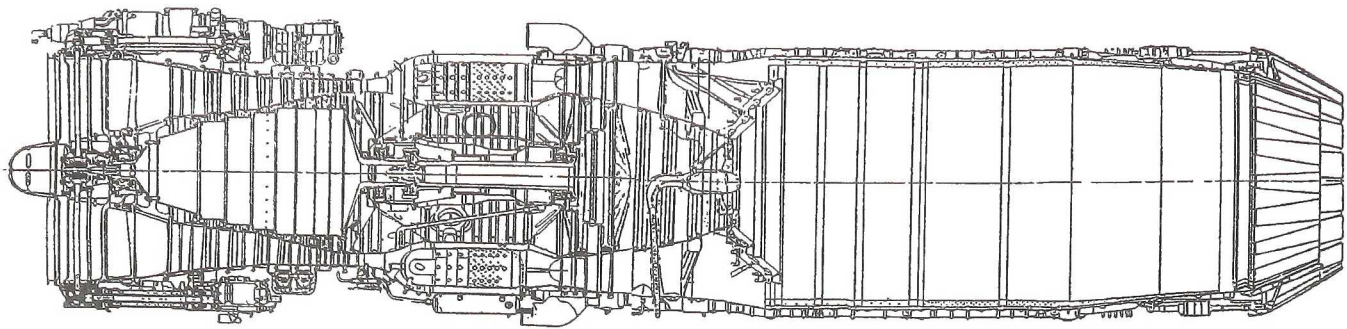


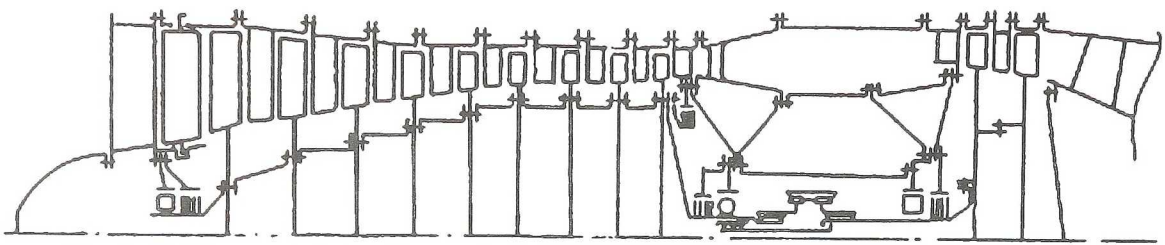
ТРДФ ВД-19



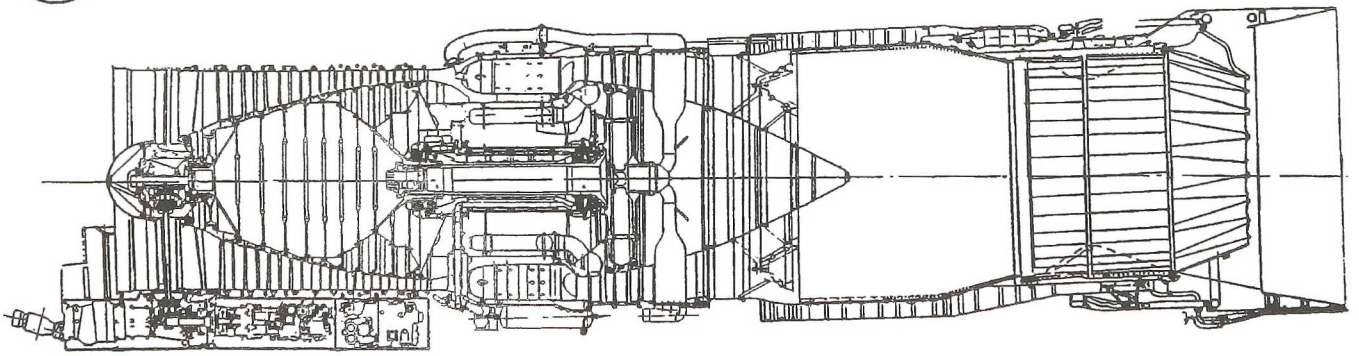


ТРДФ РД-7М2



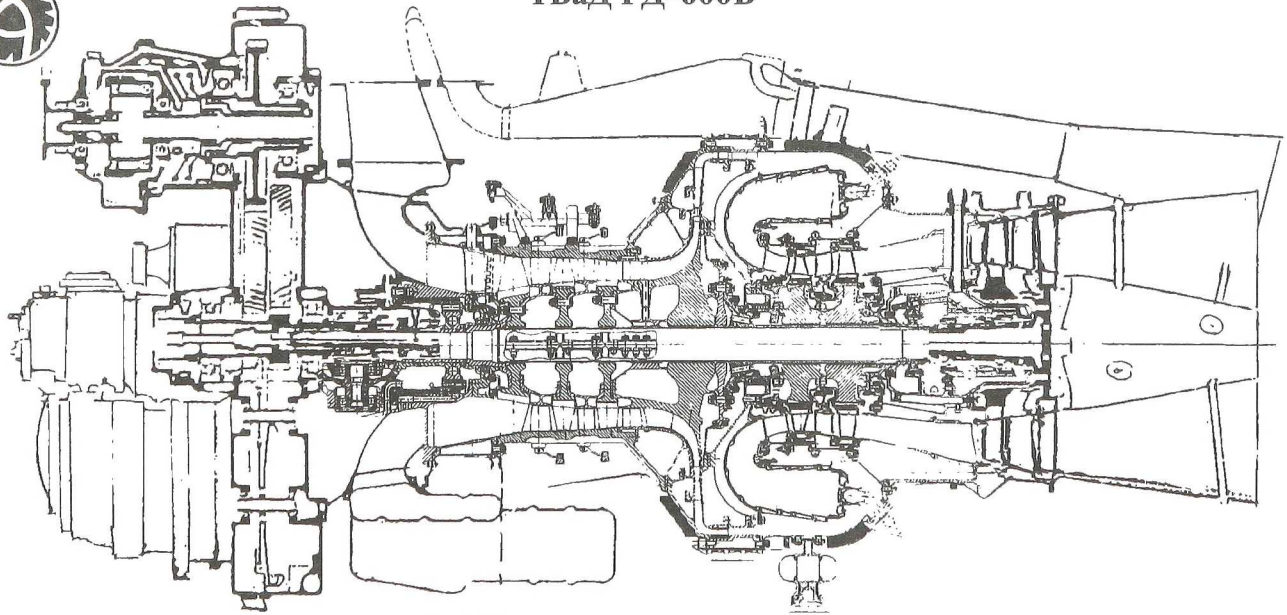


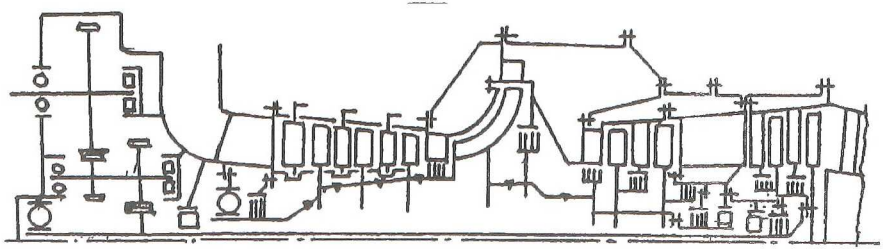
ТРДФ РД36-41



ТВД ТВД-1500

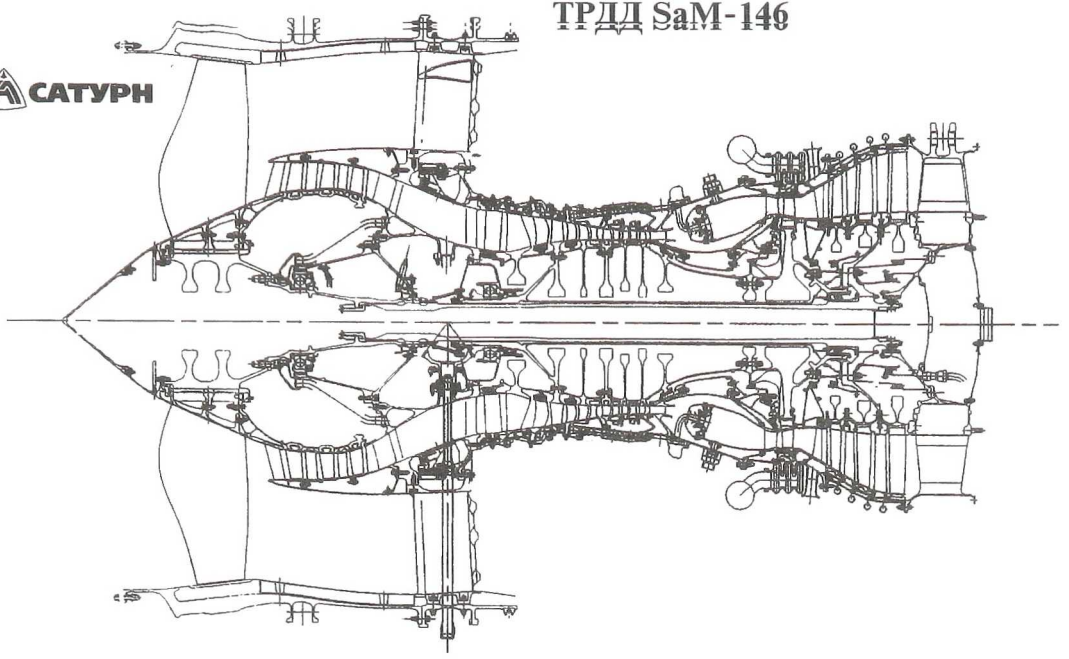
ТВаД РД-600В

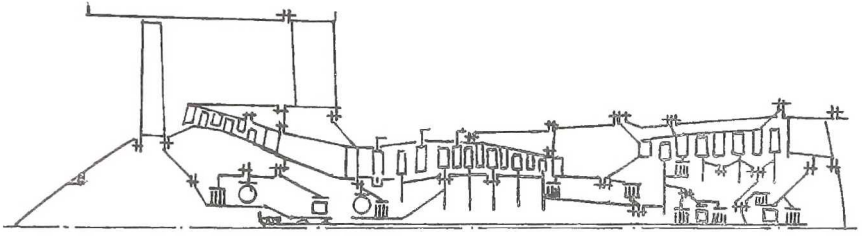




НПО САТУРН

ТРДД SaM-146





ОАО «САМАРСКИЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС ИМ. Н. Д. КУЗНЕЦОВА» (ОАО «СНТК ИМ. Н. Д. КУЗНЕЦОВА»)

ОАО «Самарский научно-технический комплекс им. Н. Д. Кузнецова» было создано по Постановлению Совета Министров СССР в 1946 г. (ОКБ-276).

Директором опытного завода и ОКБ в 1946—1949 гг. был Н. М. Олехнович, генеральными конструкторами — Н. Д. Кузнецов (1949—1993 гг.), Е. А. Гриценко (1993—2004 гг.). В настоящее время генеральным директором является С. Н. Тресвятский, генеральным конструктором — Д. Г. Федорченко.

В 1946—1948 гг. конструкторским бюро Государственного союзного опытного завода № 2 (так тогда называлось предприятие) разрабатывалась одна из модификаций ТРД BMW-003 — проект **003С**. Двигатель имел семиступенчатый осевой компрессор, одноступенчатую турбину с охлаждаемыми сопловыми и рабочими лопатками и кольцевую камеру сгорания с 16 форсунками.

В 1947—1948 гг. двигатель проходил заводские испытания. После этих испытаний техническая документация была передана по указанию МАП казанскому серийному заводу.

Разрабатывался также проект мотокомпрессорного ВРД 032 (Р-130). Двигатель имел семиступенчатый осевой компрессор, приводом которого служил звездообразный двухрядный 10-цилиндровый поршневой мотор. Двигатель предполагалось предъявить на стендовые испытания в 1948 г. Однако в сентябре 1947 г. работы над проектом были прекращены, так как расчеты показали, что данный тип двигателя неперспективен.

Развитием проекта 012А, который проектировался фирмой Junkers в Германии, явился проект ТРД **012Б**, созданный в 1947 г. Проект имел 12-ступенчатый компрессор, камеру сгорания кольцевого типа с двенадцатью отдельными головками, двухступенчатую турбину и нерегулируемое сопло. Турбина имела охлаждаемые диски и неохлаждаемые сопловые и рабочие лопатки. Опытное производство двигателя 012Б осуществлялось в 1946—1949 гг. В октябре—декабре 1948 г. он успешно прошел государственные испытания, а к июлю 1949 г. на двигателях № 11, 12 и 14 был отработан сточасовой ресурс. Однако дальнейшие работы по двигателям 012Б и 012Д были прекращены, так как появились более совершенные ТРД РД-45 и ВК-1, разработанные под руководством В. Я. Климова.

В 1948 г. прорабатывался проект ТРД **012Д**, включающий восьмиступенчатый осевой компрессор, кольцевую камеру сгорания и одноступенчатую турбину. Для кратковременного увеличения тяги двигателя предполагалось использовать жидкостный ракетный двигатель, расположенный либо в конце реактивного сопла, либо в его кожухе.

Проект двигателя 012Б использовался в качестве основы для разработки турбовинтового двигателя **ТВ-022**, некоторые детали которого были изготовлены в Германии во время войны. Двигатель начали проектировать в апреле 1947 г. и в августе проект был закончен. Однако заявленное значение удельного расхода топлива не могло быть гарантированным, поэтому с сентября 1947 г. разрабатывался вариант с уточненными параметрами.

Испытания были намечены на третий квартал 1948 г. К 31 декабря 1947 г. чертежи были сданы в производство. В декабре было решено, что завод № 120 Министерства авиационной промышленности разработает и изготовит винт изменяемого шага для этого двигателя. Двигатель имел четырнадцатиступенчатый компрессор, камеру сгорания кольцевого типа с двенадцатью головками. Турбина имела три ступени. Диски первой и второй ступеней — охлаждаемые, диск третьей ступени — неохлаждаемый. Двигатель имел два соосных винта противоположного вращения (АВ-41) с приводом от редуктора с передаточным отношением $i = 0{,}145$.

Запуск двигателя осуществлялся от воздушного стартера «Рут» мощностью 50 кВт. В ноябре 1950 г. двигатель ТВ-022 прошел 100-часовые государственные испытания.

В 1947 г. разрабатывались три варианта ТВД 028. Один из них мощностью 4832 кВт (6570 л.с.) имел 10-ступенчатый компрессор, кольцевую камеру сгорания, 3-ступенчатую турбину и два соосных винта, приводимых через редуктор. Работы над проектом были прекращены в 1949 г.

С мая по октябрь 1951 г. в Летно-испытательном институте МАП проводились летные испытания двух двигателей ТВ-2, являющихся модификацией ТВ-022. Эта модификация имела новую масляную систему с насосами большей производительности, новый турбостартер ТС-1 мощностью 44,2 кВт (60 л.с.), а также новые винты АВ-41Б диаметром 4,2 м, разработанные в ОКБ-120 МАП. ТВ-2 показал лучшую по сравнению с ТВ-022 экономичность и больший ресурс.

ОКБ Н. Д. Кузнецова в 1951 г. проектирует двигатель **2ТВ-2Ф** — два форсированных двигателя ТВ-2Ф, расположенных рядом и имеющих общий редуктор, передающий мощность $N_э = 9200$ кВт на два соосных винта. Двигатели между собой и редуктором соединялись силовыми элементами, содержащими и элементы крепления к самолету. Топливная, масляная системы и система запуска являлись раздельными. Система регулирования — также раздельная с выводом управления на одну ручку пульта управления.

Параллельно с этим проектом начинается разработка турбовинтового двигателя ТВ-12 такой же мощности. 11 июля 1951 г. выходит Постановление Совета Министров СССР о разработке и строительстве этих двигателей. Предполагалось, что спарка 2ТВ-2Ф будет использоваться для отработки и доводки самолета, пока не будет создан ТВ-12. На двигателе 2ТВ-2Ф были впервые применены металлографитовые вставки для уплотнений проточной части. В 1953 г. работы над двигателем 2ТВ-2Ф были прекращены. По распоряжению Совета Министров техническая документация по ТВ-2 и ТВ-2Ф, а также сами двигатели были переданы в конструкторские бюро Перми и Запорожья.

НК-12 — так стал называться двигатель ТВ-12 — был и остается самым мощным в мире турбовинтовым двигателем. Он имеет 14-ступенчатый компрессор с коэффициентом полезного действия, равным 0,88, что является высоким значением и для настоящего времени. Была создана высокоэкономичная пятиступенчатая турбина с коэффициентом полезного действия, равным 0,94, что также является рекордом до настоящего времени.

Созданию компрессора и турбины с такими высокими значениями КПД предшествовала глубокая разработка теоретических проблем обтекания решеток профилей, многочисленные экспериментальные исследования, включающие продувки решеток, изучение проблем конструкционной прочности лопаток и дисков и др. Впервые для уменьшения радиальных зазоров были применены легкосрабатываемые покрытия на элементах проточной части статора.

Впервые в практике мирового двигателестроения по решению Н. Д. Кузнецова для изготовления лопаток турбины были использованы литейные жаропрочные сплавы, которые при высокой температуре имеют пределы прочности выше, чем деформируемые сплавы. Это позволило уменьшить трудоемкость изготовления лопаток.

В конструкции уникального дифференциального однорядного редуктора был использован ряд технических новшеств. В частности, специальная подача масла для охлаждения рабочих поверхностей зубчатых и шлицевых соединений, что использовалось позже в редукторах других двигателей. Двигатель был оборудован турбостартером ТС-12 мощностью 147 кВт (200 л.с.).

В июне 1953 г. завод № 2 был переименован в Государственный опытный союзный завод № 276 (ОКБ-276).

В октябре 1954 г. двигатель НК-12 успешно прошел 100-часовые государственные испытания и был передан в серийное производство на Куйбышевский моторостроительный завод № 24 им. М. В. Фрунзе, а в феврале 1955 г. совершил первый полет самолет «95-2» — второй вариант Ту-95 с двигателями НК-12.

По Постановлению Совета Министров СССР от 29 марта 1952 г. и согласно приказу министра авиационной промышленности от 1 апреля 1952 г. для высотного (с рабочим потолком 16...17 км) даль-

него скоростного бомбардировщика Ту-96 началось проектирование модификации ТВ-12 — двигателя ТВ-16. Однако вскоре эти работы были прекращены, так как была закрыта программа разработки самолета Ту-96.

В связи со значительным усложнением конструкции авиационных двигателей, применением новых технологий и материалов, а также необходимостью конструкторского сопровождения серийного производства возникла необходимость создания на территории завода имени М. В. Фрунзе конструкторской организации.

По инициативе Н. Д. Кузнецова, в соответствии с Постановлением Совета Министров № 713-342 от 26 июля 1957 г. и приказом МАП № 544 от 20 августа 1957 г. было создано Государственное союзное опытно-конструкторское бюро № 24 (ОКБ-24), ныне **ОАО «Самарское конструкторское бюро машиностроения»**. Главными конструкторами ОКБ-24 — СКБМ были А. А. Овчаров (1957—1961 гг.), М. Р. Флиский (1961—1966 гг.), Н. А. Дондуков (1966—1974 гг.), Н. Г. Трофимов (1974—1994 гг.), Г. А. Бурмистров (1994—2001 гг.), В. Н. Овчинников (2001—2004 гг.). С 2005 г. эту должность занимает Е. П. Кочеров.

Задачей ОКБ-24 было проведение работ по повышению надежности и дальнейшему совершенствованию двигателей, разработанных в КБ Н. Д. Кузнецова, в условиях их серийного производства и эксплуатации. С этой целью была создана производственная база — экспериментальная и механическая группы.

Созданы следующие модификации двигателя НК-12:

НК-12М — двигатель повышенной мощности для самолета Ту-95. Госиспытания прошел 19 июня 1956 г.;

НК-12МВ — двигатель повышенного ресурса для самолетов Ту-95, Ту-126, Ту-142, а также Ту-114 — в то время самого большого в мире пассажирского самолета. В серийном производстве с 1958 г. Госиспытания прошел 13 сентября 1958 г. На двигателе впервые применены система всережимного флюгирования, короткозамкнутая масляная система, высокооборотные откачивающие масляные насосы с импеллерами, инерционное отделение воздуха из масловоздушной среды с помощью центрифуги;

НК-12МА — двигатель для самолетов Ан-22 «Антей» и Ан-22А. Серийное производство с 1966 г. В двигателе применен винт АВ-90 с тягой 137 кН (14 000 кгс) вместо АВ-60К, имевшем тягу 88 кН (9000 кгс). На двигателе НК-12МА 2-й серии вместо турбостартера устанавливался агрегат воздушного запуска мощностью 209 кВт (285 л.с.).

НК-12МК — двигатель для морской авиации (экраноплан). Серийное производство с 1972 г. Двигатель НК-12МК предназначен для эксплуатации в морских условиях, создан на базе серийного двигателя НК-12МА. Некоторые детали этого двигателя заменены на коррозионно-стойкие. Кроме того, здесь применены специальные покрытия.

ТВД НК-12МК обеспечивает экономичный крейсерский полет экраноплана «Орленок»;

НК-12МП — двигатель для дальнего противолодочного ударного комплекса Ту-142 и Ту-95МС — основы воздушно-стратегических сил России. Серийное производство с 1979 г. В двигателе НК-12МП воплощен 36-летний опыт конструирования, производства и эксплуатации предшествующих модификаций. Он создан на базе двигателя НК-12МВ 4-й серии. Главное изменение состоит в установке генератора переменного тока постоянной частоты. Для этого понадобилась новая коробка приводов, изменились места крепления генератора на корпусе компрессора, изменилось размещение электроцепей и трубопроводов.

С 1955 г. по постановлению Совета Министров разрабатывался проект НК-14А — ТВД с ядерным реактором и теплообменником. В 1974 г. предполагалось установить два НК-14А и два НК-12МВ на экспериментальный самолет Ту-119.

27 сентября 1955 г. было принято решение о проектировании нового двигателя **НК-4**, который был создан в рекордно короткий срок. 17 апреля 1956 г. он проходил первое испытание.

Двигатель НК-4 предназначался для пассажирских самолетов Ил-18 и Ан-10. В 1957 г. он прошел государственные испытания и был передан для серийного производства на завод имени М. В. Фрунзе. Позже, в июне 1959 г., прошел государственные испытания улучшенный по экономичности и ресурсу вариант НК-4А.

По предложению Н. Д. Кузнецова коллектив ОКБ в марте 1954 г. приступил к конструкторской проработке ТРДДФ **НК-6** для сверхзвуковых двухдвигательных самолетов А. Н. Туполева «106» и «125», а также для четырехдвигательного сверхзвукового бомбардировщика «135».

НК-6 был первым отечественным высокотемпературным двухконтурным двигателем. В то время он был самым мощным ТРДДФ в мире. На нем впервые были применены следующие элементы и системы:

многофорсуночная камера сгорания;

замки на бандажных полках лопаток турбин;

охлаждаемые рабочие и сопловые лопатки;

система регулирования во внешнем контуре;

система регулирования степени повышения давления вентилятора;

регулятор температуры газа перед турбиной;

сверхзвуковые высоконапорные ступени компрессора;

изнашиваемые вставки над рабочими лопатками турбины.

