

СТАУ: 6 (У)

3-895

САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА

В.А. ЗРЕЛОВ

ОТЕЧЕСТВЕННЫЕ ГТД. ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ И КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ

Часть 1



САМАРА 2002

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА

В.А. Зрелов

ОТЕЧЕСТВЕННЫЕ ГТД.
ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ
И КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ

(Часть 1)

Учебное пособие

Самарский Государственный
аэрокосмический университет
БИБЛИОТЕКА
Учебный фонд

САМАРА 2002 (2003)

УДК 621. 452. 3. 001: 629. 7. 036. 001 (075)

Зрелов В.А. Отечественные ГТД. Основные параметры и конструктивные схемы (Часть I): Учебное пособие / Самар. гос. аэрокосм. ун-т. Самара, 2002. 210 с.

ISBN 5 - 7883 - 0210 - 2

Впервые собраны сведения более чем о 350 отечественных авиационных ГТД (включая проекты). Систематизированы основные параметры двигателей и самолетов, на которых они применяются, для многих двигателей приведены чертежи продольных разрезов и конструктивные схемы. Учебное пособие состоит из двух частей.

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. Создано на кафедре конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов в Центре истории авиационных двигателей на основе открытых публикаций основных данных, чертежей продольных разрезов и конструктивных схем отечественных ГТД.

Табл. 43. Ил. 230. Библиогр.: 252 назв.

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

Рецензенты: С.М. Игначков - заместитель Генерального конструктора Самарского НТК им. Н.Д. Кузнецова.
Е.В. Шахматов - д-р. техн. наук, профессор, проректор СГАУ

ISBN 5 - 7883 - 0210 - 2

©В.А. Зрелов. 2002

© Самарский государственный аэрокосмический университет. 2002

СОДЕРЖАНИЕ

Часть I

ПРЕДИСЛОВИЕ.....	9
УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ.....	11
ВВЕДЕНИЕ.....	14
ВЫБОР КОНСТРУКТИВНОЙ СХЕМЫ И ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПРОЕКТИРУЕМОГО ГТД.....	17
Конструктивные схемы компрессоров.....	18
Конструктивные схемы турбин.....	22
Соединение роторов турбины и компрессора.....	26
Критерии оценки авиационных ГТД.....	27
ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ ОСНОВНЫХ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ КОНСТРУКТОРСКИХ БЮРО В ОБЛАСТИ РАЗРАБОТКИ АВИАЦИОННЫХ ГТД.....	30
РАБОТЫ, ПРОВОДИМЫЕ ПОД РУКОВОДСТВОМ В.В. УВАРОВА.....	30
Продольные разрезы двигателей, созданных под руководством В.В. Уварова.....	35
ГТУ-1.....	36
ГТУ-2.....	37
ГТУ-3.....	38
ТВД Э 3080.....	39
ТВД Э 3080М.....	40
ТВД Э 3080А.....	41
ЗАПОРОЖСКОЕ МКБ «ПРОГРЕСС» им. А.Г. ИВЧЕНКО... 42	
Основные параметры самолетов и вертолетов с двигателями ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко.....	51
Основные параметры ГТД ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко	53
Продольные разрезы и конструктивные схемы двигателей ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко.....	61
ТВД АИ-20А.....	62
ТВД АИ-20М.....	64
ТВД АИ-24.....	66
ТВВД Д-27.....	68
ТРДД АИ-25.....	70
ТРДД ДВ-2.....	72
ТРДД АИ-22.....	74

ТРДД Д-36.....	76
ТРДД Д-18Т.....	78
ТРДД Д-436Т1(Т2)	80
ТРДД Х27-2005А.....	82
ТВаД Д-136	84
ТВаД Д-127	86
ТВаД АИ-450	88
ВСУ АИ-9В	90
МОСКОВСКОЕ ОАО «А. ЛЮЛЬКА-САТУРН»	92
Основные параметры самолетов с двигателями АОО «А. ЛЮЛЬКА-САТУРН».....	101
Основные параметры ГТД АОО «А. ЛЮЛЬКА-САТУРН»	103
Продольные разрезы и конструктивные схемы двигателей АОО «А. ЛЮЛЬКА-САТУРН».....	109
ТРД ТР-1	110
ТРД ТР-3	112
ТРД АЛ-5	114
ТРДФ АЛ-7Ф	116
ТРДФ АЛ-21Ф	118
ТРДФ АЛ-31Ф	120
МОСКОВСКИЙ АВИАМОТОРНЫЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС «СОЮЗ» ГОСУДАРСТВЕННОЕ УНИТАРНОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ ТУШИНСКОЕ МКБ «СОЮЗ»	
УФИМСКОЕ УНИТАРНОЕ НПП «МОТОР»	122
Основные параметры самолетов с двигателями АМНГК "Союз", ТМКБ "Союз", ГУНПП "Мотор"	133
Основные параметры ГТД АМНГК "Союз", ТМКБ "Союз", ГУНПП "Мотор"	137
Продольные разрезы и конструктивные схемы двигателей Московского авиамоторного научно-технического комплекса "Союз", Государственного унитарного предприятия Тушинское МКБ "Союз", Уфимского унитарного НПП "Мотор".....	149
ТРД АМ-3.....	150
ТРД АМ-5	152

ТРД АМ-5А	154
ТРД РУ19А-300	156
ТРД Р28В-300	158
ТРД Р95Ш	160
ТРД Р195	162
ТРДФ РД-9Б	164
ТРДФ РД-9Ф	166
ТРДФ Р11-300	168
ТРДФ Р25-300	170
ТРДФ Р29Б-300	172
ТРДД Р130-300	174
ВСУ ВД 129-300	175
ТРДД Р125-300	176
ТРДДФ РД-1700	178
ОМСКОЕ МОТОРОСТРОИТЕЛЬНОЕ КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО.....	180
Основные параметры самолетов и вертолетов с двигателями ОМКБ.....	185
Основные параметры ГТД ОМКБ	187
Продольные разрезы и конструктивные схемы двигателей ОМКБ.....	191
ТВД ТВД-10Б	192
ТВД ТВД-20-03	194
ТВД ТВД-20В	196
ТРДД ТРДД-50	198
ТРДД ТРДД-50М	200
ТВаД ГТД-3Ф	202
ТВаД ТВ-О-100	204
ТВаД ГТД-400	206
ВСУ ВГТД-43	208

Часть 2

ПЕРМСКОЕ ОАО «АВИАДВИГАТЕЛЬ»	216
Основные параметры самолетов с двигателями ОАО "Авиадвигатель".....	225
Основные параметры ГТД с двигателями	

ОАО "Авиадвигатель"	227
Продольные разрезы и конструктивные схемы двигателей Пермского ОАО "Авиадвигатель"	233
ТВД ТВ-2М	234
ТВД Д-19	236
ТРДД Д-20П	238
ТРДД Д-30	240
ТРДД Д-30А	242
ТРДД Д-30 2 сер	244
ТРДД Д-30К	246
ТРДД Д-30КУ(КП)	248
ТРДД Д-30КУ-154	250
ТРДД Д-30КУ-90	252
ТРДД Д-40	254
ТРДД Д-50	256
ТРДД Д-40А	258
ТРДД Д-70	260
ТРДД ПС-90А	262
ТРДД ПС-90А-154	264
ТРДД ПС-90А-12	266
ТРДД ПС-90АМ	268
ТРДД ПС-90П	270
ТРДД Д-100	272
ТРДД Д-110	274
ТРДД Д-21А-1	276
ТРДДФ Д-30Ф6	278
ГВад Д-25В	280
САНКТ-ПЕТЕРБУРГСКОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ УНИТАРНОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ (ГУП) «ЗАВОД им. В.Я. КЛИМОВА»	282
Основные параметры самолетов с двигателями ГУНПП "Завод им. В.Я. Климова"	293
Основные параметры ГТД ГУНПП "Завод им. В.Я. Климова"	297
Продольные разрезы и конструктивные схемы двигателей Санкт-Петербургского государственного	

унитарного предприятия (ГУП) "Завод им. В.Я. Климova"...	305
ТРД РД-10	306
ТРД РД-45	308
ТРД ВК-1	310
ТРДФ ВК-1Ф	312
ТВД ВК-2	314
ТВД ТВ7-117	316
ТРДФ РД-33	318
ТВаД ГТД-350	320
ТВаД ТВ2-117	322
ТВаД ТВ3-117	324
РЫБИНСКОЕ КБМ	326
Основные параметры самолетов с двигателями РКБМ	335
Основные параметры ГТД РКБМ	337
Продольные разрезы и конструктивные схемы двигателей Рыбинского КБМ.....	341
ТРД ВД-5	342
ТРД ВД-7Б	344
ТРД РД36-51А	346
ТРД РД36-51А ДФТ	348
ТРД РД36-51	350
ТРД РД36-51В	352
ТРД РД36-35	354
ТРД РД36-35ФВ	356
ТРД РД38	358
ТРДФ ВД-19.....	360
ТРДФ РД-7М2	362
ТРДФ РД36-41	364
ТВД ТВД-1500	366
ТВаД РД-600В	368
САМАРСКИЕ ОАО НТК им. Н.Д. КУЗНЕЦОВА, ОАО КБМ	370
Основные параметры самолетов с двигателями ОАО СНТК им. Н.Д. КУЗНЕЦОВА и ОАО СКБМ.....	385
Основные параметры ГТД ОАО СНТК им. Н.Д. Кузнецова и ОАО СКБМ.....	387
Продольные разрезы и конструктивные схемы двигателей	

СНТК им. Н.Д. Кузнецова и ОАО СКБМ	397
ТРД 003С	398
ТРД 012Б	400
ТРД 012Д	402
ТВД ТВ-022	404
ТВД 2ТВ-2Ф	406
ТВД НК-12	408
ТВД НК-4	410
ТВД НК-62	412
ТВД НК-123ВР	414
ТВВД НК-110	416
ТРДД НК-8-2У	418
ТРДД НК-86	420
ТРДД НК-93	422
ТРДД НК-44	424
ТРДДФ НК-6	426
ТРДДФ НК-22	428
ТРДДФ НК-144	430
ТРДДФ НК-144В	432
ТРДДФ НК-25	434
ИСТОРИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ КОНСТРУКТИВНЫХ СХЕМ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ АВИАЦИОННЫХ ГТД	436
Приложение. Множество конструктивных схем газогенераторов отечественных ГТД	439
СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ ИНФОРМАЦИИ	444

ПРЕДИСЛОВИЕ

Настоящее учебное пособие является развитием вышедшего в 1999 г. учебного пособия В.А. Зрелова, В.Г. Маслова «Основные данные отечественных авиационных ГТД и их применение при учебном проектировании». Здесь в три с лишним раза увеличено количество описываемых двигателей, приведены чертежи продольных разрезов многих двигателей, сделан анализ конструктивных схем отечественных ГТД.

Основные параметры двигателей, а также информация о самолетах и вертолетах, на которых они применяются, представлены в виде таблиц, что позволяет лучше анализировать эти сведения.

В пособии впервые собраны опубликованные в открытой печати сведения более чем о 350 двигателях, включая некоторые проекты, а также о свыше 310 самолетах и вертолетах, на которых эти двигатели применены.

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 с иностранными аналогами;
- выбрать двигатель – прототип, соответствующий полученному студентом заданию на проектирование;
- обоснованно принять конструктивную схему проектируемого ГТД.

Выбор конструктивной схемы и основных параметров проектируемого ГТД рекомендуется осуществлять по методике, изложенной в учебном пособии [86].

Структура разделов пособия, посвященных деятельности основных отечественных КБ, следующая. Вначале описывается в историческом аспекте работа КБ, затем приводятся таблицы параметров самолетов и двигателей, причем двигатели систематизированы по типам (ТРД, ТРДФ, ТРДД, ТРДДФ, ТВД, ТВВД, ТВАд). Далее показаны чертежи продольных разрезов и конструктивные схемы ГТД.

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

Автор выражает благодарность аспирантам кафедры КиПДЛА С.В. Бугаеву и А.Ю. Цою, студентам Е.А. Алексееву, С.Н. Егорову, Е.А. Мальгиной и А.Н. Рыжию за оказанную помощь в оформлении компьютерной верстки пособия, а также рецензентам, высказавшим ряд полезных замечаний.

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

P	- тяга
N	- мощность
$C_{э}$	- 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_r	- 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_n	- скорость полета
H_n	- высота полета
L_n	- дальность полета
$L_{впп}$	- длина взлетно-посадочной полосы
M_0	- взлетная масса ЛА
$M_{пн}$	- масса полезной нагрузки ЛА

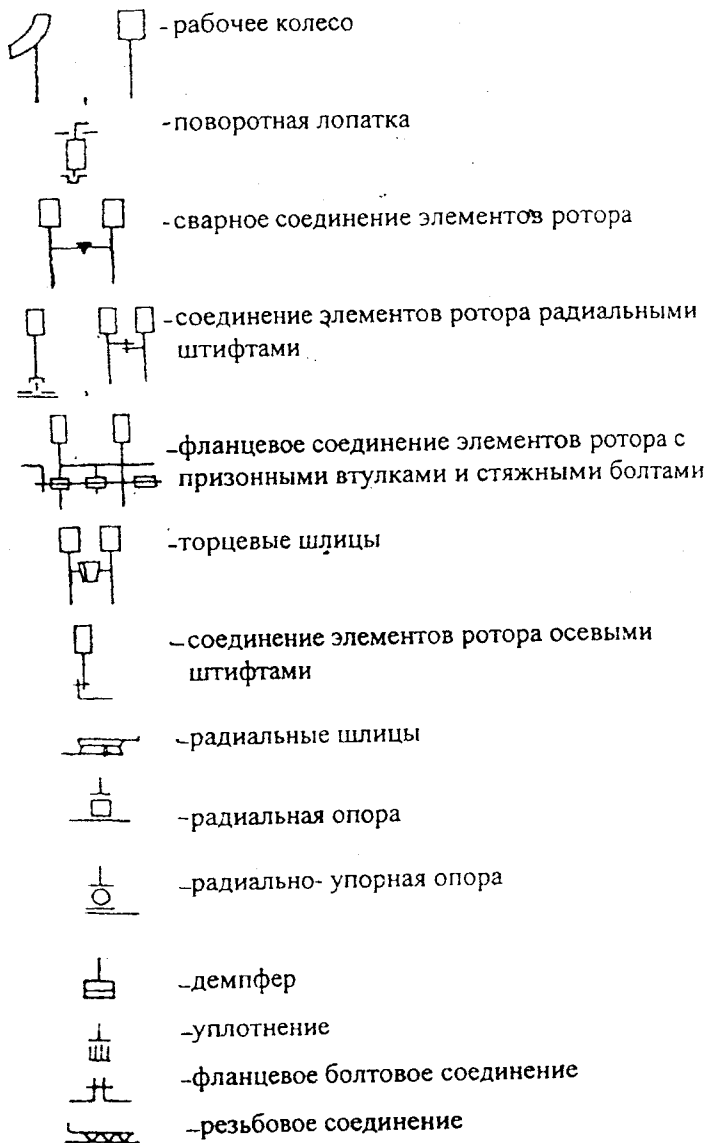
Индексы

взл	-	взлетный
кр	-	крейсерский
ф	-	форсажный
е	-	эффективный
э	-	эквивалентный
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
ТВВД	-	турбовинтовентиляторный двигатель
ЛА	-	летательный аппарат
ОТД	-	основные технические данные
НТК	-	научно-технический комплекс
МКБ	-	машиностроительное конструкторское бюро
КБМ	-	конструкторское бюро моторостроения
НПП	-	научно-производственное предприятие

Графические символы



ВВЕДЕНИЕ

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

Настоящее учебное пособие представляет собой часть комплекса учебных пособий СГАУ для курсового и дипломного проектирования двигателей, позволяющих проектировщику на этапе начального проектирования ГТД в комплексной системе ГТД - ЛА осуществить рациональный выбор двигателя-прототипа.

В пособии впервые приводится наиболее полная на сегодняшний день информация о параметрах и конструктивных особенностях отечественных авиационных ГТД, начиная с первых разработок до современных проектов.

В процессе работы над пособием с его материалами были ознакомлены практически все конструкторские бюро-разработчики авиационных ГТД России и Украины. В результате были получены замечания, уточнения и дополнения «из первых рук», позволившие устранить неточности и избежать ошибки.

В учебное пособие включены сведения о высокотемпературных ТВД, разрабатывавшихся под руководством В.В. Уварова. Хотя эти двигатели не вышли из стадии опытных, эта информация отражает первый опыт создания ГТД в нашей стране.

Пособие состоит из введения, одиннадцати разделов с информацией по истории разработки ГТД -- по числу основных моторостроительных КБ. Приведены таблицы с основными техническими данными (ОТД) свыше 350 отечественных ТВД, ТВВД, ТВвД, ТРД, ТРДФ, ТРДД, ТРДДФ, а также ОТД более 310 летательных аппаратов, на которых эти двигатели применяются.

Здесь же показаны чертежи продольных разрезов и конструктивные схемы 115 ГТД.

В конце пособия приводятся исторический анализ конструктивных схем отечественных авиационных ГТД и список использованных источников информации.

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 проектируемым 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 многих двигателей приводится конструктивная схема, что крайне редко встречается в описаниях иностранных ГТД. Это облегчает студенту решение поставленных перед ним задач.

Анализ развития параметров 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 годы 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_G , 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.

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. Определя-

ются 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 созданных отечественных ГТД представляют собой такую совокупность решений, на которой студент может выбрать требуемую схему.

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

- 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, РУ19-300, РД-9Б, Р15Б-300, Д-25В.

Д-19, ВК-1, ВК-2, ГТД-350, ТВ2-117, ТВ3-117, ВД-5, ВД-7, ВД-19, РД-7М2, РД36-51А, РД36-41, ТВ-002, НК-12). В некоторых 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, ДВ-2, АИ-22, Д-36, Д-436, Х27-2005А, Д-127, Д-136, АЛ-31Ф, РД-33, ТВ7-117, НК-6, НК-8, НК-86, НК-56, НК-64, НК-44, НК-62, НК-110, НК-93, НК-22, НК-23, НК-25, НК-144, НК130-300). По такой же схеме сделаны однокаскадные ГТД ТВ-0-100 и ТВД-1500. Эта схема позволяет уменьшить массу двигателя, упростить систему смазки подшипников, однако требует значительной поперечной жесткости ротора и наличия в ряде случаев демпфирующих устройств в опорах для поглощения энергии колебаний ротора, имеющего большое расстояние между опорами (АИ-25, АИ-22, Д-36, Д-18Г, Д-436, Д-136, НК-6, НК-8, НК-86, НК-56, НК-62, НК-64, НК-110, НК-44, НК-93, НК-22, НК-23, НК-25, 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, Д-40, Д-50, Д-70, ПС-90, Д-100, Д-110 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, ДВ-2, АИ-22, Д-36, Д-18Г, Д-436, Х27-2005А, Д-136, Д-127, АЛ-31Ф, Р11-300, Р125-300, Р130-300, Р28В-300, Р29Б-300, РД-1700, РД-33, ТВ3-117, НК-56, НК-44, НК-64, НК-110, НК-25, НК-93). Это также позволяет в зависимости от положения радиально-упорного подшипника перераспределять осевые силы в 19

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, Д-40, Д-50, Д-70, ПС-90, Д-100, Д-110);
- фланцами (ВК-1, вентиляторы Д-40А, ПС-90, Д-100, Д-36, Д-18Т, Д-436, НК-56, НК-64. Р125-300).

Роторы барабанного типа обладают высокой изгибной жесткостью, имеют небольшое число составных элементов, однако 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 (ВД-5, АИ-20, АИ-24, АМ-3, АМ-5, РД-9Б, Р11-300, Р15Б-300, РУ19-300, Р25-300, Р28В-300, Р29Б-300), компрессор НД двигателя РД-33).

Радиальные штифты обеспечивают сохранение центровки и, следовательно, балансировки ротора при радиальных деформациях. Недостатком такого соединения является 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, ВД-19, РД-7М2, РД36-41, РД36-35, РД-38, РД36-51А, ТВ-022, 2ТВ-2Ф, НК-12, НК-4, НК-6, НК-8, НК-86, НК-56, НК-62, НК-64, НК-110, НК-144, НК-25). Преимуществом фланцевого соединения является возможность замены любого диска и проставки при ремонте. Для соединения фланцев применяются болты. При этом крутящий момент между дисками может передаваться только за счет сил трения по торцевым контактирующим поверхностям соединения, а болты 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-0-100, ТВД-10Б, ГТД-350). При этом облегчается сборка – разборка ротора. Такой вид соединения применяется для малоразмерных компрессоров.

