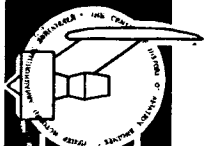
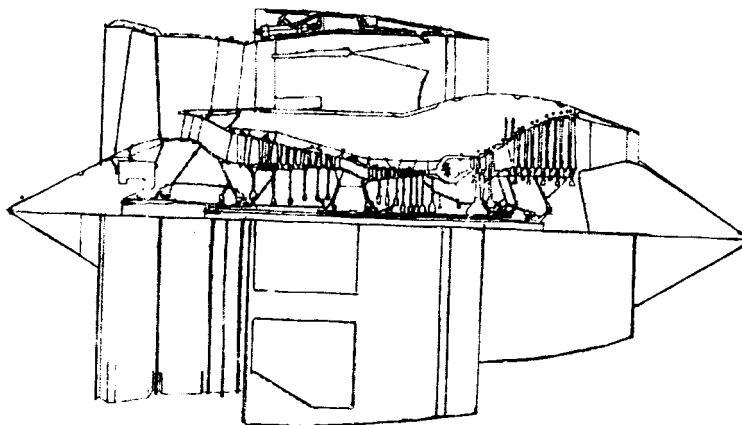


3-895



САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С. П. КОРОЛЕВА

В.А.Зрелов, В.Г.Маслов



**ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ
ОТЕЧЕСТВЕННЫХ АВИАЦИОННЫХ ГТД
И ИХ ПРИМЕНЕНИЕ
ПРИ УЧЕБНОМ ПРОЕКТИРОВАНИИ**

УЧЕБНОЕ ПОСОБИЕ

САМАРА 1999

СТАВ: 6
3-825

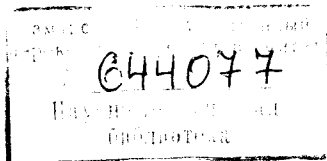
МИНИСТЕРСТВО ОБЩЕГО И ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

**САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С. П. КОРОЛЕВА**

В.А.Зрелов, В.Г.Маслов

**ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ
ОТЕЧЕСТВЕННЫХ АВИАЦИОННЫХ ГТД
И ИХ ПРИМЕНЕНИЕ
ПРИ УЧЕБНОМ ПРОЕКТИРОВАНИИ**

Учебное пособие



САМАРА 1999

УДК 621.452.3.001:629.7.036.001(075)

Основные данные отечественных авиационных ГТД и их применение при учебном проектировании: Учеб. пособие/*В.А.Зрелов, В.Г.Маслов*; Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара, 1999. 160 с.
ISBN 5-7883-0056-8

В учебном пособии впервые собраны сведения об основных технических данных и конструктивных схемах отечественных ГТД, созданных после 1947 г. Указаны методы их использования при учебном проектировании двигателей.

Учебное пособие предназначено для студентов авиационных вузов, выполняющих курсовое и дипломное проектирование двигателей летательных аппаратов. Оно может быть полезным для аспирантов и преподавателей, научных и инженерно-технических работников, занимающихся проектированием ГТД. Выполнено на кафедрах конструкции и проектирования двигателей и теории двигателей летательных аппаратов на основе открытых публикаций основных данных и конструктивных схем отечественных ГТД.

Ил. 50, табл. 2, библиограф. 61 назв.

Печатается по решению редакционно-издательского совета Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С. П. Королева

Рецензенты: С.М.Игначков – заместитель Генерального конструктора Самарского НТК им. Н.Д.Кузнецова,
Г.А.Резниченко – доцент, декан факультета летательных аппаратов СГАУ,
А.Н.Тихонов – доцент, декан факультета инженеров воздушного транспорта СГАУ.

ISBN 5-7883-0056-8

© *В.А.Зрелов, В.Г.Маслов*
© Самарский государственный аэрокосмический университет, 1999

СОДЕРЖАНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ.....	стр. 6
УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ.....	9
ВВЕДЕНИЕ.....	12
ВЫБОР КОНСТРУКТИВНОЙ СХЕМЫ И ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПРОЕКТИРУЕМОГО ГТД.....	16
Конструктивные схемы компрессоров (20). Конструктивные схемы турбин (27). Соединение роторов турбины и компрессора (33). Критерии оценки авиационных ГТД (35). Оценка массы проектируемых ГТД (39). Выбор параметров и оценка эффективности авиационного ГТД (43).	
ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ АВИАЦИОННЫХ ГТД.....	47
Основные организации – разработчики авиационных ГТД и их руководители.....	48
ЗАПОРОЖСКОЕ МКБ “ПРОГРЕСС”.....	51
ТВД АИ-20А.....	51
ТВД АИ-24.....	53
ТВВД Д-27.....	55
ТРДД АИ-25.....	57
ТРДД Д-36.....	59
ТРДД Д-18Т.....	61
ТРДД Д-436Т1.....	63
ТВад Д-136.....	65
МОСКОВСКОЕ НПП “САТУРН” им. А.М.ЛЮЛЬКИ.....	67
ТРД ТР-1.....	67
ТРД АЛ-5.....	69
ТРД АЛ-7ПБ.....	71

ТРДФ АЛ-7Ф-1.....	73
ТРДФ АЛ-7Ф-2.....	75
ТРДФ АЛ-21Ф-3.....	77
ТРДФ АЛ-31Ф.....	79
МОСКОВСКИЙ АВИАМОТОРНЫЙ НТК "СОЮЗ".....	81
ТРД АМ-3 (РД-3).....	81
ТРД АМ-5.....	83
ТРД РУ-19-300.....	85
ТРДФ РД-9Б.....	87
ТРДФ Р11Ф2-300.....	89
ТРДФ Р79В-300.....	91
ОМСКОЕ МКБ.....	93
ТВад ГТД-3Ф.....	93
ТВад ТВ-0-100.....	95
ТВД ТВД-10Б.....	97
ПЕРМСКОЕ МКБ "АВИАДВИГАТЕЛЬ".....	99
ТВад Д-25В.....	99
ТРДД Д-20П.....	101
ТРДД Д-30.....	103
ТРДД Д-30КУ.....	105
ТРДД ПС-90А.....	107
САНКТ-ПЕТЕРБУРГ. НПП "ЗАВОД ИМ. В.Я. КЛИМОВА".....	109
ТРД ВК-1.....	109
ТРДФ РД-33.....	111
ТВад ГТД-350.....	113
ТВад ТВ2-117.....	115
ТВад ТВ3-117.....	117

ТВД ТВ7-117.....	119
РЫБИНСКОЕ КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО	
МОТОРОСТРОЕНИЯ.....	121
ТРД ВД-7Б.....	121
ТРД РД36-51А.....	123
ТВД – 1500.....	125
САМАРСКИЙ НТК ИМ. Н.Д.КУЗНЕЦОВА.....	127
ТВД ТВ-022.....	127
ТВД 2ТВ-2Ф.....	129
ТВД НК-12.....	131
ТВД НК-12МВ.....	133
ТВД НК-4.....	135
ТРДД НК-8.....	137
ТРДД НК-8-4.....	139
ТРДД НК-8-2У.....	141
ТРДД НК-86.....	143
ТРДД НК-93.....	145
ТРДДФ НК-6.....	147
ТРДДФ НК-144.....	149
ТРДДФ НК-144А.....	151
Приложение 1. Результаты поверочных расчетов	
некоторых ГТД для взлетного режима	152
Приложение 2. Таблица стандартной атмосферы.....	154
СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ ИНФОРМАЦИИ	155

ПРЕДИСЛОВИЕ

За пятьдесят лет развития отечественных газотурбинных двигателей до сих пор не было издано ни одного справочного пособия, на основе которого студент мог бы сопоставить свои результаты курсового или дипломного проектирования с реальными данными созданных отечественных двигателей или сравнить отечественные двигатели с иностранными. Сведения по отечественным двигателям, в отличие от иностранных, содержатся чаще всего в ведомственных публикациях (технических описаниях, инструкциях по эксплуатации, проспектах для выставок, периодике), что затрудняет их использование в учебном процессе как студентами, так и преподавателями.

В настоящем учебном пособии впервые собраны опубликованные в открытой печати сведения по отечественным ГТД, начиная с 1947-1948 гг. Используются также материалы Центра истории авиационных двигателей СГАУ. Для некоторых двигателей сведения по отдельным их параметрам в публикациях отсутствуют. В этих случаях авторы иногда указывают предполагаемые их значения на основе разработанного экспертного метода распознавания вероятных параметров рабочего процесса авиационных ГТД при нехватке опубликованной информации [7]. В связи с

6

тем, что за последние годы названия моторостроительных ОКБ несколько раз изменялись, в учебном пособии за основу приняты их наименования по авиационной энциклопедии [2].

Учебное пособие состоит из введения и восьми разделов с основными данными ГТД – по числу основных моторостроительных ОКБ. В них приводятся основные технические данные (ОТД) и конструктивные схемы свыше пятидесяти созданных отечественных ТВД, ТВаД, ТРД, ТРДФ, ТРДД, ТРДДФ и их модификаций, а также наименования и ОТД летательных аппаратов, на которых они применяются или применялись. Названия используемых источников информации приводятся в конце пособия.

Приводимые в пособии сведения позволяют студенту решить ряд характерных проектных задач:

- провести анализ развития параметров и конструктивных схем отечественных ГТД;
- сопоставить их эффективность на летательных аппаратах (ЛА) с иностранными аналогами;
- выбрать двигатель-прототип, соответствующий полученному студентом заданию на проектирование.

Предлагаемые в пособии методы позволяют также оценить массу проектируемого двигателя, обосновать выбранные величины параметров рабочего процесса проектируемого ГТД и оценить научно-технический уровень спроектированного двигателя.

Авторы благодарят сотрудников кафедры теории двигателей ЛА Вавилова Д.Л. и Курганову В.Н. за оказанную помощь в оформлении компьютерной верстки пособия, а также рецензентов, высказавших ряд полезных замечаний.

Условные обозначения

P	– тяга
N	– мощность
C_3	– удельный расход топлива ТВД и ТВВД
$C_{уд}$	– удельный расход топлива ТРД и ТРДД
C_e	– удельный расход топлива ТВаД
π_k	– степень повышения давления
m	– степень двухконтурности
$T_{г}$	– температура газа на входе в турбину
G_v	– расход воздуха
$M_{дв}$	– масса двигателя
$D_{дв}$	– диаметр двигателя
$L_{дв}$	– длина двигателя
b	– ширина двигателя
h	– высота двигателя
$V_{п}$	– скорость полета
$H_{п}$	– высота полета
$L_{п}$	– дальность полета
$L_{впп}$	– длина взлетно-посадочной полосы
M_0	– взлетная масса ЛА
$M_{пн}$	– масса полезной нагрузки ЛА

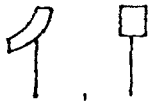
Индексы

взл	– взлетный
кр	– крейсерский
ф	– форсажный
е	– эффективный
э	– эквивалентный
нз	– аэронавигационный запас топлива
в	– вентилятор
с	– сопло

Сокращения

ГТД	– газотурбинный двигатель
ТРД	– турбореактивный двигатель
ТВД	– турбовинтовой двигатель
ТВаД	– турбовальный двигатель
ТРДД	– турбореактивный двухконтурный двигатель
ТРДФ	– ТРД с форсажной камерой
ТРДДФ	– ТРДД с форсажной камерой
ЛА	– летательный аппарат
ДПС	– дозвуковой пассажирский самолет
ОТД	– основные технические данные
НТК	– научно-технический комплекс
МКБ	– машиностроительное конструкторское бюро
КБМ	– конструкторское бюро моторостроения
НПП	– научно-производственное предприятие

Графические символы



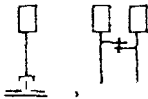
- рабочее колесо



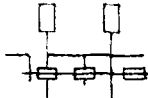
- поворотная лопатка



- сварное соединение элементов ротора



- соединение элементов ротора радиальными штифтами



- фланцевое соединение элементов ротора с призонными втулками и стяжными болтами



- торцевые шлицы



- соединение элементов ротора осевыми штифтами



- радиальные шлицы



- радиальная опора



- радиально-упорная опора



- демпфер



- уплотнение



- фланцевое болтовое соединение



- резьбовое соединение

ВВЕДЕНИЕ

Настоящее учебное пособие является заключительным в комплексе пособий СГАУ для курсового и дипломного проектирования двигателей ЛА, в которых излагаются теоретические основы методов начального проектирования авиационных ГТД на основе создания наиболее эффективной системы ГТД-ЛА [7], приводятся примеры выбора параметров и термогазодинамического расчета ОТД для всех типов авиационных ГТД с учетом согласования их характеристик с назначением и основными техническими данными ЛА [8], а также проектный расчет основных параметров турбокомпрессора [27]. В настоящем пособии приводятся параметры и конструктивные схемы большинства созданных отечественных авиационных ГТД, а также основные показатели ЛА, на которых они применяются. Ознакомление с этими данными требуется при курсовом и дипломном проектировании для выбора одного из этих двигателей в качестве базового двигателя-прототипа аналогичного типоразмера и назначения проектируемому ГТД. На основе ознакомления с данными двигателя-прототипа у студента формируется первое представление о необходимых величинах параметров

термодинамического цикла, конструктивной схеме, ориентировочном числе ступеней компрессора и турбины и других особенностях проектируемого двигателя. Тем самым облегчается при учебном проектировании задача поиска и предварительной оценки требуемого облика рабочего процесса проектируемого двигателя и конструкции его турбокомпрессора. Упрощается также для преподавателей разработка вариантов заданий на проект ГТД с учетом назначения и ОТД соответствующего ЛА.

Настоящее учебное пособие, помимо своего самостоятельного значения как справочника по параметрам и конструкции отечественных авиационных ГТД, позволяет анализировать их развитие в историческом аспекте, а при курсовом и дипломном проектировании позволяет решить ряд важных проектных задач:

- 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;

- сопоставить научно-технический уровень ОТД современных отечественных и иностранных двигателей одинакового назначения и типоразмера между собой и с спроектированным двигателем для оценки соответствия последнего мировому уровню развития.

При курсовом проектировании ГТД в СГАУ часто ставится задача воспроизведения облика рабочего процесса и схемы турбокомпрессора одного из созданных двигателей, а при дипломном проектировании – разработка перспективных вариантов ГТД или улучшенных вариантов созданных двигателей. Данное пособие учитывает это. В отличие от справочников по иностранным ГТД, в настоящем пособии в большинстве случаев по отечественным двигателям приводится более полный объем данных. Кроме того, для каждого двигателя приводится конструктивная схема, что крайне редко встречается в описаниях иностранных ГТД. Это облегчает студенту решение поставленных перед ним задач.

Анализ развития параметров созданных за полвека отечественных ГТД позволяет студенту по материалам настоящего пособия лучше понять их решающую роль в

прогрессе отечественной авиации, так как каждое достижение при этом (освоение больших скоростей, высот, дальностей и т.п.) определялось прежде всего повышением эффективности силовых установок. Последняя, как известно, наиболее существенно зависит от таких ОТД двигателя, как удельный расход топлива ($C_{уд.кр}$) и удельный вес ($\gamma_{дв}$). Из приводимых в настоящем пособии данных видно, что все отечественные авиадвигателестроительные ОКБ за прошедшие 50 лет шаг за шагом добивались у создаваемых ГТД снижения величин $C_{уд.кр}$ и $\gamma_{дв}$. Из приведенных основных данных двигателей видно, что снижение величин $C_{уд.кр}$ и $\gamma_{дв}$ определялось прежде всего повышением параметров рабочего процесса ГТД и, в первую очередь, повышением величин T_r , π_k , m .

Изучая основные технические данные отечественных ГТД и сопоставляя их с иностранными, студент убеждается в высоком научно-техническом уровне отечественных двигателей, он также имеет возможность проследить развитие их конструктивных схем в процессе совершенствования параметров ГТД различных типов и выбрать ту из них, которую он хотел бы изучить при дипломном проектировании.

ВЫБОР КОНСТРУКТИВНОЙ СХЕМЫ И ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПРОЕКТИРУЕМОГО ГТД

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

Для определения условий работы основных элементов конструкции двигателя студент проводит анализ выбранной конструктивной схемы. При выполнении курсового проекта такой анализ позволяет ему изучить конструкцию двигателя-прототипа и его элементов, обоснованно выбрать конструкцию и размеры проектируемого элемента (компрессора или турбины).

Анализ конструктивной схемы, выполняемый в дипломном проекте, дает возможность выбрать наиболее рациональную схему, спроектировать турбокомпрессор (ТК) двигателя в целом. В этом случае при анализе

конструктивной схемы студент определяет также, какие конструктивные элементы воспринимают действующие нагрузки и как эти нагрузки передаются соседним элементам, т.е. определяет и силовую схему ГТД.

Конструктивную схему двигателя выбирают, основываясь на газодинамическом расчете его турбокомпрессора, т.е. в зависимости от расчетного числа каскадов и количества ступеней вентилятора, компрессора и турбины.

Выбор наилучшей конструктивной схемы ТК для проектируемого двигателя производится на основе анализа двух-трех конструктивных схем созданных ТК у двигателей-прототипов. Для этого определяют с помощью САПР ТК [57] или каким-либо другим методом основные конструктивно-геометрические параметры ТК проектируемого двигателя (например, $M_{тк}$, $D_{тк}$, $L_{тк}$ и др.) для каждого из рассмотренных вариантов конструктивных схем при неизменных параметрах рабочего процесса проектируемого ГТД. После этого, используя, например, метод структурно-параметрической оптимизации, выбирают ту конструктивную схему ТК, которая является оптимальной для проектируемого двигателя по

совокупности рассматриваемых конструктивно-геометрических параметров его ТК [57, 58].

Анализ конструктивных схем рекомендуется проводить в следующей последовательности:

1. Обоснование выбора конструктивной схемы двигателя-прототипа (определяется типоразмером двигателя, его назначением и областью применения).

2. Анализ конструктивной схемы проектируемого ГТД. Выявляются основные конструктивные элементы двигателя и их особенности. Определяются условия работы этих элементов и требуемые их размеры, удовлетворяющие нормам прочности.

3. Анализ силовой схемы ГТД. Выявляются элементы двигателя, воспринимающие действующие нагрузки. Определяются силы и моменты, действующие на отдельные элементы двигателя, и их взаимное влияние. 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 схемы двигателей, основанные на совокупности накопленного опыта и традиций проектных и

производственных организаций путем применения как освоенных, так и новых технологических процессов и материалов.

Приведенные в пособии конструктивные схемы свыше 50 созданных отечественных ГТД представляют собой такую совокупность решений, из которой студент может выбрать требуемую схему.

Выбранное конструктивно-схемное решение должно отвечать, как минимум, следующим основным требованиям [56]:

- обеспечить соответственно основному назначению двигателя и его параметрам минимальные размеры и массу двигателя при полном удовлетворении норм прочности и надежности конструкции;
- обеспечить минимальный уровень вибраций двигателя, отвечающий действующим нормам.

Для выбора необходимой конструктивной схемы ТК студенту целесообразно ее анализ проводить отдельно по его основным элементам - компрессору и турбине.

Конструктивные схемы компрессоров

В современных полноразмерных ГТД значительное распространение получили осевые компрессоры как наиболее полно отвечающие предъявляемым требованиям.

Известно несколько конструктивных схем размещения опор у осевых компрессоров.

В *однокаскадных* компрессорах, которые применяются в ТРД, ТРДФ, ТВД, ТВаД, ротор обычно располагается на двух опорах – радиальной (роликовый подшипник) и радиально-упорной (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 (таковы, например, двигатели АИ-20, АИ-24, АЛ-7, АЛ-21Ф-3, АМ-3, АМ-5, РУ-19-300, РД-9Б, Д-25В, ВК-1, ГТД-350, ТВ2-117, ТВ3-117, ВД-7, РД36-51А, ТВ-022, НК-12). В некоторых ранних двигателях (ТР-1, АЛ-5, ГТД-3Ф, ТВД-10Б, НК-4) этот подшипник является передней опорой, а задней опорой – радиальный подшипник. 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, Д-36, Д-436, Д-136, АЛ-31Ф, РД-33, ТВ7-117, НК-6, НК-8, НК-86, НК-93, НК-144). По такой же схеме сделаны однокаскадные ГТД ТВ-О-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, Д-36, Д-18Т, Д-436, Д-136, НК-6, НК-8, НК-86, НК-93, НК-144).

Роторы компрессоров низкого (НД) и среднего давления (СД) из-за больших габаритов и массы обычно располагают на собственных двух опорах, что позволяет иметь жесткий в

поперечном направлении ротор и, следовательно, минимальные радиальные зазоры в компрессоре.

В двигателях Д-20П, Д-30, Д-30КУ, ПС-90 в этих же целях роторы компрессора высокого давления (ВД) также имеют по две опоры. Для уменьшения расстояния между опорами и, следовательно, увеличения жесткости ротора в некоторых двигателях часть ступеней компрессора располагают консольно относительно опоры (Д-27, АИ-25, Д-36, Д-18Т, Д-436, Д-136, АЛ-31Ф, Р-11-300, РД-33, ТВ3-117, НК-93). 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.

Конструктивные схемы роторов компрессоров принято разделять на три группы:

1. Роторы дискового типа.
2. Роторы барабанного типа.
3. Роторы диско-барабанного типа.

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

- посадкой с натягом (ненадежная передача крутящего момента);
- шлицами (компрессоры ВД двигателей Д-20П, Д-30, Д-30КУ, ПС-90);
- фланцами (ВК-1, вентиляторы Д-36, Д-18Т, Д-436).

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

Барабан может изготавливаться из цельной заготовки (ТР-1, ТВ2-117) или быть сварным. В последнем случае ротор компрессора имеет более высокий коэффициент использования материала. Ротор барабанного типа используется также в подпорных ступенях вентиляторов (ПС-90).

Роторы диско-барабанного 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 диско-барабанных роторов может быть выполнено следующим образом:

- а) с натягом радиальными штифтами (АИ-20, АИ-24, АМ-3, АМ-5, РД-9Б, Р-11-300, компрессор НД двигателя РД-33).

Радиальные штифты обеспечивают сохранение центровки и, следовательно, балансировки ротора при радиальных деформациях. Недостатком такого соединения является то, что барабанные перемычки приходится располагать на максимальном радиусе, а это не всегда оптимально. Имеют место также трудности в сборке-разборке ротора.

б) фланцевым (АИ-25, ТВД-1500, ВД-7 , РД36-51А, ТВ-022, 2ТВ-2Ф, НК-12, НК-4, НК-6, НК-8, НК-86, НК-144). 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 лишь создают необходимое осевое усилие стяжки ротора. Недостаток такого соединения – большая масса соединительных элементов (болтов, гаек, контршайб).

Разновидностью такого соединения является осевая стяжка ротора одним центральным болтом (ГТД-3Ф, ТВ-О-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-022, 2ТВ-2Ф, НК-12, НК-4, НК-6, НК-8, НК-86, НК-144).

В последних ступенях компрессоров ВД, где осевые расстояния между дисками малы, применяют для соединения сразу нескольких ступеней длинные призонные стяжные болты с распорными втулками (АИ-25, РД-33, НК-93).

в) шлицевым. К преимуществу такого соединения относятся надежная передача крутящего момента и простота монтажных операций. К недостаткам – необходимость в дополнительных элементах конструкции, обеспечивающих осевую стяжку ротора (АЛ-5, АЛ-7, АЛ-21Ф-3, компрессоры НД двигателей Д-20П, Д-30, Д-30КУ, ПС-90).

г) сварным. Это соединение имеет малую массу. К его недостаткам относятся сложный монтаж и ремонт ротора (компрессоры двигателей Д-27, АЛ-31Ф, Д-136, ТВ3-117, ТВ7-117, компрессор ВД двигателя РД-33, компрессоры ВД и СД двигателей Д-36, Д-18Т, Д-436, НК-93).

Корпусы компрессоров являются одним из основных элементов силовой системы ГТД. Корпус компрессора может быть разъемным или неразъемным. Последний 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 (Д-36, Д-18Т, Д-436).

Разъемная конструкция корпуса облегчает сборку и разборку компрессора, повышает его ремонтпригодность. Поперечные разъемы (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, компрессор НД двигателя Р11-300) увеличивают жесткость корпуса и обеспечивают ее равномерность по окружности. При продольном разьеме (АИ-20, АИ-24, АМ-5, РД-9Б, 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-О-100, Д-25В, Д-20П, Д-30, Д-30КУ). Если фланцы поперечного разъема располагаются в плоскости вращения рабочего колеса, то повышается непробиваемость корпуса. Наличие поперечного разъема позволяет изготавливать элементы корпуса из разных материалов или с различной толщиной стенок.

Конструктивные схемы турбин

Известно несколько конструктивных схем турбин, различающихся числом и расположением опор. Число опор желательно иметь минимальным, поскольку упрощается конструкция, снижается масса турбины. Однако при этом увеличивается расстояние между опорами, что может вызвать большие прогибы ротора и статора при критических оборотах ротора и эволюциях летательного аппарата. Увеличение прогибов компенсируют увеличением радиальных зазоров, но это приводит к снижению к.п.д. турбины.

Число и расположение опор у турбин зависит от числа каскадов двигателя.

В *одновальных* ТРД, ТРДФ, ТВД, ТВаД турбина может быть расположена консольно относительно опоры (АИ-20, АИ-24, ТР-1, АЛ-5, АЛ-7, АМ-3, АМ-5, РУ-19-300, РД-9Б, Д-25В, ВК-1, 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 (радиально-упорная) 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 (АИ-20, АИ-24, Д-25В, ГТД-350, ВД-7, ТВ-022), или через первый силовой аппарат (ТР-1, АЛ-5, АЛ-7, АМ-3, АМ-5, РУ-19-300, РД-9Б, ВК-1). Последняя схема передачи усилий хуже, так как силовые элементы находятся в потоке горячего газа, выходящего из камеры сгорания.