Компрессор двигателя НК-6 включал четыре ступени низкого давления, из них две ступени — вентиляторные и шесть ступеней высокого давления, турбину, имеющую одну ступень высокого и две ступени низкого давления, форсажную камеру трубчато-кольцевого типа, которая располагалась во внешнем контуре, где имелось регулируемое сопло.

В июле 1963 г. работы по двигателю НК-6 были прекращены, поскольку в ОКБ А. Н. Туполева все усилия были сосредоточены на доводке самолета Ту-22 с двигателями ВД-7М; проекты «106», «125» и другие развития не получили. К этому времени НК-6 прошел 50-часовые стендовые испытания, где была показана взлетная тяга 216 кН (22 000 кгс).

В двигателе **НК-144**, который проектировался по Постановлению Совета Министров СССР от 16 июля 1963 г. для сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144, были применены двухкаскадный осевой компрессор (состоящий из двухступенчатого вентилятора и трехступенчатого компрессора низкого давления), многофорсуночная камера сгорания кольцевого типа, одноступенчатая турбина высокого давления и двухступенчатая турбина низкого давления, общая на два контура форсажная камера и регулируемое сопло. В двигателе были использованы литые и деформируемые сплавы из титана и жаропрочных материалов. Он был оборудован датчиками и лючками систем автоматического и визуального контроля параметров.

С 1973 по 1978 г. серийно выпускался двигатель НК-144А с увеличенной тягой. В этот же период была разработана более мощная его модификация — НК-144В.

В конструкцию двигателя НК-144А были внесены изменения: добавлена третья вентиляторная ступень, введено частичное отключение подачи охлаждающего воздуха на первую ступень турбины высокого давления и др.

Работы над двигателем **НК-144В** велись в 1974—1977 гг. При этом было продолжено дальнейшее развитие ТРДДФ НК-144 с целью увеличения взлетной тяги и снижения удельного расхода топлива на крейсерском (H = 18 км) режиме полета. Двигатель имел трехступенчатый вентилятор, четырехступенчатый компрессор низкого давления и шестиступенчатый компрессор высокого давления. Достигнутые значения параметров были подтверждены стендовыми испытаниями в термобарокамере ЦИАМ и на летающей лаборатории. Однако отработка двигателя на заданный ресурс была прекращена в связи со свертыванием работ по самолету Ту-144. В этих двигателях впервые были применены:

система управления эшелонированной подачей топлива в форсажную камеру;

система частичного отключения охлаждения лопаток турбины на крейсерском режиме;

шестерни приводов с коэффициентом зацепления зубчатых колес больше двух;

система суфлирования масляных полостей с баростатическим клапаном.

В 1967—1970 гг. был спроектирован и изготавливался серийно двигатель НК-144-22 для опытного самолета Ту-22М-0 и серийного

Ту-22М-1. Компрессор двигателя состоял из двухступенчатого вентилятора, трехступенчатого компрессора низкого давления и шестиступенчатого компрессора высокого давления. Двигатель был снабжен сверхзвуковым соплом.

С 1974 г. в ОКБ проводится отработка возможности применения на авиационном двигателе НК-144ВТ в качестве топлива жидкого водорода. Были проведены стендовые испытания систем и агрегатов, а также полноразмерных двигателей (1979 г.), работающих на водороде и керосине. Как показали выполненные исследования, результаты стендовых испытаний двигателей НК-144ВТ и расчетно-конструкторские проработки, применение жидкого водорода на сверхзвуковом пассажирском самолете Ту-144 с двигателями НК-144ВТ позволит достичь дальности полета самолета до 10 146 км (при применении керосина дальность полета составляет 6039 км).

Двигатель **НК-22** является первым в мировой практике авиадвигателестроения образцом турбовентиляторного двухконтурного с форсажной камерой двигателя большой тяги, производившегося серийно с 1969 по 1984 г. для самолета Ту-22М. Его разработка осуществлялась по Постановлению СМ СССР от 28 ноября 1967 г. Двигатель НК-22 имел следующие отличия от НК-144: добавлена третья ступень вентилятора, использованы сопло эжекторного типа с широким диапазоном регулирования и гидромеханическая система управления с электронным ограничителем температуры газов перед турбиной и сигнализатором горения топлива в форсажной камере.

В период 1971—1973 гг. разрабатывалась модификация НК-22М с четырехступенчатым вентилятором увеличенной размерности, четырехступенчатым компрессором низкого и шестиступенчатым компрессором высокого давления. Было изготовлено два опытных двигателя.

Позже, в 1974—1977 гг., был изготовлен и испытан в полете форсированный вариант НК-22 — двигатель НК-23. Для достижения заявленной экономичности на дозвуковом крейсерском и на сверхзвуковом режимах в компрессор низкого давления НК-23 была добавлена четвертая подпорная ступень. Кроме того, были доработаны некоторые элементы двигателя. Вентилятор был трехступенчатый. Разработка двигателя НК-23 была прекращена в 1977 г. в связи с успешным продвижением работ по созданию нового двигателя для этого типа самолетов с более высокими значениями удельных параметров.

С 1971 г. разрабатывался **НК-25** — двухконтурный турбовентиляторный трехкаскадный двигатель с электронной системой управления для самолета Ту-22М2Е. Позднее двигатель НК-25 был установлен на модификацию этого самолета — Ту-22М3, самую массовую в мире машину дальней авиации.

Во второй половине 1970-х гг. начинается проектирование НК-32 — многорежимного двухконтурного турбовентиляторного трехроторного двигателя с форсажной камерой — самого мощного в мире ТРДДФ.

Тяга двигателя на взлетном режиме составляет 245 кН (25 000 кгс) и 137 кН (14 000 кгс) на крейсерском режиме.

Компрессор имеет трехступенчатый вентилятор, пять ступеней среднего давления и семь ступеней высокого давления. Лопатки компрессора изготовлены из титана, стали и никелевого сплава (в каскаде высокого давления). Степень повышения давления на взлетном режиме составляет 28,4, степень двухконтурности — 1,4. Камера сгорания — кольцевая многофорсуночная.

Турбина имеет одну ступень высокого давления (диаметр около 1 м, температура газа 1630 К) с охлаждаемыми монокристаллическими лопатками, одну промежуточную ступень и две ступени низкого давления. Сопло двигателя — регулируемое, автомодельное. Система управления — электронная, с гидромеханическим резервированием.

Модификация НК-321 имеет массу 3650 кг, длину 7453 мм, максимальный диаметр 1700 мм.

Для обеспечения разработки сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения в марте 1996 г. начались полеты летающей лаборатории Ту-144ЛЛ с двигателями НК-321 в соответствии с шестимесячной российско-американской программой экспериментальных исследований.

Используя газогенератор двигателя НК-6, который разрабатывался с 1954 г., конструкторы начиная с 1961 г. за три года разработали НК-8 — двухконтурный двигатель для гражданской авиации. В июне 1964 г. двигатель успешно прошел государственные испытания и был запущен в серийное производство на Казанском моторном заводе. Для скорейшего освоения серийного производства там было создано ОКБ-16. В настоящее время это ОАО "Авиамотор", главными конструкторами которого были: А. А. Мухин (1966—1983 гг.), Е. А. Гриценко (1983—1990 гг.), В. С. Гагай (1990—2003 гг.). С 2003 г. эту должность занимает В. Н. Понькин.

В октябре 1963 г. завод № 276 был переименован в Государственный союзный объединенный опытный завод № 276 Государственного комитета авиационной промышленности. В объединение входили также ОКБ-16 (г. Казань) и ОКБ-24 (г. Куйбышев).

Модификацией НК-8 являлся двигатель НК-8 3-й серии (НК-8-3) для Ил-62. Впервые в практике отечественного моторостроения он был снабжен реверсивным устройством. Этот двигатель выпускался серийно с 1966 по 1968 гг.

В июне 1965 г. состоялся первый полет самолета Ил-62 с модификацией НК-8-4, имеющей большую тягу. На этом двигателе были применены торцовые и радиальные контактные уплотнения масляных полостей опор, оригинальная схема регулятора частоты вращения ротора. Он имел высокие показатели надежности, обусловленные применением высокоэффективных методов упрочнения дета-

лей, а также демпфирования роторов двигателя и его трубопроводов. Межремонтный ресурс НК-8-4 составлял 7000 ч, ресурс до первого капитального ремонта — 9000 ч, а назначенный ресурс — 18 000 ч. Серийное производство этого двигателя осуществлялось с 1968 по 1979 г. Низкий уровень шума на взлете и отсутствие дымления на выхлопе способствовали широкой эксплуатации этого двигателя на международных линиях. Суммарная наработка НК-8-4 до 1985 г. составила 7,5 млн ч.

Другая модификация — двигатель НК-8-2 для магистрального пассажирского трехдвигательного самолета Ту-154 — разрабатывалась с 1965 г. 25 августа 1971 г. этот двигатель прошел государственные испытания и серийно выпускался в 1970—1972 гг.

На двигателе НК-8-2 были применены новый механизм реверса тяги с управлением от основного рычага управления двигателем и смеситель-шумоглушитель, коробки приводов агрегатов под стартер воздушного запуска мощностью 110 кВт (150 л.с.), привод генератора переменного тока постоянной частоты, а также более эффективная система противообледенения.

С января 1967 г. объединенный опытный завод № 276 стал называться Куйбышевским моторным заводом Министерства авиационной промышленности СССР.

В 1971 г. была начата разработка модификации **НК-8-2У**, которая 14 сентября 1973 г. прошла государственные испытания и с 1972 г. находилась в серийном производстве. Двигатель устанавливался на самолеты Ту-154, Ту-154Б, Ту-154С. Ресурс до капитального ремонта составлял 8000 ч, а назначенный ресурс — 18 000 ч. Суммарная наработка двигателей НК-8-2У превышает 32 млн ч.

В 1974 г. был создан двигатель НК-8-4К для экраноплана «Орленок». Два ТРДД НК-8-4К являются стартовыми и работают только на взлете. Они оборудованы поворотными газовыхлопными насадками. Эксплуатационная надежность этого двигателя в морских условиях обеспечивалась применением алюминиевых сплавов для корпусных деталей вместо магниевых, использованием встроенных систем для промывки проточной части двигателя, защиты масляных полостей от воды и диагностики состояния основных элементов. Кроме того, осуществлялось сепарирование воздуха, охлаждающего лопатки соплового аппарата турбины, использовалась система оперативной информации бортинженера о нештатных ситуациях с выдачей рекомендаций.

В 1974 г. прошел государственные испытания двигатель НК-8-5И, являющийся модификацией НК-8-4 с увеличенной тягой для самолета Ил-62М.

В 1974 г. конструкторское бюро получает задание создать двигатель для нового широкофюзеляжного самолета Ил-86, причем эксплуатация этого самолета должна была начаться в 1980 г. С этой целью был разработан двигатель **НК-86**.

Ресурс двигателя до капитального ремонта составлял 4000 ч, назначенный ресурс — 10 000 ч. На двигателе НК-86 впервые в практике отечественного двигателестроения были широко применены звукопоглощающие конструкции, использованы диагностические средства контроля за состоянием двигателя, а также аналоговая электронная система управления двигателем. Суммарная наработка НК-86 до 1985 г. составляла 2,5 млн ч.

Позднее, в 1987 г., началась эксплуатация двигателя НК-86А. Он имел монокристаллические рабочие лопатки первой ступени турбины из материала ЖС-30. Применение таких лопаток позволяет поддерживать постоянное значение взлетной тяги при температуре наружного воздуха до +30 °С. В двигателе НК-86А был повышен запас устойчивой работы компрессора и уменьшен выброс вредных примесей на режиме малого газа за счет перераспределения расхода топлива между форсуночными контурами. В настоящее время ведутся работы по установлению назначенного ресурса для двигателя НК-86А до 20 000 ч.

На базе двигателя НК-86 в 1986 г. было освоено серийное производство двигателя НК-87 для экранопланов «Лунь» и «Спасатель». Лопатки турбины этого двигателя имеют коррозионно-стойкие и жаростойкие покрытия для обеспечения надежности двигателя при эксплуатации в условиях морской среды.

С 1974 г. в конструкторском бюро разрабатывался двигатель НК-88. Это модификация НК-8-2У, использующая в качестве топлива жидкий водород. 15 апреля 1988 г. впервые в мире был совершен полет летающей лаборатории Ту-155, где был испытан один правый двигатель НК-88. На двигателе впервые были применены следующие элементы и системы:

система топливоподачи, включающая турбонасосный агрегат, теплообменник-испаритель топлива и агрегаты управления;

система обеспечения пожаро- и взрывобезопасности с расположением криогенных агрегатов в специальном контейнере, продуваемом воздухом, отбираемым из-за компрессора;

высокоскоростные опоры качения топливного насоса на криогенном топливе и уплотнения, обеспечивающие заданный ресурс двигателя;

система газификации криогенного топлива с выбором оптимального варианта с точки зрения обеспечения минимальных потерь удельного расхода топлива, максимального подогрева, хорошей гидродинамической устойчивости.

В январе 1989 г. впервые в мире совершила полет летающая лаборатория Ту-156 с двигателем **НК-89**, работающим на сжиженном природном газе (СПГ). Этот двигатель являлся модификацией НК-88 и предназначался для самолета Ту-156, который в январе 1989 г. совершил первый полет. Имеются проекты применения НК-89 на пассажирских самолетах Ту-156С и Ту-156М.

С 1979 г. в конструкторском бюро начинают разрабатываться перспективные двигатели для тяжелых транспортных и пассажирских са-

молетов. Среди них НК-56 для самолета Ил-96, а также **НК-64** для Ту-204 и Ил-96-300.

Трехроторный двигатель НК-56 имел 15-ступенчатый компрессор, многофорсуночную камеру сгорания, пятиступенчатую турбину, нерегулируемое сопло и реверсивное устройство. Для этого двигателя были созданы широкохордные пустотелые лопатки вентилятора с криволинейным хвостовиком. На двигателе НК-56 впервые было применено управление реверсом на принципах пневмоники. Он имел ресурс до капитального ремонта 7500 ч, назначенный ресурс — 15 000 ч.

Двигатель НК-64 разрабатывался с 1983 г. с учетом доводки ТРДД НК-56. На нем впервые были установлены саблевидные сопловые лопатки. Было изготовлено два двигателя, которые прошли 10 испытаний. Затем работы по двигателям НК-56 и НК-64 были прекращены, так как руководство МАП приняло решение о производстве двигателя ПС-90А как наиболее экономичного.

В результате мероприятий по повышению надежности и экономичности модифицированных элементов двигателей «НК» был создан трехроторный двигатель **НК-62**. Его вентилятор через редуктор был соединен с тянущим воздушным винтом, две ступени которого вращались в противоположном направлении. Следовательно, НК-62 был выполнен по трехконтурной схеме. Он предназначался для тяжелых дозвуковых транспортных самолетов. Двигатель находился в опытном производстве в 1982—1990 гг.

На основании анализа расчетных и экспериментальных исследований, проведенных при испытании двигателя НК-62, в 1985—1987 гг. было разработано техническое предложение на создание турбовентиляторного двигателя НК-62М.

Позже был спроектирован ТВВД **НК-63** — двигатель для самолетов большой вместимости и тяжелых транспортных самолетов. Проект 1989 г. включал тянущий закапотированный винтовентилятор, приводимый через редуктор.

В начале 1988 г. был разработан турбовинтовентиляторный двигатель с задним расположением винтовентилятора **НК-110**. Этот двигатель был выполнен по трехроторной схеме с толкающим винтовентилятором, состоящим из двух соосных восьмилопастных ступеней диаметром 4,7 м, вращающихся в противоположные стороны. Лопатки ступеней могли изменять угол установки в зависимости от потребляемой винтовентилятором мощности. Привод винтовентилятора осуществлялся трехступенчатой турбиной через планетарный дифференциальный редуктор. Компрессор — двухкаскадный, семиступенчатый низкого давления и восьмиступенчатый высокого давления с приводом каждого каскада одноступенчатыми турбинами. Максимальная мощность, потребляемая винтовентилятором, составляла 15 665 кВт (21 300 л.с.)

Прорабатывалась конструкция двигателя НК-108 с тянущим винтовентилятором.

С 1990 г. на предприятии разрабатывается винтовентиляторный двигатель сверхвысокой степени двухконтурности **НК-93**, предназначенный для самолетов большой пассажировместимости Ил-96-500, Ил-96МК, Ту-204-200, Ту-214, Ту-304, Ту-230, а также для транспортных самолетов Ил-106 и Ту-330. Он является базовой конструкцией для семейства двигателей с взлетной тягой 78...226 кН (8...23 тс).

Двигатель НК-93 имеет двухрядный винтовентилятор с поворотными лопастями. Винтовентилятор приводится во вращение от трехступенчатой турбины через планетарно-дифференциальный редуктор мощностью 24 255 кВт (33 000 л.с.). При этом 40 % мощности, передаваемой через редуктор, приходится на восьмилопастную ступень, а 60 % — на десятилопастную. Ступени вращаются в противоположные стороны.

Двигатель соответствует нормам ИКАО по эмиссии. Самолет с двигателем НК-93 не должен превышать уровень шума, регламентируемый главой 3 стандарта ИКАО.

В 1990 г. разработана модификация НК-94, работающая на сжиженном природном газе, для пассажирского самолета Ту-156М2, а также для транспортного самолета Ту-338.

На базе газогенератора НК-93 разработано семейство двигателей с тягой от 82,7 кН (8,5 тс) до 177 кН (18 тс). Это ТРДД НК-104 (проект 1989 г.), НК-104А (проект 1990 г.), НК-112 (проект 1988 г.), который предполагается применить на пассажирском самолете Ту-336, использующем сжиженный природный газ, НК-114 (проект 1989 г.), НК-114А (проект 1990 г.)

В 1992 г. в конструкторском бюро созданы проект 40-тонного **НК-44** для самолета Ту-304 и его криогенная модификация НК-46 для самолета Ту-306.

В настоящее время в СНТК им. Н. Д. Кузнецова совместно с Воронежским КБ химавтоматики проектируется **ТВД НК-123 ВР**.

В июле 1981 г. был издан приказ министра авиационной промышленности о создании Куйбышевского научно-производственного объединения «Труд». Туда вошли Куйбышевский моторный завод, Куйбышевское конструкторское бюро машиностроения и Казанское проектное бюро машиностроения.

В 1991 г. предприятие стало называться Самарским государственным научно-производственным предприятием «Труд» (СГНПП «Труд»). В июне 1994 г. оно было преобразовано в Акционерное общество открытого типа «Самарский научно-технический комплекс (СНТК) «Двигатели НК», а в январе 1996 г. комплекс был переименован в ОАО «СНТК имени Н. Д. Кузнецова». Комплекс входит в состав финансово-промышленной группы (ФПГ) «Двигатели НК», зарегистрированной в марте 1997 г.

Кроме авиационных ГТД в ОАО «СНТК имени Н. Д. Кузнецова» и СКБМ разрабатываются жидкостные ракетные двигатели, двигатели наземного применения и поршневые авиационные двигатели.

ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ САМОЛЕТОВ С ДВИГАТЕЛЯМИ

Марка самолета (вертолета)	Марка двигателя	Число двигателей	V_{max} (*–$V_{кр}$), км/ч	$L_{п}$, км
«М» (проект)	ТВ-2Ф	8	900	17 000
«26» (проект)	ТВ-2Ф	2	540*	3000
«Орленок»	НК-12МК + + НК-8-4К	1+2	400	15 000
Ил-18 (опытный)	НК-4	4	646	3800...5500
Ил-62	НК-8-4	4	850*	7750...10 000
Ил-86	НК-86	4	900...950*	3600...5800
Ил-96МК (проект)	НК-93	4	850...900*	11 000
Ил-100 (проект)	НК-123ВР	2	350...400*	500...1000
Ил-106 (проект)	НК-93	4	820...850*	5000
«Спасатель»	НК-87	8	450...550*	—
«106» (проект)	НК-6	2	2000	6750
М-90 (проект)	НК-62М	6	660	3500...4800
«95/1»	2ТВ-2Ф	4	890	14 200
Ту-22М0 (Ту-22КМ)	НК-144-22	2	1530	4140
Ту-22М1	НК-144-22	2	1660	2200...5000
Ту-22М2	НК-22	2	1800	5100
Ту-22М3	НК-25	2	2300	1500...2500
Ту-95	НК-12	4	882	5000...15 400
Ту-95М	НК-12М	4	860	13 200
Ту-95К, -95КД, Ту-95КМ, -95РС	НК-12МВ	4	700*	10 300
Ту-95МС, -95МК, Ту-95М5	НК-12МП	4	830	11 600

ОАО «СНТК ИМ. Н. Д. КУЗНЕЦОВА»

H_{max}, м	M_0, т	$M_{пн}$, т	Число пассажиров	Источник информации
13 000	180	5...10	—	[96, 122]
11 500	—	5...8	—	
—	140	20	—	[64, 100, 157]
10 000	59,1	14	75...100	[102, 223]
12 000	161,1	23	168...186	[27, 102, 114, 161]
11 000	210	42	350	[27, 114]
12 100	230	58	350...400	[2, 59, 100]
4000	3,93...4,03	1,2...1,5	12	[43]
14 000	258	80	—	[96]
1...3000	400	—	500	[64, 100, 147, 205]
18 000	94...99	—	—	[91, 104, 184]
10 000	650...850	250...400	—	[100, 147]
13 500	156	5...15	—	[33, 201]
13 000	121	—	—	[89, 184, 196]
13 000	122	—	—	
13 000	122	—	—	
14 000	124	24	—	[2, 27, 54, 134, 184]
11 300	172...190	25	—	[63, 201]
11 500	182	—	—	[33, 151, 201]
11 600	185	—	—	
10 500	185	—	—	

Марка самолета (вертолета)	Марка двигателя	Число двигателей	V_{max} (*–$V_{кр}$), км/ч	$L_п$, км
Ту-96	ТВ-16 (НК-16)	4	900	15 000
Ту-114	НК-12МВ	4	770*	8800
Ту-116	НК-12	4	770*	10 500
Ту-126, -126МС-6, Ту-126МС-16	НК-12МВ	4	850	12 550
Ту-142, -142М, Ту-142М2, -142М3	НК-12МП	4	925	12 550
Ту-144	НК-144А	4	2350	3240...4300
Ту-154	НК-8-2	3	850*	4500
Ту-154Б	НК-8-2У	3	850*	3300...4500
Ту-155	НК-8-2У + + НК-88	2+1	—	—
Ту-156	НК-89	3	850*	2600
Ту-160	НК-32	4	2200	12 300
Ту-304 (проект)	НК-44	2	—	—
Ту-334-200 (проект)	НК-112	2	800...820*	2000
Ту-336 (проект)	НК-112	—	—	—
Ан-10 (опытный)	НК-4	4	580*	1800...3350
Ан-20 (проект)	НК-12М	4	690	2700...5000
Ан-22, -22А	НК-12МА	4	600	5000
«125» (проект)	НК-6	2	2500*	4500...4800
«135» (проект)	НК-6	2	2200	10 000
Ту-144ЛЛ	НК-321	4	—	—

Продолжение таблицы

H_{max}, м	M_0, т	$M_{пн}$, т	Число пассажиров	Источник информации
14 000	179,43	12	—	[33, 151, 201]
12 000	173,5	22,5	120...170	[63, 201]
12 000	122	5	21	[63, 239]
13 000	175	—	—	[33, 63, 89, 114]
13 500	188	20	—	
20 000	195	—	100	[114, 140, 165, 196]
11 900	98	18	180	[27, 63, 64, 114]
12 000	98	19	164...180	
—	—	—	—	[2, 64, 114]
12 000	100	14	—	[100, 180]
15 000	275	75	—	[27, 46, 63, 98, 114, 165]
—	—	—	—	[100]
11 100	46,1	11	126	[100, 114]
—	—	—	—	[100]
	54	—	100	[102, 198]
12 000	108,3	25...40	—	[102]
8000	225	60	—	[82, 114]
—	—	—	—	[91, 104, 184]
—	205	—	—	
—	—	—	—	[27, 46, 63, 98, 114, 165]

ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ГТД РАЗРАБОТКИ ОАО ТРД

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0					Номинальный режим $H = 0$; М = 0,7	
	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))
003С	10,3 (1050)	147,9 (1,45)	19	3,1	—	—	—
012А (проект)	—	—	60	5,5	1068...1073	—	—
012Б	29,43 (3000)	111,7 (1,095)	59,4	4,6	1050	26,63 (2715)	109,6 (1,075)
012Д (проект)	29,43 (3000)	107 (1,05)	555	4,5	1073	26,49 (2700)	107 (1,05)
	49,05[1] (5000)	23,6[1] (2,23)					
МКВРД 032 (Р-130) (проект)	19,6 (2000)	40,8 (0,4)	—	—	—	14,7 (1500)	51 (0,5)

[1] С включенным ЖРД.