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

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

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

г) сварным. Это соединение имеет малую массу. К его недостаткам относятся сложный монтаж и ремонт ротора (компрессоры двигателей Д-436Т1(Т2), Д-27, Д-136, АЛ-31Ф, ТВД-1500, РД-600В, ТВЗ-117, ТВ7-117, НК-123ВР, компрессоры ВД двигателей РД-33, Д-100, Р125-300, Р130-300, РД-1700, ком-

прессоры ВД и СД двигателей Д-36, Д-18Т, Д-436, Х27-2005А, 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, НК-25, компрессор НД двигателя Р11-300) увеличивают жесткость корпуса и обеспечивают ее равномерность по окружности. При продольном разьеме (АИ-20, АИ-24, НК-12, АМ-5, РД-9В, ГТД-3Ф, компрессор ВД двигателя Р11-300) окружная жесткость корпуса неодинакова, что приводит к его неравномерной деформации. Поэтому продольные разъемы часто сочетают с поперечными разьемами или ребрами жесткости для компенсации окружной неравномерности жесткости (АМ-3, ТВ-0-100, Д-25В, Д-20П, Д-30, Д-30КУ). Если фланцы поперечного разьема располагаются в плоскости вращения рабочего колеса, то повышается непробиваемость корпуса. Наличие поперечного разьема 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 КПД турбины.

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

В *одноопорных* ТРД, ТРДФ, ТВД, ТВад турбина может быть расположена консольно относительно опоры (АИ-20, АИ-24, АИ-9, ТР-1, АЛ-5, АЛ-7, ВД-5, ВД-19, РД-7М2, РД36-3Б, РД-38, РД36-41, АМ-3, АМ-5, РУ19-300, Р125-300, РД-9Б, Д-19, ТВ-2М, Д-25В, ВК-1, ВК-2, ГТД-350, ТВ-022). В этом случае расстояние между опорами минимально, однако опора турбины (радиальная) находится в зоне высокой температуры, что затрудняет обеспечение ей нужного теплового режима. Вторая опора турбины (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, АИ-9, Д-25В, Д-19, ТВ-2М, ГТД-350, ВД-5, ВД-7, ВД-19, РД-7М2, РД36-35, РД-38, РД36-41, ТВ-022), или через первый сопловой аппарат (ТР-1, АЛ-5, АЛ-7, АМ-3, АМ-5, РУ19-300, РД-9Б). Последняя схема передачи усилий хуже, так как силовые элементы находятся в потоке горячего газа, выходящего из камеры сгорания.

Другой вариант расположения опоры – за турбиной (АЛ-21Ф-3, ГТД-3Ф, ТВД-10Б, ТВ2-117, ТВ3-117, ТВ7-117, РД36-51А, ТВД-1500, НК-4, ТВ-0-100). В этом случае температурный режим опоры 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 *двухопорных* 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-30Ф6, Д-21А-4, Д-30КУ, ПС-90А, Д-100, Д-110, Р130-300).

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

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, Р79В-300, РД-1700, РД-33, НК-6, НК-8, НК-86, НК-22, НК-23, 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, Р25-300, Р28В-300, Р29Б-300, Р95Ш, Р195). Это позволяет уменьшить расстояние между опорами, а значит, увеличить изгибную жесткость ротора. Однако при этом передняя опора турбины ВД расположена в зоне высокой температуры, а к межвальной опоре трудно подводить и отводить смазку.

5. 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);

6. 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 консолью (Д-27, НК-25, НК-44, НК-56, НК-62, НК-64, НК-93). Наличие одного общего силового пояса в опорах турбин является преимуществом, 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, ДВ-2, АИ-22, Д-36, Д-18Т, Д-436, Х27-2005А, Д-136, Д-127, АИ-9, ТР-1, РУ19-300, Р125-300, Р130-300, ТВД-10Б, РД-33, ТВ7-117, НК-93, ТВД-1500) или призонными втулками (ГТД-3Ф, 012Б, ТВ-022, 2ТВ-2Ф, НК-12, НК-4, НК-6, НК-8, НК-86, НК-22, НК-23, НК-25, НК-144). Преимуществами такого соединения является высокая надежность передачи крутящего момента и высокая точность соединения. Недостатками – большие размеры соединения, ослабление диска отверстиями под болты или втулки:

- штифтовые. Соединение радиальными штифтами (ВД-5, ВД-19, РД-7М2, РД36-41, АЛ-5, АЛ-7, АЛ-21Ф-3, АЛ-31Ф, АМ-3, АМ-5, РД-9Б, Р11-300, РУ19-300, Р15Б-300, Р28В-300, Р29Б-300, Д-25В, Д-20П, 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, ИС-90А) требуют дополнительных элементов конструкции, обеспечивающих осевую фиксацию диска. Такое соединение технологично в сборке -- разборке;

- шлицевые. Торцевые шлицы (турбины двигателей ВК-2, ГТД-350, ТВ2-117, ТВ3-117, АИ-450, свободные турбины двигателей ТВ7-117 и ТВ-0-100) 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 охладить;

- с выводом вала отбора мощности вперед (АИ-450, ТВ-0-100, ТВД-1500, ТВ7-117, НК-123ВР). В этом случае вал получается длинным и, поскольку он находится внутри вала ТК, его диаметр мал, т. е. малы поперечная и крутильная жесткости, что может привести к большой амплитуде 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-0-100).

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 (роторы ВД двигателей Д-36, ДВ-2, АИ-22, Д-18Т, Д-436, Х27-2005А, Д-127, Д-136, ТВД-1500, АЛ-31Ф, РД-33, НК-6, НК-8, НК-86, НК-56, НК-62, НК-64, НК-110, НК-93, НК-144, НК-25).

Такое соединение позволяет иметь минимальное 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 (Д-19, ТВ-2М, АИ-20, АИ-24, АЛ-7, АЛ-21Ф-3, ГТД-3Ф, АМ-5, РД-9Б, РУ19-300, Р11-300, ТВД-10Б, ВД-19, РД36-41, РД36-51А, ТВ3-117, Д-25В, ТВ7--117, ТВ-022, 2ТВ-2Ф, НК-12, НК-4, 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, ВК-2, ТВ-2, ВД-5, ВД-7). В таком соединении крутящий момент передается шлицами, а осевая нагрузка воспринимается сферической опорой. Такая муфта обеспечивает возможность сборки компрессора и турбины независимо друг от друга, а также позволяет демпфировать колебания роторов (за счет трения по сферическим поверхностям).

Соединение с помощью *шлицевых рессор* используется в 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 постановка межвального подшипника (АИ-25, ДВ-2, 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, ТР-3, АЛ-5, 003С, роторе НД двигателя АЛ-31Ф.

Критерии оценки авиационных ГТД

При проектировании авиационного ГТД необходимо проведение комплексного (системного) анализа и оценки эффективности двигателя по большому числу критериев. Системность в этом случае означает рассмотрение двигателя, как составного элемента комплекса, состоящего из силовой установки и планера летательного аппарата. При этом решение задачи проектирования многовариантно, что обусловлено разнообразием и противоречивостью параметров эффективности. Так как двигатель является составной частью системы более высокого уровня – самолета (вертолета), то окончательно оценивать его параметры можно только по самолетным (вертолетным) критериям эффективности. Летательные аппараты, предназначены для разных целей, и оцениваются по различным критериям эффективности.

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

- самолеты транспортной авиации, имеющие диапазон скоростей полета $M_{fl} = 0,6 \dots 0,9$ и использующие в основном турбовинтовые (ТВД), двухконтурные (ТРДД) и винтовентиляторные (ТВВД) двигатели;

- самолеты военной авиации, имеющие диапазон скоростей полета до $M_{fl} = 3$ и использующие турбореактивные (ТРД или ТРДД) и двухконтурные (ТРДД или ТРДДФ) двигатели;

- вертолеты, имеющие скорость полета $V_{fl} = 150 \dots 400$ км/ч и использующие турбовальные (ТВАД) двигатели.

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

Применительно к самолетам транспортной авиации основными критериями оптимизации параметров двигателя являются экономические показатели (стоимость перевозок с учетом стоимости производства и срока службы двигателя), эксплуатационные характеристики (надежность, безопасность взлета и посадки, эксплуатационные расходы), а также экологические свойства (уровень шума и загрязнения окружающей среды).

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

1. Летно-технические – дальность (L_{Π}), скорость (V_{Π}), высота полета (H), скороподъемность, взлетные и посадочные характеристики и др.

$$\text{Время полета } t_{\Pi} = \frac{L_{\Pi}}{V_{\Pi}}.$$

2. Массовые $M_0 = M_{нл} + M_{cy} + M_T + M_{кн}$

где M_0 – взлетная масса,

$M_{нл}$ – масса планера,

M_{cy} – масса силовой установки,

M_T – масса топлива,

$M_{кн}$ – масса коммерческой (полезной) нагрузки.

При известных тяге ($P_{кр}$) и удельном расходе топлива ($C_{уд.кр}$) на крейсерском режиме можно определить требуемую массу топлива:

$$M_T = C_{уд.кр} \cdot P_{кр} \cdot t_n \cdot i,$$

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

3. Энергетические. Эти критерии можно характеризовать расходом топлива на 1 тонно-километр перевозимого груза ($C_{Ткв}$) (Топливная эффективность самолета):

$$\frac{C_{уд.кр} P_{кр} m i}{C_{Ткв} M_{кн} L_{\Pi}} \cdot 10^{-6}$$

4. Экономические. Стоимость жизненного цикла летательного аппарата: $S_{жц} = S_{окр} + S_{пр} + S_{экс} + S_{квп} + S_{ут}$.

где: $S_{окр}$, $S_{пр}$, $S_{экс}$, $S_{квп}$, $S_{ут}$ – затраты на разработку, производство, эксплуатацию, самолетно-двигательный парк и наземные средства и утилизацию, соответственно.

В зависимости от назначения самолета выбираются оценочные параметры. Для самолетов с большой продолжительностью полета важно иметь минимальный $C_{уд.кр}$ при возможном некотором увеличении удельной массы двигателя.

$$\gamma = \frac{M_{ог}}{P_{кр}}$$

В иных случаях, например, для истребителей более

выгодно иметь минимальную γ при возможном увеличении C_{y0} . Для летательных аппаратов одноразового применения основное значение имеет минимальная стоимость при умеренном ресурсе [230].

Качество конструкций двигателя характеризует его удельные параметры: удельная тяга

$$P_{y0} = \frac{P}{G_a},$$

$$\text{удельный расход топлива } C_{y0} = \frac{m_T}{P},$$

удельная масса γ ,

$$\text{удельная лобовая тяга } P_{\text{лоб}} = \frac{P}{F_{\text{лоб}}},$$

где G_a - расход воздуха, m_T - часовой расход топлива, $F_{\text{лоб}}$ - площадь поперечного сечения двигателя.

По этим параметрам можно осуществлять сравнительный анализ конструктивного совершенства ГТД. Величины удельных параметров отражают достигнутый уровень развития двигателестроения. Существует связь всех критериев оптимизации с суммарной удельной массой топлива и двигателя. Поэтому функция

$$\gamma \in f(\pi_k^*, m, T_c^*, P_a^*)$$

лежит в основе оптимизации параметров двигателя по любым критериям эффективности самолета [116]. Здесь π_k^* и π_n^* - соответственно степень повышения давления в компрессоре (суммарная) и в вентиляторе, m - степень двухконтурности, T_c^* - температура газа на входе в турбину.

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

**Деятельность основ-
ных отечественных
конструкторских бюро
в области разработки
авиационных ГТД**

**Работы, проводимые
под руководством
В.В. Уварова**

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

С 1930 г. все работы по газовым турбинам были переданы в лабораторию №1 Всесоюзного теплотехнического института (ВТИ) им. Ф.Э. Дзержинского, где их возглавил проф. В.В. Уваров.

Работа лаборатории была направлена на создание высокотемпературного турбовинтового двигателя. В 1930 г. здесь была создана первая установка, включающая одноступенчатую газовую турбину с сопловым аппаратом, вращающимся в сторону, противоположную вращению рабочего колеса турбины [146].

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

В 1934 г. была создана **ГТУ-1** - комплексная газотурбинная установка малой (7,4–11 кВт (10-15 л.с.)) мощности, состоящая из одноступенчатой газовой турбины, камеры сгорания и одноступенчатого центробежного компрессора. Установка успешно проработала 25ч при температуре газа перед турбиной $T_r = 1373\text{K}$ и частоте вращения ротора $n = 22000$ об/мин.

В 1935 г. был спроектирован двигатель **ГТУ-2** мощностью $N_e=1103$ кВт (1500 л.с.) для самолета ТБ-3, однако ввиду его сложности в 1936 г. этот проект был переконструирован и получил обозначение **ГТУ-3**. Два двигателя ГТУ-3 были изготовлены на Коломенском машиностроительном заводе им. В.В. Куйбышева в 1938-1940 гг. Там же происходили их испытания. Первый экземпляр ГТУ-3 развил мощность $N_e=368$ кВт (500 л.с.) при $n=13000$ об/мин, которая оказалась ниже расчетной.

В 1940 г. лаборатория №1 в соответствии с решением Правительства была передана из ВТИ в ЦИАМ, где работа над двигателем системы В.В. Уварова проводилась до 1947 г., после

чего исследования были продолжены на московском заводе № 41, где в 1946 г. ответственным руководителем и главным конструктором был назначен В.В. Уваров.

В 1943 г. в ЦИАМ был разработан проект летного варианта двигателя Э 3080, первые два экземпляра которого были изготовлены в 1945 г. и испытаны в период с 1945 по 1947 гг.

Конструктивно двигатель Э 3080 системы В.В. Уварова состоял из следующих основных элементов:

- трехступенчатого компрессора центробежного типа с воздушной турбиной;
- кольцевой камеры сгорания с вращающейся форсункой;
- двухступенчатой турбины;
- редуктора.

Обеспечение надежной работы высокотемпературной турбины двигателя достигалось за счет применения жидкостного (водоиспарительного) охлаждения.

Первые испытания двигателя Э 3080, изготовленного заводом ЦИАМ в 1945 г., проводились на холодном воздухе, который подавался в камеру сгорания, а затем на турбину от заводской сети. Воздух из компрессора выбрасывался в атмосферу. Результаты этих испытаний показали, что полученные значения КПД компрессора и турбины не дают возможности запустить двигатель и вывести его на расчетные режимы.

Поэтому было принято решение переделать проточную часть турбины, выполнив лопатки, спрофилированные по закону свободного вихря, а у компрессора сделать диффузоры за воздушной турбиной.

Вторая компоновка двигателя - Э 3080М в начале 1946 г. проходила газовые испытания. Удалось получить мощность $N_e=239$ кВт (325 л.с.) при $n=18000$ об/мин. Результаты испытаний показали, что хотя турбина и компрессор улучшили экономичность, но значение их КПД остались меньше расчетных (КПД турбины - 0,6...0,62; КПД компрессора - 0,62...0,65). Параллельно с испытаниями двигателя в целом велась его поузловая доводка на

специальных установках ЦИАМ и завода №41 (Э132, УТ-02, УК-1, У-195, УГ-1, УГ-2, УГ-5, УГ-6 и др.).

В июне 1946 г. завод №41, выпускавший ранее поршневые моторы М-11, по решению Правительства был переведен на газотурбинную тематику.

Первый экземпляр ТВД Э 3080 был изготовлен по проекту ЦИАМ в январе 1947 г., второй и третий – в феврале и марте.

В процессе доводки двигателя выяснилось, что первоначальная компоновка не обеспечивает заявленных параметров, поэтому на заводе №41 были перепрофилированы компрессор и турбина. Новая модификация двигателя Э 3080А была изготовлена в сентябре 1947 г. и до августа 1948 г. проходила испытания.

Всего было изготовлено 15 двигателей, которые наработали на стенде 346 ч.

К этому времени в связи с тем, что характеристики двигателя Э 3080 не удовлетворяли требованиям самолетчиков, он был снят с опытных объектов и ОКБ завода № 41 по решению Правительства переключилось на создание двигателя Э 3081, имеющего большую мощность и лучшую экономичность. Масса двигателей Э 3080 и Э 3081 была соответственно 630 и 658 кг, длина составляла 2,44 м, максимальный диаметр – 0,58 м.

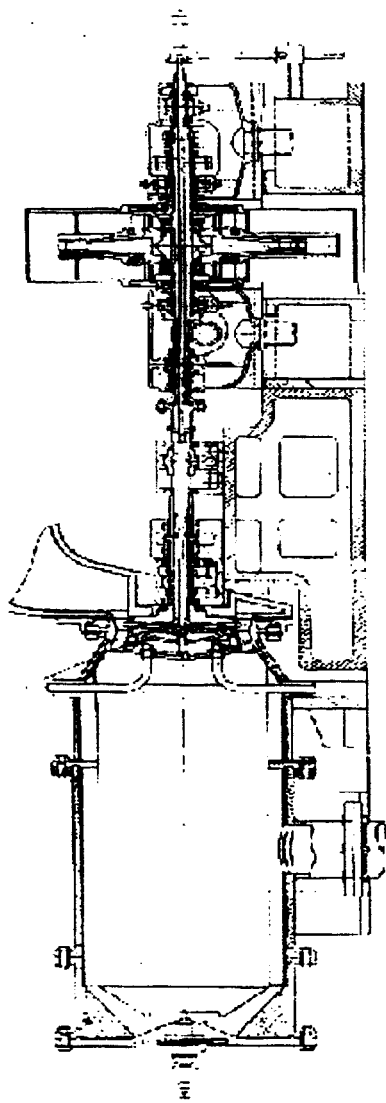
1 октября 1949 г. в соответствии с приказом № 773 сс Министра авиационной промышленности работы над высокотемпературным газотурбинным двигателем с винтом системы проф. В.В. Уварова, проводимые на заводе № 41, были прекращены в связи с тем, что двигатель не вышел из стадии экспериментов. Заводу №41 было предложено сохранить испытательную станцию и лабораторные установки для проведения экспериментальных работ и испытаний образцов двигателей.