Другой вариант расположения опоры – за турбиной (АЛ-21Ф-3, ГТД-3Ф, ТВД-10Б, ТВ2-117, ТВ3-117, ТВ7-117, РД36-51А, ТВД-1500, НК-4, ТВ-О-100). В этом случае температурный режим опоры лучше, чем в предыдущем варианте, но велико расстояние между опорами. В многоступенчатых турбинах из-за большой длины и массы ротора используют две опоры – переднюю и заднюю (НК-12).

В двухвальных двигателях возможны следующие варианты конструктивных схем турбин:

1. турбина ВД расположена консольно относительно опоры, а турбина НД имеет заднюю опору (АИ-25, Д-30, Д-30КУ, ПС-90А);

2. опора турбины ВД расположена за этой турбиной, а опора турбины НД – перед турбиной НД. Обе опоры объединены в единый силовой пояс (Д-136). В таком силовом поясе удобно осуществлять подвод и отвод смазки;

3. 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, РД-33, НК-6, НК-8, НК-86, НК-144);

4. 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 (Р11-300). 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 и отводить смазку.

Трехвальные ГТД имеют следующие конструктивные схемы турбин:

1. 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);

2. ротор турбины ВД опирается на ротор турбины СД через межвальный подшипник. Оба эти ротора передают нагрузку на заднюю опору турбины СД, объединенную в единый силовой пояс с турбиной винтовентилятора, расположенной консольно (Д-27, НК-93). Наличие одного общего силового пояса в опорах турбин является преимуществом, т.к. облегчается подвод и отвод смазки к опорам, уменьшается количество деталей и их масса. 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 (АИ-20, АИ-24, Д-27, АИ-25, Д-36, Д-18Т, Д-436, Д-136, ТР-1, РУ-19-300, ТВД-10Б, РД-33, ТВ7-117, НК-93, ТВД-1500) или призонными втулками (ГТД-3Ф, ТВ-022, 2ТВ-2Ф, НК-12, НК-4, НК-6, НК-8, НК-86, НК-144). Преимуществами такого соединения является высокая надежность передачи крутящего момента и высокая точность соединения. Недостатками – большие

30

размеры соединения, ослабление диска отверстиями под болты или втулки;

- **штифтовые.** Соединение радиальными штифтами (АЛ-5, АЛ-7, АЛ-21Ф-3, АЛ-31Ф, АМ-3, АМ-5, РД-9Б, Р11-300, Д-25В, Д-20П, свободная турбина 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.** Горцевые шлицы (турбина БД двигателя РД-33, турбины двигателей ГТД-350, ТВ2-117, ТВ3-117, 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 (ВК-1) сложно центрировать.

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

Среди *свободных турбин (СТ)* наибольшее распространение получили две 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 (ТВ-О-100, ТВД-1500, ТВ7-117). В этом случае вал получается длинным и, поскольку он находится внутри вала ТК, его диаметр мал, т.е. малы поперечная и крутильные жесткости, что может привести к большой амплитуде его колебаний. Для предотвращения больших прогибов вала иногда его делают разрезным и применяют радиальный межвальный подшипник (ТВ7-117), а также используют в опорах демпфирующие устройства (ТВ-О-100).

В ТВад ГТД-350, где поток газа дважды изменяет направление своего движения на противоположное, СТ

расположена между компрессором и его турбиной. При такой конструктивной схеме потребовалось сделать вал ТК из условий сборки-разборки 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 (Д-36, Д-18Т, Д-436, Д-136, ТВД-1500, роторы ВД двигателей АЛ-31Ф, РД-33, НК-6, НК-8, НК-86, НК-93, НК-144). Такое соединение позволяет иметь минимальное количество опор (2...3), 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 3...4-опорных роторах (АИ-20, АИ-24, АЛ-7, АЛ-21Ф-3, ГТД-3Ф, АМ-5, РД-9Б, РУ-19-300, Р11-300, ТВД-10Б, РД36-51А, ТВ3-117, Д-25В, ТВ7-117, ТВ-022, 2ТВ-2Ф, НК-12, НК-4, роторы НД двигателей РД-33, НК-6, НК-8, НК-86, НК-144, Д-27). Такое соединение обеспечивает

хорошую ремонтпригодность 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, ТВ2-117, 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 4-опорных 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 ремонтпригодностью, однако в многовальных схемах при наличии длинных валов для исключения их взаимного касания требуется постанровка межвального подшипника (АИ-25, Д-20П, Д-30, Д-30КУ, ПС-90А, НК-93), что приводит к увеличению массы, усложнению сборки-разборки двигателя, увеличению расхода масла для смазки подшипников.

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

Критерии оценки авиационных ГТД

Оценку совершенства спроектированного авиационного ГТД в течение всего периода его жизненного цикла производят, основываясь на анализе большого числа различных критериев. При этом принцип прогрессивного развития для каждого нового двигателя заключается в улучшении одних и не ухудшении других критериев [5].

Эти критерии относятся к четырем основным группам:

1. **Функциональные критерии.** Характеризуют показатели реализации основных функций двигателя. Они могут включать в себя:

- **эффективность** (удельная тяга, удельный расход топлива, удельная масса, суммарная масса СУ и топлива на ЛА, а также другие критерии эффективности ГТД в системе ЛА);

- **надежность** (безотказность, долговечность, сохраняемость, ремонтпригодность).

2. Технологические критерии. Эта группа критериев обеспечивает экономию трудозатрат при изготовлении двигателя и подготовке его к эксплуатации. Кроме того, эти критерии характеризуют экономию материалов, зависящую от технологических факторов.

К этим критериям относятся:

- трудоемкость изготовления;
- технологичность (отражает фактор наследственности в технике). Этот критерий позволяет в наибольшей мере сохранять и использовать проверенные практикой функциональные элементы, отработанную технологию их изготовления и существующее технологическое оборудование;
- критерий использования материалов.

3. Экономические критерии. К этим критериям относятся:

- критерии расхода материалов. (К основным факторам уменьшения расхода материалов относятся: снижение стоимости двигателя, снижение транспортных расходов при перевозке сырья и материалов, экономия энергии);
- критерии расхода энергии;
- критерии затрат на информационное обеспечение.

В связи с широким использованием компьютерной техники возросли затраты на подготовку и обработку информации при создании и эксплуатации авиационных ГТД. Эти затраты становятся сопоставимыми с затратами производства на материалы и энергию.

4. Экологические критерии, связанные с воздействием производства и эксплуатации авиационных ГТД на окружающую среду (шум, загрязнение атмосферы, токсичность и т.п.).

Большая часть этих критериев может быть определена лишь на стадии серийного производства, период же разработки проекта авиационного ГТД соответствует начальным этапам проектирования и представляет собой относительно небольшой по продолжительности, но чрезвычайно важный по принимаемым решениям период жизненного цикла двигателя, т.к. здесь (в том числе и при дипломном проектировании) решаются такие задачи как:

- выбор параметров рабочего процесса на основе оптимального согласования их с параметрами ЛА;
- проектный расчет ОТД ГТД и его характеристик;
- определение основных размеров проточной части и числа ступеней турбокомпрессора; предэскизное проектирование конструкции ГТД.

Поэтому на этих этапах определяющими являются только критерии функциональной эффективности ГТД в системе ЛА.

Как известно [7], современный подход к выбору основных параметров авиационных ГТД основывается на минимизации таких критериев эффективности ЛА, как взлетная масса (M_0), себестоимость перевозок (a), затраты топлива на один тонно-километр ($C_{ТКМ}$) и т.п.; или в простейшем случае основывается на минимизации такого критерия как суммарная масса СУ и топлива на ЛА для заданной дальности полета ($M_{СУ+Т}$). Однако во всех этих случаях перед студентом возникают 2 проблемы: как, выбрав параметры рабочего процесса, рассчитать массу проектируемого двигателя и какие выбрать значения к.п.д. и коэффициентов потерь в проточной части двигателя для проведения проектного термогазодинамического расчета.

В первом случае обычно используют полученные на основе анализа статистических данных ГТД формулы для расчета их массы, или основываются на величине $\gamma_{дв}$ у прототипа.

Оценка массы проектируемых ГТД

В случае ТВД и ТВВД для оценки их массы рекомендуется использовать следующие уравнения [7]:

$$M_{ДВ} = M_{ГТД} + M_{ред}. \quad (1)$$

Здесь

$$M_{ГТД} = B \cdot G_{ВВЗЛ}^{m_1} \cdot \left(\pi_{КВЗЛ}^{*0,286} - 1 \right)^{m_2} \cdot K_c \cdot K_{рес} \cdot K_{ТГ}, \quad (2)$$

где $G_{ВВЗЛ}^*$ и $\pi_{КВЗЛ}^*$ – максимальные значения параметров ГТД при $M = 0$, $H = 0$ в условиях МСА. Остальные величины – это коэффициенты, полученные обработкой статистических данных по созданным в мире ГТД:

$K_{ТГ}$ – коэффициент учитывающий возрастание массы ГТД за счет системы охлаждения турбины: $K_{ТГ} \cong 1 + 2 \cdot 10^{-4} \cdot \left(T_{г\max}^* - 1200 \right)$.

$K_{рес}$ – коэффициент, учитывающий ресурс ГТД, $K_{рес} = 1,0 \dots 1,07$ – для ГТД ДПС (в зависимости от величины ресурса). $K_{рес} = 1,0$ – для ГТД военных и транспортных ЛА, $K_{рес} = 0,9$ – для ГТД истребителей.

K_c – коэффициент совершенствования массы ГТД. Учитывает влияние научно-технического прогресса. Величина K_c принимается по рис. 3.7 [8].

B – константа, характеризующая осредненные показатели технологического уровня изготовления каждого типоразмера ГТД.

В выражении $M_{ГТД}$ используются коэффициенты m_1 , m_2 , и B , приводимые в табл.1. Они соответствуют статистическим данным по созданным до 1995 г. ГТД и перспективным проектам на 2000 г. Среднеквадратичная погрешность оценки массы ГТД с этими коэффициентами составляет 15% (по 80 двигателям).

Массу редуктора ТВД можно оценить по следующей формуле:

$$M_{ред} \cong 5 + 78 \cdot \left(\frac{N_B}{n_B} \right) - 2,375 \cdot \left(\frac{N_B}{n_B} \right)^2,$$

где N_B – мощность на валу винта, кВт; n_B – частота вращения воздушного винта (или винтовентилятора), 1/мин. Если величина n_B неизвестна, то ее в случае ТВД

ориентировочно можно оценить по формуле

$$n_B \cong \frac{9820}{N_B^{0,269}}.$$

Масса вертолетных ТВаД оценивается по формуле (2) с коэффициентами m_1 , m_2 , B указанными в таблице 1.

Таблица 1

Тип ГТД	m_1	m_2	B
ТВаД с редуктором	0,831	0,206	56,3
ТВаД без редуктора	0,888	0,541	36,9
ТВД и ТВВД	0,74	0,16	66

В случае ТРДД и ТРД массу проектируемого двигателя рекомендуется оценивать по зависимостям следующего вида:

$$M_{\text{дв}} = (M_1 + M_{\text{ГГ}} + M_{\text{КСМ}}) K_C K_{\text{рес}}, \quad (3)$$

где

$$M_1 = B (G_{\text{вл}})_{\text{пр.вен}}^{m_1} \left[\left(\frac{\pi_{\text{к}\Sigma}^*}{\pi_{\text{в}}^*} \right)^{0,286} - 1 \right]^{m_2} K_{\text{ТГ}}$$

– масса газогенератора внутреннего контура двигателя без вентилятора и турбины вентилятора;

$$(G_{\text{вл}})_{\text{пр.вен}} = G_{\text{вл}} \frac{1}{\pi_{\text{в}}^*} \sqrt{1 + \left(\pi_{\text{в}}^{*0,286} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{\text{в}}^*}}$$

– расход воздуха на взлетном режиме через внутренний

контур, приведенный по параметрам за вентилятором (где η_v^* принимают 0,87...0,9);

$$M_{II} = 2,865 G_{v\Sigma}^{0,903} m^{0,104} \pi_v^{*1,193} - \text{масса турбовентилятора}$$

и обечайки внешнего контура;

$$M_{к.см} = 2,316 G_{v\Sigma}^{0,753} - \text{масса камеры смешения (или}$$

$$M_{ф.к} \cong 2,9 G_{v\Sigma} - \text{в случае с ТРДДФ).}$$

Соответствующие коэффициенты m_1 , m_2 , B для ТРД и ТРДД (по статистическим данным 105 двигателей) приводятся в табл.2. Относительная среднеквадратичная погрешность оценки массы ГТД по этим регрессионным моделям также не превышает 15%.

Таблица 2

Тип ГТД	$(G_{v1})_{пр.вен} = 1...5 \text{ кг/с}$			$(G_{v1})_{пр.вен} = 5...50 \text{ кг/с}$			$(G_{v1})_{пр.вен} = 50...150 \text{ кг/с}$		
	B	m_1	m_2	B	m_1	m_2	B	$m_1^*)$	m_2
ТРДД и ТРД	20,9	0,8	0,5	15,2	1	0,5	6,96	1,2	0,5

Фактические зависимости массы ГТД от его параметров более сложны и зависят от большего числа факторов, чем учтено в указанных выше статистических моделях. Поэтому

*) В этом диапазоне для ТРД и ТРДФ - $m_1 \cong 1,15$.

последние используют лишь на этапах предварительного поиска оптимальных параметров двигателя.

Полученные по ним значения $\gamma_{дв}$ рекомендуется сверять с соответствующей величиной $\gamma_{дв}$ у двигателя-прототипа.

Выбор параметров и оценка эффективности авиационного ГТД

Что касается методов выбора проектных параметров рабочего процесса, то они подробно изложены в учебном пособии [7], а методики термогазодинамического расчета и оценка величин к.п.д. компрессора и турбины и других коэффициентов потерь в элементах проточной части двигателя – в учебном пособии [8]. В качестве примера в приложении 1 приводятся для некоторых отечественных и иностранных ГТД результаты оценки достигнутых величин к.п.д. и коэффициентов потерь при их выборе по рекомендациям [8] на основе их взаимной увязки путем поверочных термогазодинамических расчетов двигателя.

На всех этапах проектирования ГТД требуется оценивать научно-технический уровень его ОТД. Показатель научно-

технического уровня ГТД в многокритериальном случае можно рассчитать по одному из методов [7] в виде некоторого интегрального показателя эффективности проектируемого двигателя в системе ЛА, отнесенного к совокупности аналогичных показателей, достигнутых в группе лучших мировых образцов аналогичного типоразмера и назначения, либо среди нескольких вариантов параметров проектируемого двигателя. В этом случае получаемая относительная величина интегральной оценки научно-технического уровня будет показывать, на сколько процентов эффективность ЛА с проектируемым ГТД будет больше или меньше, чем у сравниваемых ГТД или у других вариантов проектируемого двигателя.

При дипломном проектировании в простейшем-однокритериальном случае – для этого можно оценить относительную эффективность проектируемого двигателя в системе ЛА по критерию M_{cy+T} по следующей формуле:

$$\bar{\gamma}_e = \frac{\gamma_{e_{\text{баз}}}}{\gamma_{e_i}}, \quad (4)$$

где величину $\gamma_e = \frac{M_{cy+T}}{P_{кр}}$ (или $\frac{M_{cy+T}}{N_{кр}}$) рассчитывают

для спроектированного двигателя ($\gamma_{e_{\text{баз}}}$) и для нескольких лучших образцов созданных в мире ГТД аналогичного типоразмера и назначения (γ_{e_i}) по формуле:

$$\gamma_e = K_{\text{су}} \bar{P}_{\text{взл}} \gamma_{\text{дв}} n_{\text{дв}} + C_{\text{уд.кр}} \bar{M}_{\text{т.с.}} n_{\text{дв}} \left(\frac{L_{\text{п}}}{V_{\text{п}}} \bar{M}_{\text{топ}} + t_{\text{нз}} \right),$$

где $\bar{P}_{\text{взл}} = \frac{P_{\text{взл}}}{P_{\text{кр}}}$, $\gamma_{\text{дв}} = \frac{M_{\text{дв}}}{P_{\text{взл}}}$, а $n_{\text{дв}}$ - число двигателей

на ЛА.

Как следует из формулы, для расчета γ_e необходимо как минимум располагать по заданному ЛА следующими данными:

$L_{\text{п}}$, $V_{\text{п}}$, $K_{\text{су}}$, $n_{\text{дв}}$, $H_{\text{п}}$, $\bar{M}_{\text{т.с.}}$, $\bar{M}_{\text{топ}}$ (параметры стандартной атмосферы берутся при этом по приложению 2, а величины $K_{\text{су}}$, $\bar{M}_{\text{т.с.}}$, $\bar{M}_{\text{топ}}$ - по рекомендациям на стр. 27,28 [8]).

Для проектируемого ГТД и двигателей-прототипов требуется знать величины $C_{\text{уд.кр}}$, $\bar{P}_{\text{взл}}$ и $\gamma_{\text{дв}}$.

Все эти данные приводятся в настоящем пособии для большинства отечественных ГТД, а данные для

иностранных двигателей-аналогов отыскивают в справочниках [4].

Если в результате расчета критериев γ_e по указанной методике будет получено для проектируемого ГТД, что величина $\bar{\gamma}_e \leq 1,0$, то это означает, что его ОТД соответствуют достигнутому мировому уровню или даже превышают его.

Если же получают $\bar{\gamma}_e > 1,0 \div 1,02$, то в этом случае для проектируемого ГТД необходимо выбрать другие (лучшие) величины параметров рабочего процесса, обеспечивающие ему требуемый научно-технический уровень ОТД.

Таким образом, при дипломном проектировании критерий $\bar{\gamma}_e$ может быть одновременно использован как при оценке научно-технического уровня спроектированного двигателя, так и при обосновании выбора величин параметров рабочего процесса для проектируемого ГТД.

Приводимые в пособии данные отечественных ГТД и их ЛА позволяют это сделать с учетом как типа ГТД, так и типа и назначения ЛА. Этому способствует особая структура приводимых в пособии справочных данных, когда кроме ОТД двигателя одновременно приводится достаточно подробный перечень ЛА, на которых этот ГТД применяется, их назначение, а также необходимый минимум их ОТД, требующийся для оценки эффективности двигателя в системе ЛА по формуле (4).

**ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ
ОТЕЧЕСТВЕННЫХ
АВИАЦИОННЫХ
ГТД**

ОСНОВНЫЕ ОРГАНИЗАЦИИ–РАЗРАБОТЧИКИ

АВИАЦИОННЫХ ГТД И ИХ РУКОВОДИТЕЛИ

Запорожское машиностроительное конструкторское бюро (МКБ) “Прогресс” им. А.Г.Ивченко.

Образовано в 1945 г.

Генеральные конструкторы:

А.Г.Ивченко (1945-68 гг.)

В.А.Лотарев (1968-88 гг.)

Ф.М.Муравченко (с 1988 гг.).

Московское научно-производственное предприятие (НПП) “Сатурн” им. А.М.Люльки

Основано в 1946 г.

Генеральные конструкторы:

А.М.Люлька (1946-84 гг.)

В.И.Чепкин (с 1984 г.)

Московский авиамоторный научно-технический комплекс (ПТК) “Союз”

Основан в 1943 г.

Генеральные конструкторы:

А.А.Микулин (1943-55 гг.)

С.К.Туманский (1955-73 гг.)

О.Н.Фаворский (1973-87 гг.)

В.К.Кобченко (с 1987 г.)

Омское моторостроительное конструкторское бюро (МКБ)

Образовано в 1947 г.

Главные конструкторы :

В.А.Глушенков (1956-73 гг.)

В.С.Пашенко (1973-85 гг.)

В.Г.Костогрыз (с 1985 г.)

ОСНОВНЫЕ ОРГАНИЗАЦИИ–РАЗРАБОТЧИКИ

АВИАЦИОННЫХ ГТД И ИХ РУКОВОДИТЕЛИ

*Запорожское машиностроительное конструкторское бюро
(МКБ) “Прогресс” им. А.Г.Ивченко.*

Образовано в 1945 г.

Генеральные конструкторы:

А.Г.Ивченко (1945-68 гг.)

В.А.Лотарев (1968-88 гг.)

Ф.М.Муравченко (с 1988 гг.).

*Московское научно-производственное предприятие (НПП)
“Сатурн” им. А.М.Люльки*

Основано в 1946 г.

Генеральные конструкторы:

А.М.Люлька (1946-84 гг.)

В.И.Чепкин (с 1984 г.)

*Московский авиамоторный научно-технический комплекс
(ПТК) “Союз”*

Основан в 1943 г.

Генеральные конструкторы:

А.А.Микулин (1943-55 гг.)

С.К.Туманский (1955-73 гг.)

О.Н.Фаворский (1973-87 гг.)

В.К.Кобченко (с 1987 г.)

*Омское моторостроительное конструкторское бюро
(МКБ)*

Образовано в 1947 г.

Главные конструкторы :

В.А.Глушенков (1956-73 гг.)

В.С.Пащенко (1973-85 гг.)

В.Г.Костогрыз (с 1985 г.)

*Пермское моторостроительное конструкторское бюро
(МКБ) "Авиадвигатель"*

Основано в 1938 г. С 1953 г. разрабатывает ГТД.

Генеральные конструкторы:

А. Д. Швецов (1938-53 гг.)

П. А. Соловьев (1953-89 гг.)

Ю. Е. Решетников (1989-95 гг.)

М. Л. Кузьменко (1995-98 гг.)

Ю. Е. Решетников (с 1998 г.)

*Санкт-Петербургское научно-производственное пред-
приятие (НПП) "Завод им. В. Я. Климova"*

Завод основан в 1914 г. Опытное конструкторское бюро – в 1946 г.

Генеральные конструкторы:

В. Я. Климов (1946-60 гг.)

С. П. Изотов (1960-83 гг.)

А. А. Саркисов (с 1983 г.)

*Рыбинское конструкторское бюро моторостроения
(РКБМ)*

Образовано в 1939 г. на базе КБ-2 МАИ. С 1943 г. – в Рыбинске.

Генеральные конструкторы:

В. А. Добрынин (1941-60 гг.)

П. А. Колесов (1960-84 гг.)

В. И. Галигузов (1984-88 гг.)

А. С. Новиков (с 1988 г.)

*Самарский научно-технический комплекс (НТК)
им. Н. Д. Кузнецова*

Опытный завод и ОКБ основаны в 1946 г.

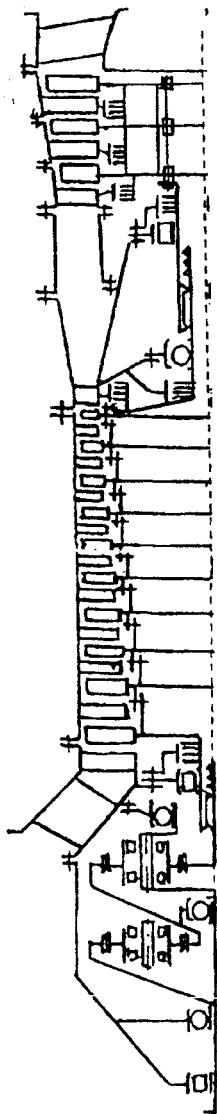
Директор – Н. М. Олехнович
(1946-49 гг.)

Генеральные конструкторы:

Н. Д. Кузнецов (1949-93 гг.)

Е. А. Гриценко (с 1993 г.).

**Конструктивная схема двигателя
АИ-20А**



Запорожское МКБ “Прогресс” ТВД АИ-20А

Одновальный двигатель с однорядным воздушным винтом.

Серийное производство 1958-1969 гг.

$$N_{\text{э}} = 2940 \text{ кВт (4000 л.с.)}$$

$$C_{\text{э}} = 0,353 \text{ кг/кВт}\cdot\text{ч (0,259 кг/л.с.}\cdot\text{ч)}$$

$$G_{\text{в}} = 20,9 \text{ кг/с}$$

$$\pi_{\text{к}} = 7,32$$

$$T_{\text{г max}} = 1080 \text{ К}$$

$$N_{\text{э}} = 1680 \text{ кВт (2300 л.с.)}$$

$$C_{\text{э}} = 0,285 \text{ кг/кВт}\cdot\text{ч (0,210 кг/л.с.}\cdot\text{ч)}$$

$$\pi_{\text{к}} = 8,5$$

Взлетный режим,
 $H = 0, V = 0$

Крейсерский режим,
 $H = 8 \text{ км}, V = 630 \text{ км/ч}$

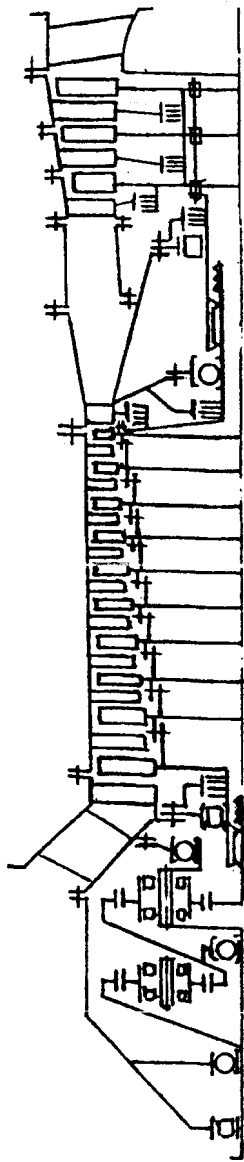
$$M_{\text{дв}} = 1080 \text{ кг } L_{\text{дв}} = 3,096 \text{ м}, b = 0,842 \text{ м}, h = 1,18 \text{ м.}$$

Применение. Пассажирский 4-двигательный самолет Ан-10 ($V_{\text{кр}} = 580 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 1800\text{-}3350 \text{ км}$, $M_0 = 54 \text{ т}$, число пассажиров – 100 чел). Пассажирский 4-двигательный магистральный самолет Ил-18 ($V_{\text{кр}} = 650 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 3800\text{-}5500 \text{ км}$, $M_0 = 61,2 \text{ т}$, число пассажиров 75-100 чел.).