Крейсерский режим H = 11 км; M = 0,8		$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания		Источник информации
P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))					Стендовые	Государственные	
—	—	50	620	3,0	0,69	1947	—	[173, 176, 192]
—	—	—	—	4,826	1,08	1946	—	[176]
21,6 (2200)	107,6 (1,055)	100	1330	4,650	1,16	1947	1948	[173, 176, 192, 208]
—	—	—	—	3,5	1,08	1948	—	[169, 208]
—	—	—	1400	4,0	0,96	1946	—	[206, 245]

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; M = 0					Крейсерский режим $H = 11$ км; M = 0,68		$T_{паз}$, ч
	$N_э$, кВт (л.с.)	$C_э$, кг/(кВт • ч) (кг/(л.с. • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	$N_э$, кВт (л.с.)	$C_э$, кг/(кВт • ч) (кг/(л.с. • ч))	
028 (проект)	5152 (7000)	—	44	7	—	4350 (4700)	—	—
ТВ-022	3680 (5000)	0,41 (0,30)	26,5	5,6	1120	2200 (3000)	0,29 (0,21)	100
ТВ-2	3680 (5000)	0,349 (0,257)	26,5	5	—	2200 (3000)	0,269 (0,198)	200
ТВ-2Ф	4600 (6250)	0,4 (0,294)	30	5,6	1150	1877 (2550)	0,296 (0,218)	—
2ТВ-2Ф	9200 (12 500)	0,34 (0,25)	64,2	6,1	1150	4778 (6500)	0,258 (0,190)	100
ТВ-12 (НК-12)	9200 (12 500)	0,306 (0,225)	55,8	9,5	1150	4778 (6500)	0,223 (0,164)	100
ТВ-16 (проект)	9187 (12 500)	0,306 (0,255)	—	—	—	4778[1)] (6500)	0,255[1)] (0,166)	100
НК-4	2944 (4000)	0,333 (0,245)	18	7,7	1170	1580[4)] (2150)	0,285[4)] (0,210)	200
НК-4А	2944 (4000)	0,333 (0,245)	18	7,9	1250	1749[4)] (2380)	0,281[4)] (0,207)	500
НК-12М	11 025 (15 000)	0,30 (0,22)	55,8	9,5	1150	4778 (6500)	0,215 (0,158)	300
НК-12МВ	11 025 (15 000)	0,286 (0,210)	55,8	9,3	1250	4778 (6500)	0,225 (0,166)	5000
НК-12МА	11 025 (15 000)	0,281 (0,207)	55,8	9,3	1250	5940[2)] (8080)	0,225[2)] (0,166)	4500

$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	$D_{винт}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
				Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
3600	6,0	1,25	—	1947	—	—	—	[85]
1650	4,17	1,05	4,2	1949	1950	1951	—	[92, 207]
1700	4,17	1,05	4,2	1951	—	1952	—	[72, 204]
—	4,2	1,05	4,2	1951	—	—	—	[92]
3780	5,6	—	5,6	1951	1952	1952	—	[92]
2900	6,0	1,15	5,6	1952	1954	1954	1954	[17, 44, 201]
3100	—	1,35	6,25	1952	—	—	—	[104, 151, 201]
970	2,77	—	4,5	1956	1957	1957	1957	[19, 142, 198, 223]
870	2,77	—	4,5	1957	1959	—	—	[142, 147, 198]
2950	6,0	1,15	5,6	1955	1956	—	1958	[18, 140, 147, 189]
3065	6,0	1,15	5,6	1956	1958	1958	1958	
3170	6,0	1,15	6,2	1963	1965	—	1966	

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0					Крейсерский режим $H = 11$ км; М = 0,68		$T_{наз}$, ч
	$N_э$, кВт (л.с.)	$C_э$, кг/(кВт • ч) (кг/(л.с. • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	$N_э$, кВт (л.с.)	$C_э$, кг/(кВт • ч) (кг/(л.с. • ч))	
НК-12МК	11 025 (15 000)	—	—	9,7	1110	7828[3] (10 650)	0,3[3] (0,202)	1200
НК-12МП	11 025 (15 000)	0,281 (0,207)	—	—	—	4778 (6500)	0,225 (0,166)	5000
НК-123-ВР (проект)	405 (550)	0,363 (0,267)	2,6	8,57	1177	339[5] (460)	0,326[5] (0,24)	5000[6]

[1] $H = 14$ км; М = 0,70; [2] $H = 10$ км; М = 0,56;
[3] $H = 1{,}5...15$ м; М = 0,56; [4] $H = 8$ км; М = 0,56;
[5] $H = 3$ км; $V = 400$ км/ч; [6] Межремонтный.

ТР

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0						Крейсерский режим $H = 11$ км; М = 0,8	
	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	m	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))
НК-8	93,2 (9500)	63,3 (0,62)	214,5	10,25	1200	0,984	22,1 (2250)	84,7 (0,83)
НК-8-2	93,2 (9500)	59,2 (0,58)	—	9,6	1200	1,05	17,66 (1800)	80,6 (0,79)
НК-8-2У	103 (10 500)	59,2 (0,58)	228	10,7	1156 (1230)	1,05	21,58 (2200)	78,1 (0,766)
НК-8-3	93,2 (9500)	64,0 (0,63)	—	10,25	1220	0,984	22,1 (2250)	84,7 (0,83)

Продолжение таблицы

$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	$D_{винт}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
				Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
3170	6,0	1,15	—	1971	1974	—	1972	[18, 140, 147, 189]
—	6,0	1,15	—	1978	1979	—	1979	
120	—	—	—	—	—	—	2006	[100]

ДДД

$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
				Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
200	2500	4,766	—	1961	1964	—	1964	[140, 147, 200]
—	2150	5,288	1,442	1967	1970	—	1969	[2, 64, 147, 214]
18 000	2170	4,762	1,442		1973	—	1973	[27, 65, 209]
200	2500	—	—	1965	1967	—	1967	[2, 27, 147, 200]

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0						Крейсерский режим $H = 11$ км; М = 0,8	
	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	m	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))
НК-8-4	103 (10 500)	61,7 (0,598)	222	10,8	1190 (1255)	1,04	27 (2750)	82,6 (0,81)
НК-8-4К	103 (10 500)	62,2 (0,61)	227	—	1260	—	—	—
НК-8-5И	107,9 (11 000)	61,2 (0,6)	235	11,1	1275	1,034	27 (2750)	79,6 (0,78)
НК-86	127,5 (13 000)	53,1 (0,52)	288	12,93	1172 (1260)	1,18	31,6 (3220)	75,5 (0,74)
НК-86А	130,5 (13 300)	—	—	—	1280	—	—	75,5 (0,74)
НК-87	127,5 (13 000)	54 (0,53)	—	13	1280	1,17	—	—
НК-88	—	22,4 (LH_2) (0,22)	—	—	—	—	—	30 (LH_2) (0,296)
НК-89	—	—	—	—	—	—	—	75,2 (СПГ) (0,737)

Продолжение таблицы

$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
				Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
19 000	2440	5,101	1,442	1962	1968	1965	1969	[27, 140, 189, 200, 215]
300	2200	—	—	1972	1979	—	1972	[2, 27, 147]
5000	2400	—	—	1973	1974	—	—	[64, 147]
14 000	2750 (б/рев)	5,278 (с рев) 3,638 (б/рев)	1,455	1974	1979	—	1980	[61, 66]
10 000	—	—	—	1983	1985	—	1987	[4, 61, 217]
200	2200	—	1,455	1983	1986	—	1986	[27, 64, 147, 205]
100	—	—	—	1980	—	—	—	[64, 100, 147, 180]
—	—	—	—	1989	—	—	—	

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0						Крейсерский режим $H = 11$ км; М = 0,8	
	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	m	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН • ч) (кг/(кгс • ч))
НК-44 (проект)	393 (40 000)	32,1 (0,315)	1272	36,1	1600	6,06	75,6 (7500)	55,0 (0,54)
НК-56	177 (18 000)	39,1 (0,383)	—	25,5	1571	4,9	35,3 (3600)	63,75 (0,625)
НК-64	157 (16 000)	37,8 (0,37)	—	27,6	1548	4,1	34,3 (3500)	59,16 (0,58)
НК-62	245 (25 000)	29,4 (0,288)	—	—	—	—	44,1 (4500)	49,04 (0,48)
НК-62М (проект)	285,2 (29 000)	28,6...29,6 (0,28...0,29)	—	—	—	—	44,1 (4500)	46,0 (0,45)
НК-63 (проект)	295 (30 000)	36,3 (0,355)	—	—	—	—	49,2 (5000)	54,6 (0,535)
НК-93	177 (18 000)	23,5 (0,23)	985	37	1600	16,6	31,5 (3200)	50,0 (0,49)
НК-104А (проект)	118 (12 000)	—	370	30	1600	4,8	21,5 (2200)	59,2 (0,58)
НК-108 (проект)	177 (18 000)	—	—	30	1600	—	29,3 (3000)	44,9 (0,44)
НК-110	177 (18 000)	19,4 (0,19)	—	—	—	—	29,3 (3000)	44,9 (0,44)
НК-114 (проект)	138 (14 000)	—	510	31	1585	6,8	31,7 (3220)	53,6 (0,525)

и ТВВД

$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{вх}$, м	$D_{винт}$, м	Год выхода на испытания		Источник информации
					Стендовые	Летные	
—	8320	—	3,0	—	1992	—	[64, 100, 189]
15 000	3340 б/рев	—	2,05	—	1980	—	[64, 147]
15 000	2850 б/рев	—	1,86	—	1984	—	
100	4200 б/винт	—	—	—	1982	—	
—	4850	—	—	4,7	1985	—	
—	5450	—	—	—	1989	—	
15 000	3650	5,972	2,9	—	1989	2005	[27, 100, 120, 147, 217, 231]
—	2450	—	1,6	—	1990	—	[27, 100, 147]
—	3600	—	—	4,7	1985	—	
15 000	2300 б/ред	—	—	—	1988	—	
—	2850	—	2,05	—	1989	—	

ТРДДФ

Марка двигателя	Взлетный режим $H = 0$; М = 0						Крейсерский режим			
							H = 11 км; М = 0,8		H = 18 км; М = 2,2	
	$P_ф$, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))	$G_в$, кг/с	$\pi_к$	$T_г$, К	m	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))	P, кН (кгс)	$C_{уд}$, кг/(кН · ч) (кг/(кгс · ч))
НК-10, П10Б (проект)	260 (26 500)	—	—	—	—	—	38,2 (3900)	139,5 (1,37)	—	190,8 (1,88)
НК-6	215 (22 000)	173,6 (1,7)	340	13,6	1400	2	34,3 (3500)	87,7 (0,86)	196[1] (20 000)	200[1] (1,96)
НК-22	196,7 (20 000)	198,9 (1,95)	—	14,75	1390	0,6	25,5 (2600)	89,7 (0,88)	82,3[2] (8400)	190,7[2] (1,87)
НК-22М	245 (25 000)	161,1 (1,58)	—	17,7	1400	0,62	29,4 (3000)	84,6 (0,83)	106,8[2] (10 900)	198,8[2] (1,95)
НК-23	215,5 (22 000)	188,7 (1,85)	—	18,5	1450	0,4	25,5 (2600)	90,2 (0,885)	82,3[2] (8400)	173,4[2] (1,7)
НК-25	245 (25 000)	212,2 (2,08)	—	25,9	1597	1,45	—	—	142 (14 500)	—
НК-32	245 (25 000)	—	—	28,4	1630	1,4	—	73,4...74,4 (0,72...0,73)	137,2 (14 000)	173,4 (1,7)
НК-144	167 (17 500)	163 (1,6)	—	14,6	1360	0,78	29,4 (3000)	98,4 (0,965)	38,9 (3970)	159 (1,56)
НК-144-22	177 (18 000)	189,7 (1,86)	—	14,2	1390	0,78	25,5 (2600)	90,2 (0,885)	82,3[2] (8400)	190,7[2] (1,87)
НК-144А	196,7 (20 000)	168 (1,65)	—	14,75	1390	0,6	29,4 (3000)	93,9 (0,92)	49,0 (5000)	184 (1,81)
НК-144В	215,5 (22 000)	—	—	18,5	1450	0,4	29,4 (3000)	93,9 (0,92)	49,0 (5000)	143 (1,4)
НК-144ВТ	215,5 (22 000)	188,7/65,3[3] (1,85/0,64)	—	—	—	—	29,4 (3000)	95,9/36,7[3] (0,94/0,35)	49,0 (5000)	143/52[3] (1,4/0,51)
НК-321	245 (25 000)	—	—	28,2	1630	1,36	—	—	137,2 (14 000)	—

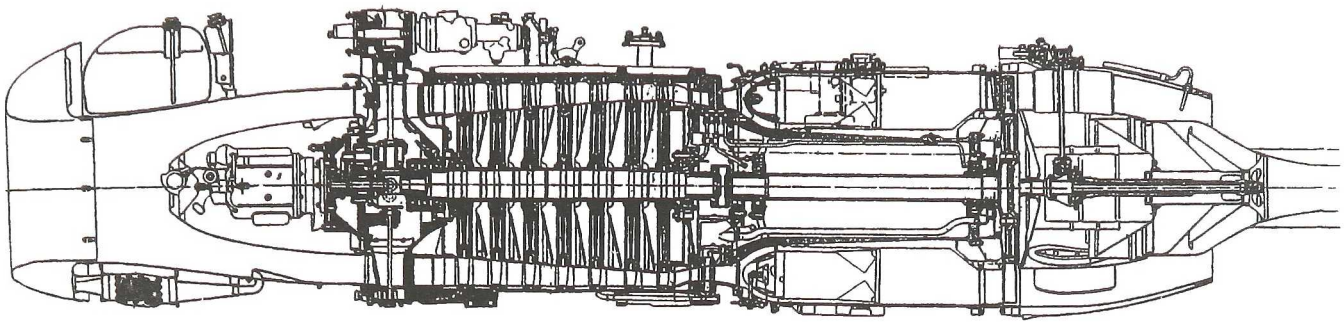
[1] H = 11 км; М = 1,7.
[2] H = 15 км; М = 1,7.
[3] На водороде.

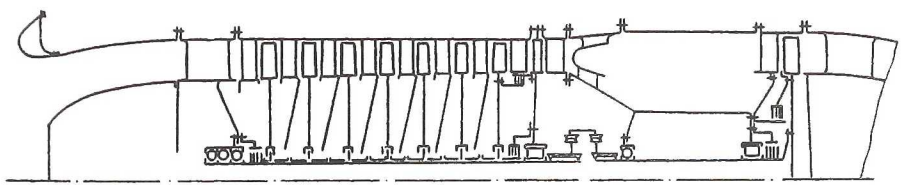
Продолжение таблицы

Марка двигателя	$T_{наз}$, ч	$M_{дв}$, кг	$L_{дв}$, м	$D_{дв}$, м	Год выхода на испытания и начала серийного производства				Источник информации
					Стендовые	Государственные	Летные	Серия	
НК-10, П10Б (проект)	—	—	—	—	1957	—	—	—	
НК-6	100	3500	4,81	1,75	1958	—	—	—	[91, 140, 147, 184, 189]
НК-22	3000	3520	7,55	—	1968	1970	—	—	[27, 64, 147]
НК-22М	—	—	—	—	1973	—	—	—	[128, 184]
НК-23	400	—	—	—	1976	—	1977	—	[147]
НК-25	—	—	—	—	1974	—	1975	1977	[2, 27, 98, 128, 134, 184]
НК-32	750	—	—	—	1981	—	—	1986	[27, 49, 94, 98, 180, 186, 241]
НК-144	50	3520	6,55	1,355	1964	—	1968	1970	[114, 140, 147, 159, 213]
НК-144-22	—	3540	—	—	1967	—	—	—	[64, 114, 128, 159, 184]
НК-144А	300	3540	7,55	—	1971	1975	—	1971	[22, 27, 64, 147, 159]
НК-144В	—	3650	7,9	—	1975	—	1976	—	
НК-144ВТ	—	3740	—	—	1974	—	—	—	
НК-321	—	3650	7,453	1,7	1980	—	—	—	[37, 64, 143, 165, 241]

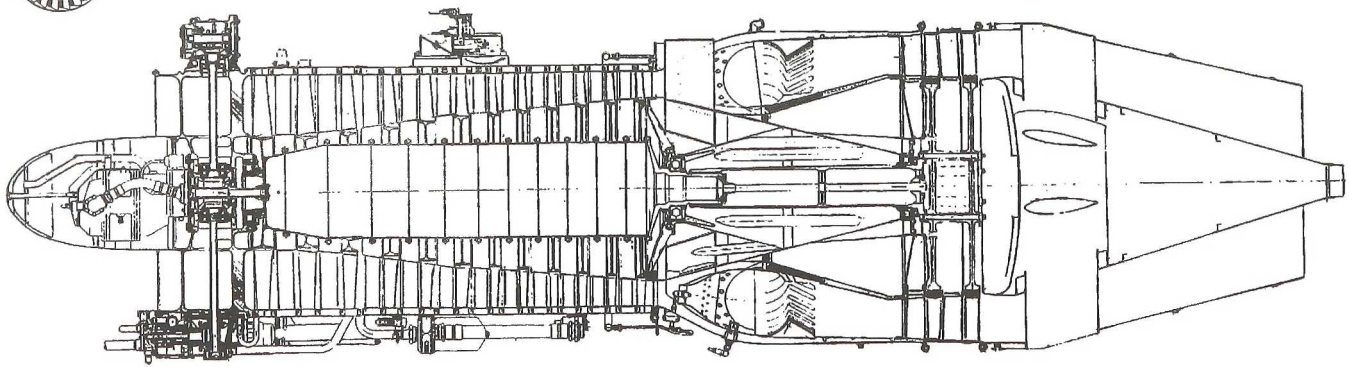
ПРОДОЛЬНЫЕ РАЗРЕЗЫ И КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ ДВИГАТЕЛЕЙ РАЗРАБОТКИ ОАО «СНТК ИМ. Н. Д. КУЗНЕЦОВА»