Хотя конструктивная схема и элементы конструкции двигателей системы В.В. Уварова оказались чрезвычайно сложными и требовали длительной доводки, опыт, полученный при их создании позволил:

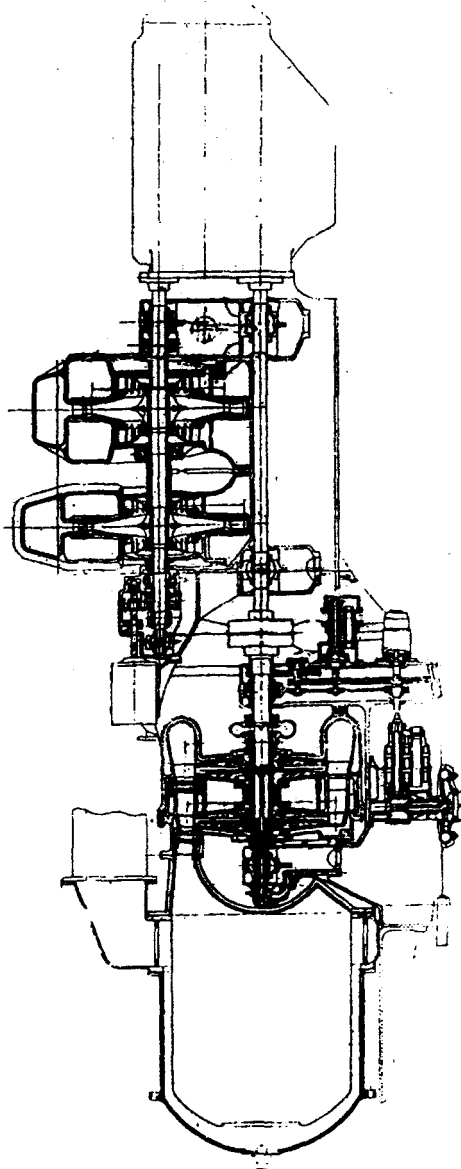
- впервые в СССР разработать и реализовать принципы проектирования и конструирования ТВД;
- впервые применить принцип поузловой доводки элементов ГТД;
- впервые в мире создать авиационную высокотемпературную ($T=1500\text{K}$) газовую турбину с водяным охлаждением;
- впервые в мире создать многоступенчатый центробежный компрессор с воздушной турбиной, видоизмененная схема которого была успешно применена в 60-е годы в криогенных турбонасосных агрегатах жидкостных ракетных двигателей «НК»

**Продольные разрезы
двигателей,
созданных под
руководством
В.В. Уварова**

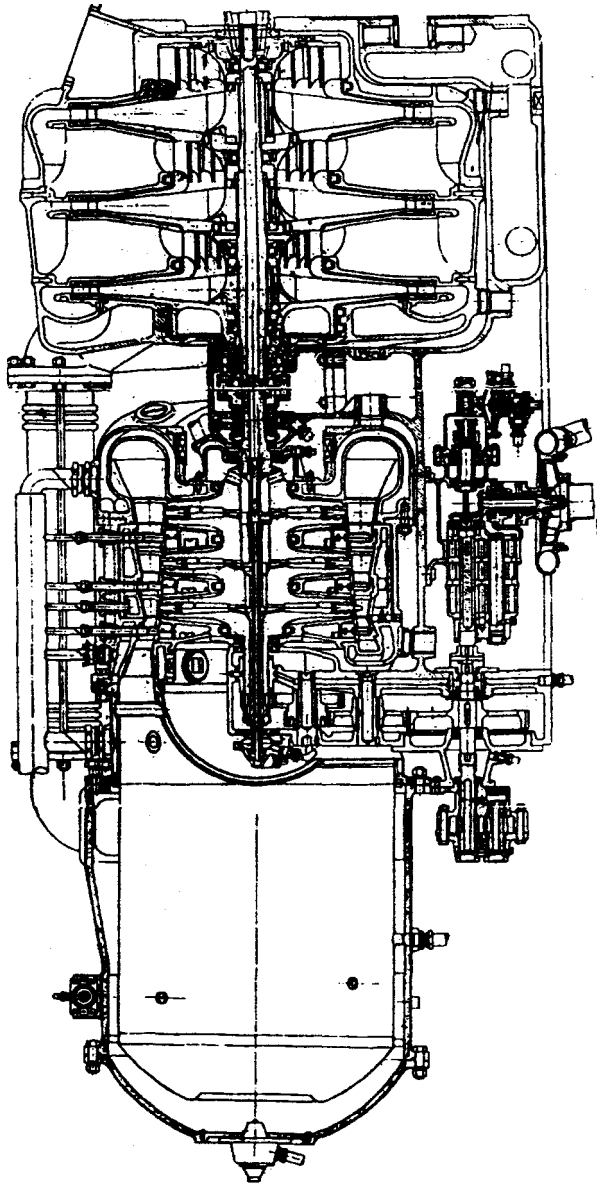
Продольный разрез установки ГТУ-1



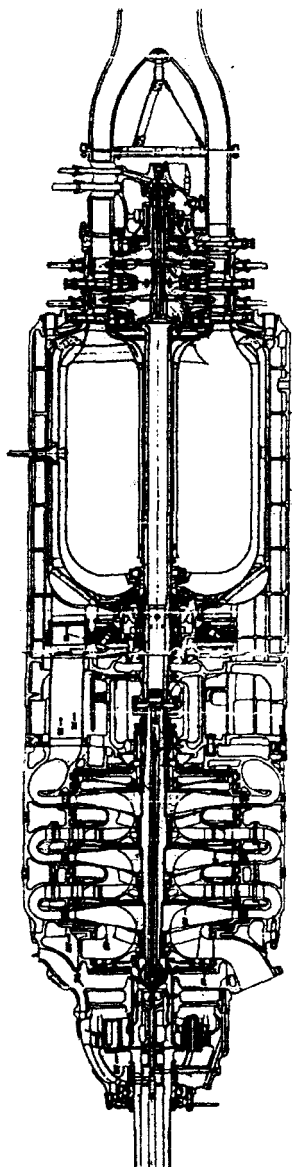
Продольный разрез ТВД ГТУ-2



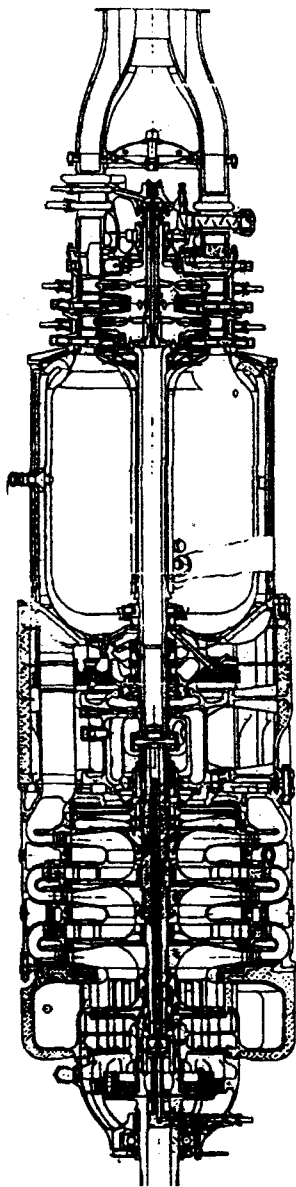
Продольный разрез ТВД ГТУ-3



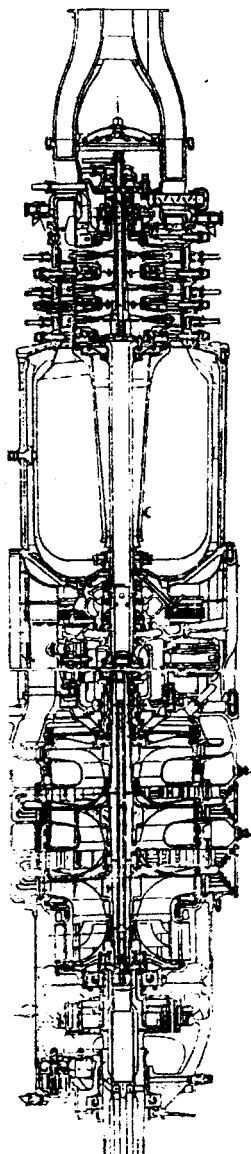
Продольный разрез ТВД Э 3080



Продольный разрез ТВД Э 3080М



Продольный разрез ТВД Э 3080А





**Запорожское МКБ
«Прогресс»
имени А.Г. Ивченко**

Запорожское машиностроительное конструкторское бюро (ЗМКБ) «Прогресс» имени А.Г. Ивченко было образовано в 1945 г. Генеральные конструкторы: А.Г. Ивченко (1945-1968 гг.), В.А. Лотарев (1968-1988 гг.), Ф.М. Муравченко (с 1988 г.).

В 40-50-е гг. КБ разрабатывало поршневые двигатели.

Первой работой по созданию авиационных газотурбинных двигателей стал турбостартер **ТС-12Ф** для ТВД НК-12 конструкции Н.Д. Кузнецова. В 1953 г. из этого ОКБ для дальнейшего развития и доводки в ЗМКБ был передан турбовинтовой двигатель **ТВ-2** мощностью 6000 л.с. Его модификация **ТВ-2Т** устанавливалась на опытном образце первого отечественного специализированного транспортного самолёта Ан-8. На базе ТВ-2 был разработан двигатель **ТВ-2ВК** с оригинальным редуктором для привода подъёмных и тянущих винтов винтокрыла Ка-22.

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

АИ-20 выполнен по одновальной схеме и состоит из осевого 10-ступенчатого компрессора, кольцевой камеры сгорания, трехступенчатой неохлаждаемой турбины и планетарного редуктора. В серийном производстве он выпускался с индексом **АИ-20А**. Резервы надёжности, заложенные в этом двигателе, позволили на его базе разработать ряд модификаций с повышенной мощностью, увеличенным ресурсом и улучшенной экономичностью. Так, без существенных изменений конструкции была создана модификация **АИ-20Д** с увеличенной на 30% мощностью за счет повышения температуры рабочего газа.

АИ-20К — модификация с конструктивно-технологическими улучшениями, обеспечивающими повышение надёжности и значительное увеличение ресурса. Средняя наработка в эксплуатации составляет 12240 ч.

На **АИ-20М** за счёт усовершенствования узла турбины и применения более жаростойкого материала жаровой трубы камеры сгорания удалось добиться мощности 4250 л.с. и улучшенной экономичности. В двигателе использованы турбинные лопатки с бандажными полками. В эксплуатации находятся 4722 двигателя АИ-20М.

ТВД **АИ-20ДМ** сочетает мощность и экономичность модификаций АИ-20Д и АИ-20М.

Двигатели семейства АИ-20 устанавливались на самолётах Ан-8, Ан-10, Ан-12, Ан-26, Ан-32, Ил-18, Ил-18Д, Ил-20, Ил-22, Ил-38 и Бе-12. Уровень их надёжности позволил впервые в практике отечественного двигателестроения установить межремонтный ресурс, исчисляемый тысячами часов (назначенный амортизационный срок службы АИ-20К и АИ-20М составляет 20 тыс. часов).

Двигатели АИ-20 и их модификации серийно производились на Запорожском моторостроительном заводе (сейчас ОАО «Мотор-Сич») с 1966 г. Всего было изготовлено АИ-20К – 4946 шт., АИ-20М – 7191 шт., АИ-20Д серия 4–849 шт., АИ-20Д серия 5.5Э – 878 шт.. Кроме этого, 4858 двигателей АИ-20 и 1653 двигателя АИ-20К были изготовлены на Пермском моторостроительном заводе (ныне ОАО «Пермские моторы») в 1958-1963 гг. и 1963-1965 гг. соответственно.

В декабре 1956 г. Правительство издало Постановление о разработке в ОКБ М.Л. Миля опытного вертолёта В-7 с приводом несущего винта от реактивных двигателей, установленных на концах лопастей. Под руководством А.Г. Ивченко для этих целей был создан ТРД **АИ-7** с центробежным компрессором и одноступенчатой турбиной. Первые двигатели были изготовлены в 1959 г., однако их дальнейшая доводка была признана бесперспективной.

В конце 50-х гг. в ЗМКБ создан ТВД **АИ-24**, предназначенный для пассажирского самолёта Ан-24. При его разработке был использован прогрессивный метод моделирования двигателя-прототипа. В основу проекта был положен доведенный ТВД АИ-

На **АИ-20М** за счёт усовершенствования узла турбины и применения более жаростойкого материала жаровой трубы камеры сгорания удалось добиться мощности 4250 л.с. и улучшенной экономичности. В двигателе использованы турбинные лопатки с бандажными полками. В эксплуатации находятся 4722 двигателя АИ-20М.

ТВД **АИ-20ДМ** сочетает мощность и экономичность модификаций АИ-20Д и АИ-20М.

Двигатели семейства АИ-20 устанавливались на самолётах Ан-8, Ан-10, Ан-12, Ан-26, Ан-32, Ил-18, Ил-18Д, Ил-20, Ил-22, Ил-38 и Бе-12. Уровень их надёжности позволил впервые в практике отечественного двигателестроения установить межремонтный ресурс, исчисляемый тысячами часов (назначенный амортизационный срок службы АИ-20К и АИ-20М составляет 20 тыс. часов).

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

В декабре 1956 г. Правительство издало Постановление о разработке в ОКБ М.Л. Миля опытного вертолёта В-7 с приводом несущего винта от реактивных двигателей, установленных на концах лопастей. Под руководством А.Г. Ивченко для этих целей был создан ТРД **АИ-7** с центробежным компрессором и одноступенчатой турбиной. Первые двигатели были изготовлены в 1959 г., однако их дальнейшая доводка была признана бесперспективной.

В конце 50-х гг. в ЗМКБ создан ТВД **АИ-24**, предназначенный для пассажирского самолёта Ан-24. При его разработке был использован прогрессивный метод моделирования двигателя-прототипа. В основу проекта был положен доведенный ТВД АИ-

20К. Средняя наработка в эксплуатации ТВД АИ-24 составляет 14500 ч. АИ-24, как и АИ-20, имеют высокую эксплуатационную надёжность и большой ресурс. АИ-24 и его модификации **АИ-24Т** и **АИ-24ВТ** используются на самолётах Ан-24, Ан-26 и Ан-30. Двигатель **АИ-24П** разработан для установки на экранопланы СМ-6 и Метеор-2.

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

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

Первенцем двухконтурных ТРД с маркой «АИ» стал **АИ-25**, который победил в конкурсе среди двигателей для самолёта местных воздушных линий Як-40. Этот ТРДД выполнен по двухвальной схеме, имеет умеренные параметры рабочего процесса, малую массу, небольшой расход топлива, достаточно прост по конструкции, технологичен в производстве. Опыт эксплуатации Як-40 во многих странах подтвердил высокую надёжность АИ-25, которому был установлен назначенный ресурс 2400 ч. Впервые в практике отечественного авиастроения этот двигатель в составе Як-40 прошёл весь комплекс лётных и сертификационных испытаний на соответствие зарубежным нормам лётной годности. Всего было изготовлено 6326 ТРДД АИ-25. Двигатель также использовался на модификациях Як-40ДТС, Як-40К, Як-40П и на сельскохозяйственном самолёте М-15.

Для запуска маршевых ТВД АИ-20Д, АИ-20, АИ-24, питания бортовой сети вертолётов и др. был разработан вспомогательный ТРД **АИ-8**, который использовался так же, как аэродромный пусковой агрегат АПА-8. Для запуска АИ-25 и ТВЗ-117 создан вспомогательный двигатель **АИ-9**. Эти пусковые двигатели применялись на вертолётах Ми-6, Ми-8, Ми-24, Ка-32, в корабельных и энергетических установках.

В 1973 г. для реактивных учебно-тренировочных самолё-

тов (УТС) была разработана модификация **АИ-25ТЛ**. По сравнению с базовым этот двигатель имеет увеличенную на 15% тягу, повышенные степень сжатия и температуру газа перед турбиной, охлаждаемую ступень турбины. АИ-25ТЛ оборудован специальной системой смазки, обеспечивающей работу подшипников в условиях перевёрнутого полёта. Чешский УТС L-39 с этим двигателем нашел массовое применение во многих странах.

Модификация **АИ-25ТЛК** создана для китайского двухместного учебно-тренировочного самолёта K8-J.

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

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

В середине 70-х гг. впервые в практике отечественного авиадвигателестроения конструкторами «Прогресса» был разработан проект турбореактивного двигателя **Д-36** с высокой степенью двухконтурности. Конструкция его выполнена по трёхвальной схеме с широким использованием титана и применением прогрессивных конструкторских и технологических решений. Например, принципа модульности, что позволяет производить замену отдельных модулей двигателя непосредственно в эксплуатации. Для повышения надёжности Д-36 в его узлах реализованы такие прогрессивные технические решения, как вентиляторные лопатки с высоким КПД и повышенной прочностью, способные в полёте выдер-

живать удар дикой утки; непробиваемый корпус вентилятора, упорчонный композиционными материалами; упругомаляные демпферы подшипниковых опор; электронно-лучевая сварка роторов и другие. По уровню шума и эмиссии вредных веществ этот двигатель удовлетворяет требованиям международных норм. Д-36 устанавливается на самолёты Як-42, Ан-72 и Ан-74.

В эксплуатации находятся двигатели 1, 1А, 2А и 3А серий. В 1993 г. двигатель был сертифицирован Международным авиационным комитетом.

На базе двигателя Д-36 в ЗМКБ был разработан самый мощный в мире турбовальный двигатель **Д-136** для вертолётов Ми-26 и Ми-26Т. В 1977 г. начались его стендовые испытания, а в 1982 г. он передан в серию. Д-136 состоит из семи модулей, пять из которых идентичны соответствующим модулям Д-36, что значительно упрощает серийное производство и ремонт. Двигатель Д-136 имеет сертификат типа, выданный Международным авиационным комитетом в 1994 г.

Новым крупным шагом ЗМКБ стало создание двигателя **Д-18Т** для сверхтяжёлых транспортных самолётов Ан-124 “Руслан” и Ан-225 “Мрія”. Эта разработка потребовала решения целого ряда научно-технических проблем в области газодинамики, прочности, теплообмена, трёхмерного математического моделирования, автоматизации проектирования и технологии производства. В качестве прототипа для газодинамического проектирования Д-18Т был использован Д-36 с некоторой корректировкой основных узлов.

Д-18Т имеет технические данные на уровне лучших зарубежных двигателей для гражданской авиации. Его низкий удельный расход топлива обеспечен большими значениями степени повышения давления и степени двухконтурности. Малая удельная масса двигателя определяется высокими параметрами рабочего цикла, его рациональной конструкцией, применением современных материалов и технологий. Как и Д-36, Д-18Т выполнен по трёхвальной схеме. Он состоит из 17 модулей, которые могут заменять

ся непосредственно эксплуатантами без капитальных заводских ремонтов, что позволяет эксплуатировать двигатель по техническому состоянию. Серийно производится ОАО "Мотор-Сич".

В 1979 г. на "Прогрессе" начали проектирование винтовентиляторного двигателя Д-236Т с редуктором для привода соосных винтовентиляторов противоположного вращения на базе газогенератора Д-36. В 1981 г. был разработан его эскизный проект, а в 1985 г. начались стендовые и в 1987 г. лётные испытания. В это же время проводились работы по созданию принципиально нового винтовентиляторного двигателя Д-27 с высокими параметрами газодинамического цикла для транспортных самолётов Ан-70 и Ан-70Т. Этот двигатель имеет значительно более высокую топливную эффективность, чем современные турбореактивные двухконтурные двигатели. Первые испытания газогенератора Д-27 проведены в 1988 г., а в 1990 г. он был установлен на летающую лабораторию Ил-76 и прошел полный комплекс исследований. В 1993 г. четыре двигателя Д-27 были установлены на первом экземпляре Ан-70.

Двигатель Д-27 предназначен для совместной работы с двухрядным вентилятором, входящим в состав силовой установки самолёта. Он выполнен по трёхвальной схеме и состоит из двухкаскадного газогенератора, включающего в себя осевой компрессор низкого давления (первая и вторая ступени сверхзвуковые), осецентрибежный 3-ступенчатый компрессор высокого давления, кольцевую камеру сгорания, одноступенчатую турбину высокого давления с монокристаллическими рабочими лопатками, имеющими трёхмерное профилирование, одноступенчатую турбину низкого давления, силовые корпуса и коробки приводов. В состав двигателя также входит привод винтовентилятора, включающий в себя 4-ступенчатую турбину, валопровод и планетарный редуктор. Д-27 - первый в мире маршевый ТВВД.

Дальнейшим развитием ТРДД Д-36, серийное производство которого было начато в 1977 г., стало семейство двигателей Д-436. В 1985 г. началось серийное производство ТРДД Д-436. В настоящее время продолжают работы по созданию двигателей Д-

436Т1, Д-436Т2, Д-436Т1-134 для современных пассажирских авиалайнеров Ту-334-100, Ту-334-200, Ту-334-300 и модифицированных Ту-134М, Як-142 и Ан-74-300, а также **Д-436ТП** для самолёта-амфибии Бе-200.

В сентябре 1998 г. и в феврале 1999 г. Бе-200 и Ту-334-100 совершили свои первые полёты. Д-436Т1/Т2/Т3 являются развитием базового ТРДД Д-36. Они также выполнены по трёхвальной схеме. Каждый ротор опирается на две опоры. Одноступенчатый вентилятор (с одноступенчатой подпорной ступенью на модификациях Д-436Т1/Т2) приводится трёхступенчатой турбиной. Компрессор низкого давления имеет 6 ступеней, а компрессор высокого давления – 7. Каждый из компрессоров приводится одноступенчатой турбиной. Кольцевая камера сгорания имеет 18 топливных форсунок и два воспламенителя. ТРДД Д-436Т, снабжённый реверсом тяги, производится с 1990 г., Д-436Т1 – с 1995 г., а Д-436Т2 – с 1996 г. Серийное производство осуществляется ОАО "Мотор-Сич", ММП "Салют" и ОАО "УМПО".

В настоящее время продолжают работы по созданию двигателей **Д-18Т1** для Ан-218, разрабатываются прогрессивные модификации турбовального вертолётного двигателя **Д-127** и двигателя со сверхвысокой степенью двухконтурности **Д-727** на базе Д-27. На базе ДВ-2 создаётся двигатель **АИ-22**, предназначенный для новых административных самолётов Ту-324 и Як-48. Ведутся работы по созданию на базе Д-18Т сверхмощных двигателей с тягой до 40000 кгс, а также по другим направлениям, определяемым тенденциями мирового авиадвигателестроения.

Для нового регионального самолёта Ан-140 проходят сертификацию ТВД **АИ-30 (ТВЗ-117ВМА-СБМ1), ТВЗ-117ВМА-СБ2** и вспомогательный **АИ9-ЗБ**, который был представлен на выставке «Двигатели-96» в качестве вспомогательной силовой установки.

Этот самолёт заменит устаревшие марки Ан-24 и Як-40. При разработке двигателей ТВЗ-117 ВМА - СБМ1 и - СБ2 в качестве базового взят ТВаД ТВЗ-117ВМА, созданный Санкт-Петербургским НПО им. В.Я. Климова. Этот двигатель по удель-

ному расходу топлива и удельной массе стоит в ряду лучших в мире и имеет хорошо отлаженный технологический процесс изготовления. Поэтому ТВЗ-117ВМА-СБ2 по техническому уровню находится в числе лучших в своём классе. В частности, компрессора с большим КПД в мире нет. Выносной воздухозаборник позволяет избежать больших (до 12%) потерь полного давления на входе, характерных для соосных двигателей.