Модификации. С 1965 г. АИ-20М ($N_{\text{э вzl}} = 3170 \text{ кВт}$, $C_{\text{э вzl}} = 0,325 \text{ кг/кВт}\cdot\text{ч}$, $N_{\text{э кр}} = 1985 \text{ кВт}$, $C_{\text{э кр}} = 0,268 \text{ кг/кВт}\cdot\text{ч}$) для 4-двигательного транспортного самолета Ан-12; АИ-20ДМ и АИ-20Д ($N_{\text{э вzl}} = 3810 \text{ кВт}$, $C_{\text{э вzl}} = 0,320 \text{ кг/кВт}\cdot\text{ч}$, $T_{\text{г}} = 1160 \text{ К}$) для 2-двигательных транспортных самолетов Ан-32 и Ан-8.

Источники информации [2,11,29]

**Конструктивная схема двигателя
АИ-24**



Запорожское МКБ “Прогресс”

ТВД АИ-24

Одновальный двигатель с однорядным воздушным
винтом .

Серийное производство с 1962 г.

$$N_{\text{э}} = 1876 \text{ кВт (2550 л.с.)}$$

$$C_{\text{э}} = 0,364 \text{ кг/кВт·ч (0,267 кг/л.с·ч)}$$

$$G_{\text{в}} = 13,1 \text{ кг/с}$$

$$\pi_{\text{к}} = 6,4$$

$$T_{\text{г}} = 1150 \text{ К}$$

$$N_{\text{э}} = 1105 \text{ кВт (1500 л.с.)}$$

$$C_{\text{э}} = 0,322 \text{ кг/кВт·ч (0,237 кг/л.с·ч)}$$

Взлетный режим,
 $H = 0, V = 0$

Крейсерский режим,
 $H = 6 \text{ км}, V = 475 \text{ км/ч}$

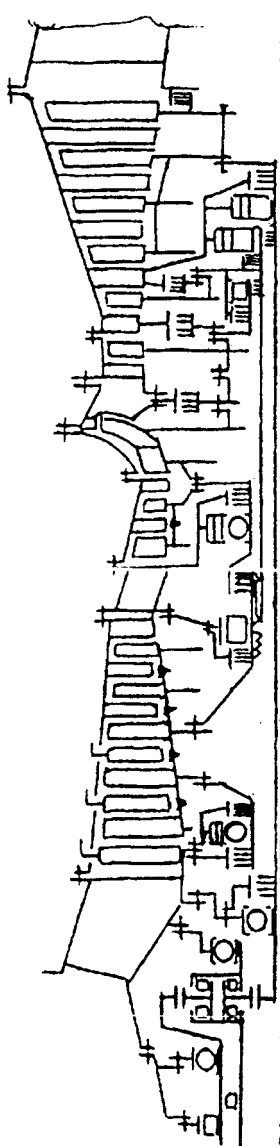
$$M_{\text{дв}} = 600 \text{ кг}, L_{\text{дв}} = 2,346 \text{ м}, b = 0,677 \text{ м}, h = 1,075 \text{ м.}$$

Применение. 2-двигательный пассажирский самолет местных воздушных линий Ан-24 ($V_{\text{кр}} = 450-475 \text{ км/ч}$, $H_{\text{max}} = 8000 \text{ м}$, $L_{\text{п}} = 1000-2800 \text{ км}$, $M_0 = 21,8 \text{ т}$, число пассажиров – 48-52 чел).

Основные модификации. АИ-24Т, АИ-24ВТ ($N_{\text{э вzl}} = 2074 \text{ кВт}$) для транспортного самолета Ан-26, а также Ан-30 (аэрофотосъемка).

Источники информации [2, 12]

Конструктивная схема двигателя
Д-27



Запорожское МКБ "Прогресс"

ТВВД Д-27

Турбовинтовентиляторный двигатель нового поколения с многолопастными соосными малошумными саблевидными воздушными винтами уменьшенного диаметра с высоким КПД. Опытный двигатель. Летные испытания начаты в 1994 г. Начало серийного производства – 2001 г.

$$N_{\text{э}} = 10290 \text{ кВт (14000 л.с.)}$$

$$C_{\text{э}} = 0,231 \text{ кг/кВт·ч (0,170 кг/л.с.·ч)}$$

$$G_{\text{в}} = 27,4 \text{ кг/с}$$

$$T_{\text{Г max}} = 1640 \text{ К}$$

$$\pi_{\text{к}} = 22,9$$

$$N_{\text{э}} = 4960 \text{ кВт (6750 л.с.)}$$

$$C_{\text{э}} = 0,177 \text{ кг/кВт·ч (0,130 кг/л.с.·ч)}$$

$$\pi_{\text{к}} = 29,7$$

$$T_{\text{Г}} = 1450 \text{ К}$$

Взлетный режим,
 $H = 0, V = 0$

Крейсерский режим,
 $H = 11 \text{ км}, V = 750 \text{ км/ч}$

$$M_{\text{дв}} = 1650 \text{ кг}, L_{\text{дв}} = 4,198 \text{ м}, b = 1,260 \text{ м}, h = 1,370 \text{ м.}$$

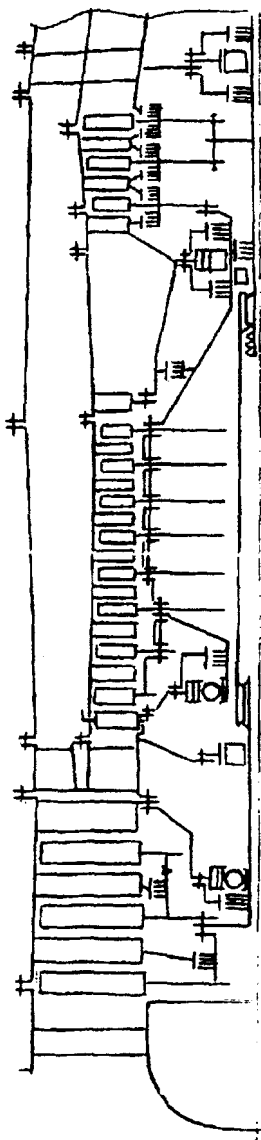
Применение. Ан-70 – 4-двигательный военно-транспортный самолет ($V_{\text{кр}} = 750 \text{ км/ч}$, $H_{\text{кр}} = 8600$ - 9600 м , $L_{\text{п}} = 5530$ - 7250 км , $M_0 = 130 \text{ т}$, $M_{\text{пн}} = 30 \text{ т}$).

Предназначен для замены Ан-12.

Ан-180 – 2-двигательный среднемагистральный пассажирский самолет ($V_{\text{кр}} = 800 \text{ км/ч}$, $H_{\text{кр}} = 10100 \text{ м}$, $L_{\text{п}} = 2400 \text{ км}$, $M_0 = 67,5 \text{ т}$, число пассажиров - 175 чел., $C_{\text{пкм}} = 14,5 \text{ грамм/пассажира-км}$).

Источники информации [6, 10]

Конструктивная схема двигателя
АИ-25



Запорожское МКБ “Прогресс”

ТРДД АИ-25

Двухвальный двигатель без смешения потоков контуров.
Серийное производство с 1967 г.

$$P = 14,7 \text{ кН (1500 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}} = 0,0581 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,57 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$G_{\text{в}} = 44,8 \text{ кг/с}$$

$$\pi_{\text{к}} = 8$$

$$m = 2,2$$

$$T_{\text{г}} = 1145 \text{ К}$$

$$P = 4,43 \text{ кН (452 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}} = 0,0811 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,795 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

Взлетный режим,
 $H = 0, V = 0$

Крейсерский режим,
 $H = 6 \text{ км}, V = 550 \text{ км/ч}$

$$M_{\text{дв}} = 348 \text{ кг}$$

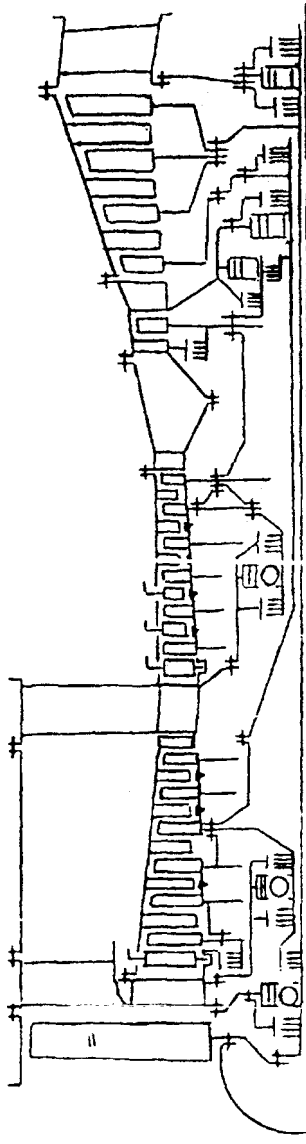
$$L_{\text{дв}} = 1,993 \text{ м}, b = 0,82 \text{ м}, h = 0,896 \text{ м.}$$

Применение. 3-двигательный пассажирский самолет местных воздушных линий Як-40 ($V_{\text{кр}} = 550 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 600\text{-}1800 \text{ км}$, $L_{\text{впп}} = 1250 \text{ м}$, $H_{\text{max}} = 8100 \text{ м}$, $M_0 = 16,1 \text{ т}$; число пассажиров – 24-32 чел).

Модификация: АИ-25ТЛ ($P_{\text{взл}} = 16,9 \text{ кН}$, $C_{\text{уд взл}} = 0,061 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч}$, $G_{\text{в}} = 46,8 \text{ кг/с}$, $M_{\text{дв}} = 400 \text{ кг}$) для учебно-тренировочного самолета Л-39 (Чехословакия).

Источники информации [2, 10, 13, 14]

Конструктивная схема двигателя
Д-36



Запорожское МКБ "Прогресс"

ТРДД Д-36

Трехвальный двигатель большой двухконтурности без смещения потоков контуров.

Серийное производство с 1977 г.

$$P = 63,7 \text{ кН (6500 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}} = 0,0372 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,365 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$m = 5,6$$

$$G_{\text{в}} = 253 \text{ кг/с}$$

$$\pi_{\text{в}} = 1,39$$

$$\pi_{\text{к}} = 20,2$$

$$T_{\text{г}} = 1450 \text{ К (} T_{\text{г max}} = 1510 \text{ К)}$$

$$P = 15,7 \text{ кН (1600 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}} = 0,0662 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,649 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$m = 6,2$$

$$G_{\text{в}} = 148 \text{ кг/с}$$

$$\pi_{\text{к}} = 19,8$$

$$\pi_{\text{г}} = 1,4$$

$$T_{\text{г}} = 1245 \text{ К}$$

Взлетный режим,
 $H = 0, V = 0$

Крейсерский режим,
 $H = 8 \text{ км}, V = 800 \text{ км/ч}$

$$M_{\text{дв}} = 1106 \text{ кг}, L_{\text{дв}} = 3,47 \text{ м}, b = 1,541 \text{ м}, h = 1,711 \text{ м.}$$

Применение. Як-42 – 3-двигательный ближнемагистральный пассажирский самолет ($V_{\text{кр}} = 750\text{--}810 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 1000\text{--}2150 \text{ км}$, $L_{\text{впп}} = 1800 \text{ м}$,

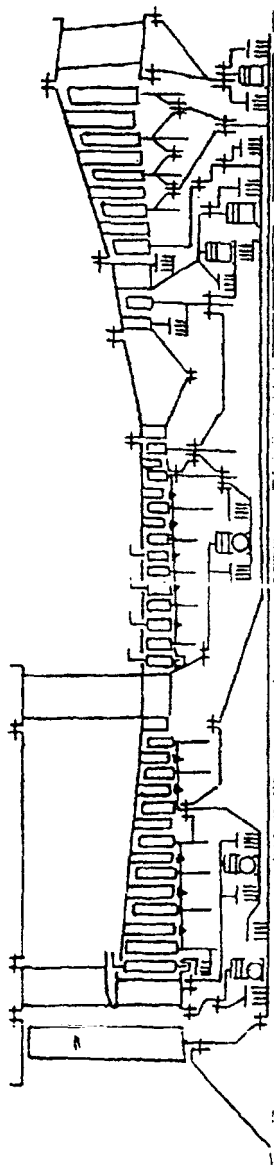
$$M_0 = 53,5 \text{ т, число пассажиров – } 104\text{--}120 \text{ чел.}$$

Ан-72 – 2-двигательный военно-транспортный самолет укороченного взлета и посадки ($V_{\text{кр}} = 550\text{--}600 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 1000\text{--}2000 \text{ км}$, $L_{\text{впп}} = 600 \text{ м}$, $M_0 = 34,5 \text{ т}$, $M_{\text{пн}} = 10 \text{ т}$).

Ан-74 – модификация Ан-72 для работы в Арктике и Антарктиде.

Источники информации [2, 10, 15]

Конструктивная схема двигателя
Д-18Т



Запорожское МКБ "Прогресс"

ТРДД Д-18Т

Трехвальный двигатель модульной конструкции без смещения потоков конгуров. В основу его конструкции в качестве двигателя-прототипа положен Д-36.

Серийное производство с 1984 г.

$$P = 230 \text{ кН (23400 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}} = 0,0357 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,349 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$G_{\text{в}} = 760 \text{ кг/с}$$

$$T_{\text{г}} = 1600 \text{ К}$$

$$P = 47,6 \text{ кН (4860 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}} = 0,0582 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,57 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$T_{\text{г}} = 1395 \text{ К}$$

$$\pi_{\text{к}} = 27,5$$

$$t = 5,71$$

Взлетный режим,
 $H = 0, V = 0$

Крейсерский режим,
 $H = 11 \text{ км}, V = 800 \text{ км/ч}$

$$M_{\text{дв}} = 4100 \text{ кг}$$

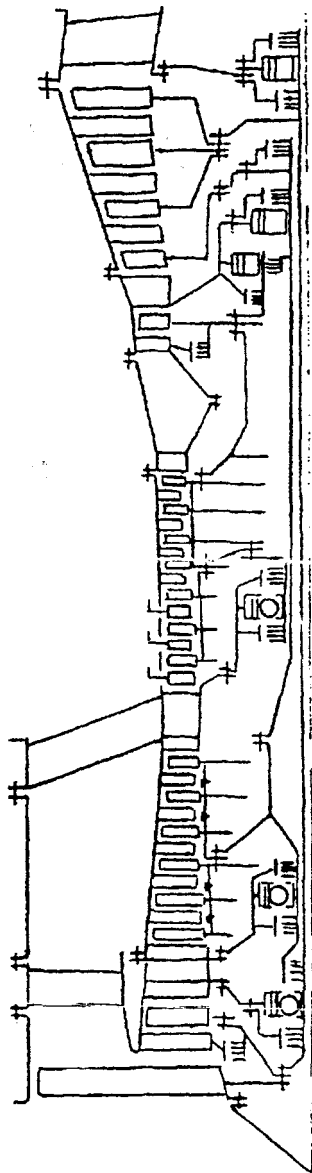
$$L_{\text{дв}} = 5,400 \text{ м}, b = 2,792 \text{ м}, h = 2,937 \text{ м.}$$

Применение. Широкофюзеляжные транспортные самолеты Ан-124 с 4 двигателями ($L_{\text{п}} = 4500-16500^*)$ км, $M_{\text{пн}} = 150 \text{ т}, M_0 = 405 \text{ т}$) и Ан-225 с 6 двигателями ($L_{\text{п}} = 4500-14700^*)$ км, $M_{\text{пн}} = 250 \text{ т}, M_0 = 600 \text{ т}$)

^{*}Перегоночная дальность

Источники информации [2, 10, 32]

Конструктивная схема двигателя
Д-436Т1



Запорожское МКБ "Прогресс"

ТРДД Д-436Т1

Трехвальный двигатель без смешения потоков контуров. Представляет собой дальнейшее развитие двигателя Д-36. Опытный двигатель. Летные испытания завершены в 1995 г.

$$P = 75 \text{ кН (7650 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}} = 0,039 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,384 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$G_{\text{в}} = 227 \text{ кг/с}$$

$$\pi_{\text{к}} = 23,2$$

$$m = 4,82$$

$$T_{\text{г}} = 1483 \text{ К}$$

Взлетный режим,

$$H = 0, V = 0$$

$$P = 15,5 \text{ кН (1585 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}} = 0,062 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,608 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

Крейсерский режим,

$$H = 11 \text{ км, } V = 800 \text{ км/ч}$$

$$M_{\text{дв}} = 1450 \text{ кг, } D_{\text{вх}} = 1,373 \text{ м, } L_{\text{дв}} = 3,733 \text{ м, } h = 1,953 \text{ м,}$$

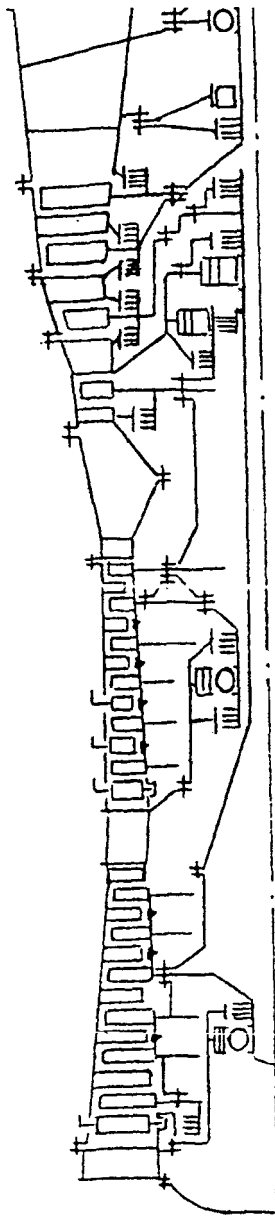
$$h = 1,81 \text{ м}$$

Применение. Двухдвигательный ближнемагистральный самолет Ту-334-100 ($L_{\text{п}} = 2000$ км, $M_0 = 46,1$ т; число пассажиров - 102 чел.). Предназначен для замены Ту-134. Первый полет - 8.02.99. Сертификация летной годности - 2000-2001 г.

Модификация. Д-436ТП ($P_{\text{взл}} = 75$ кН) для двухдвигательного самолета - амфибии Бе-200 ($V_{\text{max}} = 720$ км/ч, $L_{\text{п}} = 1100$ км, $M_0 = 36$ т; число пассажиров - 64 чел.); Д-436Т2 - форсированный по $T_{\text{г}}$ до 1520 К вариант Д436Т1 (летные испытания завершены в 1996 г.) для Ту-334-200 ($P_{\text{взл}} = 80,3$ кН, число пассажиров 126 чел.).

Источники информации [6, 10]

Конструктивная схема двигателя
Д-136



Запорожское МКБ “Прогресс”

ТВаД Д-136

Трехвальный двигатель со свободной турбиной.

Создан на базе основных узлов Д-36.

Серийное производство с 1982 г.

$$N_{\epsilon \text{ вкл}} = 8380 \text{ кВт (11400 л.с.)}$$

$$C_{\epsilon \text{ вкл}} = 0,269 \text{ кг/кВт·ч (0,198 кг/л.с.·ч)}$$

$$G_{\text{в}} = 36 \text{ кг/с}$$

$$\pi_{\text{к}} = 18,3$$

$$T_{\text{г}} = 1478 \text{ К (} T_{\text{г max}} = 1516 \text{ К)}$$

$$M_{\text{дв}} = 1050 \text{ кг}$$

$$L_{\text{дв}} = 3,964 \text{ м}$$

$$b = 1,67 \text{ м}$$

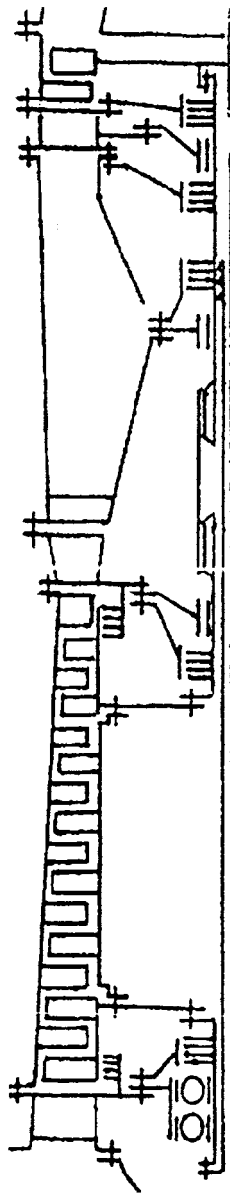
$$h = 1,16 \text{ м}$$

Применение: двухдвигательный ($2 \times 7355^*)$ кВт)
тяжелый многоцелевой вертолет Ми-26Т ($V_{\text{max}} = 295$ км/ч,
 $L_{\text{п}} = 670$ км, $M_0 = 49,6$ т, число пассажиров – 80 чел. или
число больных на носилках – 60 чел.)

^{*)}Ограничена по значению крутящего момента на главном редукторе.

Источники информации [2, 6, 10, 31, 55]

Конструктивная схема двигателя
ТР-1



Московское НПП "Сатурн" им. А.М.Люльки

ТРД ТР-1

Первый отечественный турбореактивный двигатель.
Опытный. Завершение госиспытаний – 1947 г.

$$P_{\text{взл}} = 13,6 \text{ кН (1400 кгс)}$$

$$C_{\text{уд кр}} = 0,132 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (1,29 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$G_{\text{в}} = 31,5 \text{ кг/с}$$

$$\pi_{\text{к}} = 3,16$$

$$T_{\text{г}} = 1050 \text{ К}$$

$$M_{\text{дв}} = 856 \text{ кг}$$

$$D_{\text{дв}} = 0,856 \text{ м}$$

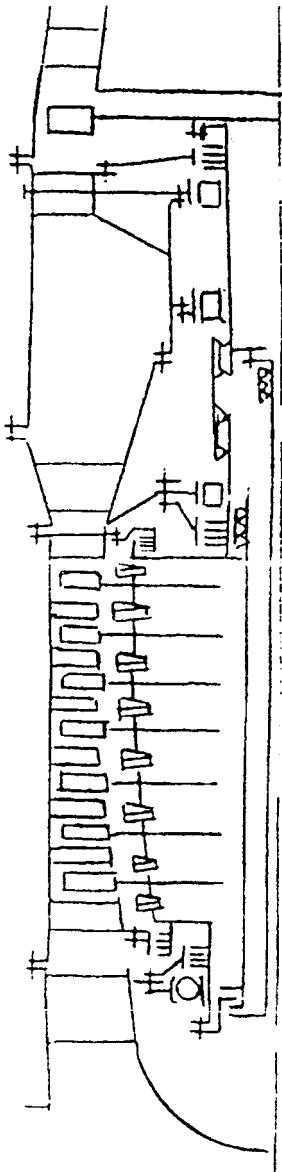
$$L_{\text{дв}} = 3,86 \text{ м}$$

$$H = 0, V = 0$$

Применение: экспериментальный четырехдвигательный бомбардировщик Ил-22 ($V_{\text{max}} = 718 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 865 \text{ км}$, $M_0 = 24 \text{ т}$, $M_{\text{пн}} = 2 \text{ т}$); опытный двухдвигательный истребитель Су-11 ($V_{\text{max}} = 940 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 900 \text{ км}$, $M_0 = 6,35 \text{ т}$).

Источники информации [2, 19, 30]

Конструктивная схема двигателя
АЛ-5



Московское НПП "Сатурн" им. А.М.Люльки ТРД АЛ-5

Опытный. Летные испытания – 1952 г.

$$P_{\text{взл}} = 49 \text{ кН (5000 кгс)}$$

$$C_{\text{уд кр}} = 0,097 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,95кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$G_{\text{в}} = 95 \text{ кг/с}$$

$$\pi_{\text{к}} = 4,5$$

$$T_{\text{г}} = 1100 \text{ К}$$

$$M_{\text{дв}} = 1770 \text{ кг}$$

$$D_{\text{дв}} = 1,2 \text{ м}$$

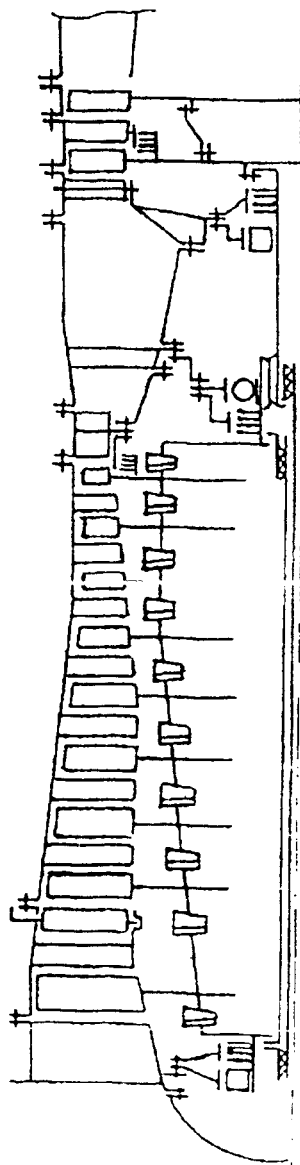
$$L_{\text{дв}} = 4,31 \text{ м}$$

$$H = 0, V = 0$$

Применение: двухдвигательный бомбардировщик Ил-46 ($V_{\text{max}}=930 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}}= 5000 \text{ км}$, $M_0= 52,4 \text{ т}$, $M_{\text{пн}} = 3-6 \text{ т}$); однодвигательный истребитель – перехватчик Ла-190 ($V_{\text{max}}=1190 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}}= 1150 \text{ км}$, $M_0= 9,3 \text{ т}$).