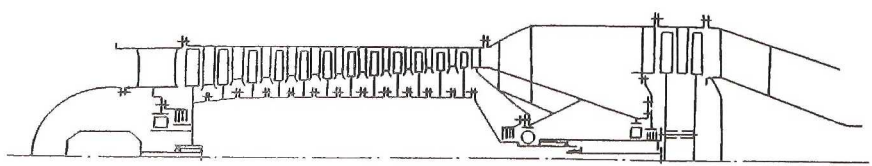
ТРД 003С



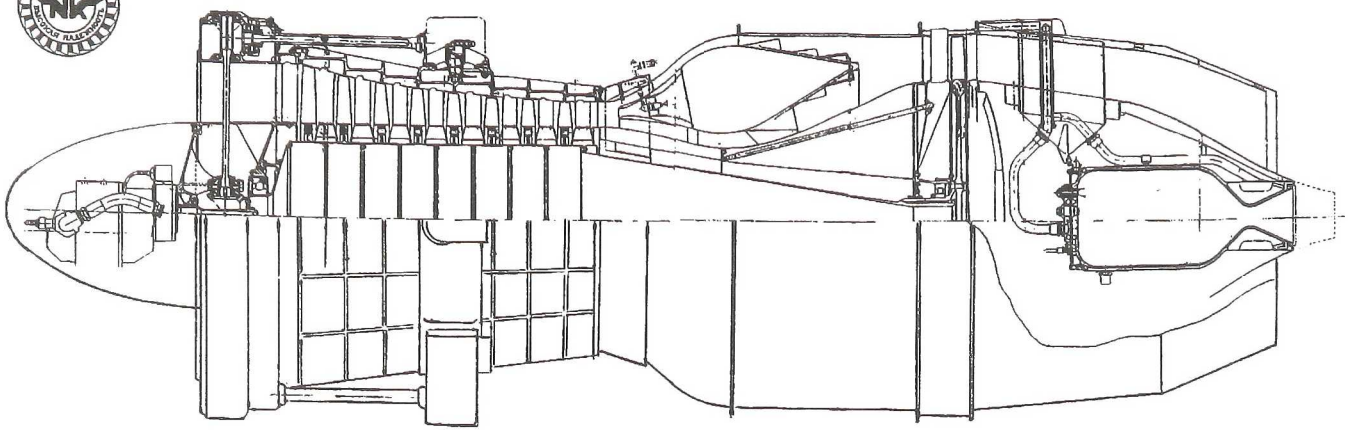


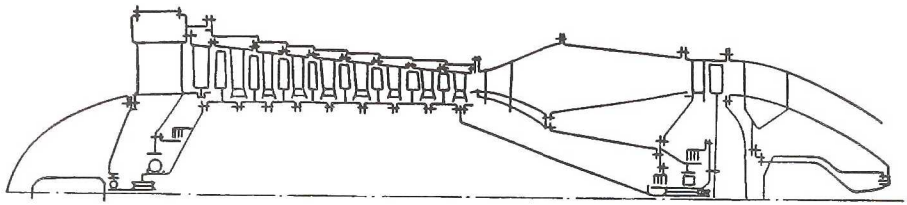
ТРД 012Б



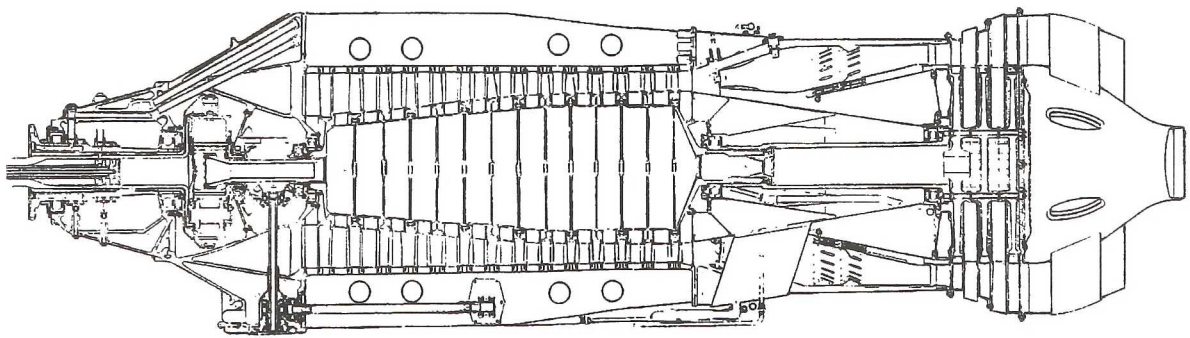


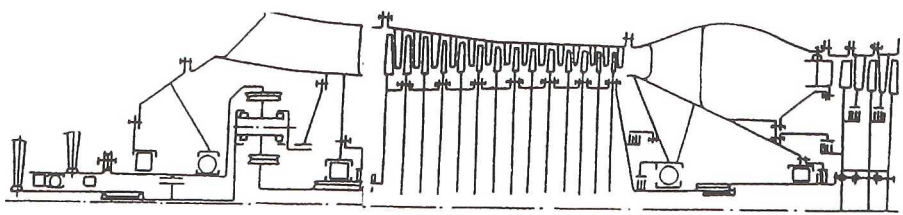
ТРД 012Д



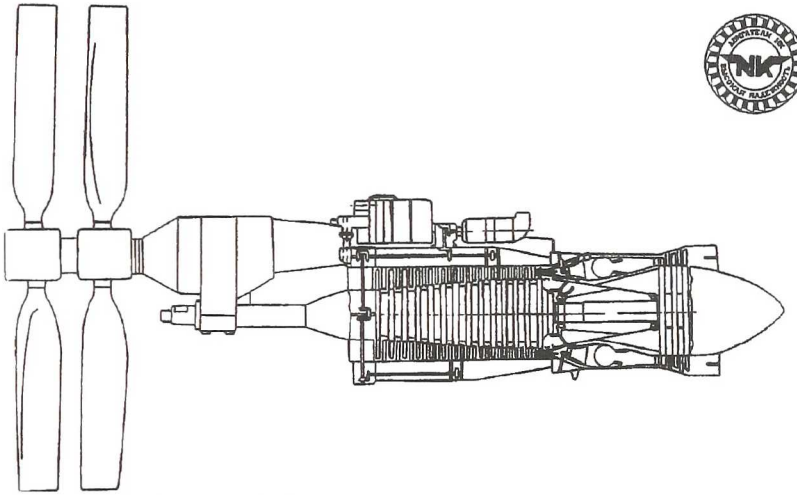


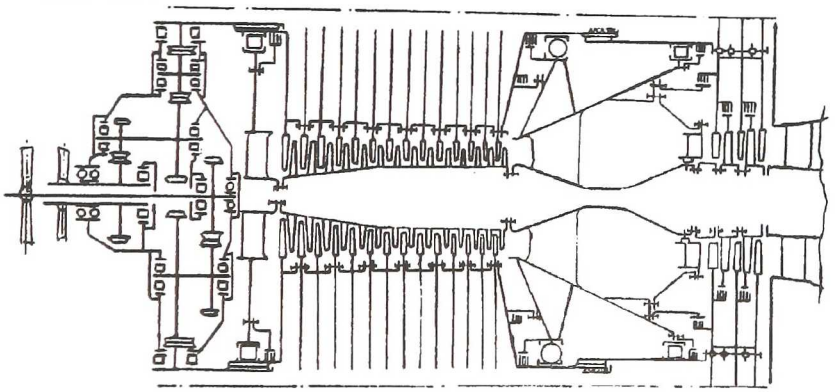
ТВД ТВ-022



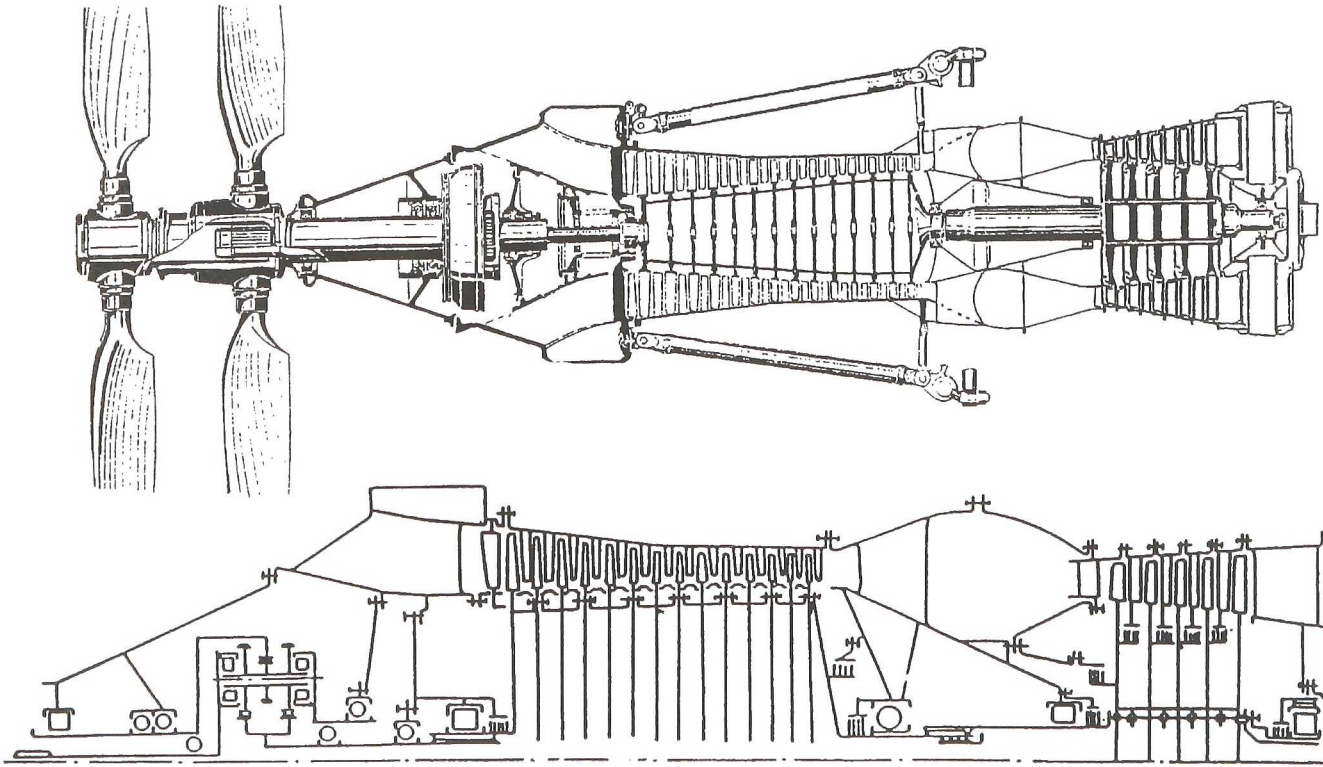


ТВД 2ТВ-2Ф

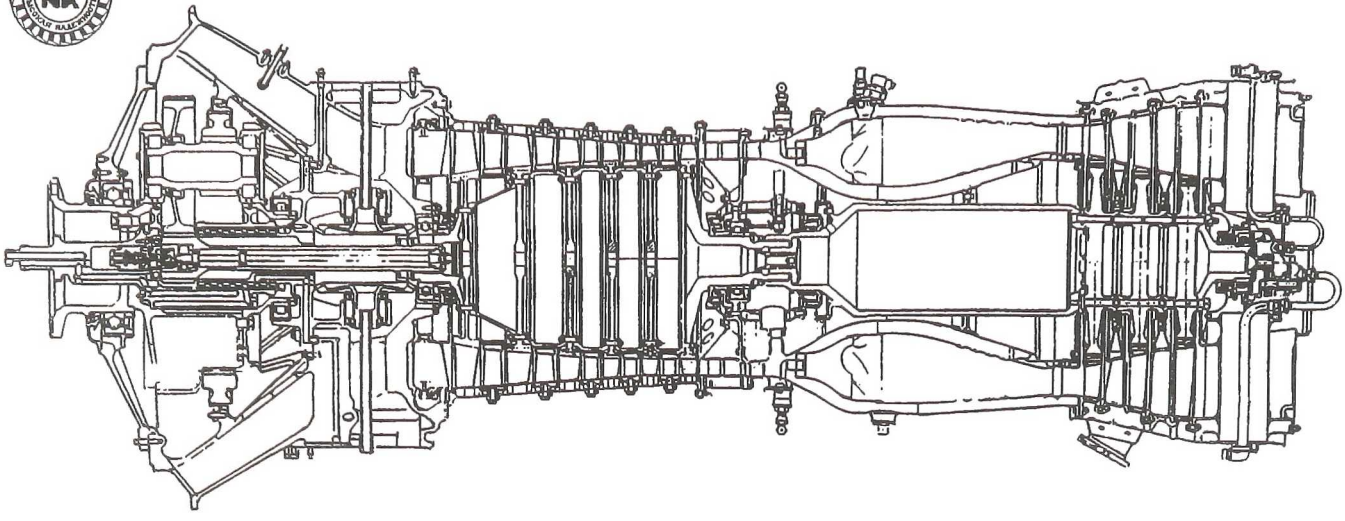


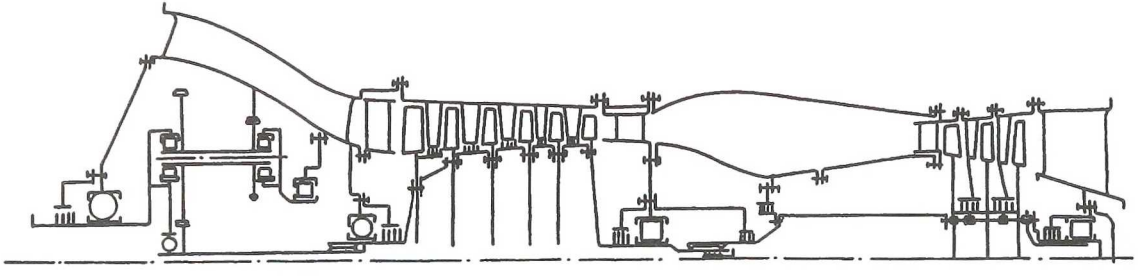


ТВД НК-12

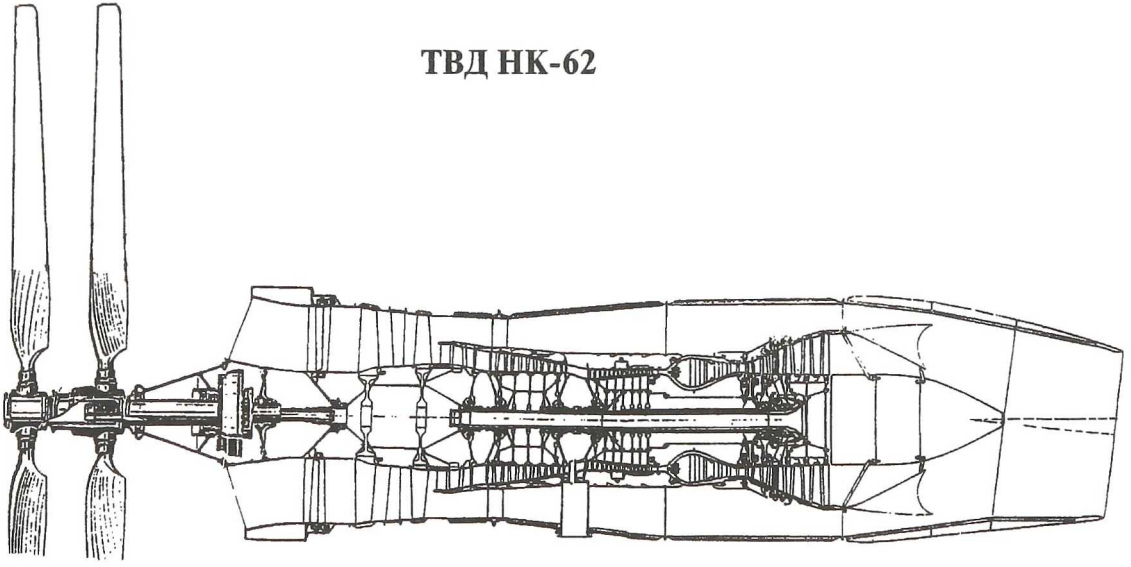


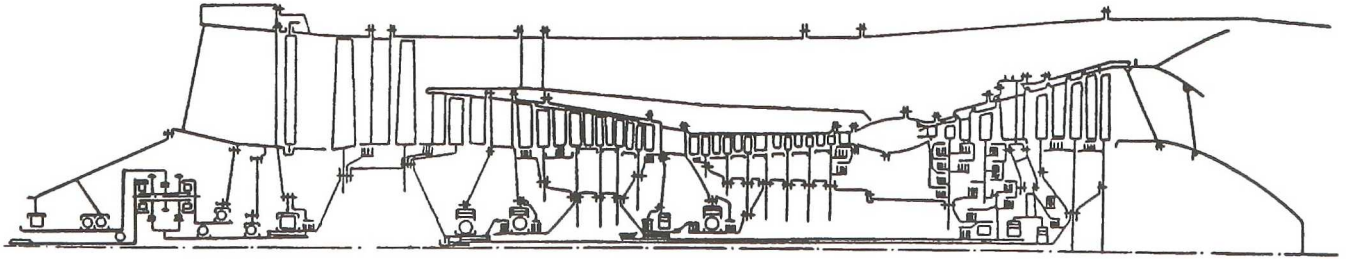
ТВД НК-4





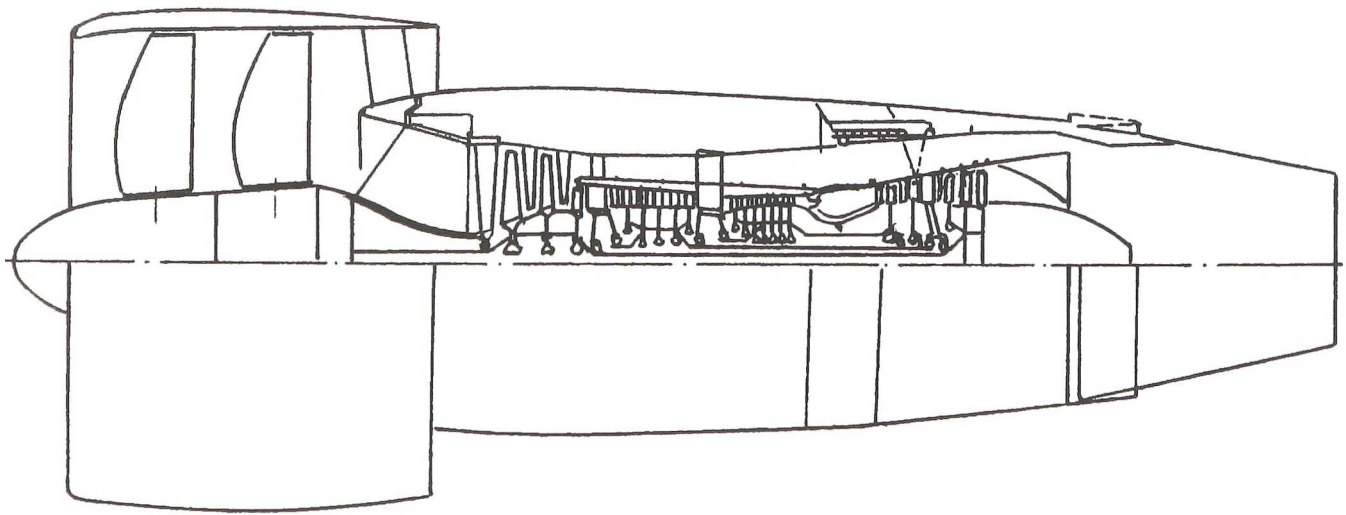
ТВД НК-62



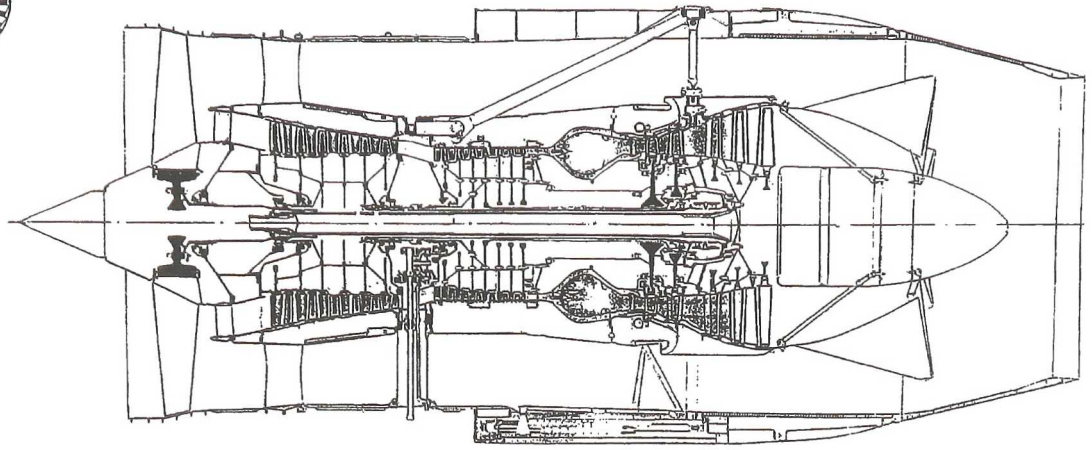


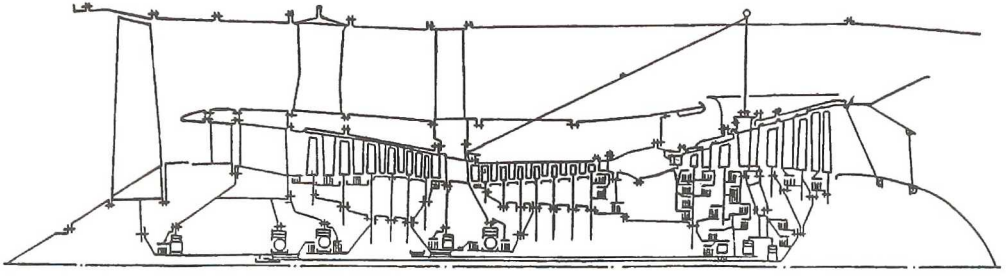
ТВД НК-123ВР

ТВВД НК-63

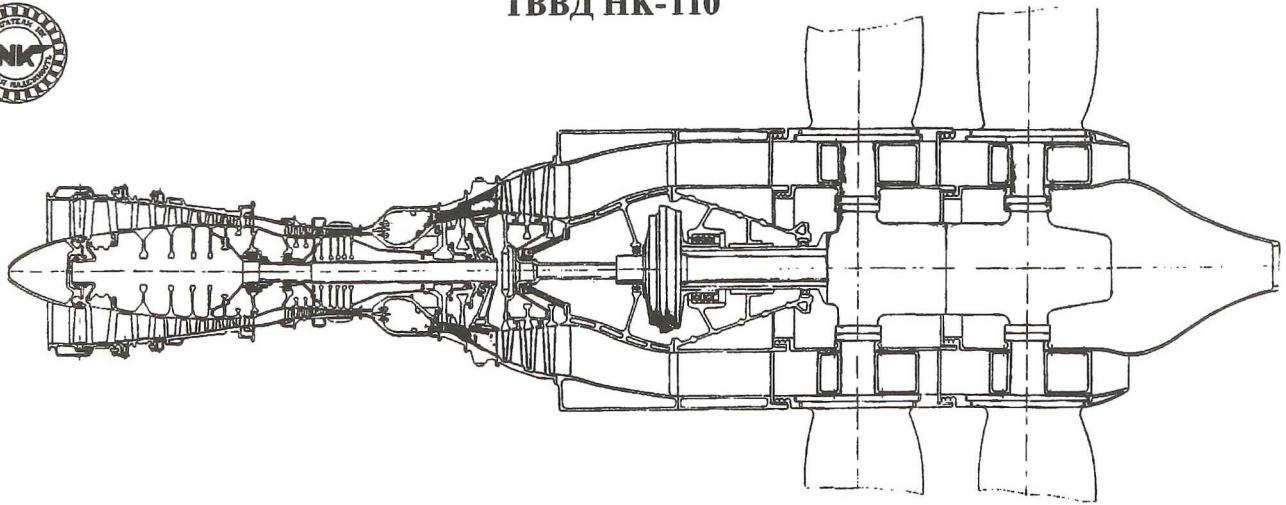


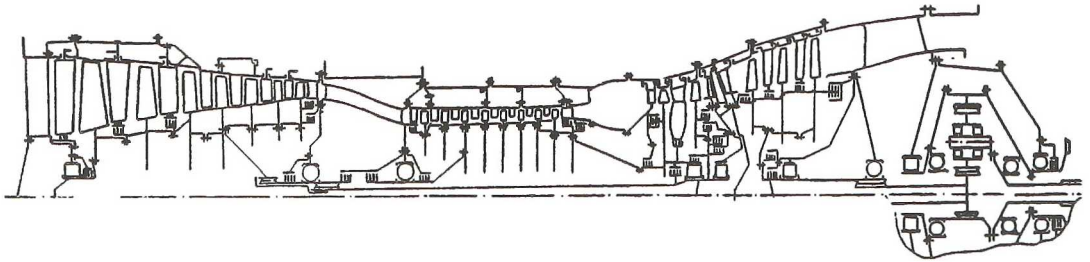
ТВВД НК-64



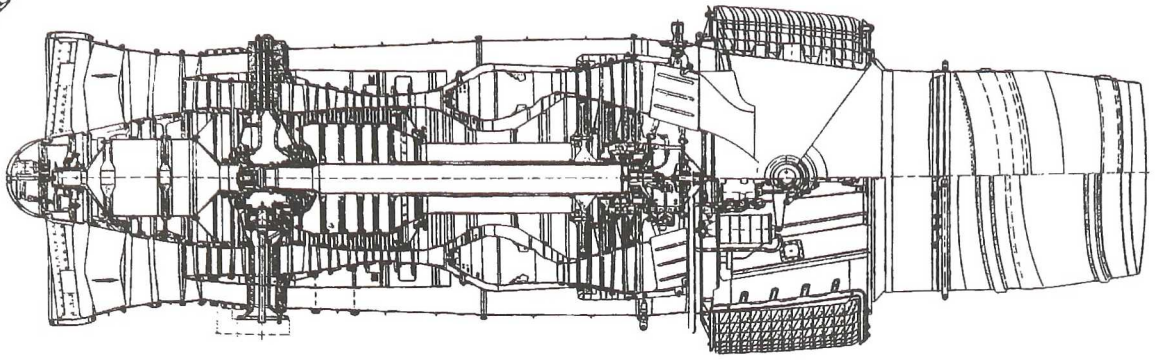


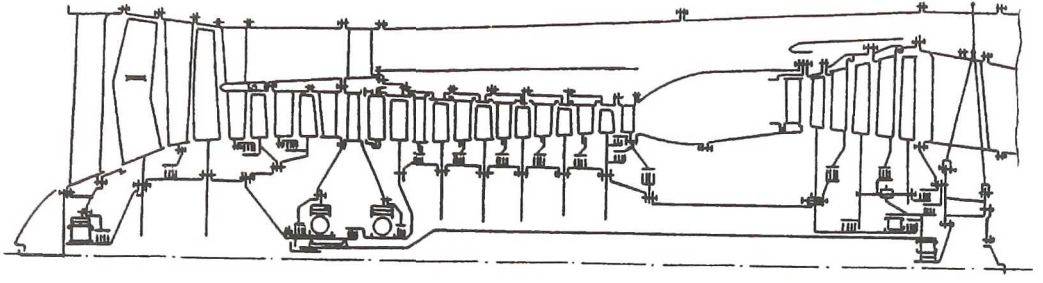
ТВВД НК-110



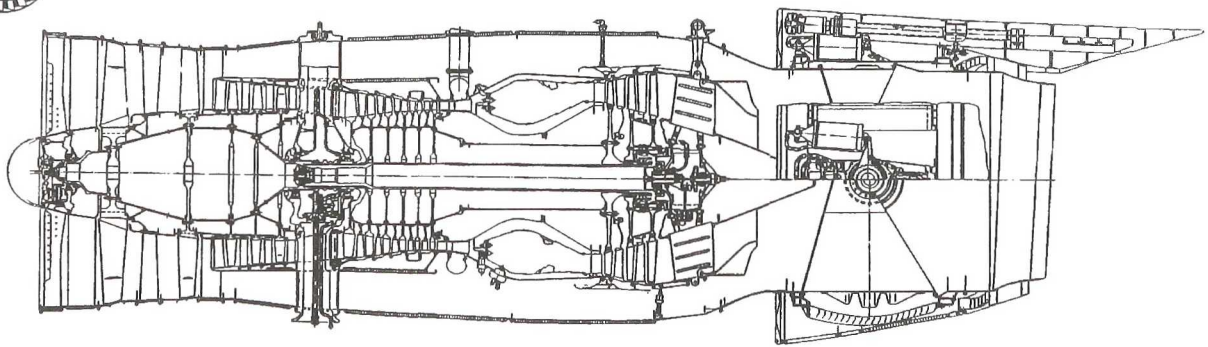


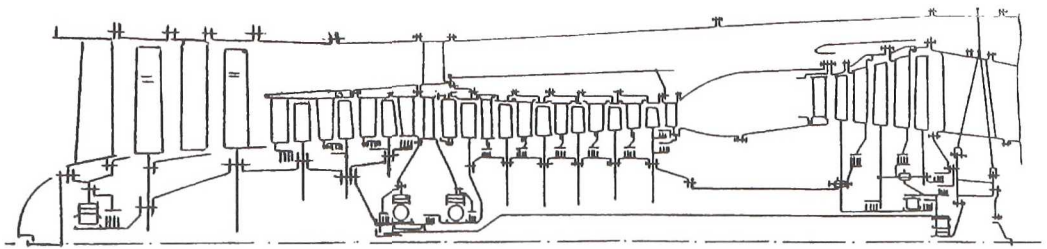
ТРДД НК-8-2У



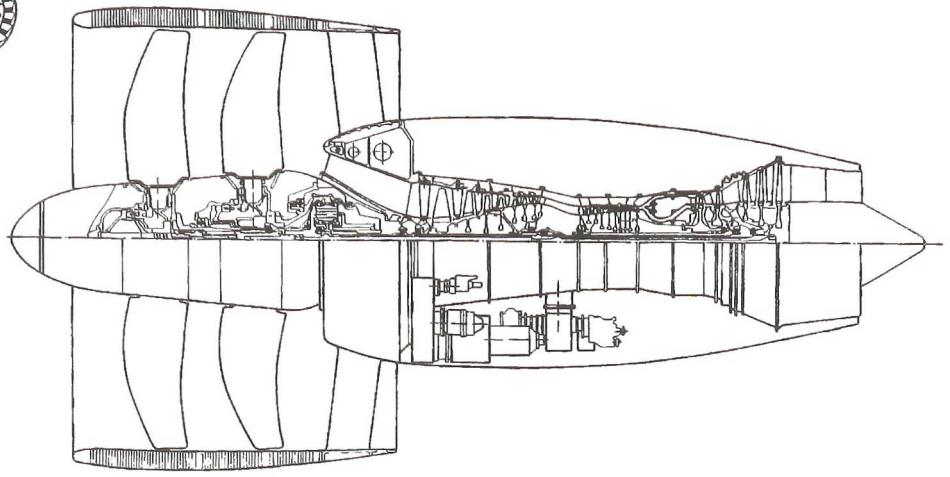


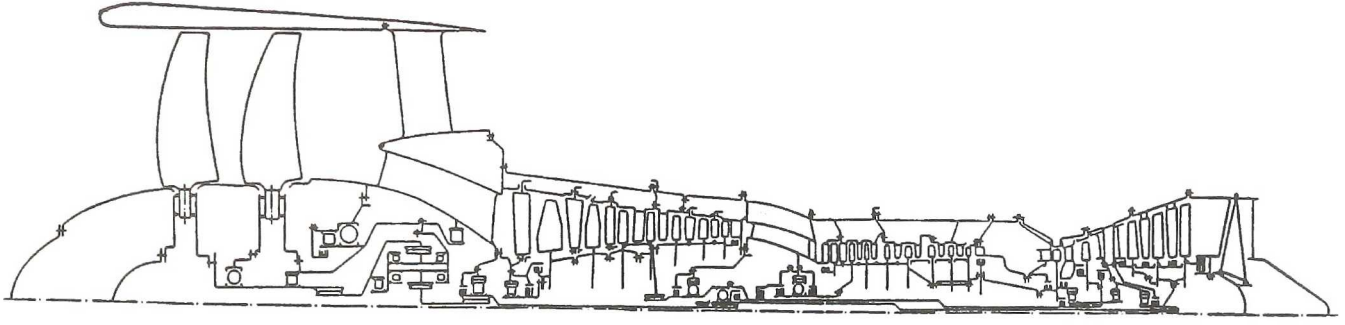
ТРДД НК-86



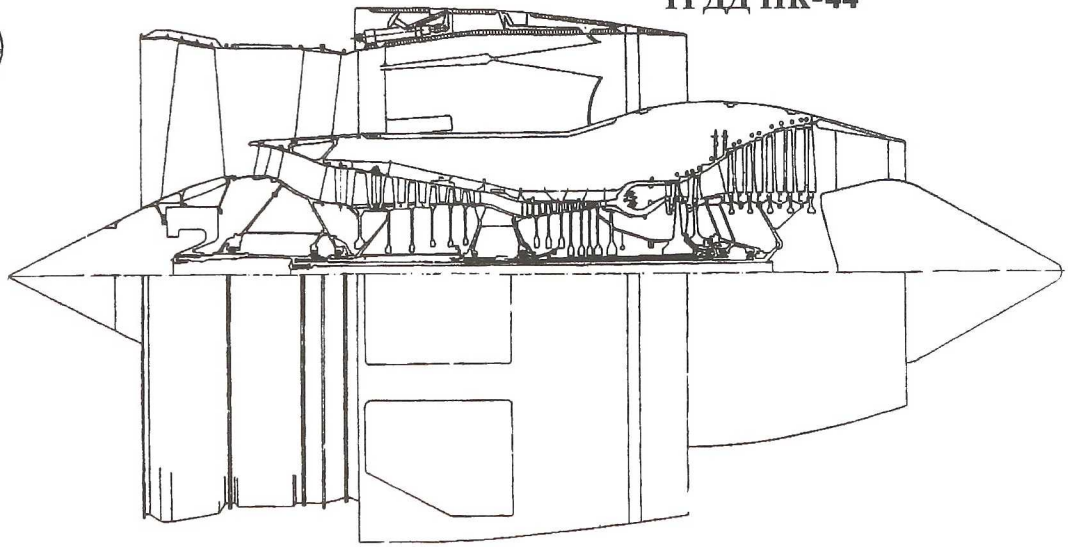


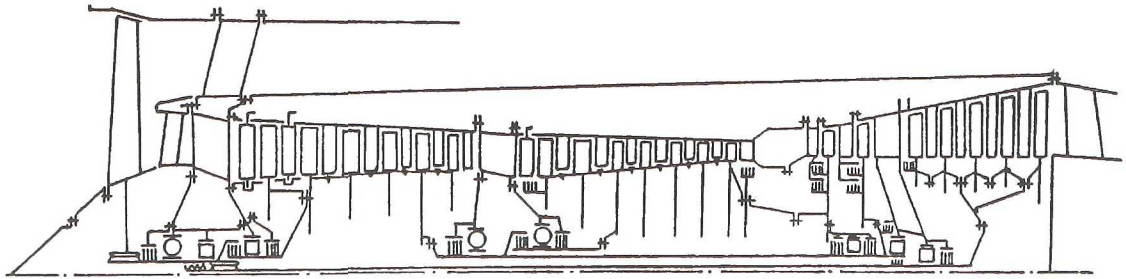
ТРДД НК-93



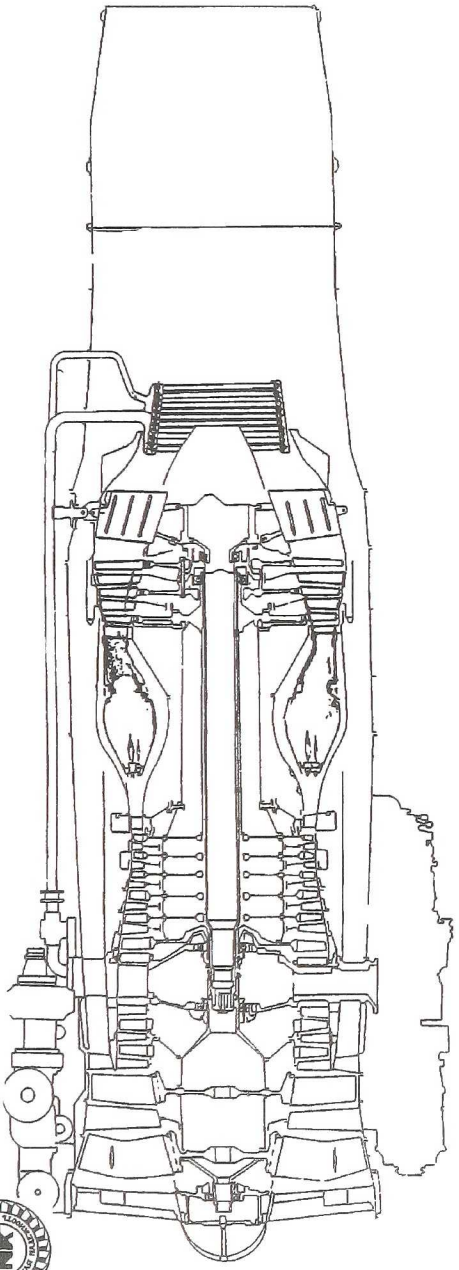