Ресурс до первого ремонта газогенератора этого двигателя составляет 4000 ч, а редуктор, заимствованный у АИ-24, имеет ресурс 5000 ч.

Двигатель является перспективным для самолётов средней дальности Ил-112, Ил-114, Ту-130, МиГ-110, МиГ-111.

В настоящее время разрабатывается проект малоразмерного ТВаД **АИ-450** для вертолётов Ка-226, Ка-228 и Ми-2.

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

В настоящее время в эксплуатации находится следующее количество серийных двигателей, разработанных в ЗМКБ «Прогресс» и производимых ОАО «Мотор-Сич»: АИ-25ТЛ – 2650 шт., АИ-25ТЛК – 30 шт., Д-36 сер.1, сер.1Э – 474 шт., Д-36 сер.1А, 2А, 3А – 364 шт., Д-18Т – 176 шт., Д-136 1сер. – 474 шт., ТВЗ-117ВМА-СБМ1 – 10 шт., АИ-8 – 463 шт., АИ-9 – 2038 шт., АИ-9-3Б – 5 шт., АИ-9В – 3675 шт.

В 1994 г. конструкторскому бюро присвоено имя академика А.Г. Ивченко, а с 1997 г. новые двигатели, созданные ЗМКБ, называются "АИ".

В ЗМКБ на базе авиационных ГТД разработан ряд двигателей наземного применения и для судостроения.

Основные параметры самолетов и вертолетов с двигателями
ЗМКБ "Прогресс" им. А.Г. Ивченко

Самолет (вертолет)	Двигатель	Кол-во Двиг-ей	Угтяк, км/ч	Л.п, км	hmax, м	Мо.т	Мл.н.т	Число пассажиров	Источники информации
Ан-8(П)	ТВ-2Т	2	550 ¹⁾	3500	9000	42	5	-	27, 102, 114
Ан-8	АИ-20Д	2	560 ¹⁾	3400	9600	38	11	-	
Ан-10	АИ-20	4	630	2850	9500	51,5	-	65	
Ан-10А	АИ-20К	4	630 ¹⁾	1200...4000	10300	54	15	100	27, 114, 198
Ан-12-А, Б, БК-П	АИ-20М	4	780	3600	10200	61	20	-	
Ан-12АП, БП	АИ-20К	4	617...635 ¹⁾	4800...6500	-	-	-	-	
Ан-24	АИ-24-2 сеп. АИ-24Т	2	450 ¹⁾	650...2000	9000	21	5,5	50	
Ан-26	АИ-24ВТ + РУ-19А-300	2+1	540	1240	7600	24	5,5	36...40	
Ан-30	АИ-24ВТ + РУ-19А-300	2+1	540	1240	8300	23	-	-	
Ан-32	АИ-20ДМ-5 сеп.	2	510	830...1730	9400	27	8	-	27, 74, 110, 114, 96, 100, 97
Ан-70, Т, ТК, 77	Д-27	4	770 ¹⁾	5530...7250	12000	130	35	-	
Ан-72, А, АТ, П, 720	Д-36 сеп. 1А, 2А, 3А	2	720 ¹⁾	800...2000	10100	32	5	-	
Ан-74, А, ТК, ТК-100, ТК-300	Д-36 сеп. 1А, 2А, 3А, 4А	2	720 ¹⁾	1000	-	-	10	-	
Ан-74-П-100, 71	Д-438К	2	-	-	-	-	-	-	
Ан-124	Д-18Т	4	865	5000	12000	405	120	88	96
Ан-140	ТВ3-117ВМА-СЕМ1 (АИ-30 сеп. 1)	2	500...590 ¹⁾	900...2960	-	19,1	-	46...52	5, 100
Ан-180 (проект)	Д-27	2	800 ¹⁾	1800...7500	10100	71,7	18	163...175	
Ан-218 (проект)	Д-18ТМ, ПП	2	870 ¹⁾	4570...9400	12100	170	42	350...400	
Ан-225	Д-18Т	6	850 ¹⁾	4500...9600	-	600	250	-	27, 100, 110, 114
Бе-12	АИ-20Д + АИ-8	2	550	4000	11000	36	3,0	-	
Бе-200	Д-436П	2	720	1100...4000	11000	36	12	64	114, 118
Ил-18А, Б, В, Е	АИ-20К	4	685	3800...5000	10000	61,4	13,5	100...122	90, 114, 223
Ил-18Д, 20, 22	АИ-20М	4	850 ¹⁾	3700...6500	10000	64	13,5	100...122	
Ил-38	АИ-20М	4	685	9500	10000	66	5,5	-	90, 102, 114
Ил-108 (проект)	ДВ-2	2	800 ¹⁾	4850	12000	-	-	15	114, 188

**Основные параметры самолётов и вертолетов с двигателями
ЗМКБ "Прогресс" им. А.Г. Ивченко (продолжение таблицы)**

Самолет (вертолет)	Двигатель	Кол-во двиг-ей	V _{max} , км/ч	L _p , км	H _{max} , м	Mo, т	Мп.н., т	Число пассажиров	Источники информации
Ми-26К,-Т	Д-136	2	295 ¹⁾	800	4600	56	14,9...20	85	5, 250
Ми-26М (проект)	Д-127	2	-	-	-	-	-	-	100, 250
Т-910	АИ-25ТЛ	2	-	-	-	-	-	-	5, 114
Як-40,-ДТС.-К	АИ-25	3	550 ¹⁾	1200...1500	-	16	2,72	32	27, 114, 161
Як-42,-А,-Д,-Ф	Д-36 сер. 1,1А	3	820 ¹⁾	1000...1850	-	52	14,5	120	
Як-42М	Д-436М	3	-	-	-	-	-	-	5, 100, 139, 250
Як-46 (проект)	Д-627	2	-	-	-	-	-	-	
Як-48	АИ-22	2	870	800...4500	12000	15,7	0,36...2,5	18...27	5, 40, 250
Як-130	ДВ-2С	2	1000	1850	12500	8,5	-	-	5, 100, 139, 250
Як/АЕМ-130	АИ-222	-	-	-	-	-	-	-	
Як-142 (проект)	Д-436М1	3	-	-	-	-	-	-	
L-39	АИ-25ТЛ	1	750 ¹⁾	1015	-	-	-	-	100,243
L-39МС(L-59)	ДВ-2	1	755	800	11500	0,6	1	-	5, 100, 139, 250
Ту-134М (проект)	Д-436Т1-134	2	800	3700...4700	12000	47,6	8,2	-	51
Ту-230 (проект)	Д-436Т2	2	850	3000	11000	52,8	18	-	110
Ту-324 (проект)	АИ-22	2	-	-	-	-	-	-	63, 114
Ту-334	Д-436Т1(Т2)	2	800...820 ¹⁾	2000	-	46,1	11	86...102	5, 100, 250
Бе-42 (проект)	Д-27А+ РД-33АС	2+2	-	-	-	-	-	-	
L-159	АИ-222	1	-	-	-	-	-	-	
КВ-Ј	АИ-25ТЛК	1	-	-	-	-	-	-	
Ка-226 (проект)	АИ-450	2	220	635	6200	3,4	1,4	-	
В-7	АИ-7	2	190	200	1500	0,6	0,1	3	102

¹⁾ V_{кр}

Основные параметры ТВД ЗМКБ "Прогресс" им. А.Г. Ивченко

ТВД	Взлетный Н=0, М=0					Крейсерский Н=5,18 км, М=0,478		Т наз, ч	Мдв, кг	Лдв, м	Одв, м	Двинт, м	Дата				Источники информации
	№э, кВт (л.с.)	Сэ, кг/кВт.ч (кг/л.с.ч)	Гв, кг/с	π , %	Тг, К	№э, кВт (л.с.)	Сэ, кг/кВт.ч (кг/л.с.ч)						С.И.	Г.И.	Л.И.	Серия	
АИ-20	3125 (4250)	0,353 (0,259)	20	7,3	1160	-	-	-	1080	3,1	0,845	4,5	1956	1957	-	1957	5, 13, 27, 102, 142
АИ-20А	2940 (4000)	0,353 (0,259)	20,9	7,32	1160	1680 (2300)	0,285 (0,210)	-	1080	3,096	1,18	4,5	-	1957	-	1958	2, 5, 64, 154
АИ-20Д	3809 (5180)	0,3 (0,2)	20,4	9,45	1200	2214 (2990)	0,267 (0,196)	-	1040	3,096	1,18	5,0	-	-	-	-	
АИ-20ДМ	3809 (5180)	0,309 (0,227)	-	9,45	1200	2004 (2725)	0,271 (0,199)	-	1040	-	-	4,5	-	-	-	-	
АИ-20К	2940 (4000)	0,367 (0,270)	-	8,5	1160	1844 (2490)	0,285 (0,210)	20000	1080	-	-	4,5	-	-	-	1963	
АИ-20М	3125 (4250)	0,330 (0,243)	20,7	9,2	1173	1986 (2700)	0,268 (0,197)	20000	1040	3,096	1,18	4,5	1956	-	-	-	
АИ-24	1875 (2550)	0,364 (0,267)	14	6,4	1070	1105 ¹⁾ (1500)	0,322 ¹⁾ (0,237)	15000	600	2,346	1,075	3,9	1960	1961	-	1962	5, 14, 64
АИ-24ВТ	2075 (2820)	0,347 (0,255)	14,4	7,65	1070	1214 ²⁾ (1650)	0,325 ²⁾ (0,239)	-	600	2,346	1,075	3,9	1961	-	-	-	2, 5, 64, 100
АИ-24Т	2075 (2820)	0,347 (0,255)	-	7,65	1070	1214 (1650)	0,320 (0,235)	-	600	2,346	1,075	3,9	-	-	-	-	2, 64
ТВЗ-117ВМА- СБМ1	1838 (2500)	0,271 (0,199)	-	10,02	-	1287 ³⁾ (1750)	0,256 (0,188 ³⁾)	-	560	-	-	3,72	1998	2000	-	-	46, 100, 139, 250
ТВ-2Т	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1953	-	-	-	85, 105, 172
АИ-30	2060 (2800)	-	-	-	-	-	0,263 (0,193)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	5, 46, 100

¹⁾ Н=6 км, М=0,44

²⁾ Н=6 км, М=0,32

³⁾ Н=6 км, М=0,52

Основные параметры ТВаД ЗМКБ "Прогресс" им. А.Г. Ивченко

ТВаД и ТВВД	Взлетный Н=0, М=0					Крейсерский Н=11 км, М=0,68		Т наз, ч	М дв, кг	Л дв, м	Д дв, м	Дата				Источники информации
	№, кВт (л.с.)	Сз, кг/кВт.ч (кг/л.с.ч)	Гв, кг/с	λ	Тг, К	№, кВт (л.с.)	Сз, кг/кВт.ч (кг/л.с.ч)					С.И.	Г.И.	Л.И.	Серия	
АИ-450	342 (465)	0,34 (0,250)	-	-	-	221 (300)	0,404 (0,297)	12000	100	-	-	-	-	-	5, 64, 100	
Д-27	10290 (14000)	0,231 (0,170)	27,4	22,9	1640	4960 (6750)	0,177 (0,130)	-	1650	4,198	1,37	1990	-	1991	9, 27, 100, 139	
Д-27М (проект)	11762 (16000)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	2000	-	-	5, 100, 139, 250	
Д-136	8380 (11400)	0,269 (0,198)	36	18,3	1478	4436 ¹⁾ (6100 ¹⁾	0,322 ¹⁾ (0,230)	-	1077	3,964	1,67	1977	1978	-	1982	5, 27, 64, 100,
Д-236Т	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1985	-	1987	-	
ДВ-12	-	-	-	-	-	-	-	-	550	-	-	-	-	-	100, 243	
ТВ-2ВК	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1953	-	-	85	

¹⁾ Н=4,6 км, М=0,10, С, 13

Основные параметры ТРДДФ ЗМКБ "Прогресс" им. А.Г. Ивченко

ТРДДФ	Взлетный Н=0, М=0						Крейсерский				Т наз, ч	М дв, кг	Л дв, м	Д дв, м	Дата				Источник информации
	Рф, кН (кгс)	Суд, кг/кН.ч (кг/кгс.ч)	Гв, кг/с	λ	m	Тг, К	Н=11 км, М=0,68		Н=18 км, М=2,2						С.И.	Г.И.	Л.И.	Серия	
							Р, кН (кгс)	Суд, кг/кН.ч (кг/кгс.ч)	Р, кН (кгс)	Суд, кг/кН.ч (кг/кгс.ч)									
ДВ-2Ф	36 (3672)	220 (2,16)	-	-	1,4	-	-	-	-	-	-	600	-	-	-	-	-	-	243

Основные параметры ТРД ЗМКБ "Прогресс" им. А.Г. Ивченко

ТРД	Взлетный Н=0, М=0						Номинальный		Крейсерский		Т наз, ч	М дв, кг	Л дв, м	Д дв, м	Дата				Источник информации
	Рф, кН (кгс)	Суд, кг/кН.ч (кг/кгс.ч)	Гв, кг/с	λ	m	Тг, К	Н=0		М=0						С.И.	Г.И.	Л.И.	Серия	
							Р, кН (кгс)	Суд, кг/кН.ч (кг/кгс.ч)	Р, кН (кгс)	Суд, кг/кН.ч (кг/кгс.ч)									
АИ-7	0,55 (56)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1959	-	1965	-	102, 107	

Основные параметры ТРДД ЗМКБ "Прогресс" им. А.Г. Ивченко

ТРДД	Взлетный Н=0, М=0						Крейсерский Н=11, М=0,8		Т наз, ч	Мдв, кг	Lдв, м	Dдв, м	Dвх, м	Дата				Источники информации
	P, кН (кгс)	Суд, кг/кН.ч (кг/кгс.ч)	Gв, кг/с	β	Tг, К	m	P, кН (кгс)	Суд, кг/кН.ч (кг/кгс.ч)						С.И.	Г.И.	Л.И.	Серия	
АИ-22 (проект)	36,82 (3755)	-	125,3	15,87	1455	4,77	7,6 ²⁾ (775)	64,2 ²⁾ (0,63)	-	765	3,01	1,341	-	1999		2001	-	47, 100
АИ-25	14,7 (1500)	58,1 (0,564)	44,8	8	1145	2,2	4,43 ¹⁾ (452)	81,1 ¹⁾ (0,795)	18000	348	1,993	0,896	-	-	1967	-	1967	11, 221
АИ-25ТЛ	16,9 (1720)	58,6 (0,575)	46,8	9,5	1230	1,98	5,05 ¹⁾ (515)	83,1 ¹⁾ (0,815)	-	400	3,36	0,985	-	-	1973	-	1973	5, 27, 139, 250
ДВ-2	21,58 (2200)	60 (0,595)	49,5	13,5	1400	1,46	8,24 ¹⁾ (840)	79,5 ¹⁾ (0,762)	-	475	1,72	1,05	0,645	1984	1990	1986	1991	110, 243
ДВ-2Б	25 (2550)	54,9 (0,539)	-	-	-	2	-	-	-	500	-	-	-	-	-	-	-	100, 243, 250
ДВ-2С	21,6 (2200)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
ДВ-22	35,1 (3570)	40 (0,392)	-	-	-	5	-	-	-	675	-	-	-	-	-	-	-	
Д-18Т	230 (23430)	35,7 (0,349)	760	25	1600	5,6	47,6 (4860)	58,2 (0,57)	3000	4100	5,4	2,937	2,33	-	1984	-	1984	2, 5, 27, 64, 100
Д-36	63,7 (6500)	37,2 (0,365)	253	20,2	1450	5,6	15,7 (1600)	66,2 (0,649)	15000	1106	3,47	1,711	-	1971	1974	1974	1977	5, 27, 100, 211
Д-436	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1985
Д-436Т	73,58 (7500)	37,5 (0,375)	-	-	-	5,5	12,75 (1300)	64,2 (0,63)	-	1490	3,753	1,953	1,373	1990	-	-	1990	2, 5, 27, 64, 100
Д-436Т1	75 (7650)	37,7 (0,37)	-	25,2	1483	4,95	14,7 (1500)	62 (0,608)	24000	1450	-	-	1,373	-	1995	-	1997	
Д-436Т2	80,3 (8190)	38,3 (0,376)	233,5	26,2	1520	4,9	15,7 (1600)	62,9 (0,617)	24000	1450	-	-	1,373	-	1995	-	1998	
Д-436Т3	88,2 (9000)	-	-	-	-	-	19,6 (2000)	62 (0,605)	-	1550	-	-	1,36	-	-	-	-	
Д-436ТП	73,58 (7500)	37,7 (0,37)	-	22,7	1470	4,91	12,75 ³⁾ (1300)	66,3 ³⁾ (0,65)	24000	1450	-	-	1,36	-	1997	-	-	
Д-727М (проект)	112,7 (11500)	-	-	38,8	1621	12,85	22,54 (2300)	55,1 (0,535)	-	2600	2,818	-	2,183	-	-	-	-	100, 250
АИ-222-25	24,5 (2500)	65,4 (0,64)	50,2	15,9	1480	1,19	3,1 ⁴⁾ (320)	85,6 ¹⁾ (0,84)	-	440	1,96	-	0,63	-	-	-	-	5, 64, 100
АИ-222-28	27,5 (2800)	68,2 (0,67)	50,6	16,9	1590	1,13	4,3 ⁴⁾ (440)	82,5 ¹⁾ (0,81)	-	520	2,02	-	0,63	-	-	-	-	
Х-27-2005А (проект)	112,7 (11500)	-	-	41,2	1768	12,6	20,87 (2130)	55,5 (0,539)	-	2170	2,4	-	2,183	-	-	-	-	
Д-18Т Зсер.	-	-	-	-	-	-	-	-	2400	-	-	-	-	1992	-	-	1997	
Д-436К	73,58 (7500)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1986	-	-	