Источники информации [2, 19, 30]

Конструктивная схема двигателя
АЛ-7ПБ



Московское НПП "Сатурн" им. А.М.Люльки ТРД АЛ-7ПБ

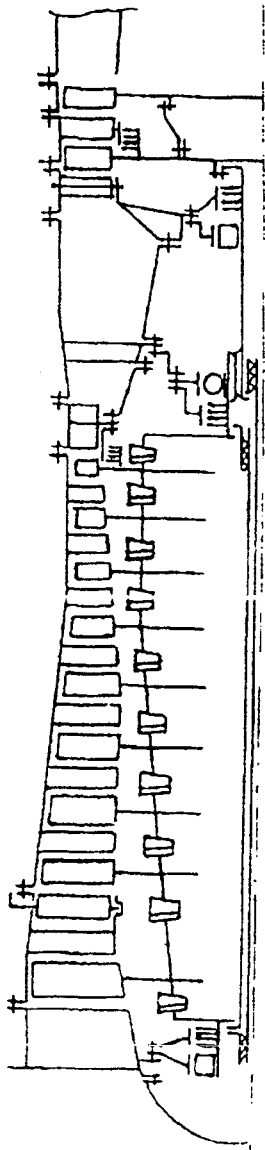
Серийное производство с 1961 г.

$$\left. \begin{aligned} P_{\text{взл}} &= 71,2 \text{ кН (7260 кгс)} \\ C_{\text{уд взл}} &= 0,099 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,97 кг/кгс}\cdot\text{ч)} \\ C_{\text{уд кр}} &= 0,089 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,872 кг/кгс}\cdot\text{ч)} \\ G_{\text{в}} &= 114 \text{ кг/с} \\ \pi_{\text{к}} &= 9,1 \\ T_{\text{Г взл}} &= 1133 \text{ К (} T_{\text{Г max}} = 1200 \text{ К)} \end{aligned} \right\} H = 0, V = 0$$
$$\begin{aligned} M_{\text{дв}} &= 1746 \text{ кг} \\ D_{\text{дв}} &= 1,062 \text{ м} \\ L_{\text{дв}} &= 3,31 \text{ м} \end{aligned}$$

Применение: двухдвигательный разведчик – торпедоносец Бе-10 ($V_{\text{max}} = 910 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 2960 \text{ км}$, $M_0 = 45 \text{ т}$, $M_{\text{пн}} = 3 \text{ т}$).

Источники информации [2, 19, 30]

Конструктивная схема двигателя
АЛ-7Ф-1



Московское НПП “Сатурн” им. А.М.Люльки

ТРДФ АЛ-7Ф-1

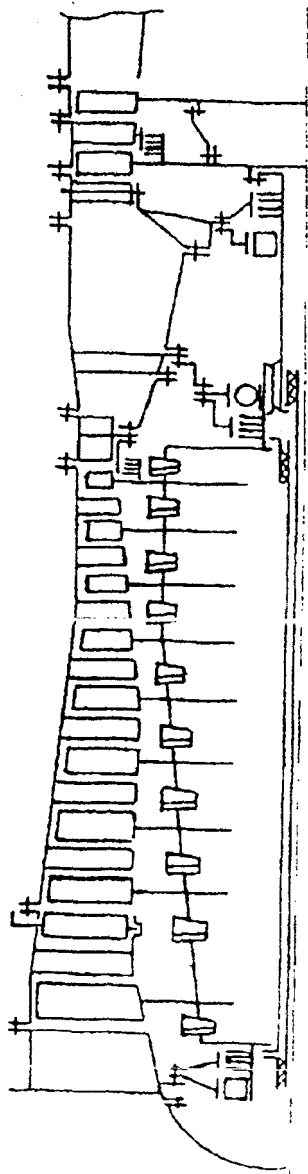
Серийное производство с 1959 г.

$$\begin{array}{l} P_{\text{ф вzl}} = 90,2 \text{ кН (9200 кгс)} \\ C_{\text{уд ф вzl}} = 0,204 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (2,0 кг/кгс}\cdot\text{ч)} \\ C_{\text{уд кр}} = 0,093 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,91 кг/кгс}\cdot\text{ч)} \\ G_{\text{в}} = 114 \text{ кг/с} \\ \pi_{\text{к}} = 9,1 \\ T_{\text{Г вzl}} = 1133 \text{ К (} T_{\text{Г max}} = 1200 \text{ К)} \\ M_{\text{дв}} = 2010 \text{ кг} \\ D_{\text{дв}} = 1,25 \text{ м} \\ L_{\text{пк}} = 6,63 \text{ м} \end{array} \quad \left. \vphantom{\begin{array}{l} P_{\text{ф вzl}} \\ C_{\text{уд ф вzl}} \\ C_{\text{уд кр}} \\ G_{\text{в}} \\ \pi_{\text{к}} \\ T_{\text{Г вzl}} \\ M_{\text{дв}} \\ D_{\text{дв}} \\ L_{\text{пк}} \end{array}} \right\} H = 0, V = 0$$

Применение: однодвигательные бомбардировщики Су-7
($V_{\text{max}} = 2120$ км/ч, $L_{\text{п}} = 1875$ км, $M_0 = 13,6$ т);
истребитель-перехватчик Су-9 ($V_{\text{max}} = 2120$ км/ч, $L_{\text{п}} =$
 $= 1800$ км, $M_0 = 11,4$ т).

Источники информации [2, 6, 19, 30]

Конструктивная схема двигателя
АЛ-7Ф-2



Московское НПП "Сатурн" им. А.М.Люльки ТРДФ АЛ-7Ф-2

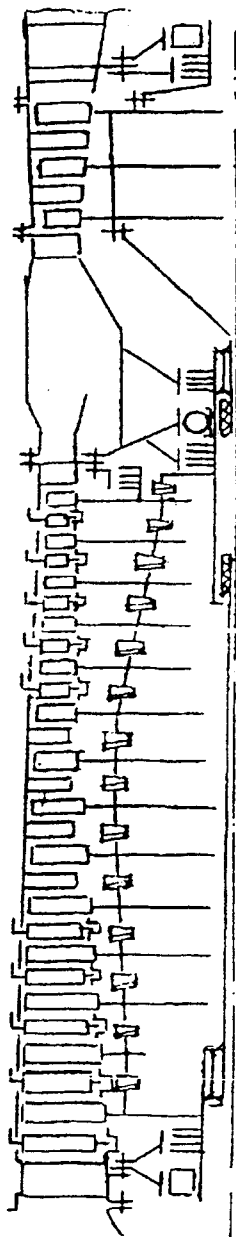
Серийное производство с 1960 г.

$$\begin{array}{l} R_{\text{ф вzl}} = 99,1 \text{ кН (10 100 кгс)} \\ C_{\text{уд ф вzl}} = 0,204 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (2,0 кг/кгс}\cdot\text{ч)} \\ C_{\text{уд кр}} = 0,091 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,89 кг/кгс}\cdot\text{ч)} \\ G_{\text{в}} = 115 \text{ кг/с} \\ \pi_{\text{к}} = 9,3 \\ T_{\text{Г}} = 1200 \text{ К} \\ M_{\text{дв}} = 2100 \text{ кг} \\ D_{\text{дв}} = 1,3 \text{ м} \\ L_{\text{дв}} = 6,65 \text{ м} \end{array} \quad \left. \vphantom{\begin{array}{l} R_{\text{ф вzl}} \\ C_{\text{уд ф вzl}} \\ C_{\text{уд кр}} \\ G_{\text{в}} \\ \pi_{\text{к}} \\ T_{\text{Г}} \\ M_{\text{дв}} \\ D_{\text{дв}} \\ L_{\text{дв}} \end{array}} \right\} H = 0, V = 0$$

Применение: однодвигательный истребитель-
перехватчик Су-11 ($V_{\text{max}} = 2340$ км/ч, $L_{\text{п}} = 1840$ км,
 $H_{\text{max}} = 18\ 000$ км, $M_0 = 14$ т).

Источники информации [2, 6, 19, 30]

Конструктивная схема двигателя
АЛ-21Ф-3



Московское НПП "Сатурн" им. А.М.Люльки

ТРДФ АЛ-21Ф-3

Серийное производство с 1970 г.

$$P_{\text{Ф вЗЛ}} = 110 \text{ кН (11215 кгс)}$$

$$C_{\text{уд ф вЗЛ}} = 0,190 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (1,86 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$P_{\text{вЗЛ}} = 76,4 \text{ кН (7800 кгс)}$$

$$C_{\text{уд вЗЛ}} = 0,09 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,88 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$C_{\text{уд кр}} = 0,078 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,76 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$\pi_{\text{к}} = 14,6$$

$$G_{\text{в}} = 104 \text{ кг/с}$$

$$T_{\text{Г}} = 1385 \text{ К}$$

$$H = 0, V = 0$$

$$M_{\text{ДВ}} = 1800 \text{ кг}$$

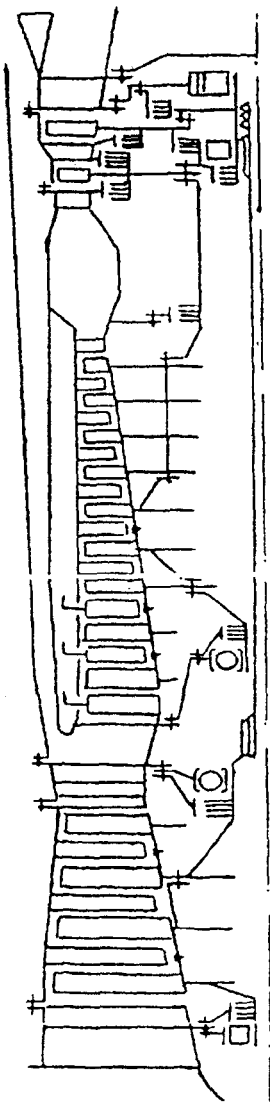
$$D_{\text{ДВ}} = 1,03 \text{ м}$$

$$\dot{L}_{\text{ДВ}} = 5,34 \text{ м}$$

Применение: однодвигательные истребители-бомбардировщики Су-17М; Су-20; Су-22М4 ($V_{\text{max}} = 1850 \text{ км/ч}$, $L_{\text{П}} = 560-2300 \text{ км}$, $M_0 = 19,5 \text{ т}$); двухдвигательные бомбардировщики Су-24 ($V_{\text{max}} = 1400 \text{ км/ч}$, $L_{\text{П}} = 560-2500 \text{ км}$, $L_{\text{ВПП}} = 1400 \text{ м}$, $M_0 = 36 \text{ т}$); однодвигательный истребитель-бомбардировщик МиГ-23Б ($V_{\text{max}} = 1800 \text{ км/ч}$, $L_{\text{П}} = 850 \text{ км}$, $L_{\text{ВПП}} = 950 \text{ м}$).

Источники информации [2, 6, 19, 30]

Конструктивная схема двигателя
АЛ-31Ф



Московское НПП "Сатурн" им. А.М.Люльки ТРДДФ АЛ-31Ф

Начало летных испытаний — 1977 г.

Серийное производство с 1982 г.

$$P_{\text{фвзл}} = 122,6 \text{ кН (12500 кгс)}$$

$$C_{\text{уд ф вzl}} = 0,2 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (1,96 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$P_{\text{вzl}} = 77 \text{ кН (7850 кгс)}$$

$$C_{\text{уд кр}} = 0,069 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,666 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$\pi_{\text{к}} = 23$$

$$m = 0,571$$

$$T_{\text{г}} = 1650 \text{ К}$$

$$M_{\text{дв}} = 1530 \text{ кг}$$

$$D_{\text{дв}} = 1,24 \text{ м}$$

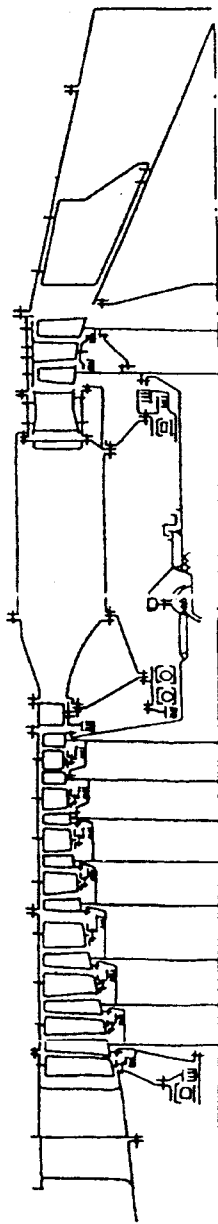
$$L_{\text{дв}} = 4,95 \text{ м}$$

$$H = 0, V = 0$$

Применение: двухдвигательный истребитель-
перехватчик Су-27 и его модификации ($V_{\text{max}} = 2500 \text{ км/ч}$,
 $L_{\text{п}} = 3680 \text{ км}$, $M_0 = 30 \text{ т}$).

Источники информации [2, 6, 19, 30, 36]

**Конструктивная схема двигателя
АМ-3 (РД-3)**



Московский авиамоторный НТК "Союз" ТРД АМ-3 (РД-3)

Серийное производство с 1952 г.

$$P_{\text{взл}} = 85,3 \text{ кН (8700 кгс)}$$

$$C_{\text{уд взл}} = 0,102 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (1,0 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$P_{\text{кр}} = 60,8 \text{ кН (6200 кгс)}$$

$$C_{\text{уд кр}} = 0,095 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,93 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$G_{\text{в}} = 150 \text{ кг/с}$$

$$\pi_{\text{к}} = 6,2$$

$$T_{\text{г}} = 1130 \text{ К}$$

$$H = 0, V = 0$$

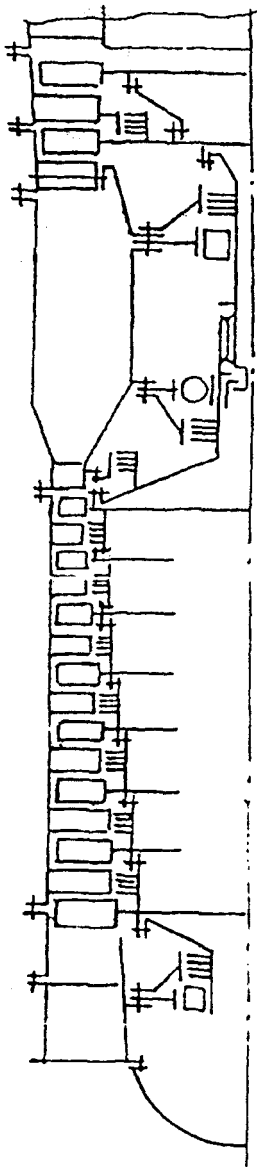
$$M_{\text{дв}} = 3100 \text{ кг, } D_{\text{дв}} = 1,4 \text{ м, } L_{\text{дв}} = 5,38 \text{ м.}$$

Применение: Двухдвигательный бомбардировщик Ту-16 ($V_{\text{max}} = 1050 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 3900\text{-}5800 \text{ км}$, $M_0 = 72 \text{ т}$, $M_{\text{пн}} = 9 \text{ т}$); двухдвигательный пассажирский самолет Ту-104 ($V_{\text{кр}} = 750\text{-}800 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 2900\text{-}4200 \text{ км}$, число пассажиров — 50 чел.); четырехдвигательный стратегический бомбардировщик М-4 ($V_{\text{кр}} = 800 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 8100 \text{ км}$, $M_0 = 184 \text{ т}$).

Модификация: АМ-3М (РД-3М) с $P_{\text{взл}} = 94,6 \text{ кН}$ (9650 кгс), $G_{\text{в}} = 164 \text{ кг/с}$, $\pi_{\text{к}} = 6,4$ для Ту-16 (с 1953 г.) и Ту-104А, Б (с 1956 г.) с числом пассажиров от 70 до 115 чел.

Источники информации [2, 6, 33, 34]

Конструктивная схема двигателя
AM-5



Московский авиамоторный НТК "Союз"

ТРД АМ-5

Серийное производство с 1953 г.

$$P_{\text{взл}} = 19,6 \text{ кН (2000 кгс)}$$

$$C_{\text{уд кр}} = 0,09 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,88 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$G_{\text{в}} = 37,5 \text{ кг/с}$$

$$\pi_{\text{к}} = 5,8$$

$$T_{\text{г}} = 1130 \text{ К}$$

$$M_{\text{дв}} = 445 \text{ кг}$$

$$D_{\text{дв}} = 0,67 \text{ м}$$

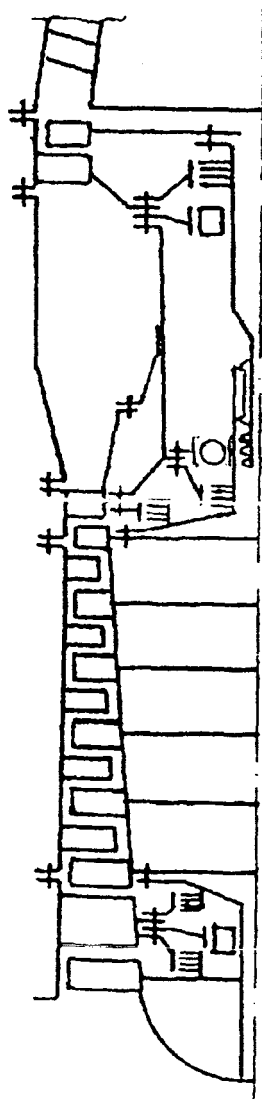
$$L_{\text{дв}} = 2,77 \text{ м}$$

$$H=0, V=0$$

Применение: двухдвигательный истребитель-перехватчик Як-25 и его модификации ($V_{\text{max}} = 1090 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 3000 \text{ км}$, $M_0 = 9,22 \text{ т}$).

Источники информации [2, 6, 34]

Конструктивная схема двигателя
РУ-19.300



Московский авиамоторный НТК "Союз" ТРД РУ-19-300

Малоразмерный двигатель упрощенной схемы для спортивных и учебно-тренировочных самолетов.

Серийное производство с 1955 г.

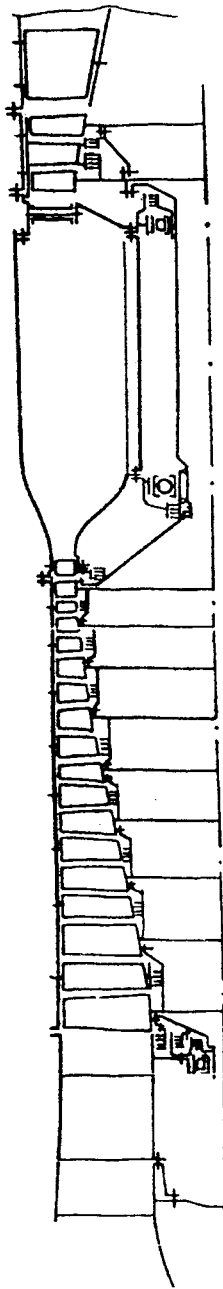
$$\begin{array}{l} P_{\text{взл}} = 8,83 \text{ кН (900 кгс)} \\ C_{\text{уд. кр}} = 0,12 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (1,18 кг/кгс}\cdot\text{ч)} \\ G_{\text{в}} = 16 \text{ кг/с} \\ \pi_{\text{к}} = 4,6 \\ T_{\text{г}} = 1150 \text{ К} \\ M_{\text{дв}} = 225 \text{ кг} \\ D_{\text{дв}} = 0,55 \text{ м} \\ L_{\text{дв}} = 1,73 \text{ м} \end{array} \quad \left. \vphantom{\begin{array}{l} P_{\text{взл}} \\ C_{\text{уд. кр}} \\ G_{\text{в}} \\ \pi_{\text{к}} \\ T_{\text{г}} \\ M_{\text{дв}} \\ D_{\text{дв}} \\ L_{\text{дв}} \end{array}} \right| H=0, V=0$$

Применение: однодвигательные, двух- и одноместные учебные самолеты Як-30 и Як-32 ($V_{\text{max}} = 663 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 850 \text{ км}$, $M_0 = 1,93 \text{ т}$).

Модификация 1970 года: РУ-19-300 с семиступенчатым компрессором для самолетов Ан-24 и Ан-26 (вспомогательная силовая установка).

Источники информации [2, 6, 15, 34]

Конструктивная схема двигателя
РД-9Б



Московский авиамоторный НТК “Союз”

ТРДФ РД-9Б

Серийное производство с 1955 г.

$$P_{\text{взл. ф}} = 32,4 \text{ кН (3300 кгс)}$$

$$C_{\text{уд. ф}} = 0,163 \text{ кг/Н·ч (1,6 кг/кгс·ч)}$$

$$C_{\text{уд. кр}} = 0,09 \text{ кг/Н·ч (0,88 кг/кгс·ч)} \quad \left. \begin{array}{l} H=0, V=0 \end{array} \right\}$$

$$G_{\text{в}} = 43,3 \text{ кг/с}$$

$$\pi_{\text{к}} = 7,5$$

$$T_{\text{г}} = 1150 \text{ К}$$

$$M_{\text{дв}} = 700 \text{ кг}$$

$$D_{\text{дв}} = 0,66 \text{ м}$$

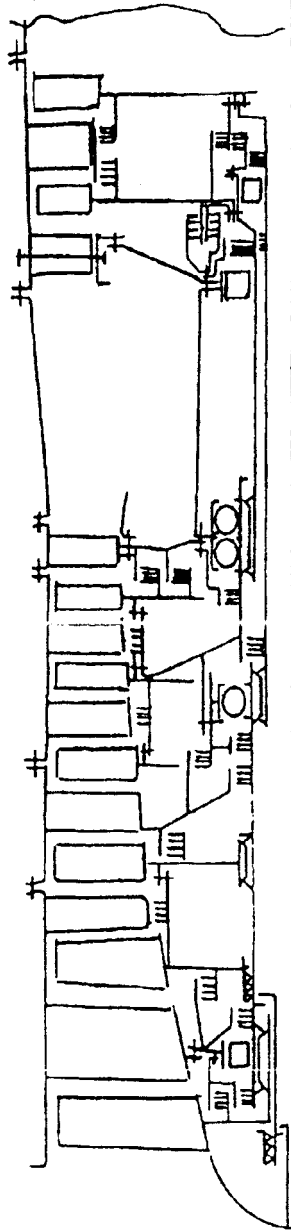
$$L_{\text{дв}} = 5,56 \text{ м}$$

Применение: двухдвигательный истребитель–
перехватчик МиГ-19 ($V_{\text{max}} = 1452 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 1390 \text{ км}$,
 $M_0 = 7,56 \text{ т}$).

Модификация: РД-9Е ($P_{\text{взл. ф}} = 37,24 \text{ кН (3800 кгс)}$
для опытного самолета Е-50).

Источники информации [2, 6, 27, 28, 34]

Конструктивная схема двигателя
P11Ф2-300



Московский авиамоторный НТК "Союз" ТРДФ Р11Ф2-300

Двухвальный двигатель с форсажной камерой.

Наиболее распространенная модификация Р-11-300.

Серийное производство с 1962 г.

$$P_{\Phi}^*) = 60,2 \text{ кН (6120 кгс)}$$

$$C_{\text{уд } \Phi} = 0,225 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (2,2 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$P = 41,2 \text{ кН (4200 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}} = 0,096 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,94 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$G_{\text{В}} = 66 \text{ кг/с}$$

$$\pi_{\text{к}} = 8,7$$

$$T_{\text{Г}} = 1175 \text{ К}$$

Взлетный режим,

$$H = 0, V = 0$$

$$M_{\text{ДВ}} = 1088 \text{ кг}$$

$$D_{\text{ДВ}} = 0,825 \text{ м}$$

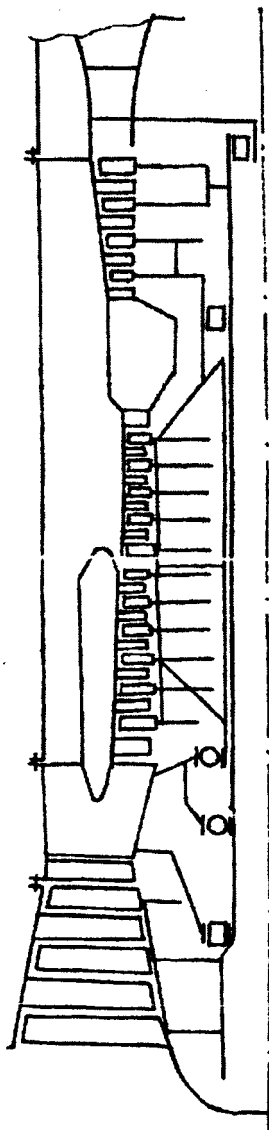
$$L_{\text{ДВ}} = 4,6 \text{ м}$$

Применение: фронтовой однодвигательный истребитель МиГ-21ПФ ($V_{\text{max}} = 2175 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 1450 \text{ км}$, $H_{\text{max}} = 19000 \text{ м}$, $M_0 = 7,75 \text{ т}$); двухдвигательный фронтовой бомбардировщик Як-28Б ($V_{\text{max}} = 1900 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 1950 \text{ км}$, $H_{\text{max}} = 16200 \text{ м}$, $M_0 = 13,6 \text{ т}$); двухдвигательный истребитель-перехватчик Су-15 ($V_{\text{max}} = 2230 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 1550 \text{ км}$, $H_{\text{max}} = 18500 \text{ м}$, $M_0 = 16,67 \text{ т}$).