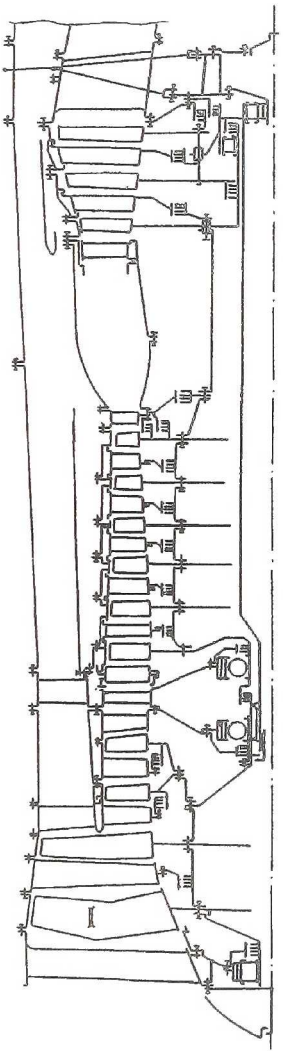
ТРДД НК-44



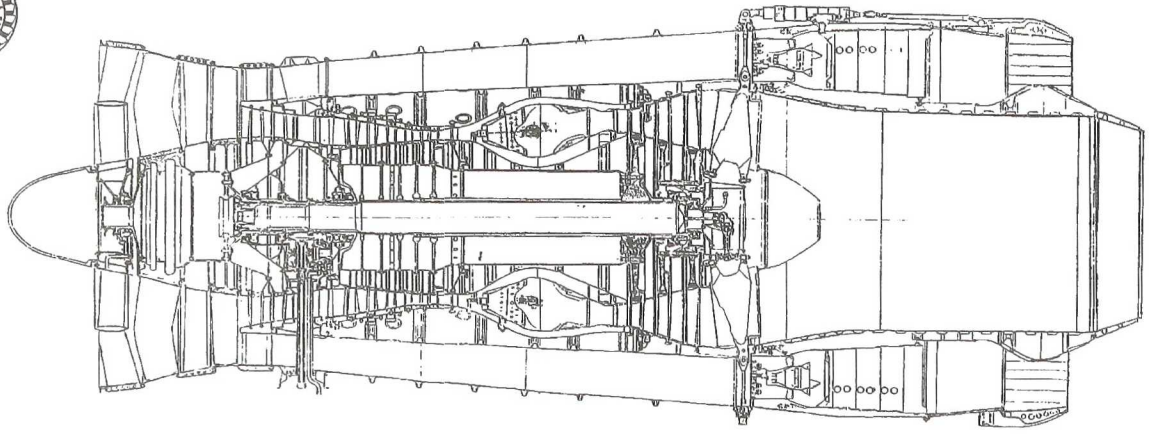


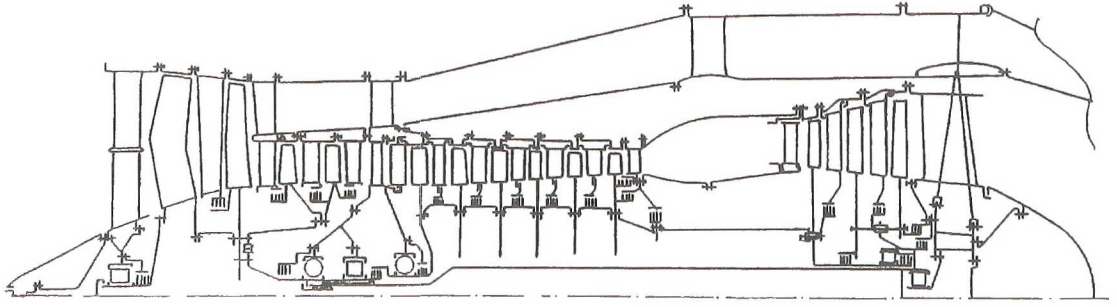
ТРДД НК-89



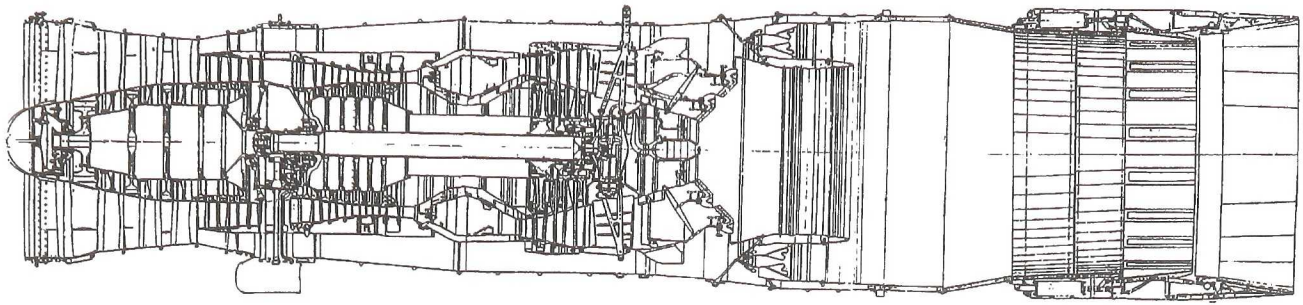


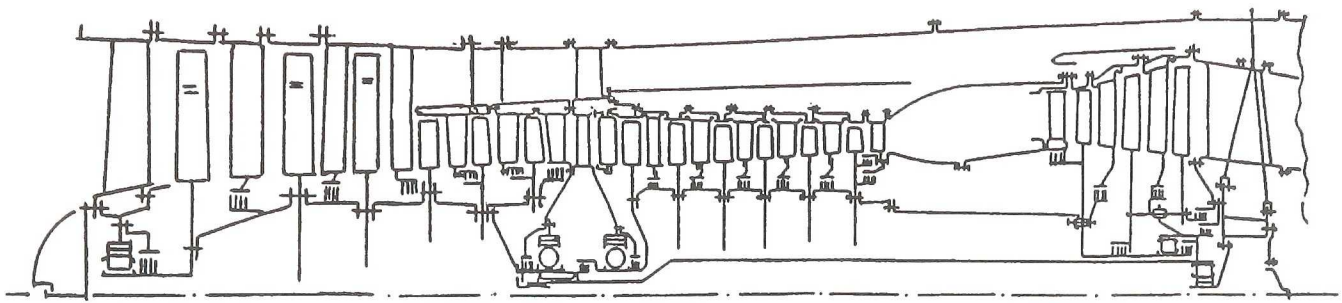
ТРДДФ НК-6



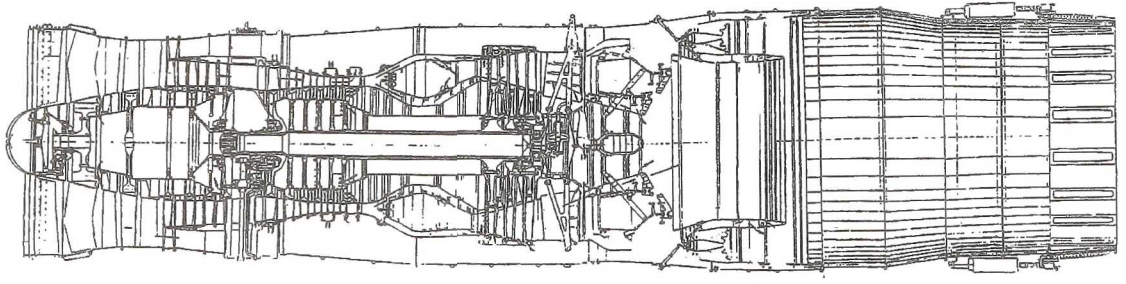


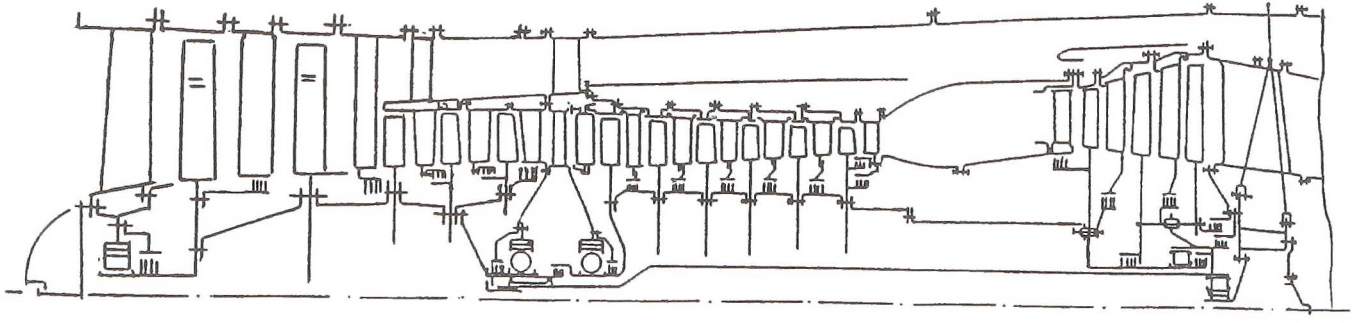
ТРДДФ НК-22



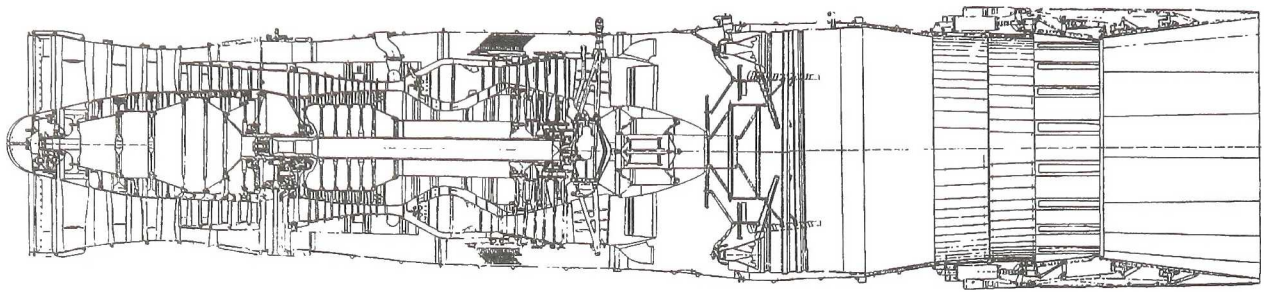


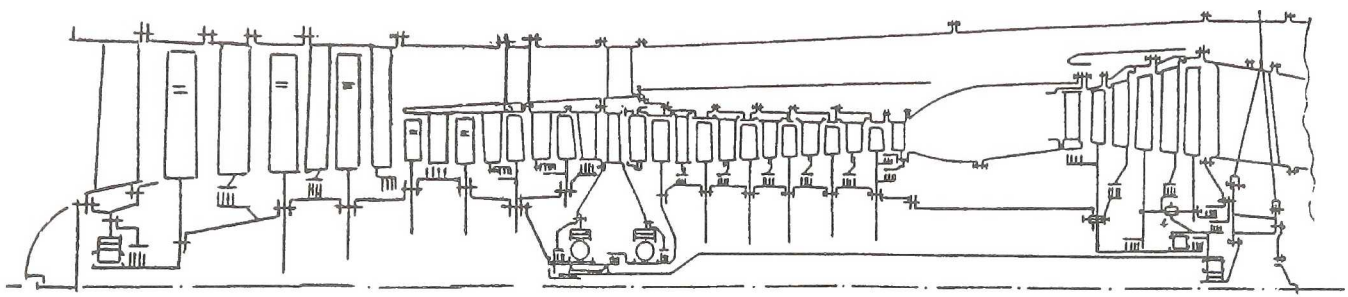
ТРДДФ НК-144



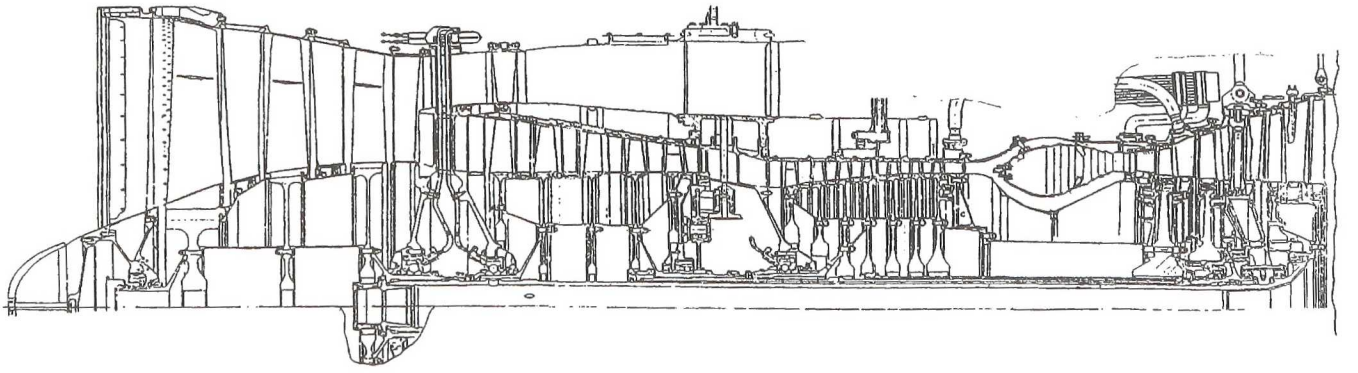


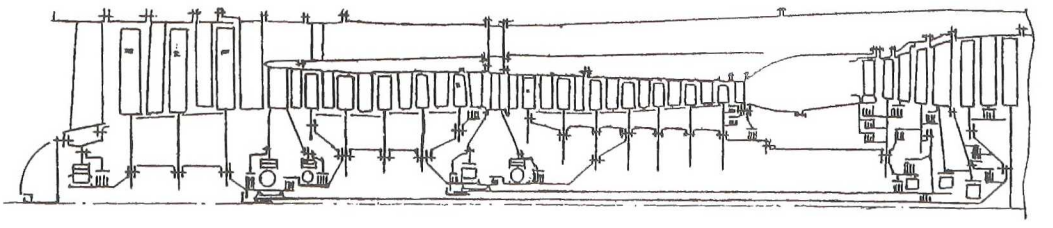
ТРДДФ НК-144В





ТРДДФ НК-25





АНАЛИЗ КОНСТРУКТИВНЫХ СХЕМ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ АВИАЦИОННЫХ ГТД

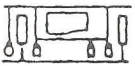
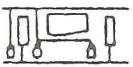
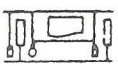
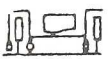
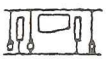
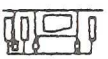
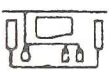
Используя метод формализации представления конструктивных схем ГТД, разработанный в Центре истории авиационных двигателей СГАУ, а также информационную базу данных по ГТД, проанализируем конструктивно-силовые схемы турбокомпрессоров ГТД, разработанные основными конструкторскими бюро СССР/СНГ в период с 1946 по 2005 г.