¹⁾ Н=6 км, М=0,48

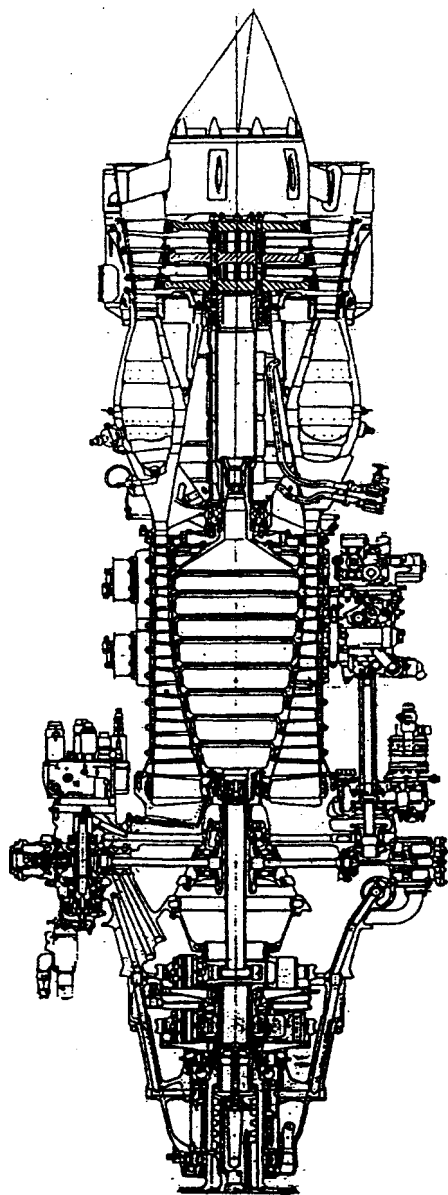
²⁾ Н=12 км, М=0,75

³⁾ Н=0,45 км, М=0,35

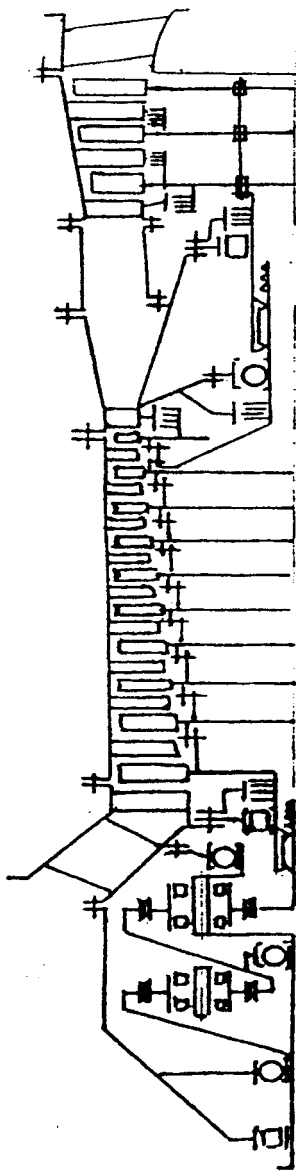
⁴⁾ Н=10 км, М=0,6

**Продольные разрезы
и конструктивные схемы
двигателей
ЗМКБ "Прогресс "
им. А.Г. Ивченко**

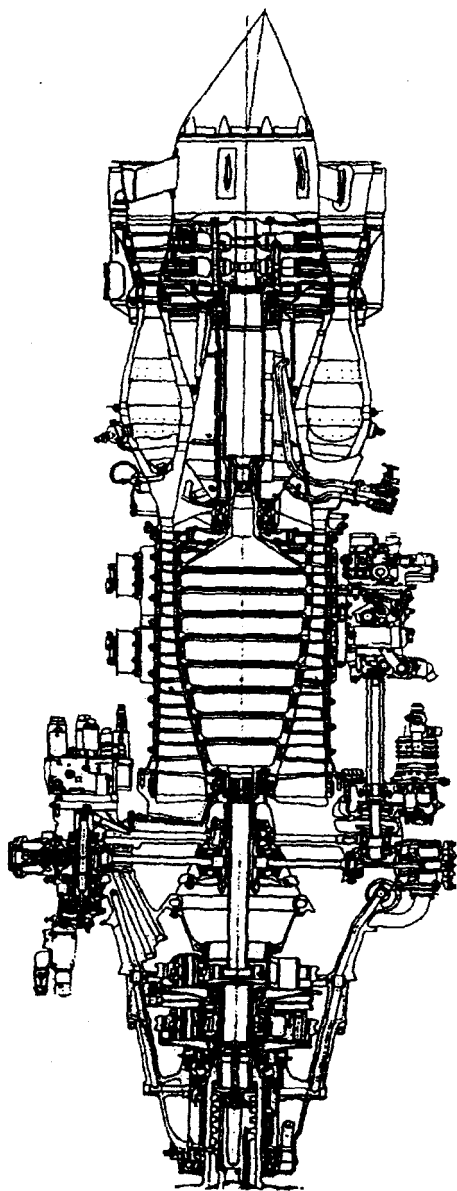
Продольный разрез ТВД АИ-20А



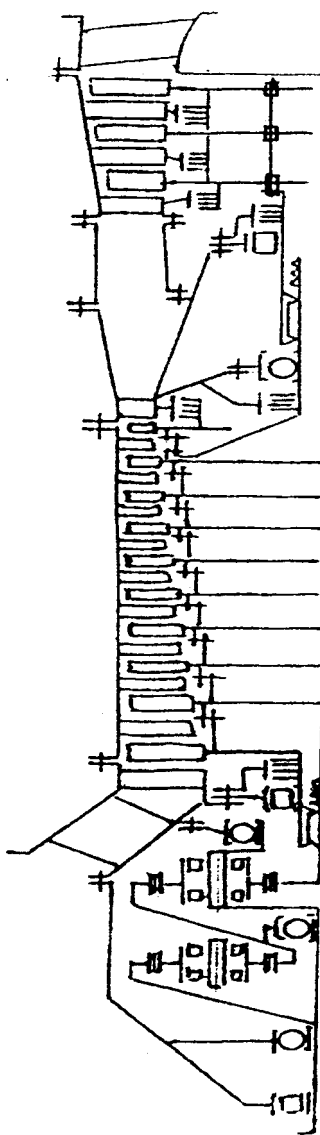
Конструктивная схема ТВД АИ-20А



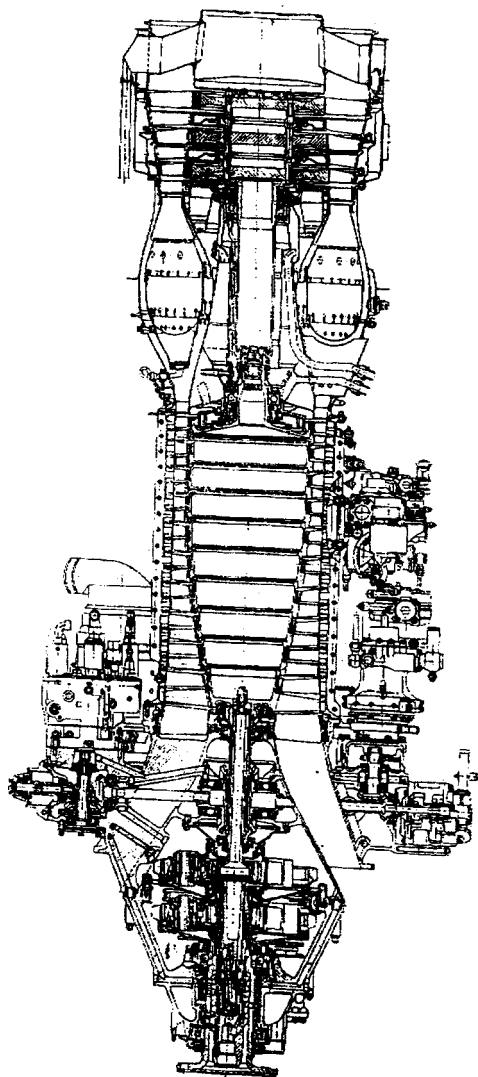
Продольный разрез ТВД АИ-20М



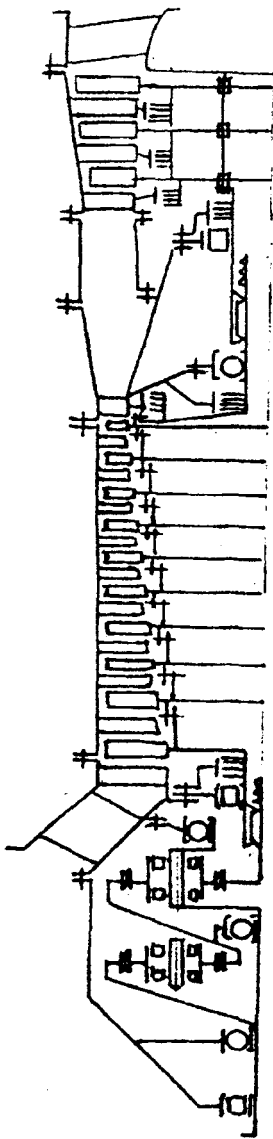
Конструктивная схема ТВД АИ-20М



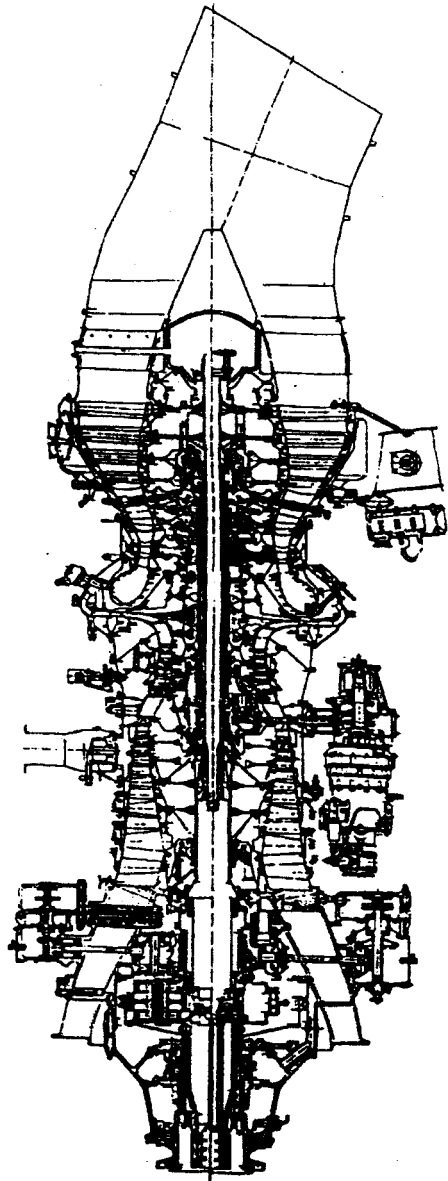
Продольный разрез ТВД АИ-24



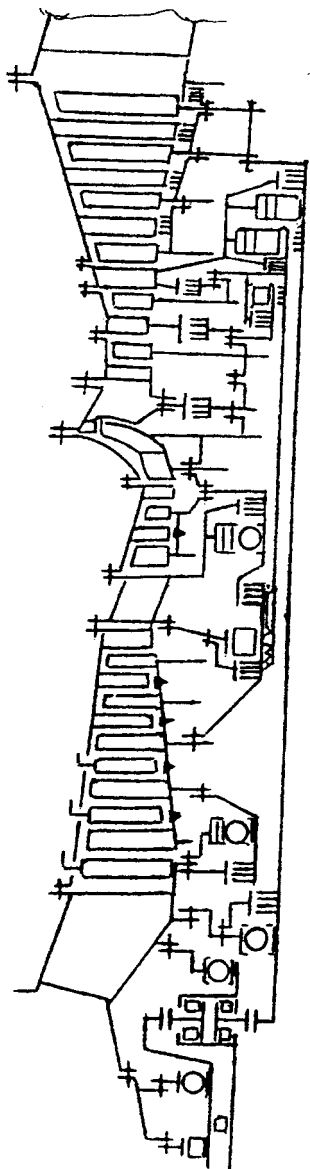
Конструктивная схема ТВД АИ-24



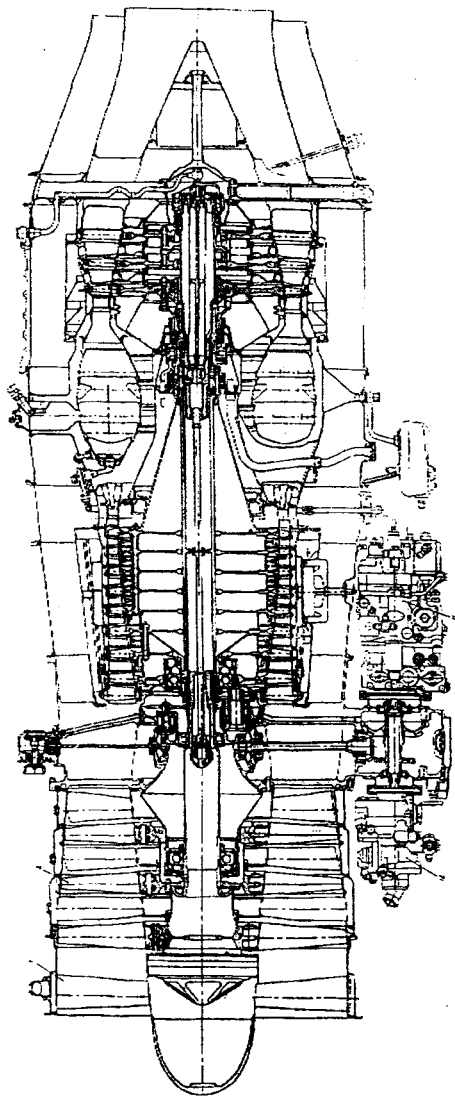
Продольный разрез ТВВД Д-27



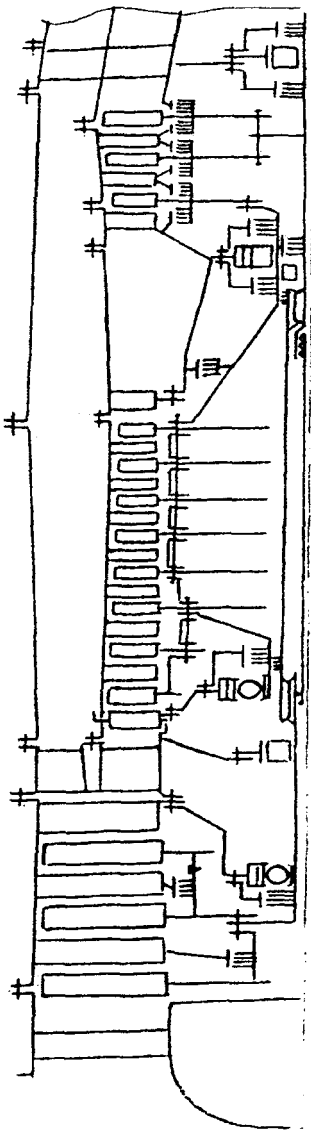
Конструктивная схема ТВВД Д-27



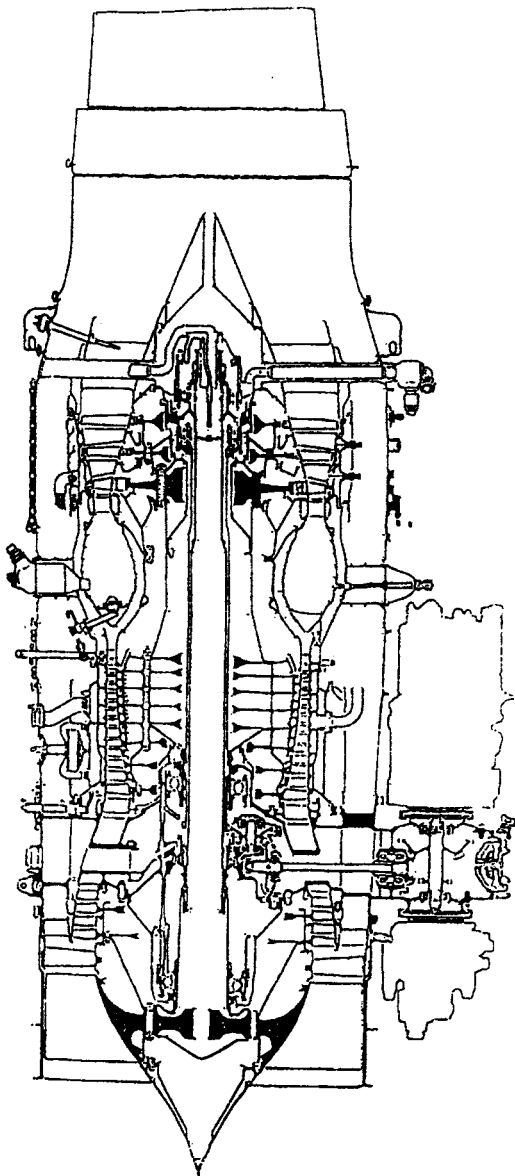