* Базовый двигатель Р-11-300 (1958 г.) имел взлетную тягу $P_{\Phi} = 49 \text{ кН}$.

Источники информации [2, 6, 16, 34, 35]

**Конструктивная схема двигателя
P79B-300**



Московский авиамоторный НТК "Союз"

ТРДДФ Р79В-300

Подъемно-маршевый двухвальный двигатель с роторами противоположного вращения, смешением потоков и поворотным соплом отклоняющим вектор тяги до 95° .

Опытный двигатель. Летные испытания - 1987 - 92 гг.

$$P_{\text{взл. ф}} = 152 \text{ кН (15500 кгс)}$$

$$C_{\text{уд. взл. ф}} = 0,163 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (1,6 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$P_{\text{взл.}} = 103 \text{ кН (10500 кгс)}$$

$$C_{\text{уд кр}} = 0,0672 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,66 кг/кгс}\cdot\text{ч)} \quad H=0, V=0$$

$$m = 0,8$$

$$G_{\text{в}} = 180 \text{ кг/с}$$

$$T_{\text{г}} = 1620 \text{ К}$$

$$\pi_{\text{к}} = \llcorner\llcorner$$

$$M_{\text{дв}} = 2750 \text{ кг, } D_{\text{дв}} = 1,716 \text{ м, } L_{\text{дв}} = 5,23 \text{ м,}$$

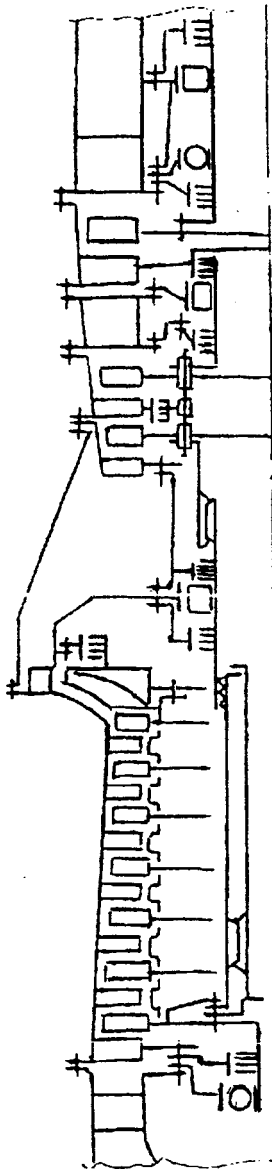
$$D_{\text{вх}} = 1,1 \text{ м}$$

Применение: вертикально взлетающий истребитель-бомбардировщик Як-141 - первый в мире сверхзвуковой СВВП. Оснащен двумя подъемными ТРД РД-41 Рыбинского КБМ ($P_{\text{взл.}} = 40,2 \text{ кН}$) и одним двигателем Р-79. Летные данные: $V_{\text{max}} = 1800 \text{ км/ч}$, $H_{\text{п}} = 12000 \text{ м}$, $L_{\text{п}} = 1400 \text{ км}$, время барражирования на удалении 1000 км - 1,5 часа, $M_0 = 19,5 \text{ т}$ - при разбеге 120 м и 15,8 т - при вертикальном взлете. Экипаж 1 чел.

Модификация: Р79М ($P_{\text{взл. ф}} = 176,5 \text{ кН}$).

Источники информации [6, 9, 29]

Конструктивная схема двигателя
ГТД-3Ф



Омское МКБ

ТВаД ГТД-3Ф

Однокаскадный турбовальный двигатель со свободной турбиной.

Серийное производство с 1966 г.

$$N_{e \text{ взл}} = 662 \text{ кВт (900 л.с.)}$$

$$C_{e \text{ взл}} = 0,407 \text{ кг/кВт·ч (0,3 кг/л.с.·ч)}$$

$$G_B = 4,65 \text{ кг/с}$$

$$\pi_K = 6,5$$

$$T_{\Gamma} = 1142 \text{ К}$$

$$N_{e \text{ кр}} = 353 \text{ кВт (479 л.с.)}$$

$$C_{e \text{ кр}} = 0,514 \text{ кг/кВт·ч (0,378 кг/л.с.·ч)}$$

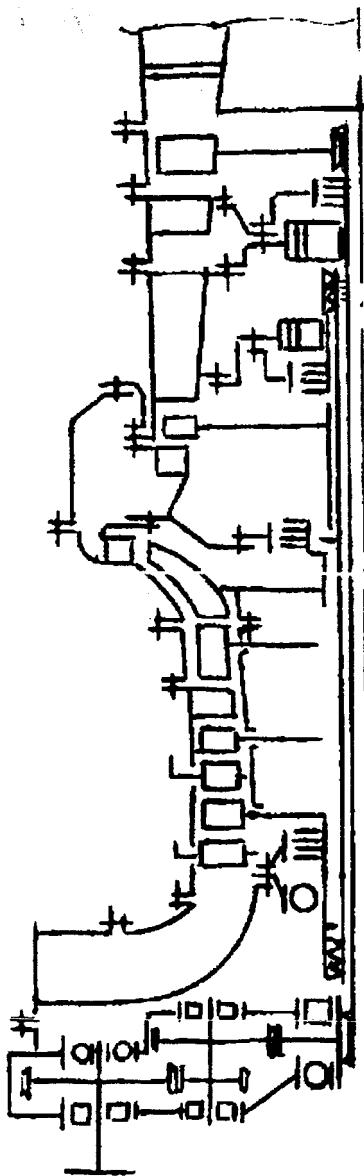
$$H = 0, V = 0$$

$$M_{\text{дв}} = 240 \text{ кг, } b = 0,9 \text{ м, } h = 0,58 \text{ м, } L_{\text{дв}} = 2,295 \text{ м.}$$

Применение: Ка-25К – двухдвигательный транспортный вертолет ($V_{\text{кр}} = 200 \text{ км/ч, } L_{\text{п}} = 650 \text{ км, } M_0 = 7,1 \text{ т, } M_{\text{пн}} = 2 \text{ т}$).

Источники информации [2, 6, 9, 43]

Конструктивная схема двигателя
ТВ-О-100



Омское МКБ

ТВаД ТВ-0-100

Серийное производство с 1988 г. в Румынии

$$N_{e \text{ в з л}} = 530 \text{ кВт (720 л.с.)}$$

$$C_{e \text{ в з л}} = 0,352 \text{ кг/кВт·ч (0,259 кг/л.с.·ч)}$$

$$\pi_k = 9,2$$

$$G_B = 2,66 \text{ кг/с}$$

$$T_{\Gamma \text{ в з л}} = 1300 \text{ К}$$

$$N_{e \text{ к р}} = 340 \text{ кВт (461 л.с.)}$$

$$C_{e \text{ к р}} = 0,396 \text{ кг/кВт·ч (0,291 кг/л.с.·ч)}$$

$$H=0, V=0$$

$$M_{\text{дв}} = 125 \text{ кг}$$

$$h = 0,78 \text{ м}$$

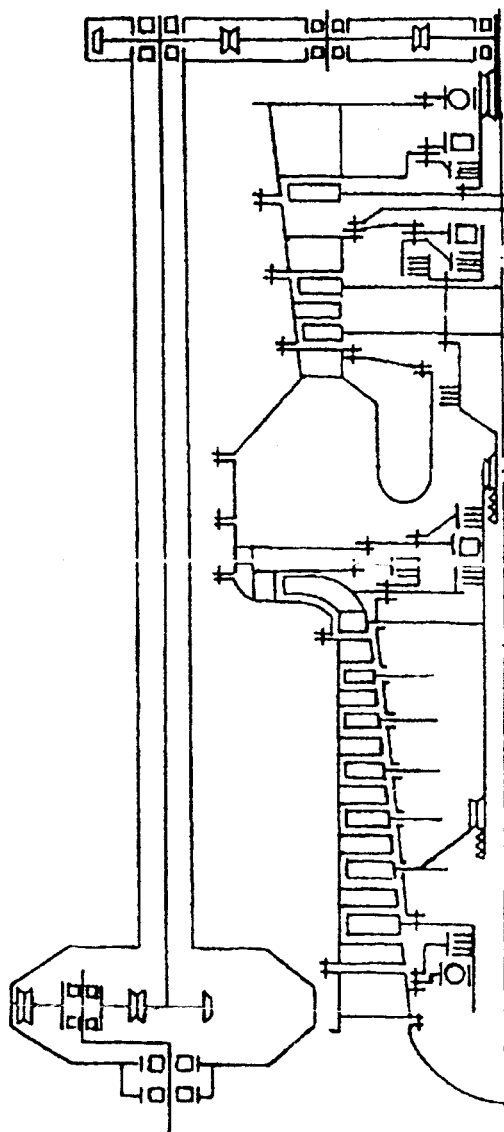
$$b = 0,735 \text{ м}$$

$$L_{\text{дв}} = 1,275 \text{ м}$$

Применение: легкий однодвигательный многоцелевой вертолет Ка-126 ($V_{\text{кр}} = 160 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 660 \text{ км}$, $M_0 = 3,0 \text{ т}$, $M_{\text{пн}} = 1,0 \text{ т}$).

Источники информации [2, 6, 10, 53]

Конструктивная схема двигателя
ТВД-10Б



Омское МКБ

ТВД ТВД-10Б

Серийное производство с 1984 г. (в Польше).

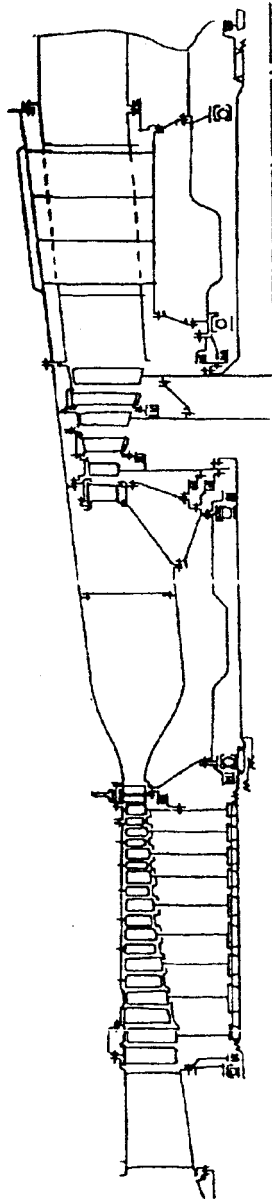
$N_{э} = 706 \text{ кВт (960 л.с.)}$ $C_{э} = 0,347 \text{ кг/кВт·ч (0,255 кг/л.с.·ч)}$ $G_B = 4,58 \text{ кг/с}$ $\pi_K = 7,4$ $T_{г} = 1160 \text{ К}$		Взлетный режим, $H = 0, V = 0$
$N_{э} = 374,5 \text{ кВт (510 л.с.)}$ $C_{э} = 0,456 \text{ кг/кВт·ч (0,335 кг/л.с.·ч)}$		Крейсерский режим, $H = 3 \text{ км}, V = 335 \text{ км/ч}$

$$M_{дв} = 225 \text{ кг}; L_{дв} = 2,06 \text{ м}, h = 0,9 \text{ м}, b = 0,55 \text{ м}$$

Применение: Ан-28 – двухдвигательный пассажирский самолет местных авиалиний ($V_{кр} = 335 \text{ км/ч}$, $L_{п} = 800\text{-}1400 \text{ км}$, $L_{впп} = 550 \text{ м}$, $M_0 = 6,5 \text{ т}$, число пассажиров – 17 чел.). Спроектирован для замены самолетов Ан-2 на местных авиалиниях стран СНГ. К 1992 г. поставлено 173 самолета.

Источники информации [2, 6, 10, 46]

**Конструктивная схема двигателя
Д-25В**



Пермское МКБ “Авиадвигатель”

ТВаД Д-25В

Однокаскадный турбовальный двигатель со свободной турбиной.

Серийное производство с 1959 г.

$$N_{e \text{ в з л}} = 4050 \text{ кВт (5500 л.с.)}$$

$$C_{e \text{ в з л}} = 0,390 \text{ кг/кВт·ч (0,287 кг/л.с.·ч)}$$

$$N_{e \text{ к р}} = 2280 \text{ кВт (3100 л.с.)}$$

$$C_{e \text{ к р}} = 0,467 \text{ кг/кВт·ч (0,343 кг/л.с.·ч)}$$

$$\pi_{\text{к}} = 5,6$$

$$G_{\text{в}} = 26 \text{ кг/с}$$

$$T_{\text{г в з л}} = 1160 \text{ К}$$

$$M_{\text{д в}} = 1243 \text{ кг}$$

$$D_{\text{в х}} = 0,572 \text{ м, } h = 1,158 \text{ м, } b = 1,086 \text{ м}$$

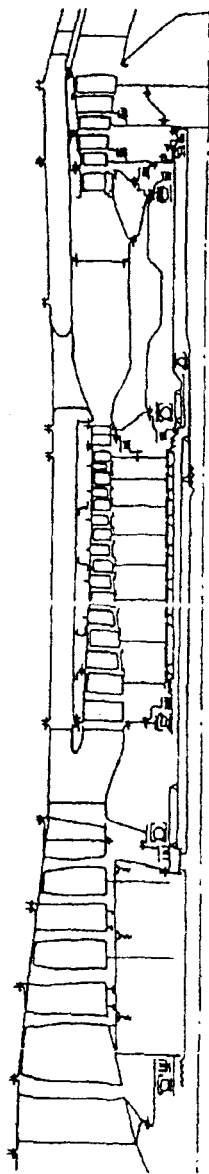
$$L_{\text{д в}} = 2,737 \text{ м (без трансмиссии)}$$

$$H = 0, V = 0$$

Применение: с 1959 г. Ми-6—тяжелый двухдвигательный транспортный вертолет ($V_{\text{п}} = 250 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 620\text{-}1000 \text{ км}$, $M_{\text{п н}} = 12 \text{ т}$, число пассажиров — 65-90 чел.); с 1963 г. — Ми-10 — дальнейшее развитие вертолета Ми-6.

Источники информации [2, 6, 41]

Конструктивная схема двигателя
Д-20П



Пермское МКБ "Авиадвигатель"

ТРДД Д-20П

Двухвальный двигатель без смешения потоков контуров
Серийное производство с 1960 года по 1967 г.

$$P = 53 \text{ кН (5400 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}} = 0,0734 \text{ кг/Н ч (0,72 кг/кгс ч)}$$

$$m = 1,0$$

$$G_{\text{в}} = 113 \text{ кг/с}$$

$$\pi_{\text{к}} = 14$$

$$T_{\text{г}} = 1330 \text{ К}$$

$$P = 11,3 \text{ кН (1150 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}} = 0,0897 \text{ кг/Н ч (0,88 кг/кгс ч)}$$

Взлетный режим,

$$H = 0, V = 0$$

Крейсерский режим,
 $H = 11 \text{ км}, V = 800 \text{ км/ч}$

$$M_{\text{дв}} = 1468 \text{ кг}$$

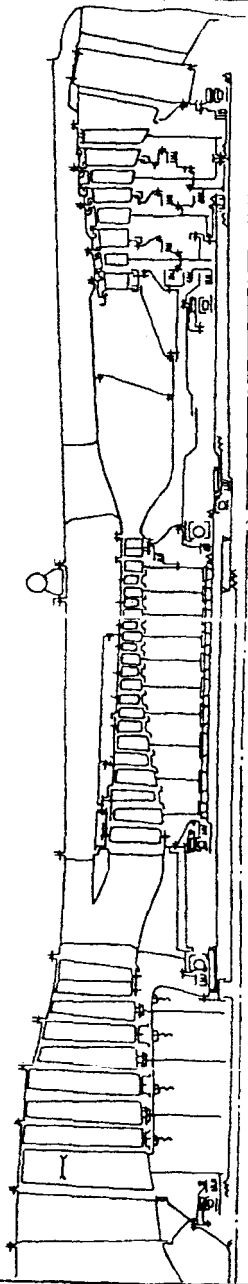
$$L_{\text{дв}} = 3,304 \text{ м}$$

$$D_{\text{вх}} = 0,915 \text{ м}$$

Применение. ближнемагистральный двухдвигательный
пассажирский самолет Ту-124 ($L_{\text{п}} = 1500-2000 \text{ км}, V_{\text{кр}} =$
 $= 750-850 \text{ км/ч}, M_0 = 37,6 \text{ т};$ число пассажиров – 44-
-56 чел).

Источники информации [2, 6, 10, 40]

Конструктивная схема двигателя
Д-30



Пермское МКБ "Авиадвигатель"

ТРДД Д-30

Двухвальный двигатель без смешения потоков контуров.
Серийное производство с 1967 года (1 серия).

$$P = 66,7 \text{ кН (6800 кгс)}$$

$$C_{уд} = 0,0633 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,62 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$m = 1,0$$

$$G_B = 126 \text{ кг/с}$$

$$\pi_K = 18,6$$

$$T_r = 1347 \text{ К}$$

$$P = 15,7 \text{ кН (1600 кгс)}$$

$$C_{уд} = 0,0796 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,78 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

Взлетный режим,

$$H = 0, V = 0$$

Крейсерский режим,

$$\bar{H} = 11 \text{ км, } \bar{V} = 800 \text{ км/ч}$$

$$M_{дв} = 1550 \text{ кг}$$

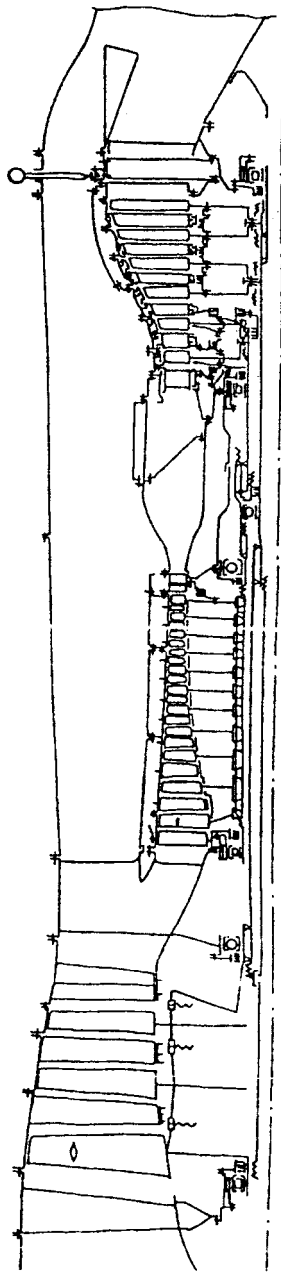
$$L_{дв} = 3,983 \text{ м}$$

$$D_{вх} = 0,963 \text{ м}$$

Применение. Ближнемагистральный двухдвигательный пассажирский самолет Ту-134 ($L_{п} = 2000-3000 \text{ км}$, $V_{кр} = 750-850 \text{ км/ч}$, $L_{впп} = 2850 \text{ м}$, $M_0 = 47,6 \text{ т}$; число пассажиров – 72-96 чел). Самые массовые модификации – Ту-134А (1969 г., 76 мест), а также Ту-134Б (1980 г., 80...96 мест) были оснащены двигателями Д-30 III серии (2x68 кН). Серийное производство Ту-134 завершилось в 1984 г.

Источники информации [2, 6, 10, 39]

Конструктивная схема двигателя
Д-30КУ



Пермское МКБ "Авиадвигатель" ТРДД Д-30КУ

Двухвальный двигатель со смешением потоков контуров.

Серийное производство с 1971 года.

$$P = 108 \text{ кН (11000 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}} = 0,056 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,55 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$m = 2,42$$

$$G_{\text{в}} = 269 \text{ кг/с}$$

$$T_{\text{г}} = 1385 \text{ К}$$

$$P = 27 \text{ кН (2750 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}} = 0,0714 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,7 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$\pi_{\text{к}} = 20,5$$

$$\pi_{\text{в}} = 2,1$$

Взлетный режим,

$$H = 0, V = 0$$

Крейсерский режим,

$$H = 11 \text{ км}, V = 850 \text{ км/ч}$$

$$M_{\text{дв}} = 2650 \text{ кг (с реверсом)}$$

$$L_{\text{дв}} = 5,698 \text{ м}$$

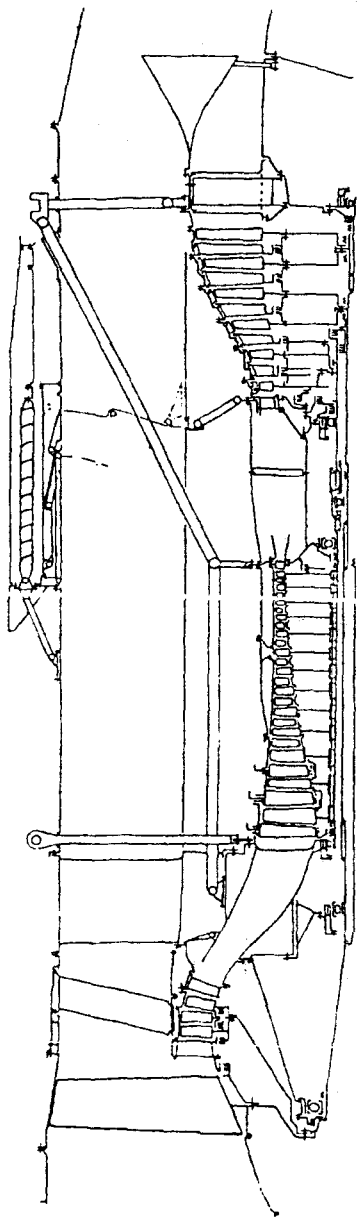
$$D_{\text{вх}} = 1,45 \text{ м}$$

Применение. С 1984 г. – 3-двигательный среднемагистральный самолет Ту-154М ($V_{\text{кр}} = 850 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 3700 \text{ км}$, $M_0 = 100 \text{ т}$, число пассажиров – 164-175 чел); с 1974 г. – 4-двигательный дальний магистральный самолет Ил-62М ($V_{\text{кр}} = 820-900 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 10000 \text{ км}$, $M_0 = 165 \text{ т}$, число пассажиров – 138-156 чел).

Модификация. Д-30КП, выпускается серийно с 1972 г. ($P_{\text{взл}} = 118 \text{ кН}$, $T_{\text{г}} = 1427 \text{ К}$, $G_{\text{в}} = 280 \text{ кг/с}$) для 4-двигательного транспортного самолета Ил-76Г ($V = 800 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 5000 \text{ км}$, $M_{\text{пн}} = 40 \text{ т}$, $M_0 = 190 \text{ т}$) и самолета-заправщика Ил-78.

Источники информации [2, 6, 9, 10, 17, 18]

Конструктивная схема двигателя
ПС-30А



Пермское МКБ "Авиадвигатель" ТРДД ПС-90А

Двухвальный двигатель со смешением потоков контуров.

Завершение госиспытаний – 1991 г.

Серийное производство с 1993 г.

$$P = 157 \text{ кН (16000 кгс)}$$

$$C_{уд} = 0,0381 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,374 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$G_B = 470 \text{ кг/с}$$

$$\pi_K = 35,5$$

$$\pi_B = 1,64$$

$$m = 4,36$$

$$T_{Г} = 1565 \text{ К (} T_{Г \text{ max}} = 1640 \text{ К)}$$

$$P = 34,4 \text{ кН (3500 кгс)}$$

$$C_{уд} = 0,0607 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,595 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

Взлетный режим,

$$H = 0, V = 0$$

Крейсерский режим,

$$\dot{H} = 11 \text{ км, } \dot{V} = 850 \text{ км/ч}$$

$$M_{дв} = 2950 \text{ кг, } D_{дв} = 1,9 \text{ м, } L_{дв} = 5,33 \text{ м.}$$

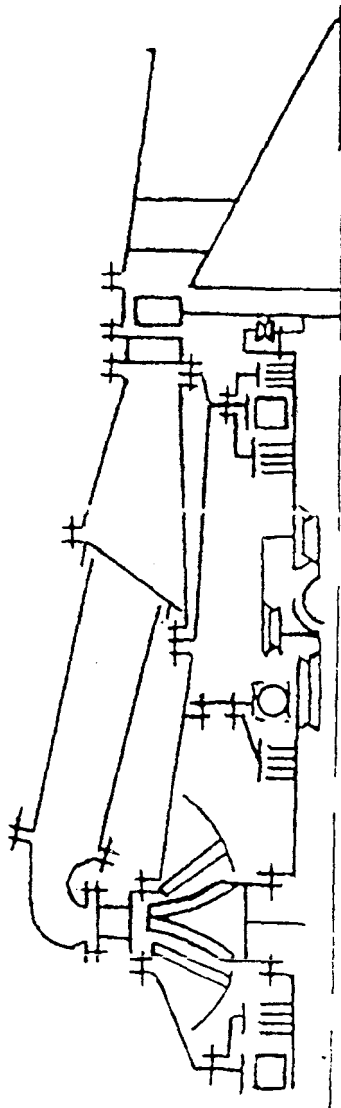
Применение. Ту-204 – среднемагистральный двухдвигательный пассажирский самолет ($V_{п} = 810\text{-}850 \text{ км/ч}$, $L_{п} = 2500\text{-}4600 \text{ км}$, $M_0 = 93,5 \text{ т}$, число пассажиров – 214 чел).

Ил-96-300 – дальнемагистральный четырехдвигательный пассажирский самолет ($V_{п} = 850\text{-}900 \text{ км/ч}$, $L_{п} = 9000\text{-}11000 \text{ км}$, $M_0 = 216 \text{ т}$, число пассажиров – 300 чел).

Ил-76МФ – четырехдвигательный транспортный самолет ($V_{кр} = 750\text{-}800 \text{ км/ч}$, $L_{п} = 5200 \text{ км}$, $M_0 = 270 \text{ т}$, $M_{пн} = 52 \text{ т}$).