В таблице, представленной здесь, условно изображены конструктивные компоновки различных каскадов двигателей (схемы редукторов и свободных турбин не показаны). Подавляющее большинство ТРД и ТРДФ (кроме АЛ-21Ф-3 и РД36-51А) имеют консольное относительно опоры расположение турбины. В большинстве схем ТРД и ТРДФ (кроме Р125-300) компрессор имеет переднюю и заднюю опоры. По такой же схеме выполнены и каскады высокого давления двухроторных ТРДД и ТВаД Пермского ОАО «Авиадвигатель». В то же время каскады высокого давления современных ТРДД и ТРДДФ, а также ТВД и ТВВД имеют по одной опоре в компрессоре (чаще всего это радиально-упорный подшипник).

При создании отечественных ТРД, ТРДФ и ТВД были использованы 12 конструктивных схем, отличающихся числом и расположением опор роторов. Добавив к ним еще три схемы каскадов низкого давления ТРДД (ТРДДФ), получим 15 упрощенных схем, позволяющих описать все разнообразие схем ТРД, ТРДФ, ТВД, ТВаД, каскадов высокого давления ТРДД, ТРДДФ и ТВВД отечественных ГТД. Для каскада высокого давления двухроторных ТРДД (ТРДДФ) были использованы три схемы. Эти же каскады во всех трехроторных двигателях выполнены по одной схеме. В газогенераторной части ТВаД использовались три схемы.

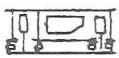
Каскады низкого давления двухроторных ТРДД (ТРДДФ) сконструированы с использованием четырех схем, а каскады среднего давления трехроторных ТРДД — с использованием только двух схем.

Каскады вентиляторов в трехроторных ТРДД выполнены по двум схемам, причем вентиляторы во всех схемах расположены консольно относительно опоры. Во всех схемах современных ГТД прослеживается тенденция к уменьшению числа опор и силовых поясов за счет введения межвальных опор и объединения нескольких опор в единый силовой пояс (двигатели НК, АЛ-31Ф, РД-33, Р79В-300, Р125-300, РД-1700, ТРДД ЗМКБ).

ТРД, ТРДФ		ТВД	ТРДД, ТРДДФ двухроторные (каскад ВД)	ТРДД и ТВВД трехроторные
	ТР-1, ТР-3, АЛ-5, 003, РД-10			
	ВД-5, ВД-7, 012Б, ВД-19, РД36-41, РД7-М2	ВК-2, АИ-20, АИ-24, ТВ-022, ТВ-2, ТВ-2Ф, ТВ-2М, Д-19		
	АЛ-7, АЛ-7Ф-1, АЛ-7Ф-2, АМ-3, АМ-5, РД-9Б		Д20П, Д-30, Д-30КУ, Д-30КП, ПС-90А, Д-100	
	ВК-1, РД-45			
	АЛ-21Ф-3, РД36-51А	НК-4, ТВД-10Б, ТВД-20		
	РУ19-300, Р-15Б-300			
	Р125-300			
	РД36-35ФБ, РД-38, РД-38А, РД-38К		АИ-25, Р130-300	
(каскад ВД)	Р11-300, Р13-300, Р25-300, Р28В-300, Р29Б-300			
(каскад НД)	Р11-300, Р13-300, Р25-300, Р28В-300, Р29Б-300			

ТУРБОКОМПРЕССОРОВ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ ГТД

ТВаД (каскад ВД)	ТРДД, ТРДДФ (каскад НД)	Трехроторные (каскад СД)	Каскад вентилятора (НД)
Д-25В			
ГТД-3Ф, ТВ2-117, ТВ3-117	РД-33, АЛ-31Ф, НК-6, НК-22, НК-144, НК-8, НК-86, Д-20П, Д-30, Д-30КУ, Д-30КП, Д-30Ф6, Д-21А-1	Д-27, НК-93, НК-110, НК-56, НК-64	ГТД-3Ф, ТВ2-117, ТВ3-117
АИ-9		Д36, Д-18Т, Д-436	

ТРД, ТРДФ	ТВД		ТРДД, ТРДДФ двухроторные (каскад ВД)	ТРДД и ТВВД трехроторные
		(каскад ВД) НК-123ВР, НК-62, ТВ7-117, ТВД-1500, ТВД-20В	АЛ-31Ф, АИ-22, Р79В-300, РД-33, НК-6, НК-8, НК-86, НК-144, РД-1700, ТРДД-50М	Д-36, Д-18Т, Д-27, Д-436, НК-56, НК-64, НК-93, НК-110
		НК-12		

Конструктивные схемы каскадов высокого давления двух- и трехроторных ТРДД (ТРДДФ), а также ТВаД выполнены по тем же схемам, что и ТРД и ТВД. Наибольшее распространение получила схема каскадов высокого давления ТВД ТВ7-117, ТВД-1500, ТВД-20В, НК-62, НК-123ВР, а также схема каскадов высокого давления двигателей АЛ-31Ф, РД-33, Р79В-300, АИ-22, НК-6, НК-8, НК-86, НК-144, ТРДД-50М, Д-36, Д-18Т, Д-436, Д-27, НК-56, НК-64, НК-93, НК-110, Д-136, ТВ-О-100, АИ-450, РД-600В, ГТД-400, РД-1700.

Некоторые схемы применяются нечасто, в основном это ГТД первых разработок, например, ТР-1, ТР-3, АЛ-5; РД-45, ВК-1, РУ19-300; НК-12. Появляются также и новые схемы (Р125-300).

У всех двигателей опора непосредственно связана с ротором, т. е. между ними отсутствуют промежуточные элементы связей. Радиальные силовые элементы связи в роторах используются только для соединения лопаточных машин с осевыми элементами связи (трансмиссией), а в статорной части эти элементы используются в силовых поясах: одно-, двух- и трехопорных. Осевые силовые элементы связи широко используются как в роторной, так и статорной частях и определяют жесткость и надежность конструкции.

Форма и габаритные размеры этих элементов выбираются из условий прочности, минимальной массы и габаритов. Число роторов и соответственно лопаточных машин (ЛМ) определяется термогазодинамиче-

Продолжение таблицы

ТВаД (каскад ВД)	ТРДД, ТРДДФ (каскад НД)	Трех-роторные (каскад СД)	Каскад вентилятора (НД)
Д-136, ТВ-О-100, АИ-450, РД-600В, ГТД-400			
	Р130-300		Д-36, Д-18Т, Д-436
	РД-1700, АИ-22, АИ-25, ПС-90, Р79В-300		
	ТРДД-50М		НК-56, НК-64

ским расчетом проточной части ГТД. Число и расположение опор выбираются в зависимости от их типа: перед ЛМ, за ЛМ и внутри ЛМ.

Представленная в таблице систематизация схем каскадов турбокомпрессоров отечественных ГТД позволяет на этапе выбора схемы нового двигателя использовать известные решения, а также наметить пути их совершенствования. Кроме того, имеется возможность оценить, находится ли новая разработка в поле известных схемных решений. Это позволяет использовать апробированные и отработанные технологические приемы практической реализации этих решений, т. е. использовать опыт других разработчиков, что является особенно актуальным в настоящее время, когда стоимость разработки нового двигателя постоянно растет и фирмы осуществляют совместные проекты с разделением труда в целях снижения расходов на создание нового двигателя. На начальном этапе проектирования это сотрудничество проявляется в выборе конструктивной схемы двигателя.

Анализ схем ГТД позволяет создать информационное поле конструктивных схем каскадов турбокомпрессоров ГТД. Применяя современные интегрированные системы компьютерной поддержки процессов проектирования ГТД, хранения, поиска и ретроспективного анализа информации, можно сократить время проектирования, принять рациональное решение, повысить качество обучения проектированию.

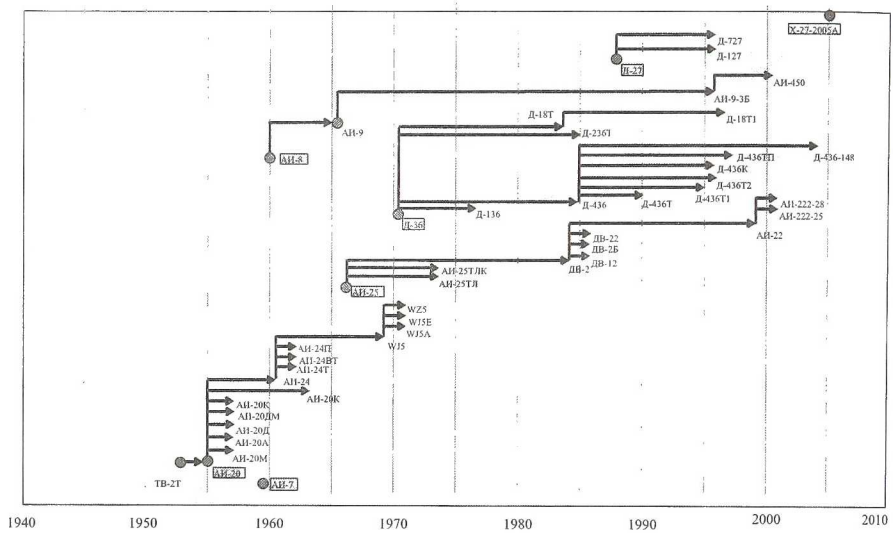


Схема развития разработок ГТД ОАО «ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко

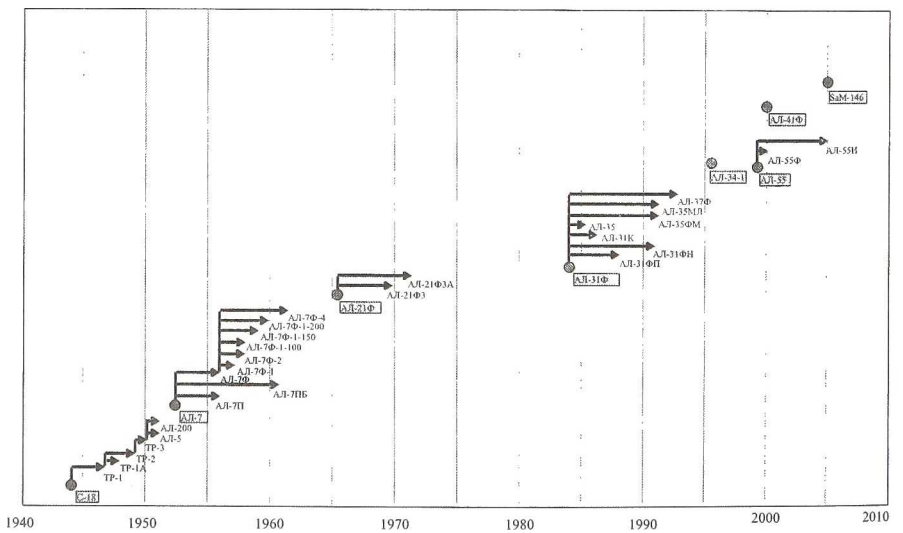


Схема развития разработок ГТД ОАО «А. Люлька-Сатурн» и ОАО «НПО ««Сатурн»

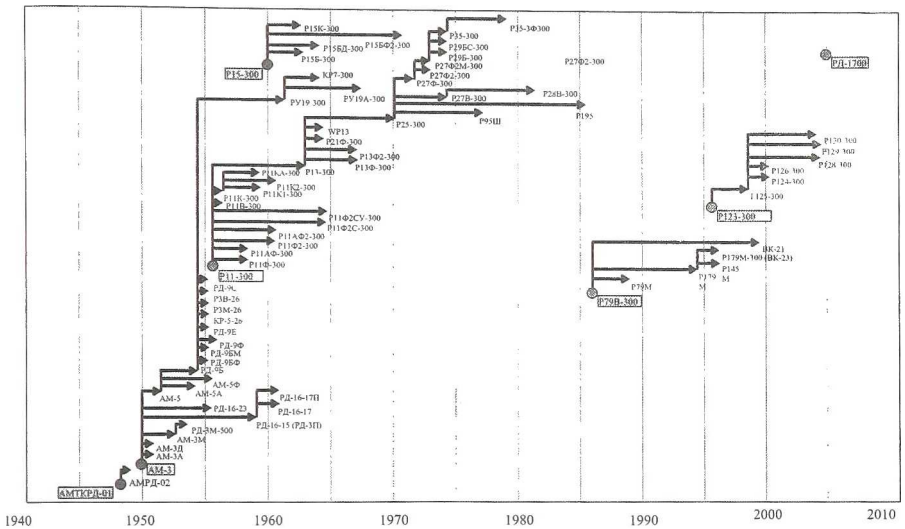


Схема развития разработок ГТД АМНТК «Союз», ТМКБ «Союз» и ФГУП «НПП «Мотор»

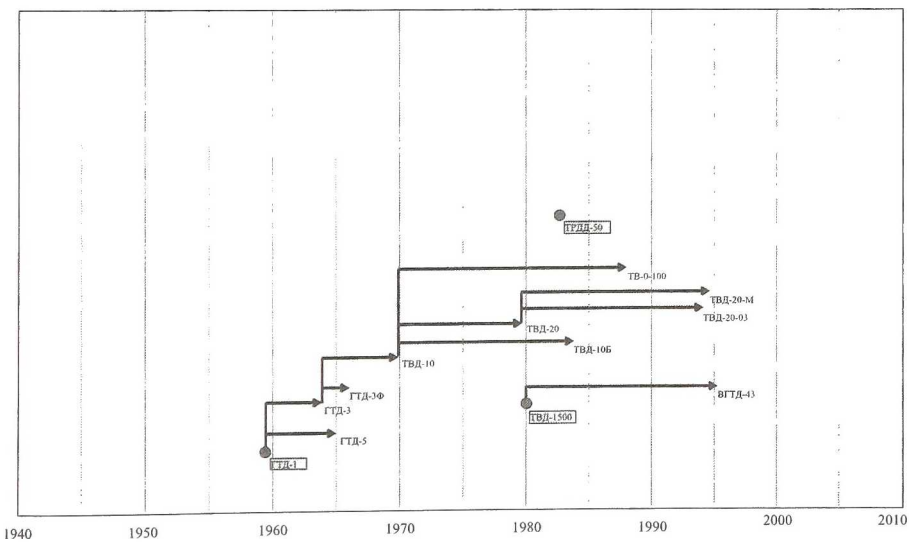


Схема развития разработок ГТД ОАО «ОМКБ»

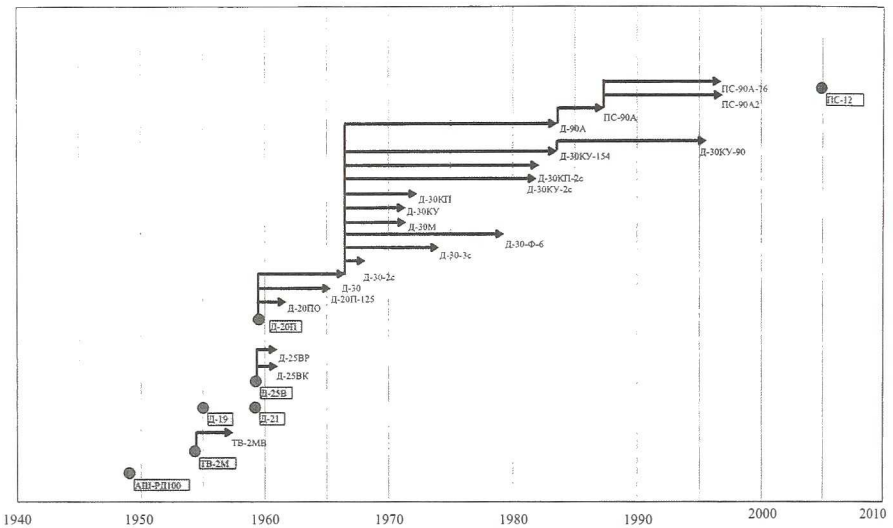


Схема развития разработок ГТД ОАО «Авиадвигатель»

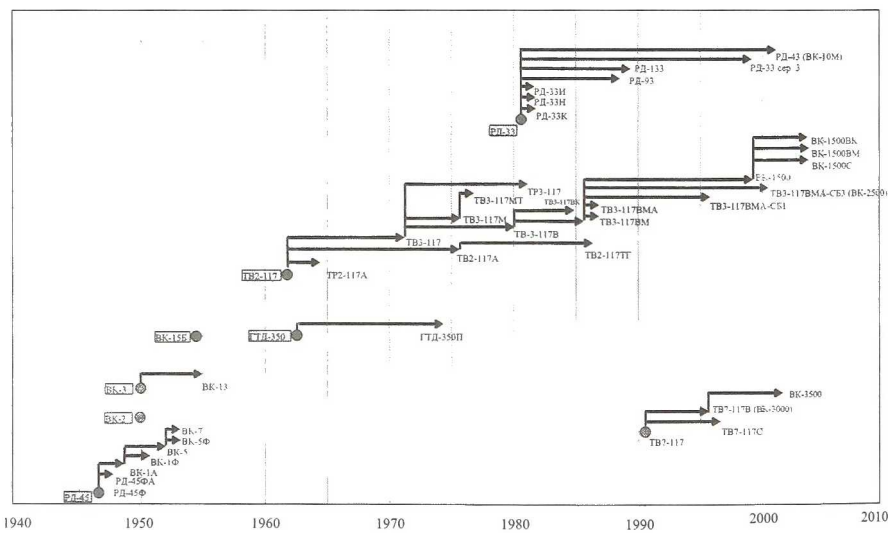


Схема развития разработок ФГУП «Завод им. В.Я. Климова»

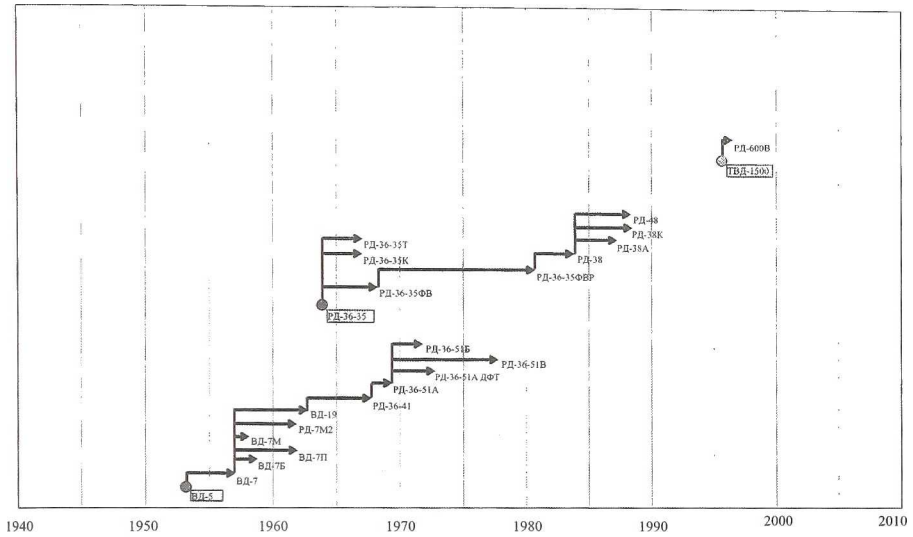


Схема развития разработок ГТД ОАО «РКБМ»

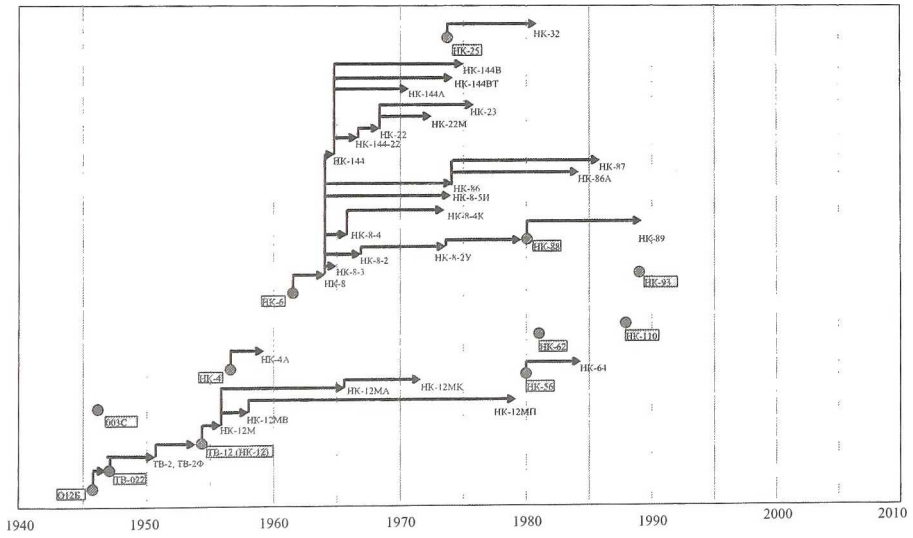


Схема развития разработок ГТД ОАО «СНТК им. Н.Д. Кузнецова»

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Аванпроект.** Инв. № 22474. Архив ОАО «Авиадвигатель».

2. **Авиадвигателестроение:** Энциклопедия / Под общ. ред. В. М. Чуйко. М.: Изд. дом «Авиамир», 1999. 300 с.

3. **Авиастроение** России / А. Г. Братухин, А. М. Батков, А. Ф. Войнов и др.; Под ред. А. Г. Братухина. М.: Машиностроение, 1995. 392 с.

4. **Авиационная** промышленность. 1992. № 9. С. 23.

5. **Авиационные** двигатели ОАО «Мотор—Сич». Запорожье: ОАО «Мотор—Сич», 2000. 44 с.