Продольный разрез ТРДД АИ-25



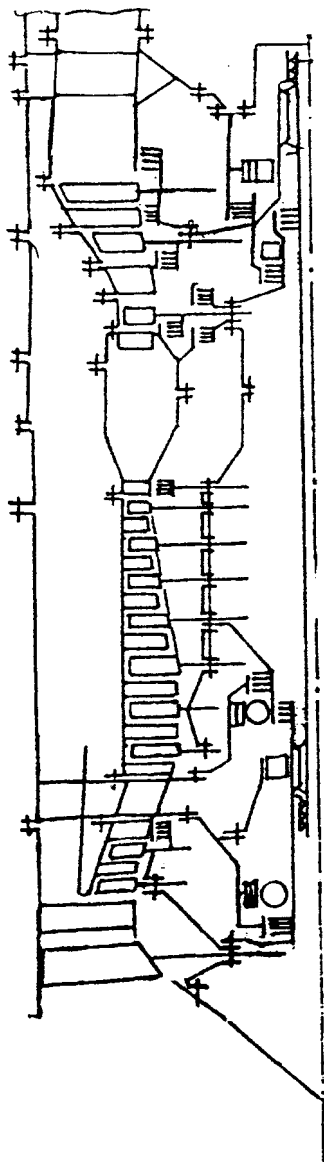
Конструктивная схема ТРДД АИ-25



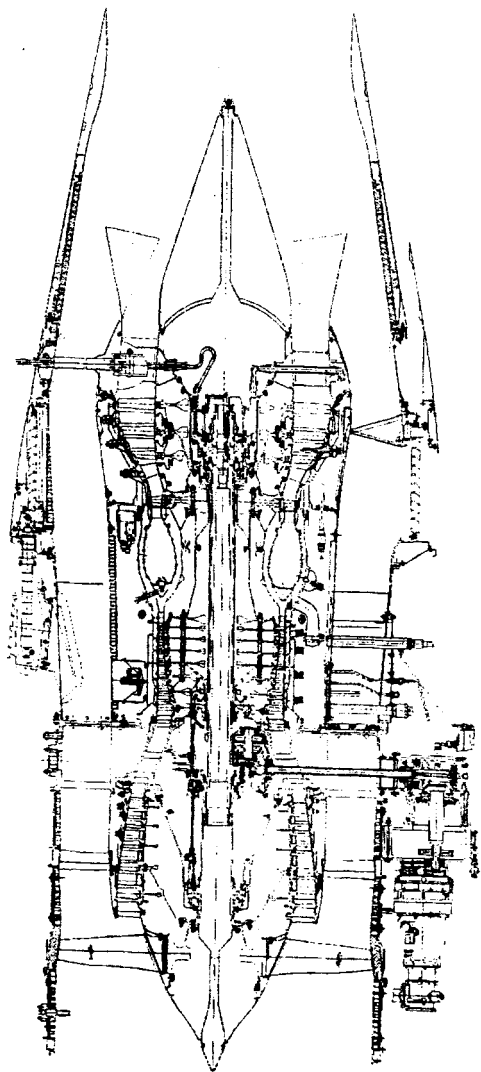
Продольный разрез ТРДД ДВ-2



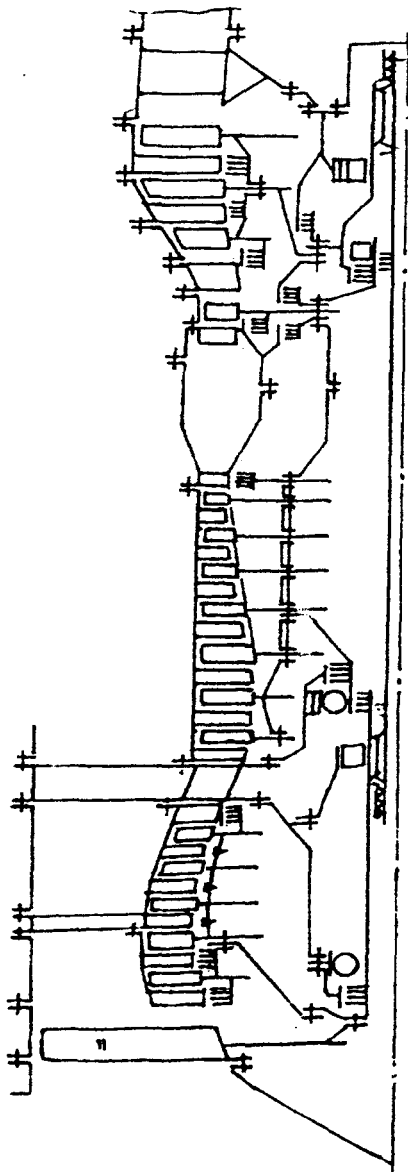
Конструктивная схема ТРДД ДВ-2



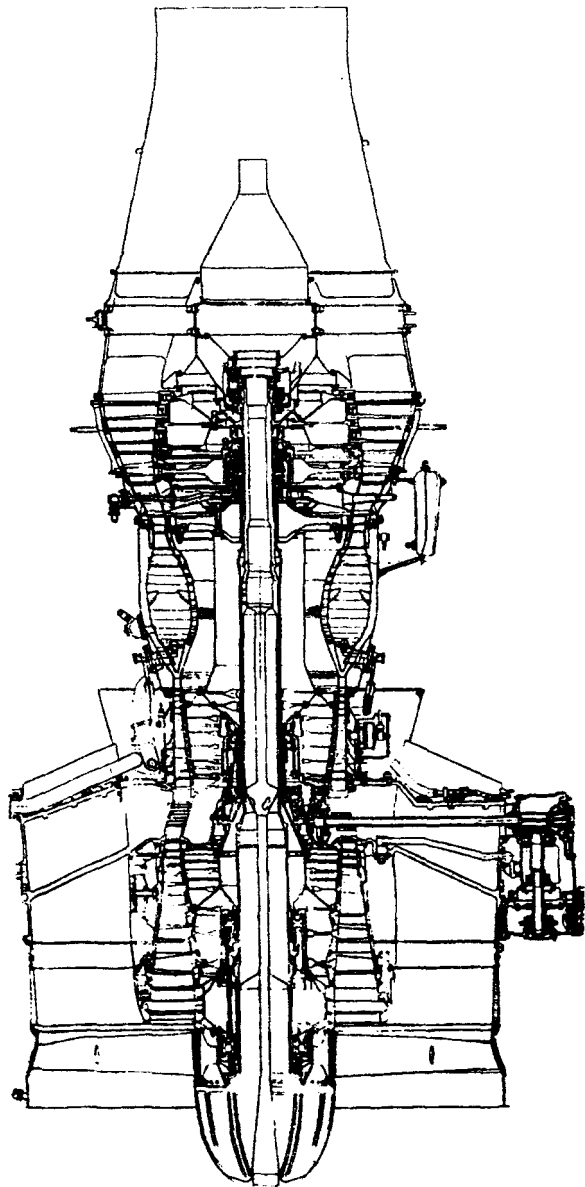
Продольный разрез ТРДД АИ-22



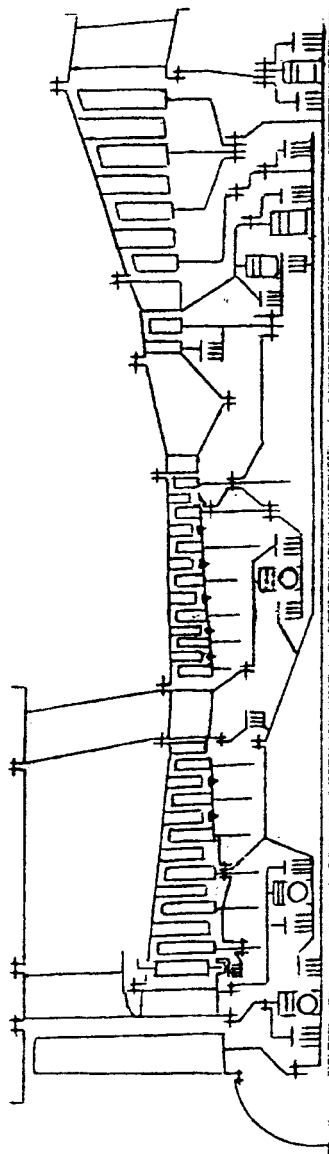
Конструктивная схема ТРДД АИ-22



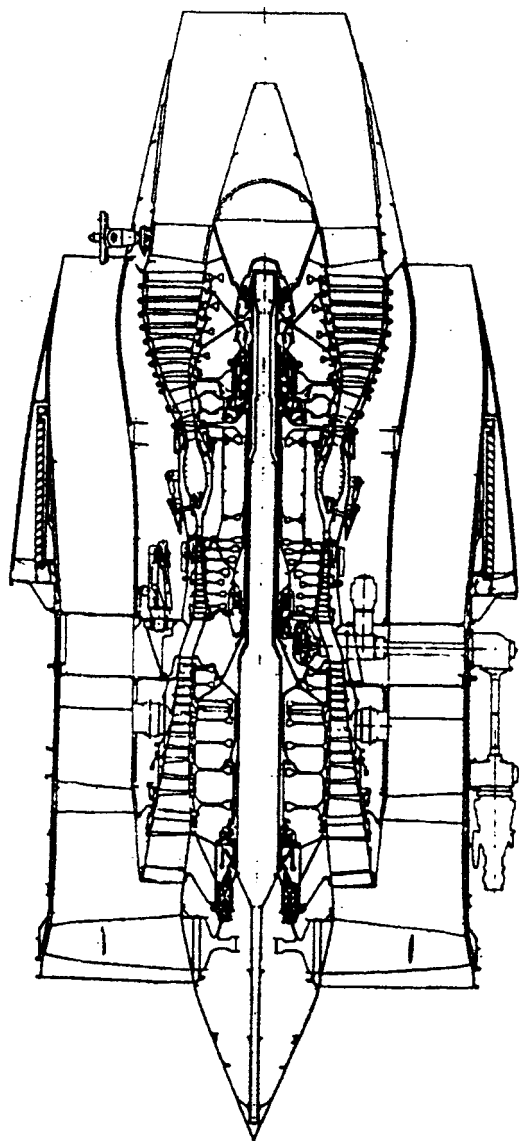
Продольный разрез ТРДД Д-36



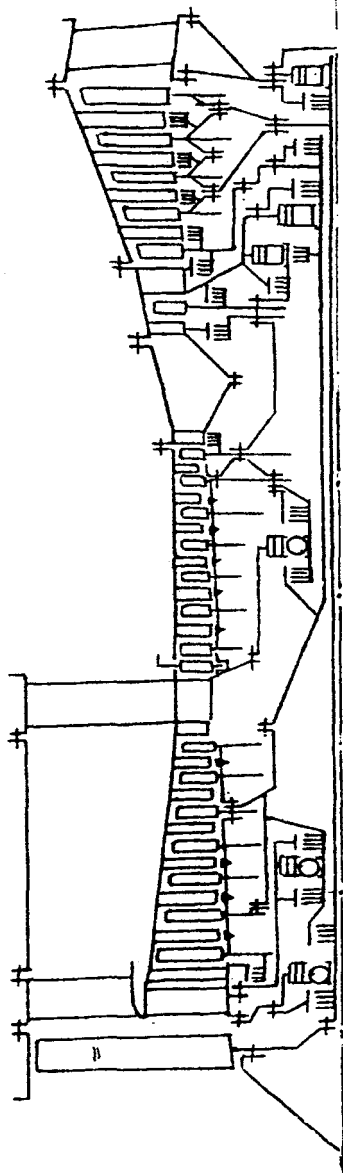
Конструктивная схема ТРДД Д-36



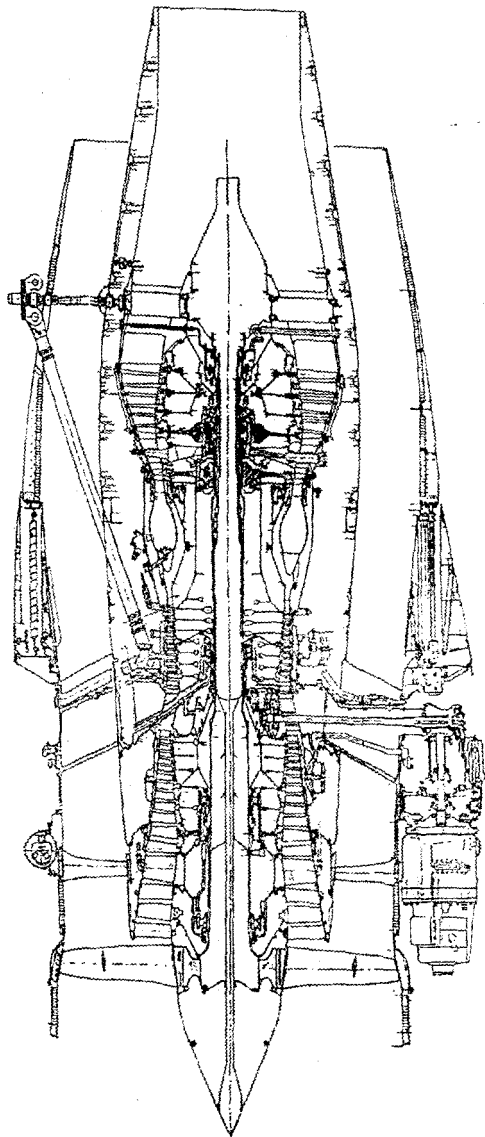
Продольный разрез ТРДД Д-18Т



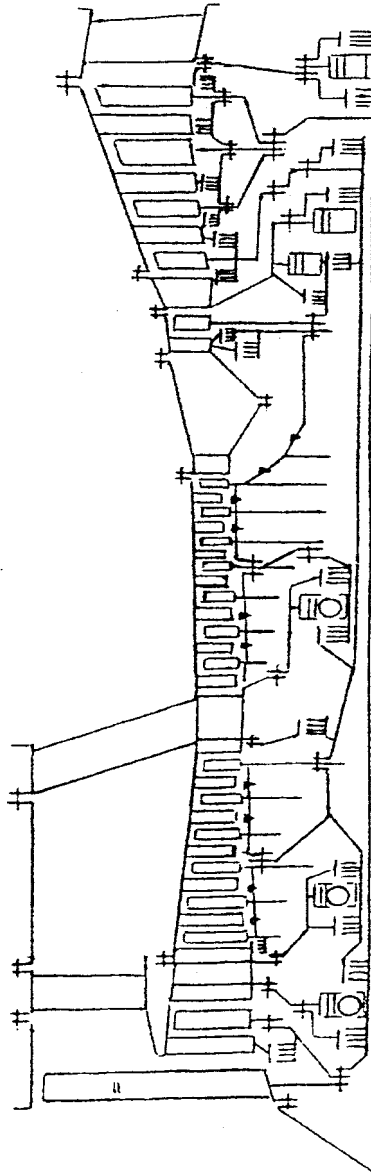
Конструктивная схема ТРДД Д-18Т



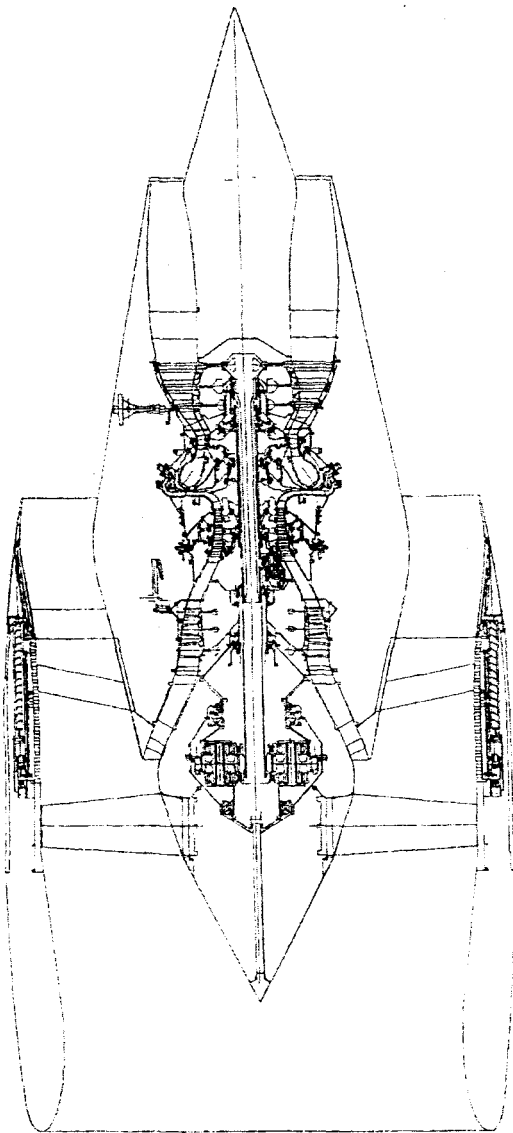
Продольный разрез ТРДД Д-436Т1(Т2)



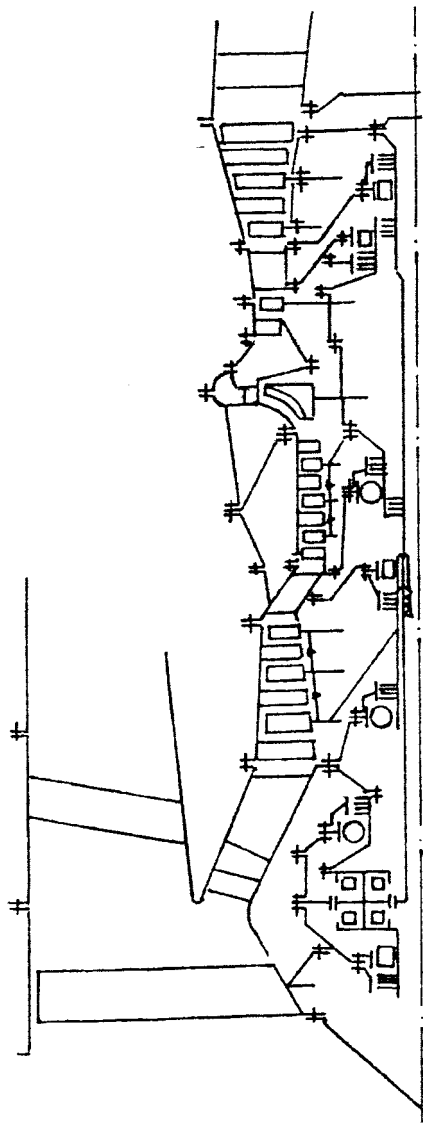
Конструктивная схема ТРДД Д-436Т1(Г2)