Источники информации [2, 6, 10, 42]

Конструктивная схема двигателя
ВК-1



НПП "Завод им. В.Я.Климова"

ТРД ВК-1

Серийное производство с 1949 г. по 1958 г.

$$P_{\text{взл}} = 26,5 \text{ кН (2700 кгс)}$$

$$C_{\text{уд кр}} = 0,109 \text{ кг/Н·ч (1,07 кг/кгс·ч)} \quad \left. \begin{array}{l} H=0, V=0 \\ \hline \end{array} \right\}$$

$$G_{\text{в}} = 48,2 \text{ кг/с}$$

$$\pi_{\text{к}} = 4,2$$

$$T_{\text{г}} = 1170 \text{ К}$$

$$M_{\text{дв}} = 872 \text{ кг}$$

$$D_{\text{дв}} = 1,273 \text{ м}$$

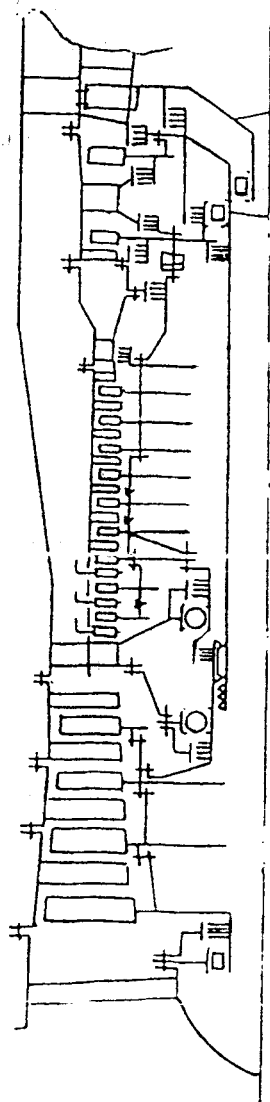
$$L_{\text{дв}} = 2,64 \text{ м}$$

Применение: однодвигательные истребители
МиГ-15бис ($V_{\text{max}} = 1076 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 1330 \text{ км}$, $M_0 = 5,0 \text{ т}$),
МиГ-17 ($V_{\text{max}} = 1132 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 1185 \text{ км}$, $M_0 = 5,2 \text{ т}$) и
двухдвигательные бомбардировщики Ил-28 ($V_{\text{max}} =$
 $= 900 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 2400 \text{ км}$, $M_0 = 18,4-23,2 \text{ т}$, $M_{\text{пн}} = 1-3 \text{ т}$),
Ту-14 ($V_{\text{max}} = 845 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 3010 \text{ км}$, $M_0 = 21 \text{ т}$) и др.

Модификация: ВК-1Ф - для МиГ-17Ф ($P_{\text{ф}} = 33,1 \text{ кН}$) -
первый в СССР двигатель с форсажной камерой.

Источники информации [2, 6, 37]

Конструктивная схема двигателя
РД-33



НПП "Завод им. В.Я.Климова" ТРДДФ РД-33

Двухвальный двигатель со смешением потоков контуров и общей форсажной камерой.

Серийное производство с 1981 г.

$$P_{\phi} = 81,4 \text{ кН (8300 кгс)}$$

$$C_{\text{уд.}\phi} = 0,214 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (2,1 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$P = 49,4 \text{ кН (5040 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}} = 0,0785 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,77 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$m = 0,49$$

$$\pi_{\text{к}} = 21$$

$$\pi_{\text{в}} = 3,2$$

$$G_{\text{в}} = 76,5 \text{ кг/с}$$

$$T_{\text{г взл}} = 1536 \text{ К, (} T_{\text{г max}} = 1680 \text{ К)}$$

$$P_{\text{кр}} = 11 \text{ кН (1120 кгс)}$$

$$C_{\text{уд.кр}} = 0,098 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,96 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$M_{\text{дв}} = 1050 \text{ кг, } h = 1,1 \text{ м, } b = 2,0 \text{ м, } L_{\text{дв}} = 4,3 \text{ м.}$$

Применение: двухдвигательный фронтовой истребитель

МиГ-29 ($V_{\text{max}} = 2450 \text{ км/ч}$, $H_{\text{п max}} = 17500 \text{ м}$, $L_{\text{п}} =$

$710\text{--}2400 \text{ км}$, $M_0 = 15,3 \text{ т}$, $M_{\text{бн}} = 4 \text{ т}$) и его модификации:

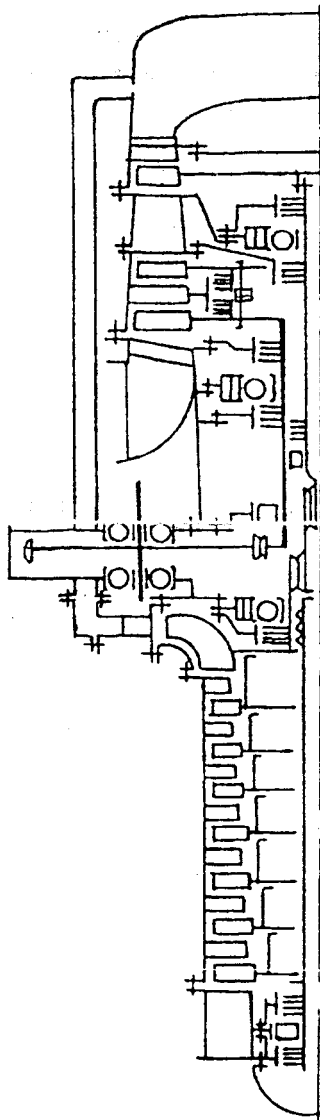
МиГ-29С (1986 г), МиГ-29К (1988 г), МиГ-29М (1989 г).

Взлетный режим,
 $H = 0$, $V = 0$

Крейсерский режим,
 $H = 11 \text{ км}$, $V = 850 \text{ км/ч}$

Источники информации [2, 6, 10, 36, 61]

Конструктивная схема двигателя
ГТД-350



НПП "Завод им. В.Я.Климова"

ТВаД ГТД-350

Однокаскадный малоразмерный турбовальный двигатель со свободной турбиной.

Серийное производство с 1964 г.

$$N_{e \text{ взл}} = 294 \text{ кВт (400 л.с.)}$$

$$C_{e \text{ взл}} = 0,503 \text{ кг/кВт·ч (0,369 кг/л.с.·ч)}$$

$$C_{e \text{ кр}} = 0,582 \text{ кг/кВт·ч (0,428 кг/л.с.·ч)}$$

$$G_B = 2,2 \text{ кг/с}$$

$$\pi_K = 6$$

$$\bar{I}_r = 1200 \text{ К}$$

$$M_{\text{дв}} = 135 \text{ кг}$$

$$b = 0,522 \text{ м}$$

$$h = 0,68 \text{ м}$$

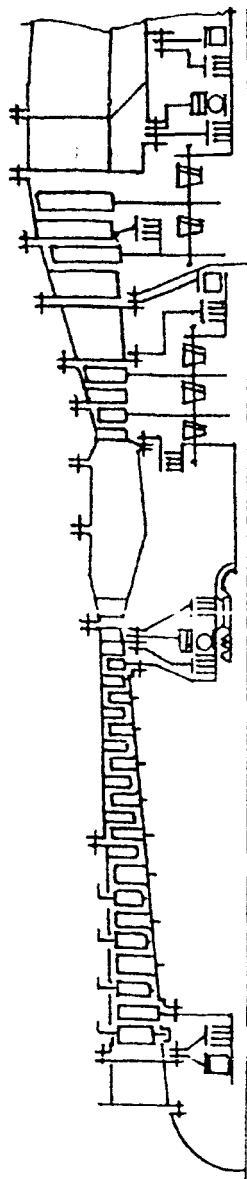
$$L_{\text{дв}} = 1,35 \text{ м}$$

$$H = 0, V = 0$$

Применение: легкий двухдвигательный многоцелевой вертолет Ми-2 ($V_{\text{кр}} = 200 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 170\text{-}580 \text{ км}$, $M_0 = 3,7 \text{ т}$, число пассажиров – 8 чел.)

Источники информации [2, 6, 47, 51]

Конструктивная схема двигателя
ТВ2-117А



НПП "Завод им. В.Я.Климова"

ТВаД ТВ2-117А

Однокаскадный турбовальный двигатель со свободной турбиной.

Серийное производство с 1965 г.

$$N_{e_{взл}} = 1103 \text{ кВт (1500 л.с.)}$$

$$C_{e_{взл}}^*) = 0,375 \text{ кг/кВт·ч (0,275 кг/л.с.·ч)}$$

$$G_B = 8,4 \text{ кг/с}$$

$$\pi_K = 6,6$$

$$T_{Г_{взл}} = 1125 \text{ К}$$

$$N_{e_{кр}} = 734 \text{ кВт (1000 л.с.)}$$

$$C_{e_{кр}} = 0,422 \text{ кг/кВт·ч (0,31 кг/л.с.·ч)}$$

$$T_{Г_{кр}} = 1025 \text{ К}$$

$$M_{дв} = 338 \text{ кг}$$

$$h = 0,748 \text{ м}$$

$$b = 0,55 \text{ м}$$

$$L_{дв} = 2,842 \text{ м.}$$

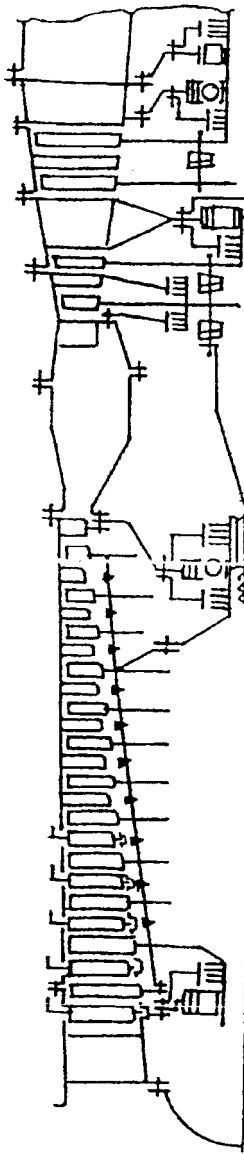
$$H = 0, V = 0$$

Применение: многоцелевой двухдвигательный вертолет Ми-8 ($V_{кр} = 225 \text{ км/ч}$, $L_{п} = 460-580 \text{ км}$, $M_0 = 11,1 \text{ т}$, число пассажиров – 24-28 чел.).

*) Базовый двигатель ТВ2-117 имел $C_{e_{взл}} = 0,402 \text{ кг/кВт·ч}$.

Источники информации [2, 6, 10, 38]

Конструктивная схема двигателя
ТВЗ-117



НПП "Завод им. В.Я.Климова" ТВаД ТВ3-117

Однокаскадный турбовальный двигатель со свободной турбиной.

Серийное производство с 1972 г.

$$N_{e \text{ вкл}} = 1635 \text{ кВт (2225 л.с.)}$$

$$C_{e \text{ вкл}} = 0,313 \text{ кг/кВт·ч (0,230 кг/л.с.·ч)}$$

$$T_r = 1190 \text{ К}$$

$$\pi_k = 9$$

$$G_B = 9 \text{ кг/с}$$

$$N_{e \text{ кр}} = 1103 \text{ кВт (1500 л.с.)}$$

$$C_{e \text{ кр}} = 0,340 \text{ кг/кВт·ч (0,270 кг/л.с.·ч)}$$

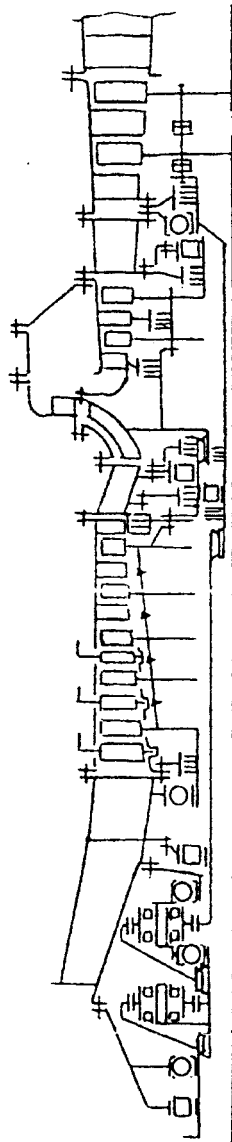
$$H = 0, V = 0$$

$$M_{\text{дв}} = 285 \text{ кг, } b = 0,65 \text{ м, } h = 0,728 \text{ м, } L_{\text{дв}} = 2,055 \text{ м}$$

Применение: Транспортно-боевой вертолет Ми-24 с двумя двигателями ($V_{\text{кр}} = 217\text{-}270 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 500\text{-}1000 \text{ км}$, $M_0 = 11,5 \text{ т}$, число мест десантников – 8 чел.); корабельные вертолеты Ка-27 ($V_{\text{кр}} = 230 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 800 \text{ км}$); Ка-29 ($V_{\text{кр}} = 235 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 460 \text{ км}$), число мест десантников – 16 чел.; транспортный вертолет Ка-32 ($V_{\text{кр}} = 230 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 570\text{-}800 \text{ км}$, $M_0 = 12,6 \text{ т}$, число пассажиров – 12 чел.); армейский боевой вертолет Ка-50 ($V_{\text{кр}} = 350 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 450 \text{ км}$, $M_0 = 10,8 \text{ т}$) а также на вертолетах Ми-17, Ми-14, Ми-28, Ми-34, Ми-40 (модификации ТВ3-117НМТ, –ВМ, –ВМА и др. с $N_{\text{вкл}}$ от 1400 до 1618 кВт) и на вертолетах Ми-8МТ, АМТ и МТВ (модификация ТВ3-117ВМ с $N_{e \text{ вкл}} = 1434 \text{ кВт}$ до $H = 3,6 \text{ км}$ в условиях МСА); на опытных самолетах Ан-140 применяется украинская модификация варианта ТВД на базе ТВ3-117 (ТВ3-117ВМА-СБ2. $N_{e \text{ вкл}} = 1580 \text{ кВт}$, $C_{e \text{ вкл}} = 0,31 \text{ кг/кВт·ч}$)

Источники информации [2, 6, 10, 60]

Конструктивная схема двигателя
ТВ7-117



НПП "Завод им. В.Я.Климова"

ТВД ТВ7-117

Двигатель с однокаскадным осецентрированным компрессором и свободной силовой турбиной.

Серийное производство с 1991 г.

$$N_{\text{э}} = 1840 \text{ кВт (2500 л.с.)}$$

$$C_{\text{э}} = 0,272 \text{ кг/кВт·ч (0,200 кг/л.с.·ч)}$$

$$\pi_{\text{к}} = 16$$

$$G_{\text{в}} = 8,7 \text{ кг/с}$$

$$T_{\text{г}} = 1525 \text{ К}$$

$$N_{\text{э}} = 1250 \text{ кВт (1700 л.с.)}$$

$$C_{\text{э}} = 0,245 \text{ кг/кВт·ч (0,180 кг/л.с.·ч)}$$

Взлетный режим,

$$H = 0, V = 0$$

Крейсерский режим,

$$H = 6 \text{ км, } V = 575 \text{ км/ч}$$

$$M_{\text{дв}} = 570 \text{ кг}$$

$$h = 0,886 \text{ м}$$

$$b = 0,94 \text{ м}$$

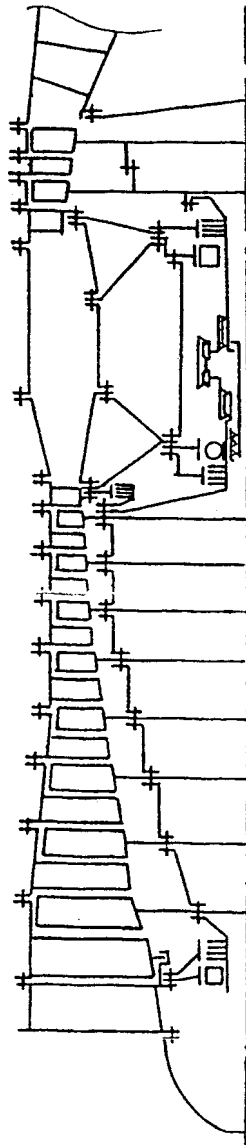
$$L_{\text{дв}} = 2,14 \text{ м.}$$

Применение: двухдвигательные самолеты местных воздушных линий: Ил-114 ($V_{\text{кр}} = 500 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 1000$ - 4800 км , $M_0 = 21 \text{ т}$, число пассажиров - 60-64 чел.);

Ан-140 ($V_{\text{кр}} = 500$ - 590 км/ч , $L_{\text{п}} = 800$ - 2650 км , $M_0 = 19,1 \text{ т}$, число пассажиров - 46-52 чел.). Предназначены для замены Ан-24 и Як-40.

Источники информации [2, 6, 10]

Конструктивная схема двигателя
ВД-7



Рыбинское К Б М ТРД ВД-7

Одновальный двигатель с 9-ступенчатым осевым компрессором, 2 - ступенчатой турбиной и нерегулируемым реактивным соплом. Первая ступень компрессора сверхзвуковая, а входной направляющий аппарат регулируемый.

Серийное производство с 1958 г.

$$P^* = 107,8 \text{ кН (11000 кгс)}$$

$$C_{уд} = 0,082 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,8 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$G_B = 187 \text{ кг/с}$$

$$\pi_k = 11,2$$

$$T_{г\text{ max}} = 1090 \text{ К}$$

$$P = 20,1 \text{ кН (2050 кгс)}$$

$$C_{уд} = 0,0866 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,85 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$M_{дв} = 2765 \text{ кг, } D_{дв} = 1,288 \text{ м, } L_{дв} = 4,247 \text{ м}$$

Взлетный режим,

$$H = 0, V = 0$$

Номинальный режим,

$$H = 11 \text{ км, } V = 800 \text{ км/ч}$$

Применение: Стратегический 4-двигательный бомбардировщик В.М.Мясищева - 3М ($V_{п} = 950 \text{ км/ч, } L_{п} = 7400 \text{ км, } M_0 = 190 \text{ т, } H_{\text{max}} = 11000 \text{ м}$).

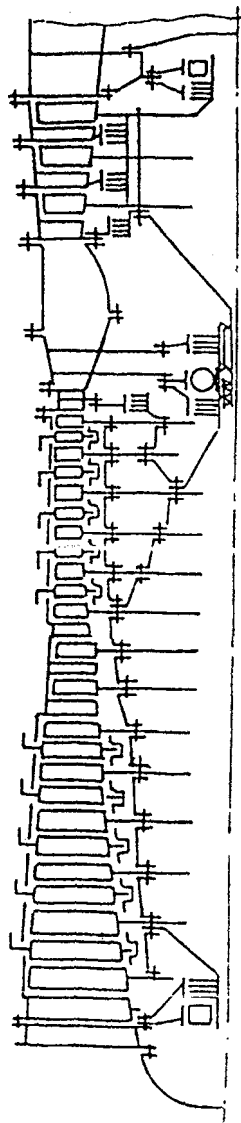
Модификации ВД-7М2-ТРДФ ($P_{взл} = 157 \text{ кН}$, серийно производился с 1965 по 1977 г.) для сверхзвукового двухдвигательного бомбардировщика Ту-22К ($V_{\text{max}} = 1640 \text{ км/ч, } L_{п} = 5650 \text{ км, } M_0 = 92 \text{ т, } M_{пн} = 9 \text{ т, } H_{\text{max}} = 13500 \text{ м}$).

ВД-7МД - ТРД ($P_{взл} = 103 \text{ кН}$) для 4-двигательного самолета-носителя ВМ-Т "Атлант" ($M_0 = 190 \text{ т, } M_{пн} = 40 \text{ т, } V_{п} = 550 \text{ км/ч, } H_{\text{max}} = 8000 \text{ м}$), использовавшегося для перевозки на космодром Байконур элементов ракеты "Энергия".

^{*)} Двигатели ВД-7 с увеличенным ресурсом за счет ограничения максимальной тяги (ВД-7Б) имели $P_{взл} = 93,2 \text{ кН}$.

Источники информации [2, 6, 9, 10, 59]

Конструктивная схема двигателя
РД 36-51А



Рыбинское К Б М ТРД РД36-51А

Одновальный двигатель с 14-ступенчатым осевым компрессором со сверхзвуковой входной ступенью, 3-ступенчатой турбиной и регулируемым всережимным сверхзвуковым соплом. Направляющие аппараты 5 передних и 5 задних ступеней компрессора регулируются по приведенной частоте вращения.

Летные испытания с 1974 по 1978 г. Стендовые 200-часовые госиспытания 1978 г.

$$P^* = 196,7 \text{ кН (20000 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}} = 0,09 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,882 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$G_{\text{в}} = 274 \text{ кг/с}$$

$$\pi_{\text{к}} = 15,8$$

$$T_{\text{г}} = 1355 \text{ К}$$

$$P = 49 \text{ кН (5000 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}} = 0,125 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (1,23 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$P = 29,4 \text{ кН (3000 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}} = 0,0959 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,94 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$M_{\text{дв}} = 3900 \text{ кг, } L_{\text{дв}} = 5,976 \text{ м, } D_{\text{дв}} = 1,486 \text{ м}$$

Взлетный режим,
 $H = 0, V = 0$

Крейсерский режим,
 $H = 18 \text{ км, } V = 2350 \text{ км/ч}$

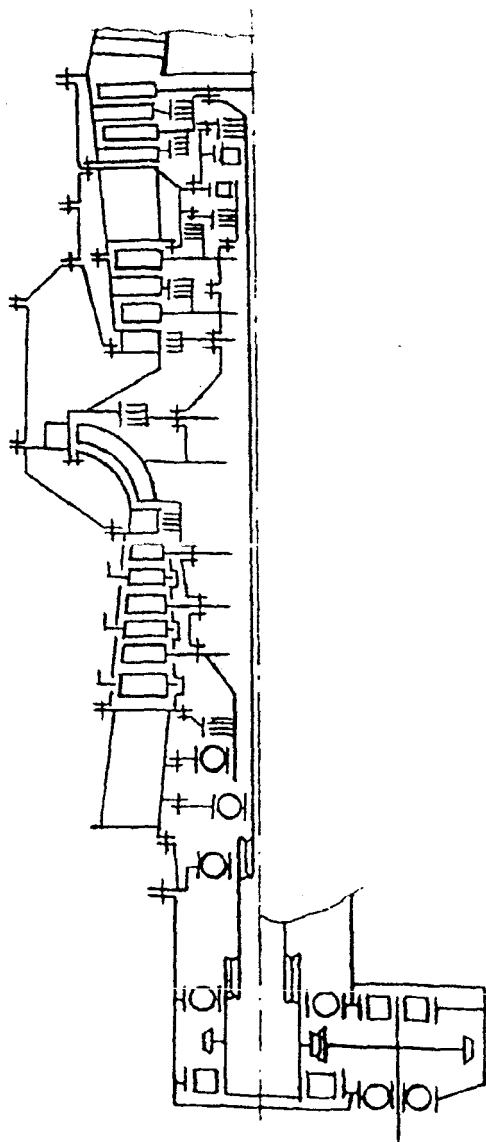
Крейсерский режим,
 $H = 11 \text{ км, } V = 1000 \text{ км/ч}$

Применение: Сверхзвуковой пассажирский самолет Ту-144Д ($V_{\text{п}} = 2000-2350 \text{ км/ч, } L_{\text{п}} = 6180-5800 \text{ км}$, при числе пассажиров – 70-150 чел., $M_0 = 207 \text{ т}$). Технические рейсы проводились в 1977-78 гг. по маршрутам Москва-Хабаровск, Москва-Новосибирск. В 1978 г. доводочные работы по самолету Ту-144Д были прекращены. Построенные самолеты используются в настоящее время в качестве летающих лабораторий для разработки СПС второго поколения. Они использовались также для отработки посадочных характеристик многоэтажного космического корабля "Буран".

^{*)} Обработывалась также модификация с $P_{\text{взл}} = 225-235 \text{ кН}$.

Источники информации [2, 6, 9, 10, 59]

Конструктивная схема двигателя
ТВД-1500



Рыбинское К Б М ТВД – 1500

Малоразмерный ТВД многоцелевого назначения с
осецентрированным компрессором. Опытный двигатель.

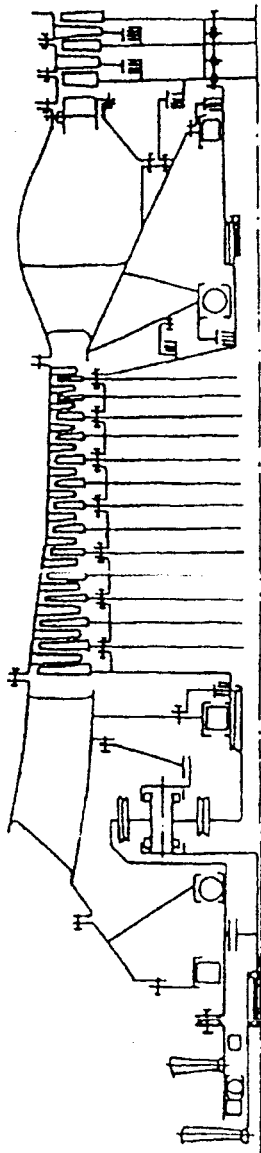
Стендовые испытания - с 1996 г.