6. **Авиационные** двухконтурные двигатели Д-30КУ и Д-30КП. Конструкция, надежность и опыт эксплуатации. М.: Машиностроение, 1988. 228 с.

7. **Авиационные** турбовентиляторные двигатели. Инв. № 29741. Архив ОАО «Авиадвигатель».

8. **Авиационный** газотурбинный двигатель ГТД-350. Техническое описание. Жешув, 1978. 230 с.

9. **Авиационный** двигатель Д-27. ЗМКБ «Прогресс», 1996. 22 с.

10. **Авиационный** двигатель Р15Б-300. Экспонат № 5024 на международной выставке «Двигатели—90». М., 1990.

11. **Авиационный** двухконтурный турбореактивный двигатель АИ-25. Инструкция по эксплуатации и техническому обслуживанию. М.: Машиностроение, 1980. 185 с.

12. **Авиационный** двухконтурный турбореактивный двигатель Д-30. Техническое описание. М.: Машиностроение, 1971. 132 с.

13. **Авиационный** турбовинтовой двигатель АИ-20. М.: Оборонгиз, 1959. 102 с.

14. **Авиационный** турбовинтовой двигатель АИ-24. Техническое описание. М.: Внешторгиздат. Заказ № 3224А/1236. 112 с.

15. **Авиационный** турбовинтовой двигатель ГТД-3Ф. Техническое описание. Омск: МКБ, 1965. 200 с.

16. **Авиационный** турбовинтовой двигатель Д-25В и редуктор Р-7. М.: Машиностроение, 1970. 92 с.

17. **Авиационный** турбовинтовой двигатель НК-12. Техническое описание. М.: Оборонгиз, 1957. 264 с.

18. **Авиационный** турбовинтовой двигатель НК-12МВ. Техническое описание. Кн. 1. М.: Машиностроение, 1966. 296 с.

19. **Авиационный** турбовинтовой двигатель НК-4. Техническое описание. М.: Оборонгиз, 1959. 218 с.

20. **Авиационный** турбовинтовой двигатель ТВ2-117А и редуктор ВР-8. Техническое описание. М.: Машиностроение, 1967. 100 с.

21. **Авиационный** турбовинтовой двигатель ТВД-10. Временное техническое описание. Омск: МКБ, 1970. 257 с.

22. **Авиационный** турбореактивный двигатель ВК-1. Техническое описание. М.: Оборонгиз, 1950. 120 с.

23. **Авиационный** турбореактивный двигатель Д-20П. Техническое описание. М.: Машиностроение, 1971. 108 с.

24. **Авиационный** турбореактивный двигатель РД-9Б. М.: Оборонгиз. 1962. 149 с.

25. **Авиационный** турбореактивный двигатель РД-9Ф. Техническое описание. 224 с.

26. **Авиационный** турбореактивный двигатель РУ19А-300. Техническое описание. Кн. 1. Тюмень: ТМЗ, 1973. 96 с.

27. **Авиация:** Энциклопедия / Гл. ред. Г. П. Свищев. М.: Большая Российская энциклопедия, 1994. 736 с.

28. **Авторское** свидетельство СССР № 312328.25 от 22.04.41.

29. **Альбом** конструктивно-технологических характеристик изделий МКБ. Инв. № 29756. Архив ОАО «Авиадвигатель».

30. **Альбом** МКБ. Инв. № 4282. Архив ОАО «Авиадвигатель», 1980.

31. **Альбом** о работе ОКБ-19 (1934—1955). Инв. № 36-73. Архив ОАО «Авиадвигатель».

32. **АМНТК** «Союз» — 50 лет // Техника и вооружение. 1993. Февраль. С. 2—4.

33. **Антонов Д., Ригмант В.** Из досье русского «медведя» // Крылья Родины. 1994. № 8. С. 1—6.

34. **Артемьев А., Саукке М., Ригмант В.** Семейство Ту-14 // Мир авиации. 1995. № 2. С. 23—37.

35. **Афанасьев И.** Н-1: совершенно секретно // Крылья Родины. 1995. № 9. С. 13—16.

36. **Афанасьев Ю. Н., Воронков Ю. С., Кувшинов С. В.** Перемещение технологий как процесс межкультурного взаимодействия. Учебно-научный мультимедийный комплекс. Конспект лекций. М.: РГГУ, 1999. 136 с.

37. **Беликов В.** Легенда нашей авиации возвращается в небо // Известия. 16 марта 1996.

38. **Беляков Р. А., Мармен Ж.** Самолеты «МиГ» 1939—1995. М.: АВИК-ПРЕСС, 1996. 288 с.

39. **Берне Л.** Новинку «Камова» — в жизнь // Крылья Родины, 1998. № 10. С. 1—3.

40. **Берне Л.** Новый Як бизнес-класса // Крылья Родины. 1996. № 7. С. 28—29.

41. **Берне Л. П.** Як-141 — сверхзвуковая вертикалка // Крылья Родины. 1994. № 5. С. 1—2.

42. **Берне Л. П.** Возвращение Алексеева // Крылья Родины. 1993. № 10. С. 28—31, № 11. С. 6—7.

43. **Берне Л. П.** Ил-100 — надежда малой авиации // Крылья Родины. 2001. № 6. С. 5—7.

44. **Биргер И. А.** О создании и совершенствовании газотурбинных двигателей // Проблемы машиностроения и надежности машин. М.: Наука, 1991. № 3. С. 31—36.

45. **Блинов А. И., Антонов В. И.** Гольфстрим-Су — сверхзвуковой административный самолет // Гражданская авиация. 1990. № 12. С. 21—28.

46. **Богуслаев В. А.** Новому самолету — хороший двигатель // Авиация и Время. 1997. № 5. С. 33.

47. **Богуслаев В. А.** ОАО «Мотор—Сич» // Союз авиационного двигателестроения. Казань: Информационно-издательский комплекс ОАО «КМПО», 1998. 6 с.

48. **Бутовски П.** Предшественники Ту-160 // Аэро Хобби. 1994. № 3. С. 43—45.

49. **Бутовски П., Марковский В. Ю.** Сложная судьба Ту-160 // Авиация и Время. 1995. № 2. С. 2—13.

50. **Бюшгенс Г. С.** Авиация XXI века // Техника воздушного флота. 1990. № 1. С. 3—20.

51. **Валуев Н.** Рабочие лошадки для грузовых авиаперевозок // Вестник воздушного флота. 1996. № 3—4. С. 62—65.

52. **Вертолет** Ми-8 МТВ /В. А. Данилов, В. М. Занько, Н. П. Калинин, А. И. Кривко. М.: Транспорт, 1995. 295 с.

53. **Виноградов Р. И., Пономарев А. Н.** Развитие самолетов мира. М.: Машиностроение, 1994. 384 с.

54. **Военная** авиация России. М.: ООО «Военный парад», 2001. 144 с.

55. **Высотные** скоростные самолеты-разведчики // Авиация и космонавтика. 1993. № 6. С. 32—33.

56. **Гачурин В. А.** Конструкция и летная эксплуатация двигателя Д-30КУ. М.: Машиностроение, 1987. 165 с.

57. **Германские** авиационные специалисты в Советской России. Судьба и работа 1945—1954. / Ю. Воронков, В. Зрелов, С. Кувшинов, Ю. Михельс. В 2-х кн. Россия — Германия, 1996.

58. **Грин В., Кросс Р.** Реактивные самолеты мира: Пер. с англ. М.: Изд-во иностранной литературы, 1957. 284 с.

59. **Гриценко Е. А.** Флагман двигателестроения // Крылья Родины. 1998. № 6. С. 2—3.

60. **Группа АМИ.** Авиамоторный научно-технический комплекс «Союз». Проспект к МАКС-2001.

61. **Гуля А. А., Пнев В. П.** Силовая установка самолета Ил-86. М.: Машиностроение, 1985. 216 с.

62. **Гуманов Е.** Взлет // Техника — молодежи. 1983. № 2. С. 36—39.

63. **Даффи П., Кандалов А.** А. Н. Туполев. Человек и его самолеты (Русское издание). М.: Моск. Рабочий. 1999. 264 с.

64. **Двигатели** 1944—2000: авиационные, ракетные, морские, наземные. М.: ООО «АКС — Конверсалт», 2000. 434 с.

65. **Двигатель** НК-8-2У. Руководство по технической эксплуатации. Ч. 1. 1973. 246 с.

66. **Двигатель** НК-86. М.: Машиностроение, 1978. 496 с.

67. **Двигатель** ТВ-О-100. Техническое описание. Омск: МКБ, 1985. 94 с.

68. **Двойняшки** «Су» // Крылья Родины. 1992. № 7. С. 22—24, № 8. С. 26—27.

69. **Двухконтурные** двигатели МКБ. Инв. № 29748. Архив ОАО «Авиадвигатель».

70. **Дерновой В.** МФИ готов к первому вылету // Красная Звезда от 21.01.99.

71. **Джонс Дж. К.** Методы проектирования. М.: Мир, 1986. 326 с.

72. **Доклад** о проведении летных испытаний турбовинтовых ТВ-2 № 16 и 17, установленных на серийном самолете Ту-4 № 225402. Инв. № 53 от 23.01.52. Архив ОАО «СНТК им. Н. Д. Кузнецова».

73. **Докладная** записка заместителя министра МАП М. М. Лукина министру авиационной промышленности тов. М. В. Хруничеву. 16 июня 1946 г. // РГАЭ. Ф. 8044. Оп. 1. Ед. хр. 1492. С. 20.

74. **Дынкин А. Л.** Самолет начинается с двигателя. Рыбинск: Рыбинское подворье. Кн. 1. 1995. 494 с.; Кн. 2. 1998. 539 с.; Кн. 3. 1999. 384 с.

75. **Егоров Ю., Котлобовский А.** Удачный самолет, которому не везло // Авиация и Время. 1997. № 7. С. 4—20.

76. **Елисеев Ю. С.** «Салют» идет в будущее // Крылья Родины. 1998. № 6. С. 5.

77. **Ершов В. К., Жарский В. Б., Зрелов В. А.** и др. Самарские подшипники в двигателях отечественной гражданской авиации // Двигатель. 2002. № 2. С. 18—19.

78. **Живая** история «Моторостроителя»: Сборник очерков / Под ред. И. Л. Шитарева. Самара: АГНИ, 1999. 208 с.

79. **Жигунов М. М.** Развитие методологии создания и доводки авиационных ГТД и их экспериментальные исследования // Научный вклад в создание авиационных двигателей. Кн. 1. М.: Машиностроение, 2001. С. 151—184.

80. **Жирнов А. Ф.** В новый век — с новыми двигателями // Крылья Родины. 2002. № 4. С. 11—12.

81.**Завод** имени В. Я. Климова. Материалы к международной выставке «Двигатели-2000».

82. **Заярин В. М., Краснощеков А. Н.** Античный герой XX века // Авиация и Время. 1997. № 5. С. 4—20.

83. **Зрелов В., Проданов М., Яблочников К.** ГТД — конструктор для начинающих // Двигатель. 2001. № 5. С. 16—19.

84. **Зрелов В. А.** Центр истории авиационных двигателей // От КуАИ до СГАУ. 1942—2002. Самара: Самар. Дом печати, 2002. С. 194—199.

85. **Зрелов В. А., Карташов Г. Г.** Двигатели «НК». Самара: Самар. Дом печати, 1999. 288 с.

86. **Зрелов В. А., Маслов В. Г.** Основные данные отечественных авиационных ГТД и их применение в учебном проектировании: Учеб. пособие: Самара: Изд-во СГАУ, 1999. 160 с.

87. **Зрелов В. А., Проданов М. Е.** Информационное поле отечественных авиационных ГТД // Докл. Междунар. науч.-техн. конф., посвящ. памяти генерального конструктора аэрокосмической техники акад. Н. Д. Кузнецова. Ч. 1. Самара: Изд-во СГАУ, 2001. С. 214—228.

88. **Зрелов В. А., Проданов М. Е., Чегодаев Д. Е.** Анализ конструкций и наследственные признаки газотурбинных двигателей (исторический аспект) // Тез. докл. Всерос. конф. «Аэрокосмический комплекс в истории Отечества», 27—29 янв. 1999. С. 26—28.

89. **Зуенко Ю. А., Коростелев С. Е.** Боевые самолеты России. М.: Элакос, 1994. 192 с.

90. **Из истории** советской авиации: Самолеты ОКБ имени С. В. Ильюшина / Г. В. Новожилов, Д. В. Лещинер, В. М. Шейнин и др.; Под ред. Г. В. Новожилова. М.: Машиностроение. 1990. 384 с.

91. **Изделие** НК-6. Российский государственный научно-технический архив. Фонд № Р-187. Опись № 6 — 2. Т. 3.

92. **Изделия** ТВ-022, 2ТВ-2Ф. Российский государственный научно-технический архив. Фонд № Р-187. Опись № 6 — 2. Т. 2.

93. **Ильин В. А.** Английская гончая с красными звездами // Крылья Родины. 1993. № 2. С. 25—29.

94. **Ильин В.** Боевые самолеты ВВС России // Авиация и космонавтика. 1999. № 8. С. 1—61.

95. **Ильин В.** Штурмовики и истребители-бомбардировщики. М.: Виктория АСТ, 1998. 232 с.

96. **Ильин В., Скрынников С.** Воздушная мощь России. Военно-транспортная авиация // Вестн. воздушн. флота. 1996. № 56. С. 9—29.

97. **Ильин В. Е.** Военная авиация в начале XXI века // Авиация и Время. 2000. № 3. С. 19—32.

98. **Ильин В. Е., Левин М. А.** Бомбардировщики. Т. 2. М.: Виктория, АСТ, 1996. 176 с.

99. **Иностранные** авиационные двигатели. М.: ЦИАМ, 1958—2000.

100. **Информационные** материалы международных московских выставок-салонов «Авиадвигателестроение 1990...2004».

101. **Исследования** по истории и теории развития авиационной и ракетно-космической науки и техники. Периодическое изд. Вып. 7. М., 1989. 247 с.

102. **История** конструкций самолетов в СССР 1951—1965 гг. / Е. В. Арсеньев, Л. П. Берне, Д. А. Боев и др.; Редакторы-составители Ю. В. Засыпкин, К. Ю. Косминков. М.: Машиностроение, 2000. 824 с.

103. **Карпенко А. В.** Российское ракетное оружие 1943—1993 гг.: Справочник. СПб.: ПИКА, 1993. 180 с.

104. **Кирсанов Н., Ригмант В.** Не имеющий аналогов // Авиация и космонавтика. 1992. № 11. С. 14—17.

105. **Киселев В. А., Калинина Л. О.** Двенадцать глав из жизни Павла Соловьева. Пермь: Краеведческое издание, 1997. 246 с.

106. **Киселев В. А., Калинина Л. О.** Исторические хроники рыбинского завода. Рыбинск: Изд. ОАО «Рыбинские моторы», 1999. 336 с.

107. **Колесников В. И.** 50 лет «Прогресса» // Авиация и время. 1995. № 3. С. 14—15.

108. **Кондратьев В.** Ил-102: Кто против? //Крылья Родины. 1993. № 6. С. 1—2.

109. **Константинов В. Л., Романенко В. Д., Хаустов В. А.** Сверхзвуковой долгожитель // Авиация и время. 1996. № 2. С. 2—44.

110. **Корниенко О. О.** Путь к прогрессу. Запорожье: ИПК «Запоріжжя», 2000. 176 с.

111. **Косминков К.** Предшественник советских сверхзвуковых треуголок // Самолеты мира. 1996. № 1. С. 19—23.

112. **Косминков К., Петров Т.** Ту-98 // Вестн. возд. флота. 1997. № 1. С. 44.

113. **Краткая** справка МКБ. Инв. № 7880. 1975. Архив ОАО «Авиадвигатель».

114. **Краткий** справочник по российским и украинским самолетам и вертолетам // Авиация и космонавтика. Вып. 5—6. 1995. Техническая информация ЦАГИ. Вып. 1—2. 1995. Совместный выпуск.

115. **Крутихин В.** Большой скачок // Крылья Родины. 1989. № 2. С. 6—10.

116. **Крюков А. И.** Некоторые вопросы проектирования ГТД: Учеб. пособие. М: Изд-во МАИ, 1993. 336 с.

117. **Крюков А. М.** Конструкция и летная эксплуатация авиадвигателя Д-30 2 серии. М.: Машиностроение, 1977. 144 с.

118. **Кузнецов А.** «Честное лицо» охотника за подводными лодками // Техника — молодежи. 1992. № 11. С. 4—6.

119. **Кузнецов Г., Стекольников В.** Боевые вертолеты // Вестн. возд. флота. 1995. № 3. С. 36—37.

120. **Кузнецов Н. Д., Фишбейн Б. Д.** Двигатель НК-93 сверхвысокой степени двуконтурности // Авиационная техника. Изв.вузов. 1993. № 2. С. 44—54.

121. **Кузьмина Л. М.** Огненное сердце. М.: Московский рабочий, 1993. 223 с.

122. **Кулагин В. В.** Теория газотурбинных двигателей: Учебник: В 2 кн. М.: Изд-во МАИ, 1994. Кн. 1. 264 с. Кн. 2. 304 с.

123. **Кунбутаев Л. М., Луценко В. Н., Прозоров А. Б.** и др. Конструкция турбокомпрессора ТРДДФ: Учеб. пособие М.: МАИ, 1996. 40 с.

124. **Лазарев Л. Л.** Взлет. М.: Профиздат, 1978. 272 с.

125. **Лазарев Л. Л.** Сотворение мотора. М.: Профиздат, 1990. 224 с.

126. **Лановский Л.** Для ближних и дальних авиалиний. О самолете Ту-204-300 // Крылья Родины. 2000. № 5. С. 7—9.

127. **Ланшин А. И.** Комбинированные ВРД для гиперзвуковых летательных аппаратов // Научный вклад в создание авиационных двигателей. Кн. 1. М.: Машиностроение, 2001. С. 126—151.

128. **Леванович Б.** Дальний ракетоносец-бомбардировщик Ту-22М3 — зарубежных аналогов нет // Военный парад. Июль—август 1995. С. 68—72, 163—164.

129. **Левин М. А., Ильин В. Е.** Современные истребители. Энциклопедия техники. М.: Хоббикнига, 1994. 288 с.

130. **Лесков С. Л.** Как мы не слетали на Луну. М.: Панорама, 1991. 32 с.

131. **Литвинов Г.** Воздушный автобус // Крылья Родины. 2000. № 5. С. 4—6.

132. **Лунев Ю.** Як-38 — тернистый путь первопроходца // Авиация и время. 1995. № 6. С. 2—17.

133. **Манугаров А.** Новое дыхание долгожителя // Крылья Родины. 1996. № 8. С. 10.

134. **Марковский В.** «Бэкфайр». Прорыв из неизвестности //Аэрохобби. 1993. № 1. С. 2—13.

135. **Мордухович М. М.** Наказание без преступления // Наука и жизнь. 1990. № 4. С. 88—94.

136. **Морозов В., Изотов Д.** Двигатели для «летающих танков» //Двигатель. 1999. № 5. С. 22—25.

137. **Мотор.** Приложение к Вестнику СГАУ «Проблемы и перспективы развития двигателестроения» / Под ред. В. А. Зрелова. Самара: СГАУ, 2000. Вып. 1. 66 с.

138. **Моторостроители** / И. Л. Шитарев, В. П. Курбатов, Л. С. Чеченя и др. Самара: Самар. Дом печати, 1992. 126 с.

139. **Муравченко Ф. М.** В новое тысячелетие — с двигателями «Ивченко —Прогресс» // Мир авионики. 1999. № 19. С. 20—21.

140. **Научно-производственное** объединение «Труд». 1949—1993. Альбом предприятия. Самара, 1993.

141. **Никитин Е. И.** Турбовальный двигатель ГТД-350. М.: ДОСААФ, 1978. 192 с.

142. **Никитинский А. А., Кузяхметов Х. М.** Технический отчет № 11969. Обследование ТВД Аллисон Т-56-А-1А и сравнение его с отечественными двигателями НК-4 и АИ-20. ЦИАМ, 1958.

143. **Новичков Н., Мэн П.** Ту-144ЛЛ готовится к сверхзвуковым исследованиям // Еженедельник авиации и космической технологии (издание на русском языке). Лето 1996. С. 24—25.

144. **О деятельности** фирмы Юнкерс за период с 1936 г. по 1945 г. Технический отчет № 296, Т. 2. Dessau: Материалы ОКБ. 1946. № 1. 453 с.

145. **О работе** немецкой авиационной промышленности за 1939—1945 гг. Ч. V. Немецкая авиационная промышленность советской зоны оккупации и ее разоружение. МАП. Берлин, сент. 1946 // РГАЭ. Ф. 8044. On. 1. Ед. хр. 6333.

146. **Обработка** результатов испытаний и доводки двигателей Э3080 и Э3081 с целью обобщения опыта. Отчет № 4241, ч. 1. М.: ЦИАМ. 1951.

147. **Овчаров А. А.** Перечень основных разработок коллектива ГНПП «Труд». Генеральный конструктор Н. Д. Кузнецов. Самара: СГНПП «Труд», 1992. 45 с.

148. **Огородников Д. А., Цховребов М. М.** Авиационные двигатели XXI века // Техника воздушного флота. 1990. № 1. С. 21—33.

149. **Орлов А. С.** «Чудо-оружие»: обманутые надежды Фюрера. Смоленск: Русич, 1999. 416 с.

150. **Орлов В. Н.** История развития авиационных ГТД для дальней авиации в ОАО «СНТК им. Н. Д. Кузнецова» // Аэрокосмический комплекс в истории Отечества // Тез. докл. Всерос. конф. Самара: Изд-во СГАУ, 1999. С. 69—70.

151. **Основные** данные и переписка по двигателю ТВ-16. Государственный опытный завод № 2. 1953. № 108/737 // Архив ОАО «СНТК им. Н. Д. Кузнецова».

152. **Первенец** авиационного двигателестроения // Техника и вооружение. 1993. № 1. С. 2—3.

153. **Перечень** работ (докладов) немецких специалистов, выполненных по заданиям МАП в 1945—1946 гг. // РГАЭ. Ф. 8044. On. 1. Ед. хр. 6335. С. 49—60.

154. **Пермские** моторы. Проспекты к международной выставке «Двигатели — 2000».

155. **Пестраков М., Анисимов С., Ильин В.** МиГ-27: истребитель и бомбардировщик // Авиация и космонавтика. 1993. № 8. С. 18—23.

156. **Пивоваров В. А.** Авиадвигатель ПС-90А (особенности конструкции, расчета и эксплуатации): Учеб. пособие. М.: МИИГА, 1989. 92 с.

157. **Подольный Е.** «Бизон» не вышел на тропу войны // Крылья Родины. 1996. № 1. С. 13—17.

158. **Подольный Е.** «Бык» на отдыхе // Крылья Родины. 1994. № 1. С. 39—40.

159. **Полвека** в авиации. 1939—1989 гг. Моторостроительное конструкторское бюро г. Пермь. М.: Авиаэкспорт, 1989. 44 с.

160. **Поликовский В. И.** О немецких газотурбинных авиационных двигателях // Технический бюллетень ЦИАМ. 1946. № 1. С. 1—11.

161. **Полная** энциклопедия мировой авиации: Пер. с англ. Самара: Корпорация «Федоров», 1997. 962 с.