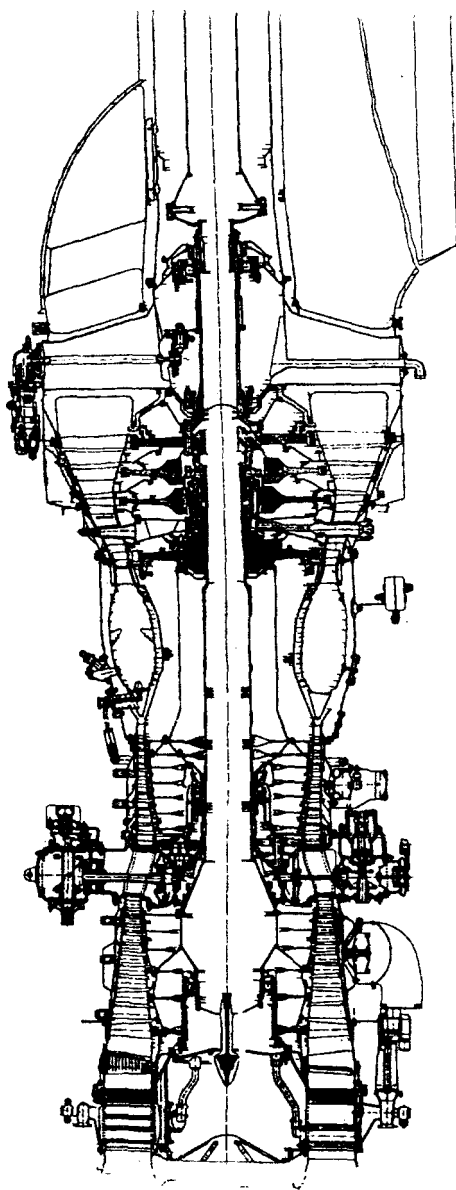
Продольный разрез ТРДД Х27-2005А



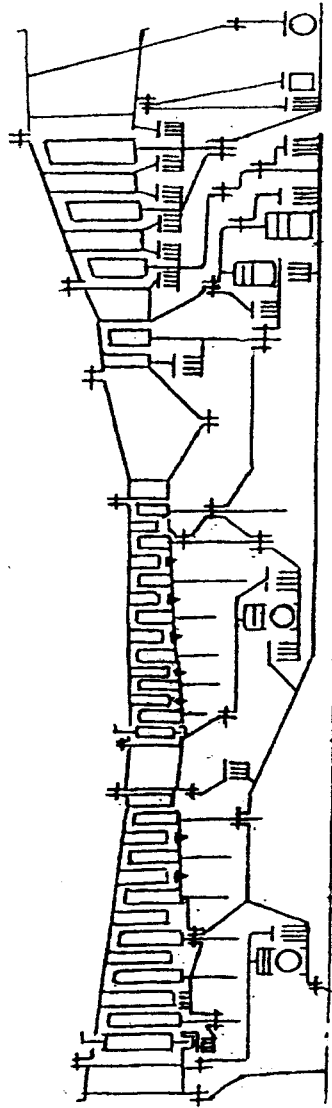
Конструктивная схема ТРДД Х27-2005А



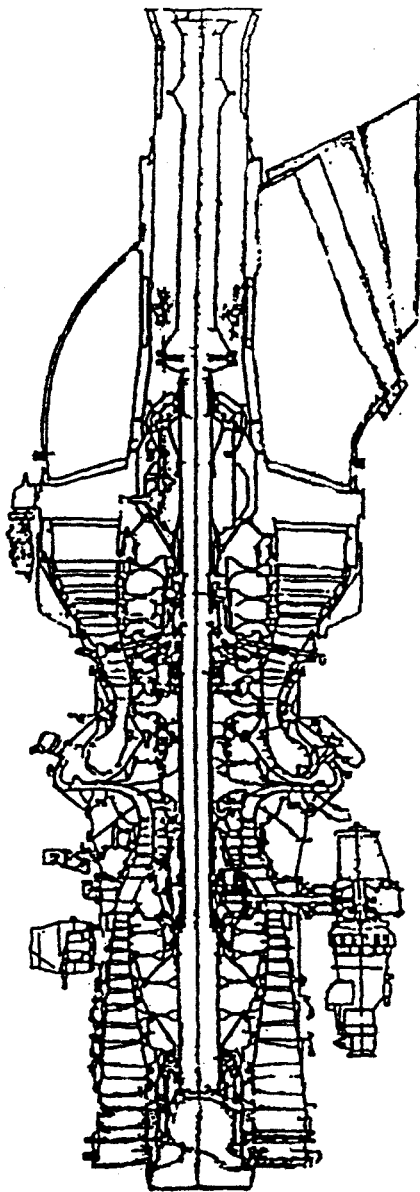
Продольный разрез ТВаД Д-136



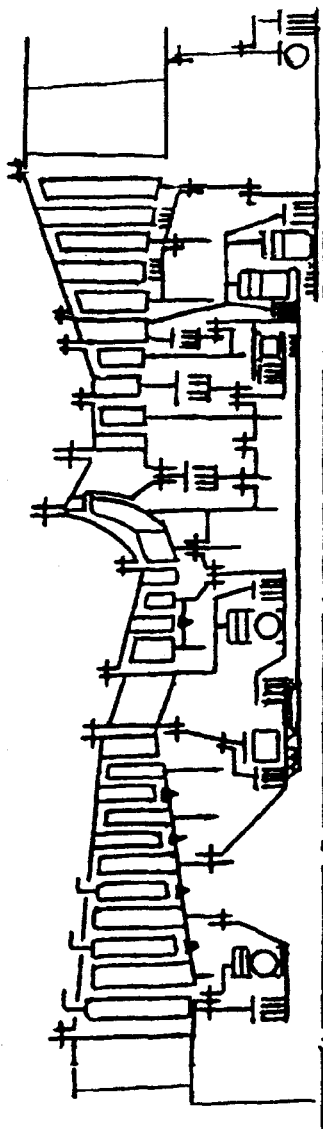
Конструктивная схема ТВаД Д-136



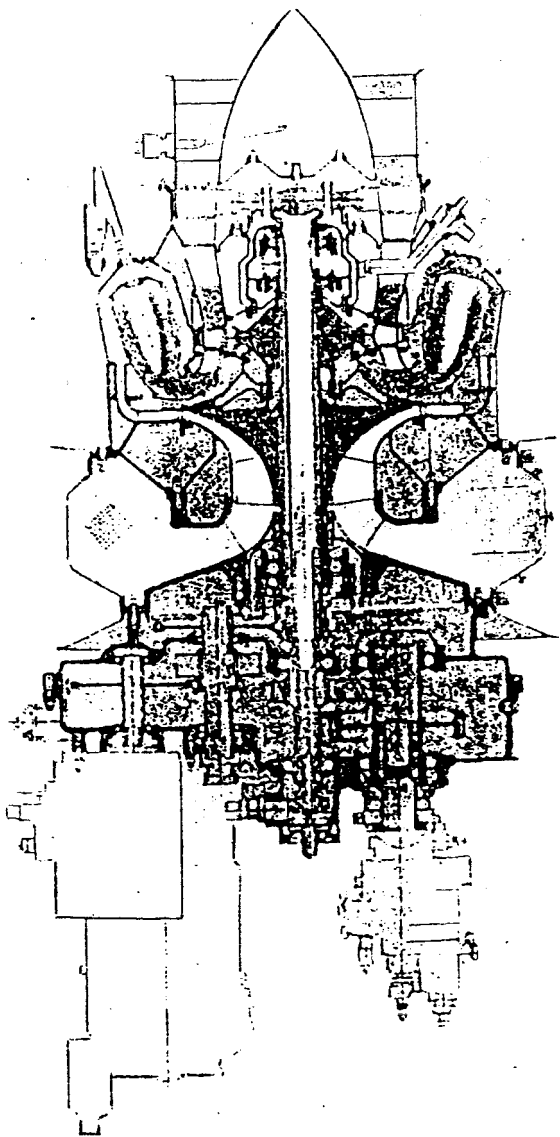
Продольный разрез ТВаД Д-127



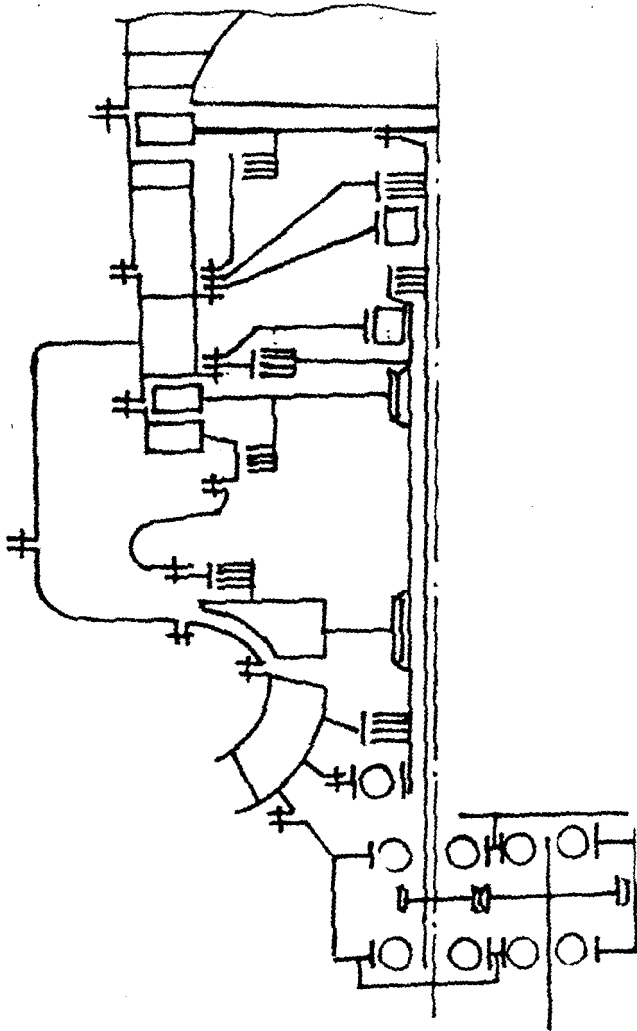
Конструктивная схема ТВаД Д-127



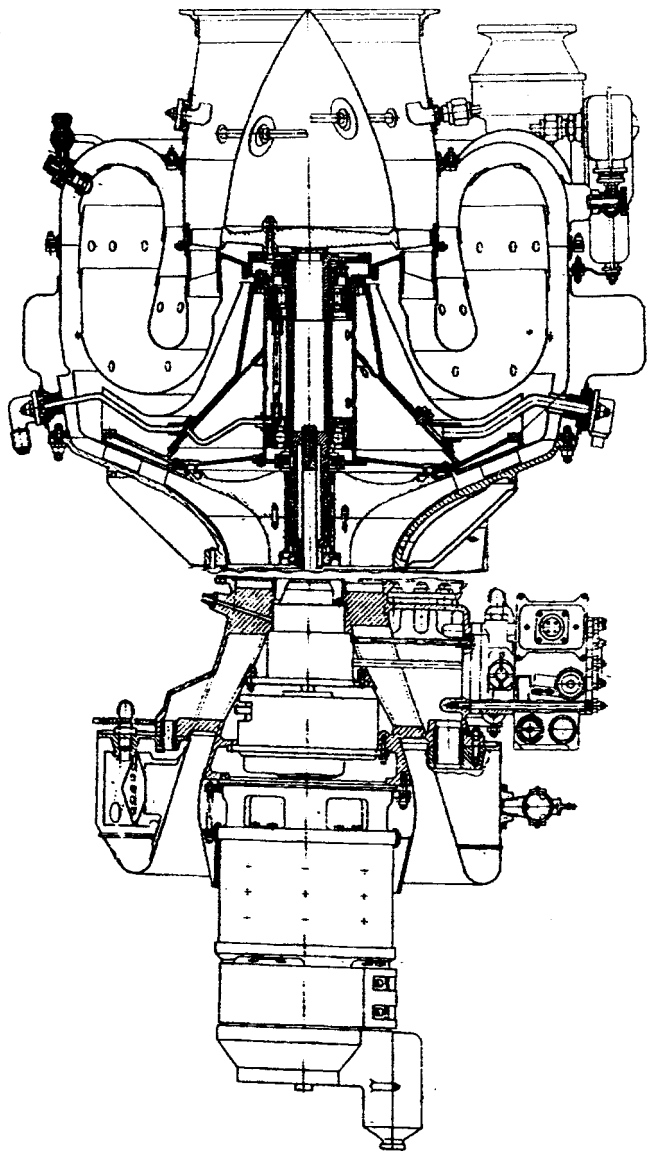
Продольный разрез ТВаД АИ-450



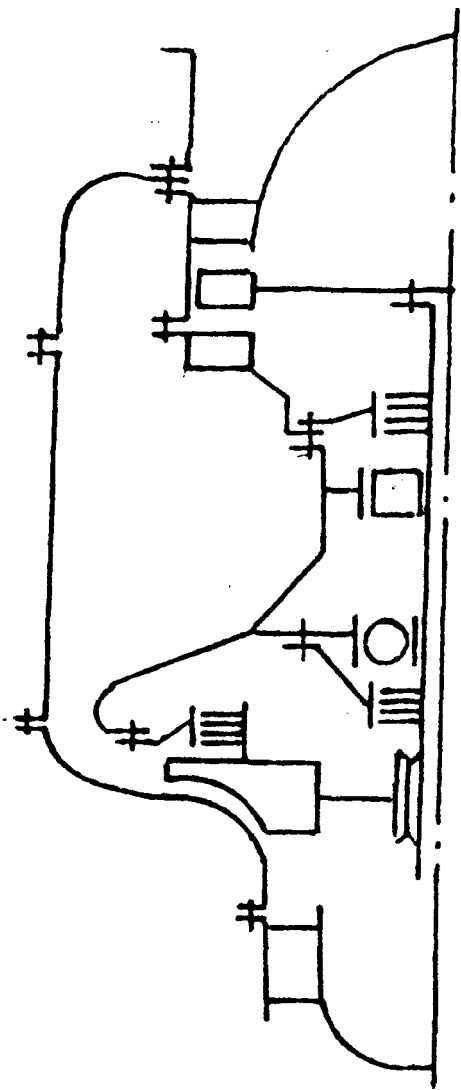
Конструктивная схема ТВаД АИ-450



Продольный разрез ВСУ АИ-9В



Конструктивная схема ВСУ АИ-9В





Московское АОО

«А. Люлька–Сатурн»

АОО «А.Люлька–Сатурн» было образовано в 1946 г. Его руководители – Генеральные конструкторы: А.М. Люлька (1946-1984гг.), В.М. Чепкин (с 1984г.).

Разработке ГТД в этой организации предшествовали поисковые работы, которыми руководил А.М. Люлька.

В 1937 г. он, будучи инженером Харьковского авиационного института, разрабатывает проект турбореактивного двигателя **РТД**. Двигатель включал в себя двухступенчатый центробежный компрессор, кольцевую камеру сгорания, одноступенчатую турбину. Двигатель предполагалось установить на скоростном истребителе ХАИ-2.

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

В 1941 г. в конструкторском бюро при Кировском заводе проводились стендовые испытания турбины, камеры сгорания и некоторых ступеней компрессора нового ГТД **РД-1**, спроектированного под руководством А.М. Люльки.

Этот двигатель имел 6-ступенчатый осевой компрессор, приводимый одноступенчатой турбиной, кольцевую камеру сгорания испарительного типа и реактивное сопло. С началом войны дальнейшие разработки двигателя были прекращены. Не был реализован и проект более мощного (взлётная тяга 24,5кН) ГТД **ВРД-2**.

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

В 1945 г. на опытном заводе был изготовлен стендовый двигатель – ТРД **С-18**, который в этом же году проходит испытания.

Лётный вариант этого двигателя - первый отечественный ТРД ТР-1 впервые был запущен на стенде в июле 1946 г., а в феврале 1947 г. прошел Государственные 20-часовые испытания. К концу 1946 г. было изготовлено 30 двигателей ТР-1. Двигатель имел 8-ступенчатый осевой компрессор, кольцевую камеру сгорания, одноступенчатую турбину. В двигателе были использованы подшипники скольжения. ТР-1 был установлен на истребителе Су-11 (первый полёт 28.05.1947 г.), 4-двигательном бомбардировщике Ил-22, истребителе С.М. Алексеева И-211. Производство ТР-1 осуществлялось на заводе № 45 (сейчас ММПО «Салют»).

В 1947-1948 гг. был спроектирован и изготовлен ТРД ТР-2 (ТР-1А), который прошел стендовые испытания. Двигатель имел 7-ступенчатый осевой компрессор, кольцевую камеру сгорания. В компрессоре имелся перепуск воздуха из промежуточных ступеней.

В 1948-1950 гг. создаётся ТРД ТР-3. В 7-ступенчатом компрессоре этого двигателя соединение дисков осуществлялось торцовыми шлицами (типа «хирт»), ротор компрессора стягивался в осевом направлении стяжным болтом. Такой ротор компрессора, обладающий при сравнительно малой массе большой жёсткостью, является конструктивной особенностью всех двигателей «АЛ». Крутящий момент от одноступенчатой турбины передавался через шлицевую втулку. В 1948 г. двигатель был испытан на стенде, а в 1950 г. прошел Государственные испытания. Производство ТР-3 осуществлялось на казанском заводе №16.

Опытный бомбардировщик Ил-30 с двумя ТРД ТР-3 был построен в 1946 г. и на нём было совершено несколько пробежек по взлётной полосе. В полёте самолёт не испытывался.

В 1950 г. была создана модификация ТР-3 – ТРД АЛ-5 (ТР-3А). Двигатель имел 7-ступенчатый компрессор, кольцевую камеру сгорания с 24 вихревыми горелками, одноступенчатую турбину и коническое сопло. В начале 1952 г. АЛ-5 прошёл летные испытания на бомбардировщике Ил-46. Двигатель устанавливался также на опытных истребителях Ла-190, И-350 и Як-1000.

В марте 1953 г. было завершено изготовление турбореактивного двигателя второго поколения АЛ-7, состоящего из девятиступенчатого одновального осевого компрессора, кольцевой камеры сгорания с 18 вихревыми горелками, двухступенчатой турбины, конического нерегулируемого сопла. Масляная система закрытого типа, масло охлаждалось топливом. Система запуска автономная. Раскрутка двигателя осуществлялась турбостартером. На двигателе установлен всережимный гидромеханический регулятор топлива. Противообледенительная система основана на подогреве горячим воздухом (отобранном за седьмой ступенью компрессора) деталей двигателя и самолёта, подверженных обледенению при эксплуатации.

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

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

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

Осенью 1957 г. испытывается самолёт Су-7 с АЛ-7Ф. На базе этого самолёта в 1958 г. создан один из лучших в мире самолётов Су-7Б (Су-7 означает "самолет Су с двигателем АЛ-7").

В 1959 г. была запущена в серийное производство модификация АЛ-7Ф-1. На ней установлена прямоточная форсажная камера с разделением потока газа на две части – малого и большого контура, с кольцевыми стабилизаторами пламени и противовиб-

рациональным экраном. Сопло регулируемое, двухпозиционное, снабжено 24 створками. В 1960 г. были проведены Государственные 100-часовые испытания двигателя. Серийное производство АЛ-7Ф-1 в 1960-1974 гг. осуществлялось на Рыбинском моторном заводе и на ММПП "Салют". Всего было выпущено 2010 двигателей. В 1961 г. на базе АЛ-7Ф-1 создан и запущен в серийное производство двигатель АЛ-7ФБ, предназначенный для пассажирских и транспортных самолётов. На двигателе вместо форсажной камеры установлено жёсткое нерегулируемое реактивное сопло, сняты агрегаты, обслуживающие форсажный контур.

Четырёхдвигательный самолёт Ту-110 с ТРД АЛ-7П совершил свой первый полёт в 1957 г.

В конце 50-х гг. АЛ-7Ф-1 модернизируется с целью улучшения основных данных и повышения надёжности. В модификации двигателя, получившей обозначение АЛ-7Ф-2, увеличена тяга и снижен удельный расход топлива главным образом за счет усовершенствования второй ступени турбины и увеличения диаметра форсажной камеры. В компрессоре АЛ-7Ф-2 установлены восьмая и девятая ступени повышенной напорности, рабочие колёса первой и второй ступеней изготовлены из титана. В масляной системе вместо коловратных насосов применены центробежно-шестерённые. Усовершенствована система регулирования: введены ограничители максимальной температуры газа перед турбиной и максимальной приведенной частоты вращения ротора. В 1960 г. АЛ-7Ф-2 запущен в серийное производство. В конце 1963 г. он прошёл Государственные испытания на самолёте Су-11. В 1962 г. форсажную тягу увеличивают до 110 кН. Двигатель с такой тягой имел обозначение АЛ-7Ф-4. Двигатель АЛ-7Ф стал первым массовым двигателем А.М. Люльки, принесшим ему мировую известность. Выпускались модификации этого двигателя АЛ-7Ф1-100, АЛ-7Ф1-100У, АЛ-7Ф1-200, АЛ-7Ф2-100, АЛ-7Ф2-300 для самолётов Су-7, Су-7Б, Су-9, Су-11, Ту-128, Т-405, Т-431, МиГ-27МЛ. Для бомбардировщика Ту-122 проектировался двигатель АЛ-11.

В 1965 г. началась разработка проекта ТРД третьего поколения. В конце 1966 г. были изготовлены первые экземпляры ТРДФ АЛ-21Ф (устанавливался на опытном самолёте). В 1969 г. АЛ-21Ф форсируется по тяге на 25-30%. Форсирование достиглось увеличением расхода воздуха, повышением давления и температуры газа перед турбиной. Для этого во все узлы были введены конструктивные изменения. В 1964-1967 гг. разрабатывался МТВД-79 для малогабаритной противолодочной авиационной торпеды.

В марте 1970 г. был изготовлен первый экземпляр модифицированного ТРДФ АЛ-21Ф – двигатель АЛ-21Ф-3, состоящий из осевого 14-ступенчатого компрессора, осевой одновальной активно-реактивной трёхступенчатой турбины, трубчато-кольцевой камеры сгорания с 12 жаровыми трубами, форсажной камеры, систем регулирования, питания топливом и маслом, электрооборудования, противообледенения и др. В компрессоре получена $\pi^*_к=15$, что в одновальной схеме достигнуто применением развитой механизации. Десять направляющих аппаратов, включая выходной, имеют поворотные лопатки, управляемые регулятором в зависимости от приведённой частоты вращения ротора компрессора. Ротор компрессора барабанно-дисковый. На торцах барабанных участков дисков выполнены шлицы, по которым диски соединяются друг с другом. Пакет дисков стягивается при помощи трёх телескопических труб. Надроторная часть статора компрессора покрыта «мягкой» специальной смесью, которая защищает торцы рабочих лопаток от изнашивания и поддерживает минимальные радиальные зазоры. Камера сгорания с жаровыми трубами, имеющими центробежные форсунки. Рабочие лопатки первой ступени и сопловые лопатки первой и второй ступеней турбины охлаждаются воздухом, отбираемым за компрессором.

На крейсерских режимах с целью повышения экономичности двигателя охлаждающий воздух в турбину не подаётся. Над рабочими лопатками всех трёх ступеней турбины и по лабиринтам дисков применено сотовое уплотнение для поддержания мини-

В 1965 г. началась разработка проекта ТРД третьего поколения. В конце 1966 г. были изготовлены первые экземпляры ТРДФ АЛ-21Ф (устанавливался на опытном самолёте). В 1969 г. АЛ-21Ф форсируется по тяге на 25-30%. Форсирование достигалось увеличением расхода воздуха, повышением давления и температуры газа перед турбиной. Для этого во все узлы были введены конструктивные изменения. В 1964-1967 гг. разрабатывался МТВД-79 для малогабаритной противолодочной авиационной торпеды.

В марте 1970 г. был изготовлен первый экземпляр модифицированного ТРДФ АЛ-21Ф – двигатель АЛ-21Ф-3, состоящий из осевого 14-ступенчатого компрессора, осевой одновальной активно-реактивной трёхступенчатой турбины, трубчато-кольцевой камеры сгорания с 12 жаровыми трубами, форсажной камеры, систем регулирования, питания топливом и маслом, электрооборудования, противообледенения и др. В компрессоре получена $\pi^*_к=15$, что в одновальной схеме достигнуто применением развитой механизации. Десять направляющих аппаратов, включая выходной, имеют поворотные лопатки, управляемые регулятором в зависимости от приведённой частоты вращения ротора компрессора. Ротор компрессора барабанно-дисковый. На торцах барабанных участков дисков выполнены шлицы, по которым диски соединяются друг с другом. Пакет дисков стягивается при помощи трёх телескопических труб. Надроторная часть статора компрессора покрыта «мягкой» специальной смесью, которая защищает торцы рабочих лопаток от изнашивания и поддерживает минимальные радиальные зазоры. Камера сгорания с жаровыми трубами, имеющими центробежные форсунки. Рабочие лопатки первой ступени и сопловые лопатки первой и второй ступеней турбины охлаждаются воздухом, отбираемым за компрессором.

На крейсерских режимах с целью повышения экономичности двигателя охлаждающий воздух в турбину не подаётся. Над рабочими лопатками всех трёх ступеней турбины и по лабиринтам дисков применено сотовое уплотнение для поддержания мини-

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

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

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

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

Для истребителя Су-27 в середине 70-х годов в ОКБ создан ТРДФ АЛ-31Ф. Этот двигатель четвертого поколения является первым двухконтурным двигателем, созданным в КБ. Схема такого двигателя была предложена А.М.Люлькой ещё в 1941 г. Конструкция двигателя АЛ-31Ф имеет модульную схему, что позволяет производить замену повреждённых элементов (в том числе и лопаток компрессора высокого давления) в условиях аэродрома. Турбинные лопатки – литые с циклонно-вихревым охлаждением и

монокристаллической структурой. Двигатель оснащён электронной (основной) и гидравлической (дублирующей) системами регулирования. Серийное производство АЛ-31Ф осуществляется Московским машиностроительным предприятием «Салют» и Уфимским моторостроительным производственным объединением. ТРДДФ АЛ-31Ф прошёл Государственные испытания в 1984 г.

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

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

На Международной выставке «Двигатели-98» и Международном аэрокосмическом салоне «МАКС-99» были представлены разработанные в АО «А.Люлька – Сатурн» двигатели **АЛ-55**, серийное производство которых готовится на ММПО «Салют», для учебно-тренировочного самолёта МиГ-УТС, а также ТВД **АЛ-34-1**.

АЛ-55 по габаритам и массе подобен двигателю LARZAC 04R20 фирмы SNECMA, но имеет большую тягу, лучший удельный расход топлива, а также больший диапазон регулирования параметров.

Один из вариантов применения АЛ-55- самолет Як-130. Разработано несколько модификаций двигателя: АЛ-55 бесфорсажный, АЛ-55Ф – форсажный, а также с управлением вектора тяги. Опытное производство осуществляется на ММП «Салют» и в ОАО «УМПО».

ТВД АЛ-34-1 – первый в мире двигатель с управляемой регенерацией, высокоэкономичный, безопасный на взлёте за счёт значительного увеличения мощности, с низким уровнем шума. Двигатель предназначен для лёгких многоцелевых самолётов (Г-108 «РОСАЭРОПРОЕКТ», М-101 «Гжель») и вертолётов, а также для энергетических установок широкого применения.

В настоящее время предприятие осуществляет доводку двигателя **АЛ-41Ф** для лёгкого фронтального однодвигательного самолёта пятого поколения. Этот многофункциональный истребитель «1.44» разработки АНПК “МиГ” был показан на аэродроме лётно-исследовательского института 12 января 1999 г., а в феврале 2000 г. он совершил свой первый полёт. Двигатель АЛ-41Ф обладает уникальным показателем удельной тяги: 11 кгс тяги на 1 кг массы двигателя (у АЛ-31Ф этот показатель равен 8).

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

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

В июле 2001 г. в результате объединения АОО “А.Люлька-Сатурн” и ОАО “Рыбинские Моторы” была образована единая компания - ОАО “НПО Сатурн”.

На предприятии разрабатывались жидкостные ракетные двигатели, а также наземные энергетические установки на базе авиационных ГТД.