$N_e = 1138$ кВт (1550 л.с.)	Чрезвычайный режим, $H = 0, V = 0$
$N_e = 1028$ кВт (1400 л.с.) $G_B = 4,4$ кг/с ; $\pi_K = 14,4$ $N_e = 955$ кВт (1300 л.с.)	Взлетный режим, $H = 0, V = 0$, МСА $H = 0,34$ км, $V = 0$
$C_e = 0,284$ кг/кВт·ч (0,209 кг/л.с.·ч)	$t_H = +30^\circ\text{C}$, $p_H = 730$ мм рт.ст.
$N_e = 736$ кВт (1000 л.с.)	Максимальный крейсерский режим
$C_e = 0,266$ кг/кВт·ч (0,196 кг/л.с.·ч)	$H = 3$ км, $V = 400$ км/ч
$N_e = 508$ кВт (690 л.с.)	Крейсерский режим,
$C_e = 0,297$ кг/кВт·ч (0,218 кг/л.с.·ч)	$H = 3$ км, $V = 350$ км/ч
$M_{дв} = 240$ кг ; $L_{дв} = 1,950$ м, $h = 0,76$ м, $b = 0,620$ м.	

Применение: Ан-38 – самолет местных воздушных линий ($V_{кр} = 350$ км/ч, $H_{max} = 6$ км, $M_0 = 8,8$ т, $L_{впп} = 750$ м, $L_{п} = 460$ км при числе пассажиров – 26 чел. и $L_{п} = 2200$ км при числе пассажиров – 9 чел. – административный вариант).

Источники информации [2, 6, 10]

Конструктивная схема двигателя
ТВ-022



Самарский НТК им. Н.Д.Кузнецова

ТВД ТВ-022

Одновальный двигатель с соосными винтами
противоположного вращения .

Опытное производство – 1948-51 гг.

Летные испытания на летающей лаборатории – 1951 г.

$$N_{э} = 3677 \text{ кВт (5000 л.с.)}$$

$$C_{э} = 0,408 \text{ кг/кВт·ч (0,300 кг/л.с.·ч)}$$

$$G_{в} = 26,5 \text{ кг/с}$$

$$\pi_{к} = 5,6$$

$$T_{г} = 1120 \text{ К}$$

$$N_{э} = 2200 \text{ кВт (3000 л.с.)}$$

$$C_{э} = 0,285 \text{ кг/кВт·ч (0,210 кг/л.с.·ч)}$$

Взлетный режим,

$$H = 0, V = 0$$

Крейсерский режим,

$$H = 11 \text{ км, } V = 720 \text{ км/ч}$$

$$M_{дв} = 1700 \text{ кг}$$

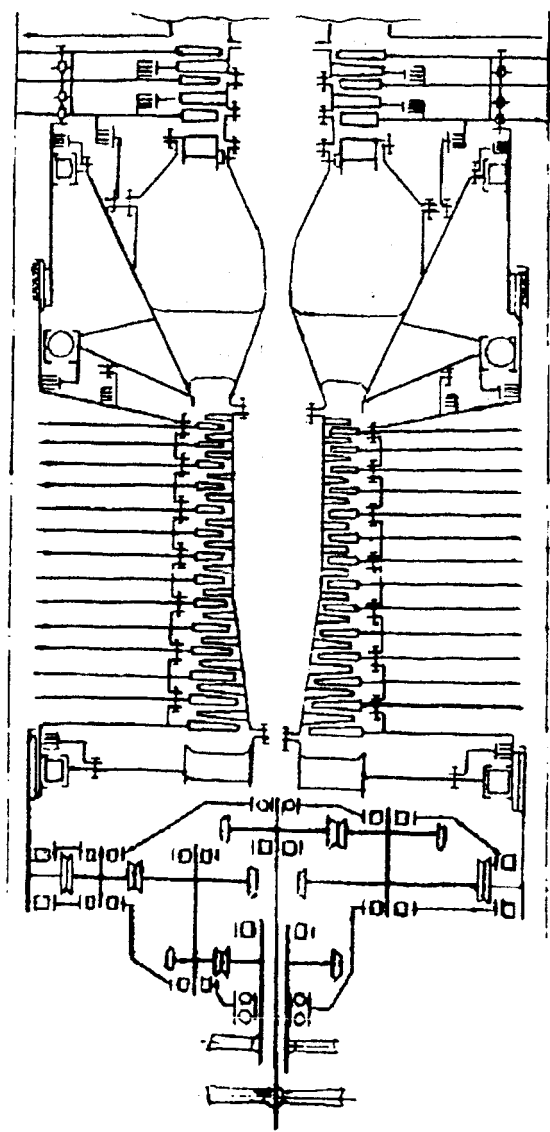
$$D_{дв} = 1,05 \text{ м}$$

$$L_{дв} = 4,17 \text{ м}$$

Применение. Опытный. В 1951 г. начата его доводка на форсированную мощность (4600 кВт) для спарки из двигателейТВ-2Фдля стратегического бомбардировщика Ту-95.

Источники информации [2, 9, 50]

Конструктивная схема двигателя
2ТВ-2Ф



Самарский НТК им. Н.Д.Кузнецова

ТВД 2ТВ-2Ф

Спарка из двигателей ТВ-2Ф с соосными винтами
противоположного вращения.

Начало стендовых испытаний – 1951 г. Прекращение
летных испытаний – 1953 г.

$$N_{\text{э}} = 9200 \text{ кВт (12500 л.с.)}$$

$$C_{\text{э}} = 0,340 \text{ кг/кВт}\cdot\text{ч (0,250 кг/л.с.}\cdot\text{ч)}$$

$$G_{\text{в}} = 64,2 \text{ кг/с}$$

$$\pi_{\text{к}} = 6,1$$

$$T_{\text{г}} = 1150 \text{ К}$$

$$N_{\text{э}} = 4780 \text{ кВт (6500 л.с.)}$$

$$C_{\text{э}} = 0,258 \text{ кг/кВт}\cdot\text{ч (0,190 кг/л.с.}\cdot\text{ч)}$$

Взлетный режим,

$$H = 0, V = 0$$

Крейсерский режим,

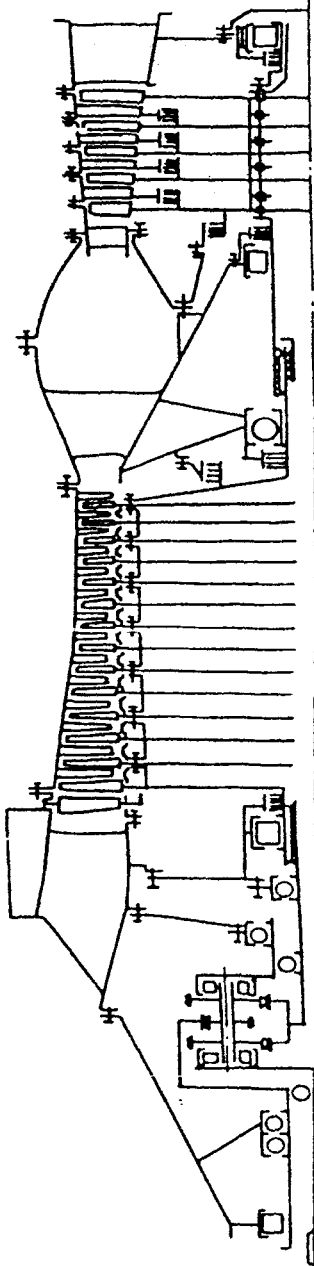
$$H = 11 \text{ км, } V = 720 \text{ км/ч}$$

$$M_{\text{дв}} = 3780 \text{ кг}$$

Применение. Опытный самолет Ту-95 (“95/1”). В связи с возникшими дефектами редуктора, а также в связи с лучшими результатами, полученными на двигателе НК-12, доводка двигателя 2ТВ-2Ф была прекращена в 1953 г.

Источники информации [2, 9, 50]

Конструктивная схема двигателя НК-12



Самарский НТК им. Н.Д.Кузнецова

ТВД НК-12

Первый высотный высокоэкономичный отечественный ТВД большой мощности. Одновальный двигатель с двумя соосными четырехлопастными винтами противоположного вращения диаметром 5,6 м. Начало стендовых испытаний - 1952 г. Серийное производство - 1954-1956 гг.

$$N_{\text{э}} = 9200 \text{ кВт (12500 л.с.)}$$

$$C_{\text{э}} = 0,305 \text{ кг/кВт·ч (0,225 кг/л.с.·ч)}$$

$$\pi_{\text{к}} = 9,5$$

$$T_{\text{г}} = 1150 \text{ К}$$

$$N_{\text{э}} = 4780 \text{ кВт (6500 л.с.)}$$

$$C_{\text{э}} = 0,224 \text{ кг/кВт·ч (0,165 кг/л.с.·ч)}$$

Взлетный режим,

$$H = 0, V = 0$$

Крейсерский режим,

$$H = 11 \text{ км}, V = 720 \text{ км/ч}$$

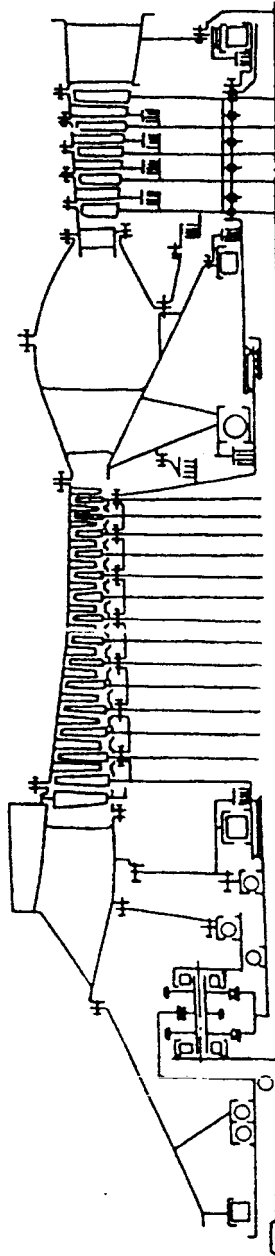
$$M_{\text{дв}} = 2900 \text{ кг}$$

$$D_{\text{вх}} = 1,05 \text{ м}, L_{\text{дв}} = 6 \text{ м.}$$

Применение. Двигатель НК-12 обеспечивал летные испытания и отработку характеристик опытного 4-двигательного стратегического бомбардировщика А.Н.Туполева "95/2" ($V_{\text{max}} = 882 \text{ км/ч}$, $H_{\text{max}} = 11130 \text{ м}$, $L_{\text{п}} = 15400 \text{ км}$, $M_0 = 172 \text{ т}$, $M_{\text{пн}} = 5\text{т}$) и первых серийных (с 1955 г.) самолетов Ту-95.

Источники информации [2, 6, 9, 10, 25, 52]

Конструктивная схема двигателя
НК-12МВ



Самарский НТК им. Н.Д.Кузнецова

ТВД НК-12МВ

Наиболее распространенная модификация НК-12.

Серийное производство – 1958-1979 гг.

$N_{\text{э}} = 11000 \text{ кВт (15000 л.с.)}$

$C_{\text{э}} = 0,286 \text{ кг/кВт}\cdot\text{ч (0,210 кг/л.с.}\cdot\text{ч)}$

$\pi_{\text{к}} = 9,2$

$\pi_{\text{с}} = 1,16$

$G_{\text{в}} = 55,8 \text{ кг/с}$

$T_{\text{г}} = 1150 \text{ К (} T_{\text{г max}} = 1250 \text{ К)}$

$N_{\text{э}} = 4780 \text{ кВт (6500 л.с.)}$

$C_{\text{э}} = 0,215 \text{ кг/кВт}\cdot\text{ч (0,158 кг/л.с.}\cdot\text{ч)}$

$\pi_{\text{к}} = 13$

$\pi_{\text{с}} = 1,47$

Взлетный режим,

$H = 0, V = 0$

Крейсерский режим,

$H = 11 \text{ км, } V = 720 \text{ км/ч}$

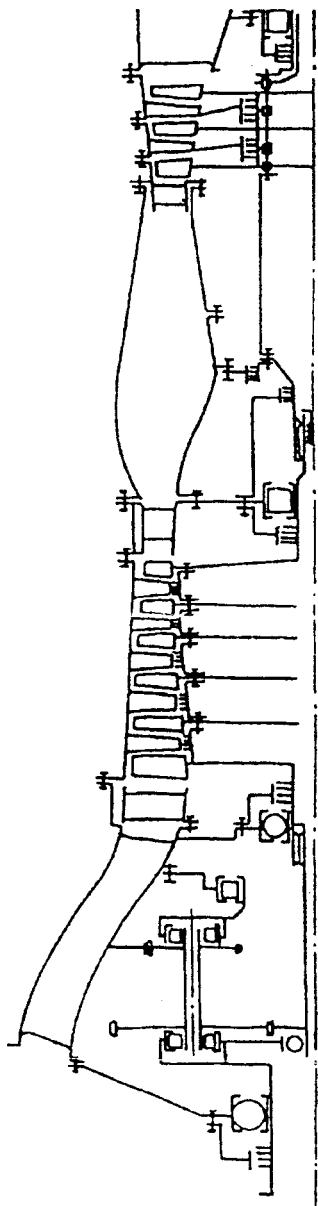
$M_{\text{дв}} = 3065 \text{ кг, } D_{\text{дв}} = 1,15 \text{ м, } L_{\text{дв}} = 6 \text{ м.}$

Применение: 4-двигательный серийный стратегический бомбардировщик Ту-95 ($V_{\text{max}} = 860 \text{ км/ч, } H_{\text{max}} = 11600 \text{ м, } L_{\text{п}} = 13200 \text{ км, } M_0 = 182 \text{ т, } M_{\text{пн}} = 5\text{т}$); самолет ДРЛО Ту-126 ($V_{\text{кр}} = 720 \text{ км/ч, } L_{\text{п}} = 6990 \text{ км,}$ экипаж-24 чел.); пассажирский дальнемагистральный самолет Ту-114 ($V_{\text{кр}} = 770 \text{ км/ч, } L_{\text{п}} = 8800 \text{ км, } H_{\text{max}} = 12000 \text{ м, } M_0 = 173,5 \text{ т,}$ число пассажиров – 120-170 чел.).

Основные модификации: НК-12МА (серийное производство 1966-80 гг., $M_{\text{дв}} = 3170 \text{ кг, } N_{\text{взл}} = 11000 \text{ кВт}$) для транспортного 4-двигательного самолета Ан-22 ($V_{\text{max}} = 600 \text{ км/ч, } L_{\text{п}} = 5000 \text{ км, } M_0 = 205 \text{ т, } M_{\text{пн}} = 60 \text{ т}$), а также для противолодочного самолета Ту-142.

Источники информации [2, 6, 9, 10, 25]

Конструктивная схема двигателя НК-4



Самарский НТК им. Н.Д.Кузнецова

ТВД НК-4

Одновальный двигатель с однорядным воздушным винтом.

Начало стендовых испытаний – 1956 г. Летные испытания – 1957-1959 гг.

$$N_{\text{э}} = 2940 \text{ кВт (4000 л.с.)}$$

$$C_{\text{э}} = 0,333 \text{ кг/кВт}\cdot\text{ч (0,245 кг/л.с.}\cdot\text{ч)}$$

$$G_{\text{в}} = 18,7 \text{ кг/с}$$

$$\pi_{\text{к}} = 7,7$$

$$T_{\text{г max}} = 1170 \text{ К}$$

$$N_{\text{э}} = 1680 \text{ кВт (2300 л.с.)}$$

$$C_{\text{э}} = 0,282 \text{ кг/кВт}\cdot\text{ч (0,207 кг/л.с.}\cdot\text{ч)}$$

Взлетный режим,

$$H = 0, V = 0$$

Крейсерский режим,

$$H = 8 \text{ км, } V = 630 \text{ км/ч}$$

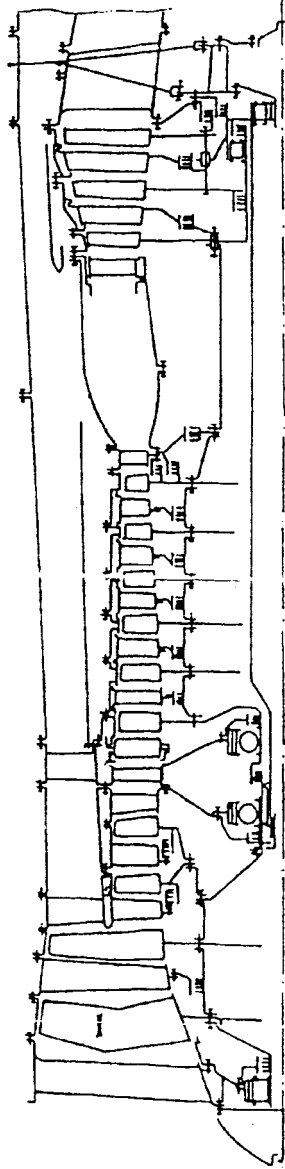
$$M_{\text{дв}} = 870 \text{ кг}$$

$$D_{\text{вх}} = 1,05 \text{ м}$$

$$L_{\text{дв}} = 2,77 \text{ м}$$

Применение: Демонстрационный двигатель. Двигатели НК-4 в процессе их доводки использовались для отработки летных характеристик опытных самолетов Ан-10 и Ил-18.

**Конструктивная схема двигателя
НК-8**



Самарский НТК им. Н.Д.Кузнецова

ТРДД НК-8

Двухвальный двигатель со смешением потоков контуров.

Серийное производство – 1964-1969 гг.

$$P = 93,2 \text{ кН (9500 кгс)}$$

$$C_{уд} = 0,0632 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,62 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$\pi_k = 10,25$$

$$m = 0,984$$

$$G_B = 214,5 \text{ кг/с}$$

$$T_r = 1140 \text{ К (} T_{r \text{ max}} = 1200 \text{ К)}$$

$$P = 22 \text{ кН (2250 кгс)}$$

$$C_{уд} = 0,0846 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,83 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

Взлетный режим,

$$H = 0, V = 0$$

Крейсерский режим,

$$H = 11 \text{ км, } V = 850 \text{ км/ч}$$

$$M_{дв} = 2500 \text{ кг (с реверсом)}$$

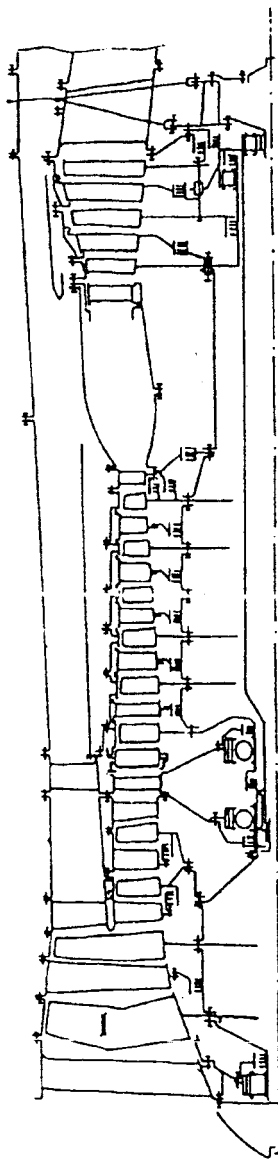
$$L_{дв} = 4,766 \text{ м}$$

$$D_{дв} = 1,440 \text{ м}$$

Применение. Дальнемагистральный 4-двигательный пассажирский самолет Ил-62 ($V_{кр} = 850 \text{ км/ч}$, $L_{п} = 7550$ - 10000 км , $M_0 = 161,6 \text{ т}$, число пассажиров – 168-186 чел).

Источники информации [2, 9, 20, 21]

Конструктивная схема двигателя
НК-8-4



Самарский НТК им. Н.Д.Кузнецова

ТРДД НК-8-4

Серийное производство – 1969-1979 гг.

$$P = 103 \text{ кН (10500 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}} = 0,061 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,598 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$G_{\text{в}} = 222 \text{ кг/с}$$

$$\pi_{\text{к}} = 10,8$$

$$m = 1,042$$

$$T_{\text{г}} = 1190 \text{ К (} T_{\text{г max}} = 1250 \text{ К)}$$

$$P = 27 \text{ кН (2750 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}} = 0,0826 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,81 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

Взлетный режим,

$$H = 0, V = 0$$

Крейсерский режим,

$$H = 11 \text{ км, } V = 850 \text{ км/ч}$$

$$M_{\text{дв}} = 2440 \text{ кг (с реверсом)}$$

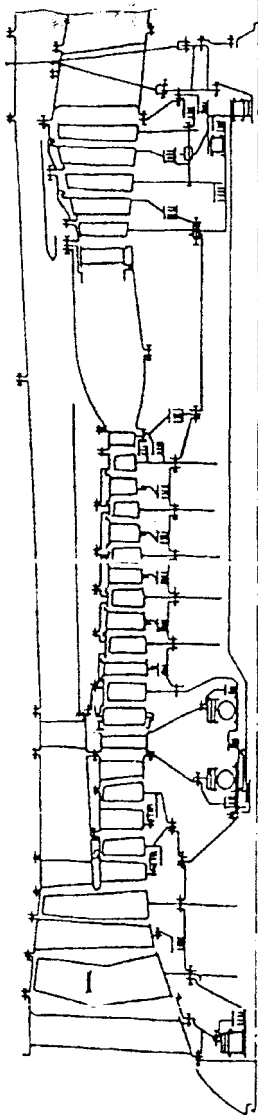
$$D_{\text{дв}} = 1,442 \text{ м}$$

$$L_{\text{дв}} = 5,101 \text{ м}$$

Применение. Дальнемагистральный 4-двигательный пассажирский самолет Ил-62 ($V_{\text{кр}} = 850 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 7550-10000 \text{ км}$, $M_0 = 161,1 \text{ т}$, число пассажиров – 168-186 чел).

Источники информации [2, 6, 9, 20]

Конструктивная схема двигателя
НК-8-2У



Самарский НТК им. Н.Д.Кузнецова ТРДД НК-8-2У

Наиболее распространенная модификация НК-8.

Серийное производство с 1973 г. по настоящее время.

$$P = 103 \text{ кН (10500 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}} = 0,0591 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,58 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$\pi_{\text{к}} = 10,8$$

$$m = 1,05$$

$$G_{\text{в}} = 228 \text{ кг/с}$$

$$T_{\text{г}} = 1156 \text{ К (} T_{\text{г max}} = 1230 \text{ К)}$$

$$P = 21,6 \text{ кН (2200 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}} = 0,0785 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,77 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$\pi_{\text{к}} = 11,14$$

$$\pi_{\text{в}} = 2,17$$

$$T_{\text{г}} = 1007 \text{ К}$$

Взлетный режим,

$$H = 0, V = 0$$

Крейсерский режим,

$$H = 11 \text{ км, } V = 850 \text{ км/ч}$$

$$M_{\text{дв}} = 2350 \text{ кг (с реверсом), } D_{\text{дв}} = 1,442 \text{ м, } L_{\text{дв}} = 4,762 \text{ м}$$

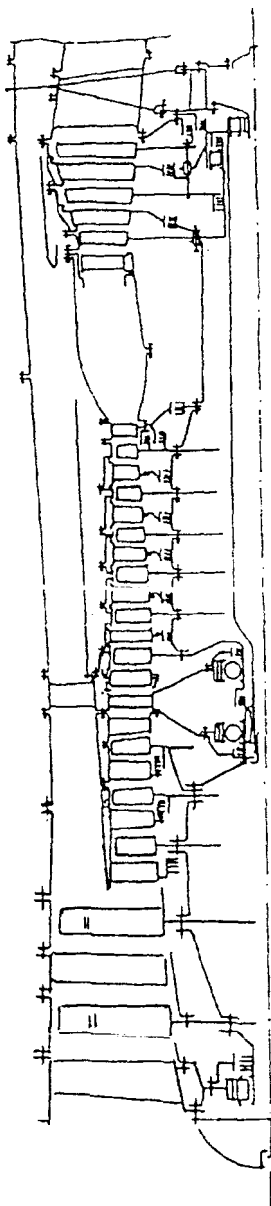
Применение. Среднемагистральный 3-двигательный пассажирский самолет Ту-154 ($V_{\text{кр}} = 850 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 3300\text{-}4500 \text{ км}$, $M_0 = 98 \text{ т}$, число пассажиров – 164-180 чел).

Модификации: НК-88 – опытный двигатель на жидком водороде – $C_{\text{уд взл}} = 0,0224 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,220 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$, $C_{\text{уд кр}} = 0,03 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,296 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$ — для Ту-155.

НК-89 – опытный двигатель на сжиженном природном газе — $C_{\text{уд кр}} = 0,074 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,725 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$ – для Ту-156.

Источники информации [2, 6, 9, 21, 26]

Конструктивная схема двигателя
НК-36



Самарский НТК им. Н.Д.Кузнецова

ТРДД НК-86

Двухвальный двигатель со смешением потоков контуров.
Серийное производство с 1980 г.

$$P = 127 \text{ кН (13000 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}} = 0,053 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,52 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$G_{\text{в}} = 288 \text{ кг/с}$$

$$\pi_{\text{к}} = 12,93$$

$$m = 1,18$$

$$T_{\text{г}} = 1172 \text{ К (} T_{\text{г max}} = 1260 \text{ К)}$$

$$P = 31,6 \text{ кН (3220 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}} = 0,0754 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,739 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

Взлетный режим,

$$H = 0, V = 0$$

Крейсерский режим,

$$H = 11 \text{ км, } V = 850 \text{ км/ч}$$

$$M_{\text{дв}} = 2750 \text{ кг (с реверсом)}$$

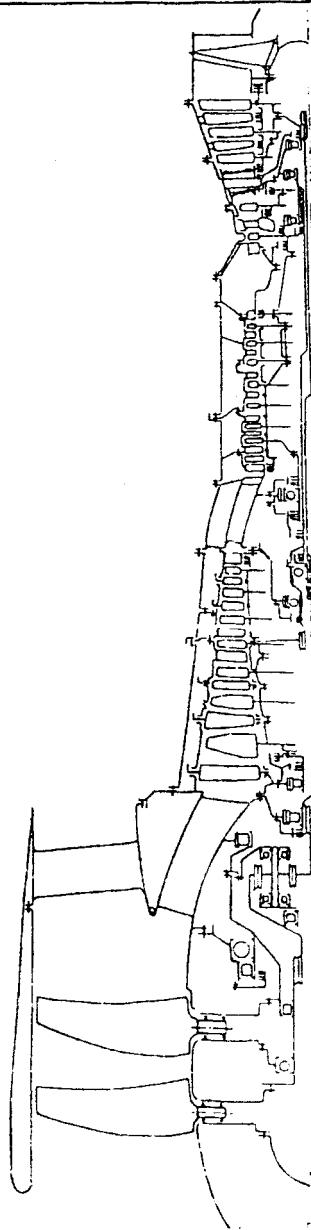
$$D_{\text{вх}} = 1,455 \text{ м}$$

$$L_{\text{дв}} = 3,638 \text{ м (5,278 с реверсом)}$$

Применение. Среднемагистральный широко-
фюзеляжный 4-двигательный пассажирский самолет –
аэробус Ил-86 ($V_{\text{кр}} = 900-950 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}} = 3600-5800 \text{ км}$,
 $M_0 = 210 \text{ т}$, число пассажиров – 350 чел).