162. **Пономарев А.** С-37: взгляд в будущее // Крылья Родины. 1998. № 8. С. 1—2.

163. **Пономарев А. Н.** Советские авиационные конструкторы. М.: Воениздат, 1968. 222 с.

164. **Пономарев Б. А., Тихонов А. М.** Малоразмерные газотурбинные двигатели: настоящее и будущее // Конверсия в машиностроении. 1994. № 1. С. 12—16.

165. **Правда** о сверхзвуковых пассажирских самолетах. М.: Моск. рабочий, 2000. 335 с.

166. **Предложение** на поставку газотурбинной электростанции «Мотор—Сич» ЭГ-6300г-10,5 УХЛ 1. Запорожье: Изд. ОАО «Мотор—Сич», 2000.

167. **Предложение** на поставку промышленного газотурбинного привода АИ-336-1(2)-10. Запорожье: Изд. ОАО «Мотор—Сич», 2000.

168. **Приходченко И.** Антология Су-7 // Авиационное обозрение. 1995. № 1. Вып. 4. С. 30—39.

169. **Проект** ВРД 012Д, облегченного по весу, упрощенного в производстве, класса мощности 012В. Отчет № 696. 28.08.1948. Архив ОАО «СНТК им. Н. Д. Кузнецова».

170. **Проектирование** авиационных газотурбинных двигателей: Учеб. для вузов / Под ред. А. М. Ахметзянова. М.: Машиностроение, 2000. 454 с.

171. **Радкевич В. В., Сиротин Г. Г.** Турбореактивный двигатель Р25-300. М.: Изд. ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1980. 184 с.

172. **Развитие** авиационной науки и техники в СССР. Историко-технические очерки. М.: Наука, 1980. 496 с.

173. **Развитие** компрессора 012-0. Отчет № 639. Отдел № 4. Г. Шредер. 24.08.48. Архив ОАО «СНТК им. Н. Д. Кузнецова».

174. **Ракетно-космическая** корпорация «Энергия» им. С. П. Королева. 1946—1996 / Гл. редактор Ю. П. Семенов. РКК «Энергия» им. С. И. Королева, 1996. 672 с.

175. **Распоряжение** Правительства Российской Федерации от 9 октября 1995 г. № 1367-р. // Российская газета, 1995, 14 ноября.

176. **Расчет** на прочность основных деталей и узлов реактивного двигателя 012. Отчет № 220. И. Фогтс. 28.10.1945. Архив ОАО «СНТК им. Н. Д. Кузнецова».

177. **Раткин С. И.** Тайны второй мировой: Факты, документы, версии. Минск: Современ. лит., 1995. 480 с.

178. **Ребров М.** Легенды о «Ласточке» // Красная Звезда, 1993. 7 июля.

179. **Ригмант В.** По заказу 194 // Авиация и космонавтика. 1996. Вып. 13. Техника и оружие. 1996. № 1 (совместный выпуск). С. 8—26.

180. **Ригмант В.** Под знаками «АНТ» и «Ту» // Авиация и космонавтика. 2000. № 3. С. 35—44, № 4. С. 36—42.

181. **Ригмант В.** Ту-16 — самолет — эпоха // Крылья Родины. 1995. № 7. С. 1—4.

182. **Ригмант В.** Туполевские «ястребы» // Вест. воздуш. флота. 1997. № 1. С. 20—24.

183. **Ригмант В.** Фаворит на средних дистанциях. Пассажирский самолет Ту-134 // Крылья Родины. 1997. № 5. С. 28—29.

184. **Ригмант В., Магашук А.** От модернизации к новому самолету // Авиация и космонавтика. 1994. № 5—6. С. 24—27.

185. **Ригмант В., Соловьев С., Саукке М.** Ту-91 // Крылья над морем. 1994. № 6. С. 9—15.

186. **Ригмант В., Валуев Н.** На пути к стратегическому носителю // Вестн. авиации и космонавтики. 1998. № 5, 6. С. 30—33.

187. **Ригмант В. Г., Гордон Е. И.** Цель— Америка // Авиация и время. 1996. № 5(19). С. 14—17.

188. **Ружицкий Е. И.** Вертолеты. Т. 1. М.: Виктория, АСТ. 1997. 192 с.

189. **Самарское** государственное научно-производственное предприятие «Труд». Проспект предприятия. Авиаэкспорт. Заказ № 68331/2.

190. **Самулеев В. В.** Создатель авиационных двигателей // Аэрохобби. 1993. № 2. С. 12—15.

191. **Саркисов А. А.** «Климов» (Россия) и «Пратт энд Уитни» (Канада) объединяют усилия // Военный парад. 1995. Июль—август. С. 153—154.

192. **Сборник** результатов исследования конструкции узлов двигателя 012-0 в процессе доводки двигателя. Отчет № 643. Отдел 5. 25.08.48. Завод № 2. Архив ОАО «СНТК им. Н. Д. Кузнецова».

193. **Семь** десятилетий профессора и традиций. Хронологический очерк. М.: ЦИАМ, 2000. 292 с.

194. **Скибин В. А., Солонин В. И., Сосунов В. А.** В новый век — с новыми идеями и целями // Научный вклад в создание авиационных двигателей. Кн. 1. М.: Машиностроение, 2001. С. 14—46.

195. **Славин С. Н.** Секретное оружие третьего рейха. М.: Вече, 1999. 448 с.

196. **Соболев Д. А.** История самолетов мира. М.: Русавиа, 2001. 680 с.

197. **Соболев Д. А., Хазанов Д. Б.** Немецкий след в истории отечественной авиации. М.: Русавиа, 2000. 336 с.

198. **Совенко А. Ю., Заярин М. В.** Ан-12: портрет в зрелом возрасте // Авиация и время. 1995. № 1. С. 2—16.

199. **Современные** боевые самолеты: Справочное пособие / Авт.-составитель Н. И. Рябинкин, Минск: Элайда, 1977. 256 с.

200. **Сравнение** характеристик двигателя НК-8 и его модификаций с двигателями «Конуэй», «Спей», JT-3D, JT-8D. Плакат № 037077. Архив ОАО «СНТК им. Н. Д. Кузнецова».

201. **Стратегический** долгожитель. История самолетов Ту-95, Ту-114, Ту-142 // Авиация и космонавтика. Вып. 10, 1995. Техника и оружие. Вып. 2, 1995. Совместный номер. С. 2—43.

202. **Сударев Е.** Ка-52 — новый боевой вертолет фирмы «Камов» // Вестн. воздуш. флота. 1995. № 3. С. 28—35.

203. **Таликов Н. Д.** Полвека — первый. М.: Авико Пресс, 1999. 112 с.

204. **ТВД ТВ-2**. Отчет № 141. 08.01.1951. Завод № 2. Архив ОАО «СНТК им. Н. Д. Кузнецова».

205. **Техническая** информация ЦАГИ. 1994. № 2, 3. С. 51—54.

206. **Технические** условия для проекта реактивного двигателя Р-130. Отчет № 243. А. Шайбе. 15.01.46. Архив ОАО «СНТК им. Н. Д. Кузнецова».

207. **Технический** паспорт на опытный ТВД 022. Завод № 2. Архив ОАО «СНТК им. Н. Д. Кузнецова». 1950.

208. **Технический** паспорт на опытный ТРД 012Б. Завод № 2. Архив ОАО «СНТК им. Н. Д. Кузнецова».

209. **Тимофеев Н. И.** Конструкция и летная эксплуатация двигателя НК-8-2У. М.: Машиностроение, 1978. 144 с.

210. **Торчук Ф. В., Шевчук Н. В.** Конструкция и летная эксплуатация двигателя АИ-24. М.: Машиностроение, 1983. 112 с.

211. **Трехвальный** турбореактивный двухконтурный двигатель Д-36. Руководство по технической эксплуатации. Кн. 1. Запорожье: МКБ «Прогресс», 1978. 328 с.

212. **Трофимов И. Е., Торчук Ф. В.** Конструкция и летная эксплуатация двигателя АИ-25. М.: Машиностроение, 1981. 88 с.

213. **Турбовентиляторный** двигатель НК-144. Техническое описание и инструкция по эксплуатации. Ч. 1. Самара: Изд. НТК им. Кузнецова, 1971. 236 с.

214. **Турбовентиляторный** двигатель НК-8-2. Техническое описание и инструкция по эксплуатации. Ч. 1. 1969. 218 с.

215. **Турбовентиляторный** двигатель НК-8-4. Техническое описание. Самара: Изд. НТК им. Н. Д. Кузнецова, 1989. 158 с.

216. **Турбореактивный** двигатель Р11Ф-300. Инструкция по эксплуатации и техническому обслуживанию. М.: Машиностроение, 1970. 128 с.

217. **Тюрин Ю.** Некоторые вопросы состояния эксплуатации и разработки авиадвигателей в России // Авиатранспортное обозрение. 1998. № 12. С. 20—24.

218. **Устюгов В.** Ан-3: легкий многоцелевой самолет // Авиапанорама. 1997 ноябрь—декабрь. С. 50—51.

219. **Федосов Е.** Военная авиация в начале 21 века // Мир авионики, 1999. № 6. С. 6—8.

220. **Фельдман Е. Л.** Авиационный турбореактивный двигатель РД-3М-500. М.: Транспорт, 1968. 424 с.

221. **Францев В. И., Шерлыгин Н. А.** Силовая установка самолетов Як-40 и М-15. М.: Транспорт, 1981. 284 с.

222. **Херциг Д., Роде Г.** Секретные проекты бомбардировщиков люфтваффе: Пер. с нем. Смоленск: Русич, 2001. 224 с.

223. **Цветков С.** Классик «золотой эры» // Мир авиации. 1993. № 4. С. 34—43.

224. **Цховребов М. М.** Методология создания семейств авиационных ГТД // Научный вклад в создание авиационных двигателей. Кн. 1. М.: Машиностроение, 2001. С. 56—79.

225. **Чепкин В. М.** Сейчас в России есть все, чтобы делать самолет и двигатель пятого поколения // Двигатель. 2002. № 1. С. 10—12.

226. **Чесноков А., Ерохин Е.** Всего один полет? Самолет-мишень Ла-17 // Крылья Родины. 1994. № 9. С. 1—5.

227. **Шавров В. Б.** История конструкций самолетов в СССР 1938—1950 гг. М.: Машиностроение, 1994. 544 с.

228. **Швец Л. И.** Двигатели для дозвуковых пассажирских и транспортных самолетов // Научный вклад в создание авиационных двигателей. Кн. 1. М.: Машиностроение, 2001. С. 96—126.

229. **Шесть** десятилетий прогресса и традиций. Хронологический очерк. М.: ЦИАМ, 1991. 220 с.

230. **Штода А. В., Секистов В. А., Кулешов В. В.** Конструкция авиационных газотурбинных двигателей. Киев: Изд. КВВАИУ, 1982. 436 с.

231. **Шум** реактивных двигателей // Тр. ЦИАМ, № 1126. М.: ЦИАМ, 1987. 98 с.

232. **Шунков В. Н.** Авиация люфтваффе. Минск: Харвест, 2000. 544 с.

233. **Экспонаты** Международного аэрокосмического салона МАКС-99. Москва. 1999.

234. **Энтис Я. Б.** Генеральный конструктор // Авиация и космонавтика. Вып. 20. 1996. Техника и оружие. Вып. 9. 1996. С. 29, 67—71.

235. **Энтис Я. Б.** Наша история // Вперед. 1992. № 6, 12, 13, 19, 23, 24, 29, 36, 42. 1993. № 1, 8,12, 14—16.

236. **Яковлев А. С.** Советские самолеты. М.: Наука, 1982. 398 с.

237. **Яковлев В., Гришаева Г.** Т-4: «русское чудо» или техническая авантюра? // Авиация и космонавтика. 1993. № 9—10. С. 30—34.

238. **Якубович Н. А.** «Комета» взошла в зенит // Крылья Родины. 1995. № 10. С. 8—10.

239. **Якубович Н. А.** Самолет для спецпассажиров // Крылья Родины. 1994. № 11. С. 26.

240. **Avco** Corporation. The First Fifty Years. 1929—1979. Connecticut: Avco Corporation. 1979. 106 p.

241. **Aviation** Week and Space Technology, March 30, 1992.

242. **Belyakov R. A. Marmain J.** MiG 1939—1989. DOCAVIA, Vol. 33. EDITIONS LARIVIERE. Paris. 1991. 332 p.

243. **Brief** Technical Report of DV-2 Turbofan Engine. Prague, Czechoslovakia.

244. **Chuiko V.** Cooperation is the only choice. Military Technology. Special Supplement, Monch Moscow office, 1997. P. 5—6.

245. **Entwicklungsbericht** P-130. Bericht N 130. 16.08.46. Архив ОАО «СНТК им. Н. Д. Кузнецова».

246. **ERINNERUNGEN**, 1934—1999. Flugtriebwerkbau in Munchen. 1984. 178 p.

247. **Eyerman K. H.** MiG Flugzenge. Berlin, Transpress Veb Verlag fur Verkehrewesen. 1998.

248. **Franz A.** From Jets to Tanks. My contribution to the turbine age. Stratford: Avco Lycoming Stratford Division. 80 p.

249. **Gersdoff K., Grasman K.** Flugmotoren und Strahettriebwerke. Benhard und Graefe Verlag, Koblenz. 1985.

250. **Into** the 21st Century with PROGRESS Design Bureau Engines. Ivchenko Progress Design Bureau. 1997.

251. **Munzberg H. G.** Herman Oestrich. L' Aeronauvtiue et L' Astronautigue. N 79, 1979. P. 49—54.

252. **Seven** decades of progress. A heritage of aircraft turbine technology. General Electric Company. Aero Publishers, Fallbrook, CA. 1979. 232 p.

СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие 3
Основные сокращения 5
Условные обозначения 6
Графические символы 7
Выбор конструктивной схемы и основных параметров проектируемого газотурбинного двигателя 8
Авиационные ТВД, разработанные под руководством В. В. Уварова 19
Продольные разрезы двигателей, созданных под руководством В. В. Уварова 22
ТВД ГТУ-1 23
ТВД ГТУ-2 24
ТВД ГТУ-3 25
ТВД Э 3080 26
ТВД Э 3080М 26
ТВД Э 3080А 27
ТВД Э 3081 27
ГП ЗМКБ «Прогресс» имени А. Г. Ивченко 28
Основные параметры самолетов и вертолетов с двигателями ГП ЗМКБ «Прогресс» имени А. Г. Ивченко 34
Основные параметры ГТД разработки ГП ЗМКБ «Прогресс» имени А. Г. Ивченко 38
Продольные разрезы и конструктивные схемы двигателей разработки ГП ЗМКБ «Прогресс» имени А. Г. Ивченко 46
ТВД АИ-20А 47
ТВД АИ-20М 48
ТВД АИ-24 49
ТВВД Д-27 50
ТРДД АИ-25 51
ТРДД ДВ-2 52
ТРДД АИ-22 53
ТРДД АИ-222-28 54
ТРРД Д-36 55

ТРДД Д-436Т1 ... 56
ТРДД Д-18Т ... 57
ТРДД Х27-2005А ... 58
ТВаД Д-136 ... 59
ТВаД Д-127 ... 60
ТВаД АИ-450 ... 61
ВСУ АИ-9В ... 62
Московское ОАО «А. Люлька—Сатурн» (с 2001 г. входит в ОАО «НПО «Сатурн») ... 63
Основные параметры самолетов с двигателями ОАО «А. Люлька—Сатурн» ... 70
Основные параметры ГТД разработки ОАО «А. Люлька—Сатурн» ... 74
Продольные разрезы и конструктивные схемы двигателей разработки ОАО «А. Люлька—Сатурн» ... 82
ТРД ТР-1 ... 83
ТРД ТР-3 ... 84
ТРД АЛ-5 ... 85
ТРДФ АЛ-7Ф ... 86
ТРДФ АЛ-21Ф ... 87
ТРДДФ АЛ-31Ф ... 88
Московский авиамоторный научно-технический комплекс «Союз» (ОАО «АМНТК «Союз») ... 89
Государственное унитарное предприятие «Тушинское машиностроительное конструкторское бюро «Союз» (ГУП «ТМКБ «Союз») ... 95
Уфимское ФГУП «Научно-производственное предприятие «Мотор» (ФГУП «НПП «Мотор») ... 98
Основные параметры самолетов с двигателями АМНТК «Союз», ТМКБ «Союз» и НПП «Мотор» ... 100
Основные параметры ГТД разработки АМНТК «Союз», ТМКБ «Союз» и НПП «Мотор» ... 106
Продольные разрезы и конструктивные схемы двигателей разработки московских АМНТК «Союз», ТМКБ «Союз» и Уфимского НПП «Мотор» ... 120
ТРД АМ-3 (РД-3М) ... 121
ТРД АМ-5 ... 122
ТРД РУ19А-300 ... 123
ТРД Р28В-300 ... 124
ТРД Р95Ш ... 125
ТРД Р195 ... 126
ТРДФ РД-9Б ... 127
ТРДФ РД-9Ф ... 128
ТРДФ Р11-300 ... 129
ТРДФ Р25-300 ... 130
ТРДФ Р29Б-300 ... 131

ТРДФ Р15Б-300 ... 132
ТРДДФ РД-1700 ... 133
ОАО «Омское моторостроительное конструкторское бюро» (ОАО «ОМКБ») ... 134
Основные параметры самолетов и вертолетов с двигателями ОАО «ОМКБ» ... 136
Основные параметры ГТД разработки ОАО «ОМКБ» ... 138
Продольные разрезы и конструктивные схемы двигателей разработки ОАО «ОМКБ» ... 142
ТВД ТВД-10Б ... 143
ТВД ТВД-20-03 ... 144
ТРДД ТРДД-50 ... 145
ТРДД ТРДД-50М ... 146
ТВаД ГТД-3Ф ... 147
ТВаД ТВ-О-100 ... 148
ТВаД ГТД-400 ... 149
ВСУ ВГТД-43 ... 150
Пермское ОАО «Авиадвигатель» ... 151
Основные параметры самолетов с двигателями Пермского ОАО «Авиадвигатель» ... 158
Основные параметры ГТД разработки Пермского ОАО «Авиадвигатель» ... 160
Продольные разрезы и конструктивные схемы двигателей разработки Пермского ОАО «Авиадвигатель» ... 170
ТВД ТВ-2М ... 171
ТВД Д-19 ... 172
ТРДД Д-20П ... 173
ТРДД Д-30 ... 174
ТРДД Д-30А ... 175
ТРДД Д-30К ... 176
ТРДД Д-30КУ (КП) ... 177
ТРДД Д-30КУ-90 ... 178
ТРДД Д-40 ... 179
ТРДД Д-50 ... 180
ТРДД Д-40 А ... 181
ТРДД Д-70 ... 182
ТРДД ПС-90А ... 183
ТРДД ПС-90А 12 ... 184
ТРДД ПС-90АМ ... 185
ТРДД ПС-12 ... 186
ТРДД Д-100 ... 187
ТРДД Д-110 ... 188
ТРДДФ Д-21А-1 ... 189
ТРДДФ Д-30Ф6 ... 190
ТВаД Д-25В ... 191

Санкт-Петербургское ФГУП «Завод им. В. Я. Климова» ... 192

Основные параметры самолетов с двигателями Санкт-Петербургского ФГУП «Завод им. В. Я. Климова» ... 200

Основные параметры ГТД разработки Санкт-Петербургского ФГУП «Завод им. В. Я. Климова» ... 204

Продольные разрезы и конструктивные схемы двигателей разработки Санкт-Петербургского ФГУП «Завод им. В. Я. Климова» ... 216

ТРД РД-10 ... 217
ТРД РД-45 ... 218
ТРД ВК-1А ... 219
ТРДФ ВК-1Ф ... 220
ТВД ВК-2 ... 221
ТВД ТВ7-117 ... 222
ТРДДФ РД-33 ... 223
ТВаД ГТД-350 ... 224
ТВаД ТВ2-117 ... 225
ТВаД ТВ3-117 ... 226
ТВаД ВКС-800 ... 227

Рыбинское конструкторское бюро моторостроения (РКБМ, с 2001 г. входит в ОАО «НПО «Сатурн») ... 228

Основные параметры самолетов с двигателями РКБМ ... 234

Основные параметры ГТД разработки РКБМ ... 238

Продольные разрезы и конструктивные схемы двигателей разработки Рыбинского конструкторского бюро моторостроения ... 244

ТРД ВД-5 ... 245
ТРД ВД-7Б ... 246
ТРД РД36-51А ... 247
ТРД РД36-51А ДФТ ... 248
ТРД РД36-51 ... 249
ТРД РД36-51В ... 250
ТРД РД36-35 ... 251
ТРД РД36-35ФВ ... 252
ТРД РД-38 ... 253
ТРДФ ВД-19 ... 254
ТРДФ РД-7М2 ... 255
ТРДФ РД36-41 ... 256
ТВД ТВД-1500 ... 257
ТВаД РД-600В ... 258
ТРДД SaM-146 ... 259

ОАО «Самарский научно-технический комплекс им. Н. Д. Кузнецова» (ОАО «СНТК им. Н. Д. Кузнецова») ... 260

Основные параметры самолетов с двигателями ОАО «СНТК им. Н. Д. Кузнецова» ... 272

Основные параметры ГТД разработки ОАО «СНТК им. Н. Д. Кузнецова» ... 276
Продольные разрезы и конструктивные схемы двигателей разработки ОАО «СНТК им. Н. Д. Кузнецова» ... 288
ТРД 003С ... 289
ТРД 012Б ... 290
ТРД 012Д ... 291
ТВД ТВ-022 ... 292
ТВД 2ТВ-2Ф ... 293
ТВД НК-12 ... 294
ТВД НК-4 ... 295
ТВД НК-62 ... 296
ТВД НК-123ВР ... 297
ТВВД НК-63 ... 298
ТВВД НК-64 ... 299
ТВВД НК-110 ... 300
ТРДД НК-8-2У ... 301
ТРДД НК-86 ... 302
ТРДД НК-93 ... 303
ТРДД НК-44 ... 304
ТРДД НК-89 ... 305
ТРДДФ НК-6 ... 306
ТРДДФ НК-22 ... 307
ТРДДФ НК-144 ... 308
ТРДДФ НК-144В ... 309
ТРДДФ НК-25 ... 310
Анализ конструктивных схем отечественных авиационных ГТД ... 311
Конструктивные схемы турбокомпрессоров отечественных ГТД ... 312
Схемы основных разработок ГТД отечественных конструкторских бюро ... 316
Список литературы ... 320

Учебное пособие

Зрелов Владимир Андреевич

ОТЕЧЕСТВЕННЫЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ. ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ И КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ

Редактор *О. Г. Красильникова*
Оформление *Т. Н. Галицыной*
Технический редактор *Е. М. Патрушева*
Корректор *Е. В. Комиссарова*

Лицензия ИД № 05672 от 22.08.01 г.

Сдано в набор 06.04.2005. Подписано в печать 05.08.2005.
Формат 60 × 88 1/16. Бумага офсетная. Гарнитура Ньютон. Печать офсетная.
Усл. печ. л. 20,58. Уч.-изд. л. 18,21. Тираж 1000 экз. Заказ 1670

ОАО «Издательство «Машиностроение»,
107076, Москва, Стромынский пер., 4

Отпечатано в ГУП ППП «Типография «Наука» РАН»
121099, Москва, Шубинский пер., 6