Источники информации [2, 6, 9, 22]

Конструктивная схема двигателя
НК-93



Самарский НТК им. Н.Д.Кузнецова ТРДД НК-93

Опытный трехвальный двигатель со сверхвысокой степенью двухконтурности и закапотированным двухрядным винтовентилятором изменяемого шага.

Начало опытного производства полноразмерного двигателя-1991 г.

Начало летных испытаний – 1999 г.

$$P = 177 \text{ кН (18000 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}} = 0,0235 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,23 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$m = 16,6$$

$$P = 31,4 \text{ кН (3200 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}} = 0,05 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,49 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$\pi_{\text{к}} = 37$$

$$\pi_{\text{в}} = 1,27$$

Взлетный режим,

$$H = 0, V = 0$$

Крейсерский режим,

$$H = 11 \text{ км, } V = 800 \text{ км/ч}$$

$$M_{\text{дв}} = 3650 \text{ кг}$$

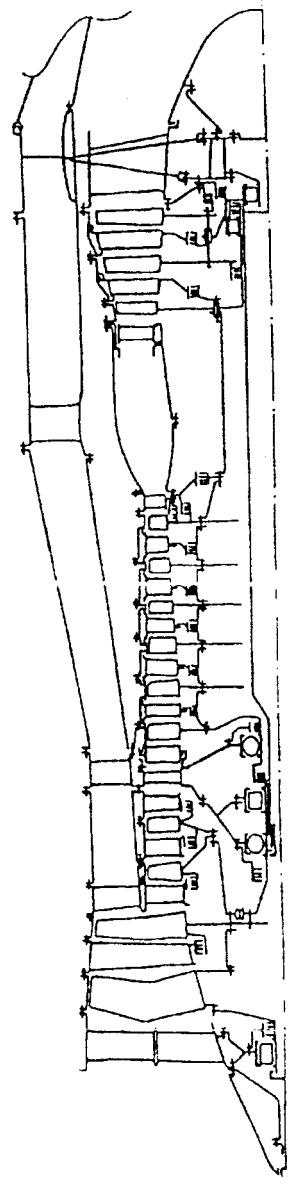
$$D_{\text{вх}} = 2,9 \text{ м}$$

$$L_{\text{дв}} = 5,972 \text{ м}$$

Применение. 4-двигательный дальнемагистральный пассажирский самолет Ил-96МН ($V_{\text{кр}} = 850-900 \text{ км/ч}$,

$L_{\text{п}} = 11000 \text{ км, } M_0 = 230 \text{ т,}$ число пассажиров – 350-400 чел.).

Конструктивная схема двигателя
НК-6



Самарский НТК им. Н.Д.Кузнецова ТРДДФ НК-6

Первый в мире ТРДДФ большой тяги. Опытный двухвальный двигатель без смещения потоков контуров с форсажной камерой во внешнем контуре. Запроектирован в 1955 г. Стендовые испытания – 1958 - 63 г.г.

$$P_{\Phi} = 215 \text{ кН (22000 кгс)}$$

$$C_{уд \Phi} = 0,1735 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (1,7 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$G_{\text{в}} = 340 \text{ кг/с}$$

$$\pi_{\text{к}} = 13,6$$

$$\pi_{\text{в}} = 2,2$$

$$t = 2,0$$

$$T_{\text{г}} = 1400 \text{ К}$$

$$P = 196 \text{ кН (20000 кгс)}$$

$$C_{уд} = 0,2 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (1,96 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$P = 34,2 \text{ кН (3500 кгс)}$$

$$C_{уд} = 0,0877 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,86 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$M_{\text{дв}} = 3200 \text{ кг} \cdot D_{\text{вх}} = 1,75 \text{ м} \cdot L_{\text{дв}} = 4,81 \text{ м}$$

Взлетный режим,

$$H=0, V=0$$

Крейсерский режим,

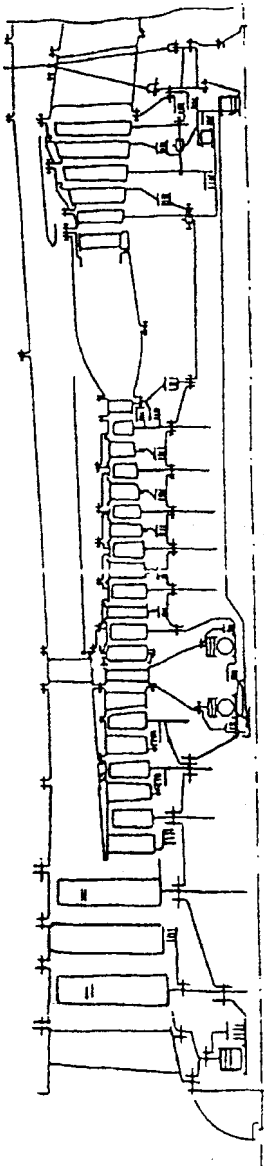
$$H=11 \text{ км}, V=1800 \text{ км/ч}$$

Крейсерский режим,

$$H=11 \text{ км}, V=950 \text{ км/ч}$$

Применение. Двигатель НК-6 предназначался для опытного двухдвигательного сверхзвукового самолета «106» ОКБ А.Н.Туполева. Доводочные работы по этому проекту в 1963 г. были прекращены так как требуемые результаты были достигнуты на самолете Ту-22 с двигателями ВД-7М. К этому времени НК-6 прошел 50-часовые стендовые испытания с $P_{\text{вкл}} = 22000 \text{ кгс}$.

Конструктивная схема двигателя
НК-144



Самарский НТК им. Н.Д.Кузнецова

ТРДДФ НК-144

Двухвальный ТРДДФ со смещением потоков и общей форсажной камерой.

Демонстрационный двигатель.

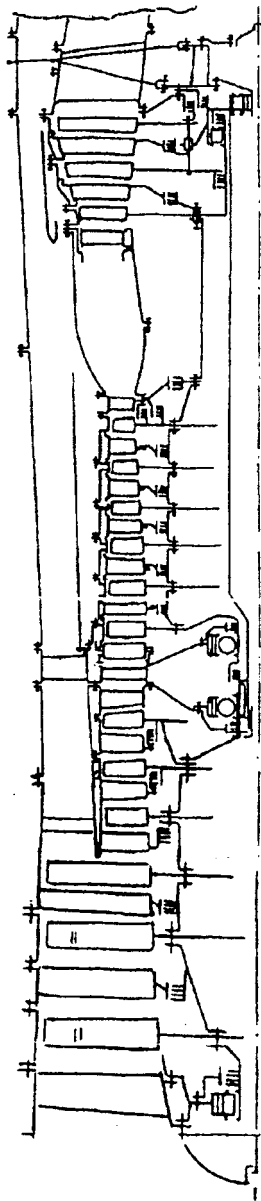
Опытное производство – 1963-1972 гг. Первый полет – 1968 г.

$P_{\phi} = 167 \text{ кН (17500 кгс)}$		Взлетный режим, $H=0, V=0$
$C_{\text{уд.}\phi} = 0,163 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (1,6 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$		
$\pi_{\text{к}} = 14,2$		
$m = 0,6$		
$T_{\Gamma} = 1360 \text{ К}$		
$P_{\phi} = 38,9 \text{ кН (3970 кгс)}$		Крейсерский режим, $H=18 \text{ км, } V=2350 \text{ км/ч}$
$C_{\text{уд.}\phi} = 0,159 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (1,56 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$		
$P = 29,4 \text{ кН (3000 кгс)}$		Крейсерский режим, $H=11 \text{ км. } V=1000 \text{ км/ч}$
$C_{\text{уд}} = 0,0985 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,965 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$		
$M_{\text{дв}} = 3540 \text{ кг, } D_{\text{вх}} = 1,355 \text{ м, } L_{\text{дв}} = 7,69 \text{ м.}$		

Применение: Двигатель НК-144 обеспечивал летные испытания и отработку характеристик опытного самолета (с 1968 г.) и первых серийных (с 1971 г.) самолетов Ту-144.

Источники информации [2, 6, 9, 45, 54]

**Конструктивная схема двигателя
НК-144А**



Самарский НТК им. Н.Д.Кузнецова

ТРДДФ НК-144А

Двухвальный двигатель со смешением потоков контуров, общей форсажной камерой и регулируемым всережимным сверхзвуковым соплом.

Сертификация летной годности - 1975 г. Серийное производство - 1971-1978 гг.

$$P_{\phi}^{*})=196,7 \text{ кН (20000 кгс)}$$

$$C_{\text{уд.}\phi}=0,168 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (1,65 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$P=148,2 \text{ кН (15000 кгс)}$$

$$\pi_{\text{к}}=14,75$$

$$\pi_{\text{в}}=2,45$$

$$G_{\text{в}}=236 \text{ кг/с}$$

$$m=0,6$$

$$T_{\text{г}}=1390 \text{ К}$$

$$P_{\phi}=49 \text{ кН (5000 кгс)}$$

$$C_{\text{уд.}\phi}=0,1845 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (1,81 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$P=29,4 \text{ кН (3000 кгс)}$$

$$C_{\text{уд}}=0,0939 \text{ кг/Н}\cdot\text{ч (0,92 кг/кгс}\cdot\text{ч)}$$

$$M_{\text{дв}}=3540 \text{ кг, } D_{\text{вх}}=1,355 \text{ м, } L_{\text{дв}}=7,69 \text{ м}$$

Взлетный режим,
 $H=0, V=0$

Крейсерский режим,
 $H=18 \text{ км, } V=2350 \text{ км/ч}$

Крейсерский режим,
 $H=11 \text{ км, } V=1000 \text{ км/ч}$

Применение: 4-двигательный сверхзвуковой пассажирский самолет Ту-144 ($V_{\text{кр}}=2000-2350 \text{ км/ч}$, $L_{\text{п}}=3240 \text{ км}$, при числе пассажиров-100 чел., $M_0=195 \text{ т}$). На трассе Москва-Алма-Ата перевозки грузов и почты начаты в 1975 г., а пассажиров - в 1977 г.).

В 1978 г. доводочные работы по самолету Ту-144 были прекращены. Построенные самолеты используются в настоящее время в качестве летающих лабораторий для разработки СПС второго поколения.

^{*)} Отрабатывалась также модификация НК-144В с

$$P_{\text{взл}}=215,5 \text{ кН.}$$

Источники информации [2, 6, 9, 45, 54]

Результаты поверочных расчетов некоторых ГТД для

Наименование, год выпуска	η_B	$\eta_{кнд}$	$\eta_{квд}$	$\eta_{Г}$
Д-36, 1975 г.	0,839	<u>0,839</u> 0,855 сд	0,877	0,980
НК-86, 1980 г.	0,846	0,865	0,874	0,990
Д-30КУ, 1967 г.	0,840	0,838	0,855	0,982
Р-11Ф2-300, 1962г.	-	0,820	0,830	0,970
АИ-25, 1967 г.	0,860	0,870	0,870	0,980
АИ-20, 1958 г.	-	0,849	-	0,970
НК-12МВ, 1958 г.	-	0,860	-	0,980
ТВ2-117, 1965 г.	$\sigma_{ВХ}=0,985$	0,800	-	0,980
Д-25В, 1959 г.	$\sigma_{ВХ}=0,980$	0,830	-	0,980
ТВ-О-100, 1988г.	$\sigma_{ВХ}=0,970$	0,765	-	0,980
TF-34-GE2, 1975 г.	0,880	0,857	0,860	0,990
F101-GE100, 1976 г.	0,840	0,850	0,835	0,99
T700-GE700, 1977 г.	$\sigma_{ВХ}=0,985$	0,785	-	0,985
E ³ PW, 1983 г.	0,890	0,902	0,892	0,995

Приложение 1

взлетного режима (H=0; V=0)

$\sigma_{\text{КС}}$	$\eta_{\text{ТВД}}$	$\eta_{\text{ТНД}}$	$V_{\text{ОХЛВД}}$	$V_{\text{ОХЛНД}}$	$\varphi_{\text{С}}$
0,947	<u>0,841</u> 0,904сд	0,916	0,895	<u>0,970сд</u> 1,000	0,985
0,945	0,930	0,929	0,985	1,000	0,985
0,946	0,900	0,914	0,942	1,000	0,990
0,935	0,875	0,890	0,980	1,000	0,970
0,950	0,870	0,880	0,990	1,000	0,975
0,957	0,915	-	0,990	1,000	0,900
0,960	0,925	-	0,980	-	0,900
0,955	0,880	0,878	0,970	-	$\pi_{\text{С}}=1,05$
0,940	0,880	0,900	0,980	-	$\pi_{\text{С}}=1,06$
0,950	0,850	0,890	0,980	-	$\pi_{\text{С}}=1,04$
0,945	0,907	0,917	0,950	0,980	0,990
0,935	0,890	0,915	0,940	0,990	0,975
0,955	0,850	0,875	0,920	-	$\pi_{\text{С}}=1,045$
0,945	0,882	0,917	0,925	0,985	0,998

Приложение 2
Таблица стандартной атмосферы
(ГОСТ 4401-81)

H , км	T_H , К	P_H , Па	ρ , кг/м ³	a , м/с
0	288,15	101325	12250	340,29
1	281,65	89876	1,1117	336,43
2	275,15	79501	1,0066	332,53
3	268,66	70121	0,9093	328,58
4	262,17	61660	0,8193	324,60
5	255,68	54048	0,7364	320,54
6	249,19	47218	0,6601	316,45
7	242,70	41105	0,5900	312,31
8	236,22	35652	0,5258	308,10
9	229,73	30801	0,4671	303,85
10	223,25	26500	0,4135	299,53
11	216,77	22700	0,3648	295,15
12	216,65	19399	0,3119	295,07
13	216,65	16580	0,2666	295,07
14	216,65	14170	0,2279	295,07
15	216,65	12112	0,1948	295,07
16	216,65	10353	0,1665	295,07
18	216,65	7565	0,1217	295,07
20	216,65	5529	0,0889	295,07
22	218,57	4028	0,0645	296,38
24	220,56	2972	0,0469	297,72
25	221,55	2549	0,04008	298,39
30	226,51	1197	0,01841	301,71
35	236,51	574,6	0,00846	308,30
40	250,35	287,1	0,00400	317,19
45	264,16	149,1	0,00197	325,82

Список используемых источников информации

1. Энциклопедия мировой авиации (пер. с англ.). – Самара: корпорация “Федоров”, 1997. – 962 с.
2. Авиация: Энциклопедия /Гл.ред. Г.П.Свищев. – М.: Большая Российская энциклопедия, 1994. – 736 с.
3. Авиационный справочник России и СНГ. – М.: Конверсалт, 1996. – 896 с.
4. Иностранные авиационные двигатели.–М.: ЦИАМ, 1958,- 92 гт.
5. ХИЛЛ П. Наука и искусство проектирования. - М.: Мир, 1973. -264 с.
6. Краткий справочник по российским и украинским самолетам и вертолетам. Авиация–Космонавтика. Вып.5–6. 1995. Техническая информация ЦАГИ. Вып. 1–2, 1995. Совместный выпуск .
7. МАСЛОВ В.Г., КУЗЬМИЧЕВ В.С., КОВАРЦЕВ А.Н., ГРИГОРЬЕВ В.А. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД. – Самара: СГАУ, 1996. – 147 с.
8. МАСЛОВ В.Г., КУЗЬМИЧЕВ В.С., ГРИГОРЬЕВ В.А. Выбор параметров и проектный термогазодинамический расчет авиационных ГТД. – Куйбышев: КуАИ, 1984. – 176 с.
9. Сопроводительная документация к экспонатам, переданным в Центр истории авиационных двигателей СГАУ.
- 10.Проспекты ГТД и другие материалы международных и других авиационных выставок 1990-1998 гг.
- 11.Авиационный турбовинтовой двигатель АИ-20. – М: Оборонгиз, 1959. – 102 с.
- 12.Авиационный турбовинтовой двигатель АИ-24. Техническое описание. – М.: Внешторгиздат. Заказ № 3224А/1236. – 214 с.

13.Авиационный двухконтурный турбореактивный двигатель АИ-25. Инструкция по эксплуатации и техническому обслуживанию. – М.: Машиностроение, 1980. – 185 с.

14.ФРАНЦЕВ В.И., ШЕРЛЫГИН Н.А. Силовая установка самолетов Як-40 и М-15. – М.: Транспорт, 1981. – 284 с.

15.ЯКОВЛЕВ А.С. Советские самолеты. – М.: Наука, 1982. – 398 с.

16.Турбореактивный двигатель Р11Ф-300. Инструкция по эксплуатации и техническому обслуживанию. – М.: Машиностроение, 1970. – 128 с.

17.ГАЧУРИН В.А. Конструкция и летная эксплуатация двигателя Д-30КУ. – М.: Машиностроение, 1987. – 165 с.

18.Авиационные двухконтурные двигатели Д-30КУ и Д-30КП. Конструкция, надежность и опыт эксплуатации. – М.: Машиностроение, 1988. – 228 с.

19.Планшеты по истории МНПО “Сатурн”. Материалы МНПО “Сатурн”.

20.Турбовентиляторный двигатель НК-8-4. Техническое описание. - Самара: НТК им. Н.Д.Кузнецова, 1969 .

21.Турбовентиляторный двигатель НК-8-2. Техническое описание и инструкция по эксплуатации. - Самара: НТК им. Н.Д.Кузнецова, 1969. Ч.1. - 218 с.

22.Двигатель НК-86. – М.: Машиностроение, 1978. – 274 с.

23.Развитие авиационной науки и техники в СССР. Историко-технические очерки. – М.: Наука, 1980. – 496 с.

24.Авиационный турбовинтовой двигатель НК-4. Техническое описание. – М.: Оборонгиз, 1959. – 218 с.

25.Авиационный турбовинтовой двигатель НК-12МВ. Техническое описание. Кн.1. – М.: Машиностроение, 1966. – 296 с.

26.Двигатель НК-8-2У. Руководство по технической эксплуатации. - Самара: НТК им. Н.Д.Кузнецова, 1973. Ч.1. – 246 с.

27.КУЗЬМИЧЕВ В.С., ТРОФИМОВ А.А. Проектный расчет основных параметров турбокомпрессора авиационного ГТД. - Куйбышев: КуАИ, 1990. – 70 с.

28.Авиационный турбореактивный двигатель РД-9Б. – М.: Оборонгиз, 1962. – 149 с.

29.БЕРНЕ Л.П. Як-141 - сверхзвуковая вертикалка // Крылья Родины. №5, 1994. С.1-2.

30.САМУЛЕЕВ В.В. Создатель авиационных двигателей // Аэро Хобби. 1993. № 2.– С.12-15.

31.КОЛЕСНИКОВ В.И. 50 лет “Прогресса”// Авиация и Время. 1995.№ 3. С. 14-15.

32.Плакаты по изучению конструкции двигателя Д-18Т. – М.: ВОЕНИЗДАТ, 1988.

33.ФЕЛЬДМАН Е.Л. Авиационный турбореактивный двигатель РД-3М-500. –М.: Транспорт, 1968. – 424 с.

34.АМНТК “Союз” – 50 лет// Техника и вооружение. Февраль, 1993. С.2-4.

35.ЭНТИС Я. Генеральный конструктор // Авиация – Космонавтика. Вып.20. 1996. Техника и Оружие. Вып.9. 1996. Совместный выпуск.

36.Шесть десятилетий прогресса и традиций. Хронологический очерк. – М.: ЦИАМ, 1991. – 220 с.

37.Авиационный турбореактивный двигатель ВК-1. Техническое описание. – М.: Оборонгиз, 1950. – 120 с.

38.Авиационный турбовинтовой двигатель ТВ2-117А и редуктор ВР-8. Техническое описание. – М.: Машиностроение, 1967. – 100 с.

39.Авиационный двухконтурный турбореактивный двигатель Д-30. Техническое описание. – М.: Машиностроение, 1971. – 132 с.

40.Авиационный турбореактивный двигатель Д-20П. Техническое описание. – М.: Машиностроение, 1971. – 132 с.

41.Авиационный турбовинтовой двигатель Д-25В и редуктор Р-7. – М.: Машиностроение, 1970. – 92 с.

42.ПИВОВАРОВ В.А. Авиадвигатель ПС-90А (особенности конструкции, расчета и эксплуатации). Учеб. пособие. – М.: МИИГА, 1989. – 92 с.

43.Авиационный турбовинтовой двигатель ГТД-3Ф. Техническое описание. - М.: Авиаэкспорт. – 143 с.

44.КУЗНЕЦОВ Н.Д., ФИШБЕЙН Б.Д. Двигатель НК-93 сверхвысокой степени двухконтурности // Изв. Вузов. Авиационная техника 1993. № 2. – С.44-54.

45.Турбовентиляторный двигатель НК-144. Техническое описание и инструкция по эксплуатации. Ч.1. – Самара: НТК им. Н.Д. Кузнецова, 1974. – 348 с.

46.Авиационный турбовинтовой двигатель ТВД-10. Временное техническое описание. - Омск: МКБ, 1970. – 257 с.

47.Авиационный газотурбинный двигатель ГТД-350. Техническое описание. – Жешув.: 1978. – 230 с.

48.Трехвальный турбореактивный двухконтурный двигатель Д-36. Руководство по технической эксплуатации. Кн.1. - Запорожье: МКБ «Прогресс», 1978. – 328 с.

49.Изделие НК-6. Российский государственный научно-технический архив. Фонд № Р-187. Опись № 6-2. Т.2.

50.Изделия ТВ-022, 2ТВ-2Ф. Российский государственный научно-технический архив. Фонд № Р-187. Опись № 6-2. Т.3.

51.НИКИТИН Е.И. Турбовальный двигатель ГТД-350. – М.: ДОСААФ, 1978. – 192 с.

52.Авиационный турбовинтовой двигатель НК-12. Техническое описание. – М.: Оборонгиз, 1957. – 264 с.

53.Двигатель ТВ-0-100. Техническое описание. - Омск: МКБ, 1985. – 94 с.

54.РИГМАНТ В., МАГАШУК А. От модернизации к новому самолету // Авиация и космонавтика. 1994. № 5-6. С.21-27.

55.СНУИКО. Cooperation is the only choice. Military Technology. Special Supplement, Monch Moscow office, 1997. p. 5-6.

56.Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей / Под общ. ред. Д.В. Хронина.– М.: Машиностроение, 1980. – 386 с.

57.КУЗЬМИЧЕВ В.С., СИВЦОВ Ю.М. Алгоритм оптимизации конструктивно-геометрического облика турбокомпрессора ГТД в САПР// Изв. вузов. Авиационная техника, 1990, №2. С. 115-117.

58.БЕЛОУСОВ А.И. Конструктивные и силовые схемы турбомашин двигателей летательных аппаратов – Куйбышев: КуАИ, 1988.–92 с.

59.ДЫНКИН А.Л. Самолет начинается с двигателя. - Рыбинск: Рыбинское подворье, кн. I. 1995. - 494 с., кн. II. 1998. - 539 с.

60.ДАНИЛОВ В.А., ЗАНЬКО В.М., КАЛИНИН Н.П., КРИВКО А.Н. Вертолет Ми-8МТВ - М.: Транспорт, 1995. - 295 с.

61.КУНБУТАЕВ Л.М., ЛУЦЕНКО В.Н., ПРОЗОРОВ А.Б., ФРОЛОВ В.А. Конструкция турбокомпрессора ТРДДФ. Учебное пособие - М.: МАИ, 1996.-40 с.

Учебное издание

*Зрелов Владимир Андреевич
Маслов Валентин Григорьевич*

**ОСНОВНЫЕ ДАННЫЕ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ АВИАЦИОННЫХ
ГТД И ИХ ПРИМЕНЕНИЕ ПРИ УЧЕБНОМ
ПРОЕКТИРОВАНИИ**

Учебное пособие

Редактор Т.К. Крестинина
Техн. редактор Г.А. Усачева
Корректор Т.К. Крестинина

Лицензия ЛР № 020301 от 30.12.96 г.

Подписано в печать 29.12.98. Формат 60 x 84^{1/16}.
Бумага офсетная. Печать офсетная.
Усл.печ.л. 9,3. Усл.кр.-отт. 9,4. Уч.-изд.л. 10,0.
Тираж 400 экз. Заказ 27, Арт. С-12/99

Самарский государственный аэрокосмический университет имени
академика С.П. Королева
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

ИПО Самарского государственного аэрокосмического университета.
443001 Самара, ул. Молодогвардейская, 151.