**Основные параметры самолётов с двигателями
АОО "А. Льюлька-Сатурн"**

Самолет	Двигатель	Кол-во двигателей	V _{max} , км/ч	L _п , км	H _{max} , м	Мо, т	Млн. т	Число пассажиров	Источники информации
ХАМ-2 (проект)	РТД	1	900	-	-	-	-	-	62, 190
ЛаГТ-3 (проект)	РД-1	1	900	-	-	-	-	-	
Ла-190	АЛ-5	1	1190	1150	15600	9,3	-	-	90, 114, 203
Ил-22	ТР-1	4	718	865	11100	24	2	-	
Ил-211	ТР-1	2	950	1550	12000	7,4	1	-	42
Ил-46	АЛ-5	2	830	5000	12700	52,4	3,6	-	90, 102, 114, 203
Ил-30	ТР-3	2	1000	2000	13000	32,55	2,4	-	
Ил-54	АЛ-7Ф	2	1250	2500	14000	40,66	3,5	-	100
Т-108	АЛ-34-1	2	400	580...2800	8000	5,9	2	19	
М-101 "Тужель"	АЛ-34-1	2	500	600...1900	-	-	-	4...8	102, 112
Ту-98	АЛ-7Ф	2	1238	2440	12750	39	8,93...14,93	-	
Ту-110	АЛ-7П	4	1000	3300	12000	79,3	-	-	2, 27
Ту-128 (Ту-28)	АЛ-7Ф-2, АЛ-7Ф-4	2	1910	2562	15600	43	1,9	-	102, 114
Бе-10	АЛ-7ПБ	2	910	2960	12500	45	3	-	27
Су-7	АЛ-7Ф	1	2120	1875	-	13,6	-	-	54, 114
Су-7Б, -БМ, -БКЛ, -У, -УМК	АЛ-7Ф, АЛ-7Ф-1	1	2120	1875	15150	13,83	-	-	
Су-9	АЛ-7Ф-1-100У	1	2120	1800	20000	11,4	-	-	102, 114
Су-10	ТР-1А (ТР-2)	4	850	1500	12000	21,14	2	-	68, 102
Су-11 (ЛК)	ТР-1	2	940	900	13000	6,35	-	-	
Су-11	АЛ-7Ф-2	1	2340	1840	18000	14	-	-	102, 114
Су-17	АЛ-7Ф-1	1	2230	2300	15250	16,3	3,5	-	
Су-17М, -М2, -М3, -20, -22М	АЛ-21Ф-3	1	1850	560...2300	15250	19,5	3,5	-	54, 98, 114, 129
Су-24, -М, -МР, -МП	АЛ-21Ф-3А	2	1400	560...2500	11000	36	7,5	-	
Су-27	АЛ-31Ф	2	2430	1500...4000	18000	30	6	-	98, 114, 238
Су-27, -УБ	АЛ-31Ф	2	2500	3680	18500	30	-	-	
Су-27К (Су-33)	АЛ-31К	2	2300	3000	17000	30	6,5	-	27, 114, 238
Су-30, -МК	АЛ-31ФП	2	2125	3000	17500	24...34	8	-	
Су-34	АЛ-35, АЛ-35ФМ	2	1400	4000	14000	44,36	8	-	98, 100, 114
Су-35	АЛ-35МП	2	2440	600...4000	18000	34	8,2	-	54, 100, 114, 129
Су-37	АЛ-31ФП	2	2500	1480...3200	18000	34	8	-	2, 100, 238
МиГ-23Б	АЛ-21Ф-3	1	1800	850	-	18,6...15,6	-	-	38, 242
Як-130	АЛ-55	2	1050	2000	12000	8,5	-	-	100, 114, 238
Як-1000	АЛ-5	-	-	-	-	-	-	-	27, 111
С-21 (проект)	АЛ-363	3	2400	7400...7800	18000	56,4	0,8	5...12	45
С-51 (проект)	АЛ-363	4	2400	9200	18000	75	0,83	8...27	
Ту-2000	Д-100, Д-103	-	-	-	-	-	-	-	79, 100
МиГ-АКС	Д-103, Д-105	-	-	-	-	-	-	-	

Основные параметры ТРД АОО "А. Люлька-Сатурн"

ТРД	Взлетный Н=0, М=0					Номинальный Н=0, М=0,7		Крейсерский Н=11, М=0,8		Т наз, ч	Мдв, кг	Лдв, м	Ддв, м	Дата				Источники информации
	Р, кН (кгс)	Суд, кг/кН.ч (кг/кгс.ч)	Гв, кг/с	λ	Тг, К	Р, кН (кгс)	Суд, кг/кН.ч (кг/кгс.ч)	Р, кН (кгс)	Суд, кг/кН.ч (кг/кгс.ч)					С.И.	Г.И.	Л.И.	Серия	
РТД (проект)	-	-	-	-	923	-	-	-	-	-	-	-	-	1937	-	-	-	62, 190
РД-1	5,2 (530)	140 (1,43)	-	3,2	940	-	-	-	-	-	-	-	-	1944	-	-	-	
С-18	12,25 (1250)	140 (1,43)	31,5	3,16	1050	-	-	-	-	-	-	-	-	1945	-	-	-	
ТР-1	13,6 (1400)	132,2 (1,35)	31,5	3,16	1050	-	-	-	132 (1,29)	20	865	3,86	0,856	1946	1947	-	1947	27, 62, 64, 90, 190
ТР-2	24,5 (2000)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1948	-	-	-	
ТР-3 (АЛ-3)	50,7 (4600)	-	84,5	4,4	1100	-	-	-	-	50	1960	4	1,2	1948	1950	-	-	
ТР-3А (АЛ-5)	49 (5000)	97 (0,95)	95	4,5	1100	-	-	-	-	200	1770	4,31	1,2	1950	-	1052	-	
АЛ-7	67 (6500)	-	-	7	-	54 (4900)	-	-	-	100	-	-	-	1953	1955	1955	-	2, 27, 64
АЛ-7ПБ	71,2 (7260)	99,0 (0,97)	114	9,1	1200	-	-	-	89 (0,872)	-	1746	3,31	1,062	1960	-	-	-	

Основные параметры ТРДД АОО "А.Люлька-Сатурн"

ТРДД	Взлетный Н=0, М=0					Крейсерский Н=11, М=0,8		Т наз, ч	Мдв, кг	Лдв, м	Ддв, м	Дата				Источники информации	
	Р, кН (кгс)	Суд, кг/кН.ч (кг/кгс.ч)	Гв, кг/с	λ	Тг, К	Р, кН (кгс)	Суд, кг/кН.ч (кг/кгс.ч)					С.И.	Г.И.	Л.И.	Серия		
АЛ-55	21,61(22)	72,3(0,7)	29,5	-	-	-	-	-	355	1,21	0,59	-	-	-	-	-	225

Основные параметры ТВД АОО "А. Люлька-Сатурн"

ТВД	Взлетный Н=0, М=0					Крейсерский Н=5,18 км, М=0,478		Т наз, ч	Мдв, кг	Лдв, м	Ддв, м	Двигт. м	Дата				Источники информации
	№, кВт (л.с.)	Сэ, кг/кВт.ч (кг/л.с.ч)	Гв, кг/с	λ	Тг, К	№, кВт (л.с.)	Сэ, кг/кВт.ч (кг/л.с.ч)						С.И.	Г.И.	Л.И.	Серия	
АЛ-34-1 (проект)	736 (1000)	-	-	-	-	405 (550)	0,216 (0,159)	-	178	1,609	0,676	-	1996	-	-	-	27, 100, 129

Основные параметры ТРДФ АОО "А. Люлька-Сатурн"

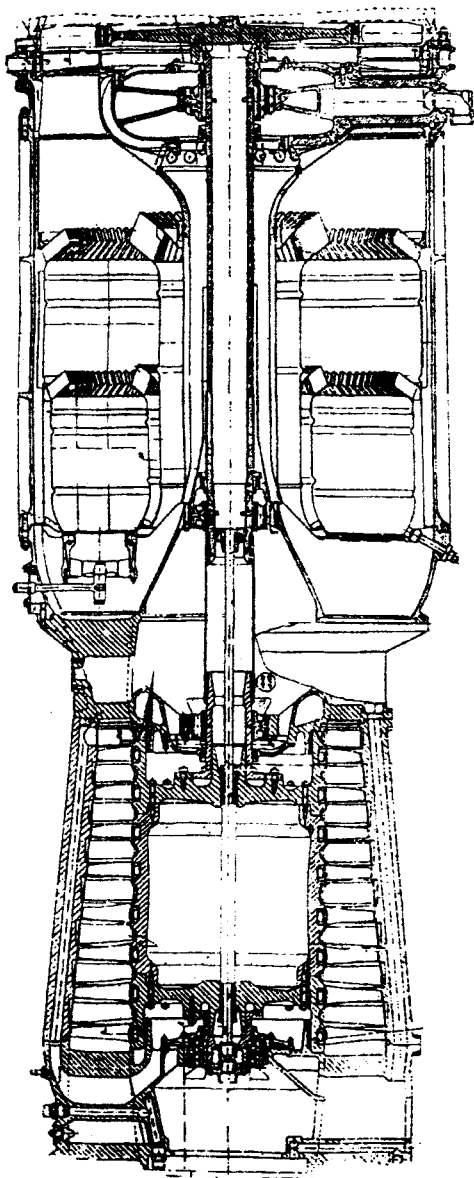
ТРДФ	Взлетный форсажный Н=0, М=0					Взлетный б/ф Н=0, М=0,		Крейсерский Н=11, М=0,8		Т _{наз} , ч	Мдв, кг	Лдв, м	Ддв, м	Дата				Источники информации
	РФ, кН (кгс)	Суд. кг/кН.ч (кг/кгс.ч)	Гв, кг/с	λ , к	Тг, К	Р, кН (кгс)	Суд. кг/кН.ч (кг/кгс.ч)	Р, кН (кгс)	Суд. кг/кН.ч (кг/кгс.ч)					С.И.	Г.И.	Л.И.	Серия	
АЛ-7Ф	98,1 (10000)	-	-	-	-	63,7 (6500)	-	-	-	-	-	-	-	1956	-	1957	-	2, 27
АЛ-7Ф-1	90,2 (9200)	204 (2,0)	114	9,1	1133	-	-	61,2 (6240)	93 (0,91)	-	2010	6,63	1,25	1957	1960	-	1960	
АЛ-7Ф1-100У	94,1 (9600)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	27, 100, 170
АЛ-7Ф-2	99,1 (10100)	204 (2,0)	115	9,3	1200	-	-	66,6 (6800)	91 (0,89)	-	2100	6,65	1,3	1958	1963	1963	1960	
АЛ-7Ф-4	110 (11215)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1962	
АЛ-21Ф	87,3 (8906)	194 (1,9)	88,5	12,7	1263	-	-	-	74 (0,72)	-	1580	5,34	1,03	-	-	-	1967	27, 64, 152, 170, 238
АЛ-21Ф-3	110 (11215)	190 (1,86)	104	14,6	1385	76,5 (7800)	90 (0,88)	-	78 (0,76)	-	1800	5,34	1,03	1970	-	-	1970	
АЛ-21Ф-3А	109,8 (11200)	190 (1,86)	104	14,55	-	76,5 (7800)	78 (0,76)	-	-	-	2005	5,16	-	-	-	-	-	
Д-103 (проект)	349 (35600)	-	-	7	1650...2200	-	-	-	-	-	2370	-	-	2002	-	-	-	79

Основные параметры ТРДДФ АОО "А. Люлька-Сатурн"

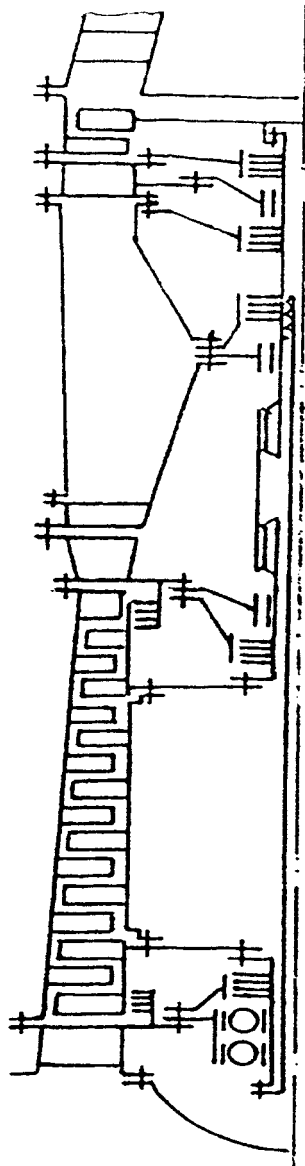
ТРДДФ	Взлетный Н=0, М=0						Крейсерский Н=11 км, М=0,8		Т _{наз} , ч	Мдв, кг	Lдв, м	Dдв, м	Дата				Источники информации
	Рф, кН (кгс)	Суд, кг/кН.ч (кг/кгс.ч)	Gв, кг/с	л _к	т	T _г , К	Р, кН (кгс)	Суд, кг/кН.ч (кг/кгс.ч)					С.И.	Г.И.	Л.И.	Серия	
АЛ-31Ф	125,5 (12800)	-	112	23	0,571	1650	-	69 (0,666)	-	1530	4,95	1,24	-	1984	-	1981	27, 219
АЛ-31ФП	122,6 (12500)	-	-	-	-	-	-	67 (0,647)	-	1570	4,99	1,28	-	-	-	1996	2, 27, 238
АЛ-31ФН	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1994	
АЛ-31К	130 (13300)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
АЛ-35	130,3 (13565)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	100, 238
АЛ-35ФМ	130 (13300)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
АЛ-35МЛ	130 (13300)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
АЛ-37Ф	-	-	-	27	-	1770	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	70, 170, 219, 225
АЛ-41Ф	-	-	-	30	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1995	-	
АЛ-41Ф1 (проект)	-	-	-	33	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	64, 100
АЛ-55Ф	34,3 (3500)	171 (1,65)	29,5	-	-	-	-	-	-	445	2,57	0,59	-	-	-	-	
ТР-6 (проект)	-	-	-	40...50	-	2200	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	45, 170
АЛ-363 (проект)	89,2 (9100)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
Д-100 (проект)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	2002	-	-	-	127
Д-102К (проект)	295 (30000)	-	-	20	0,3	1800... 2020	-	-	-	3000	-	-	2002	-	-	-	
Д-102В (проект)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	2002	-	-	-	
Д-105 (проект)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	2002	-	-	-	

**Продольные разрезы
и конструктивные схемы
двигателей
АОО
«А. Люлька–Сатурн»**

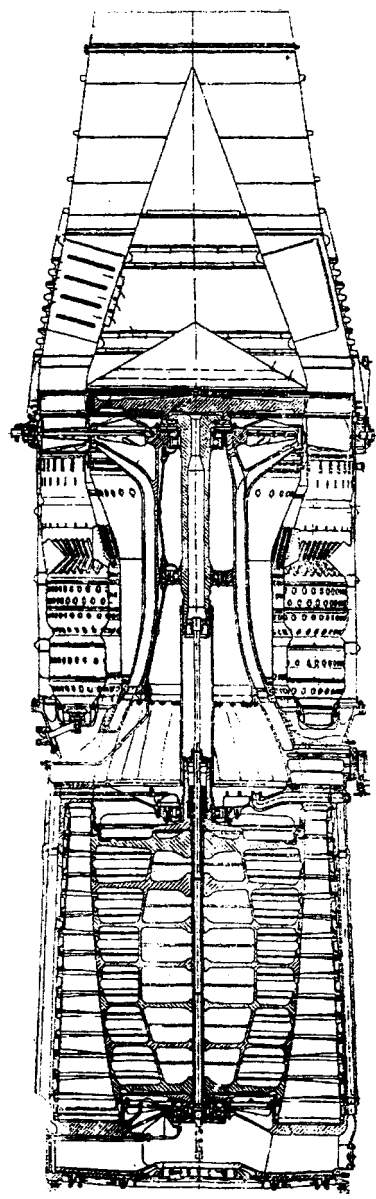
Продольный разрез ТРД ТР-1



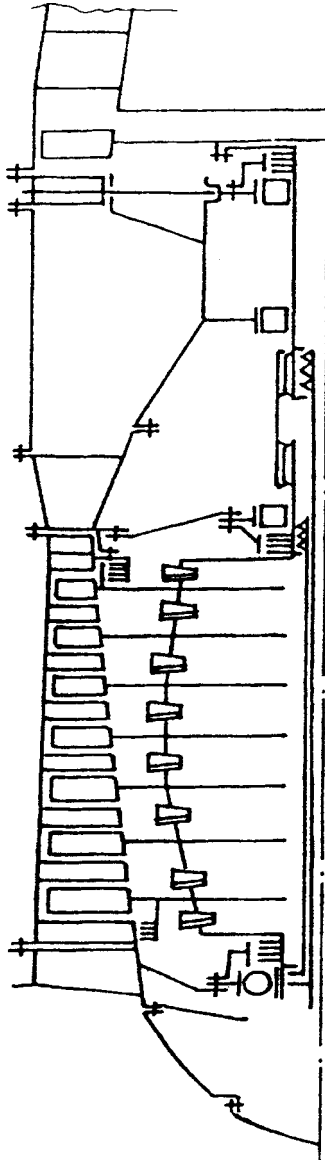
Конструктивная схема ТРД ТР-1



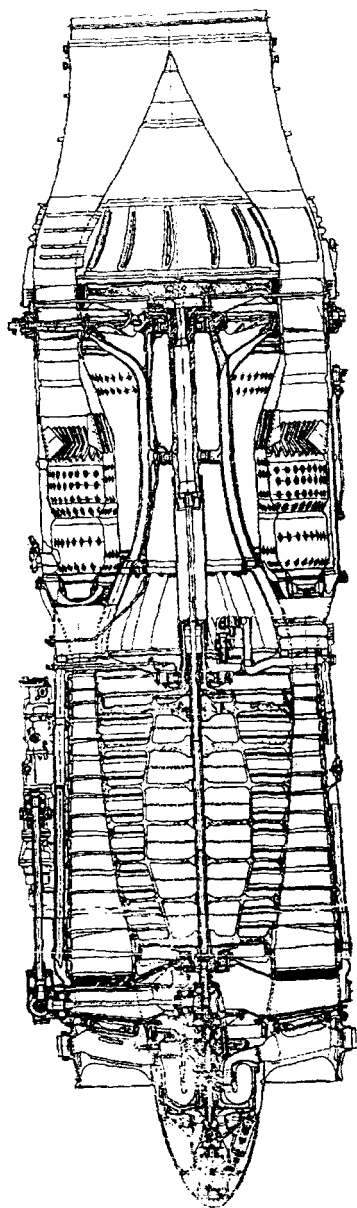
Продольный разрез ТРД ТР-3



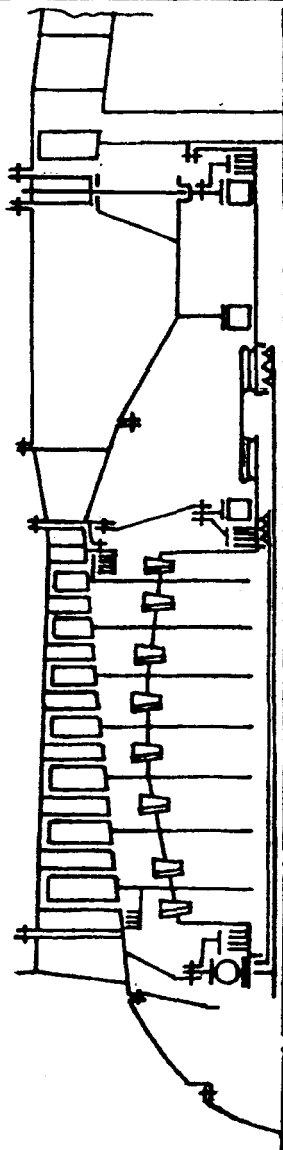
Конструктивная схема ТРД ТР-3



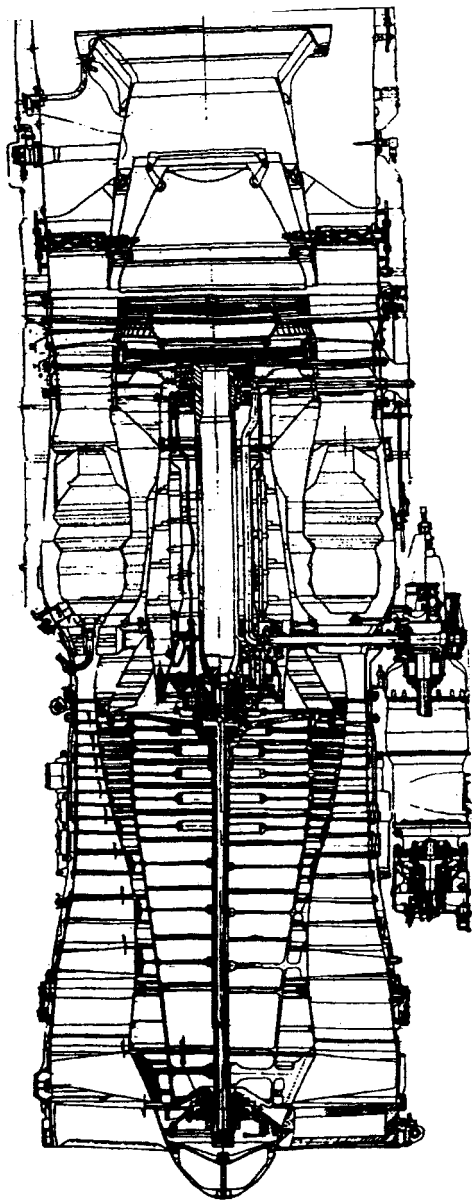
Продольный разрез ТРД АЛ-5



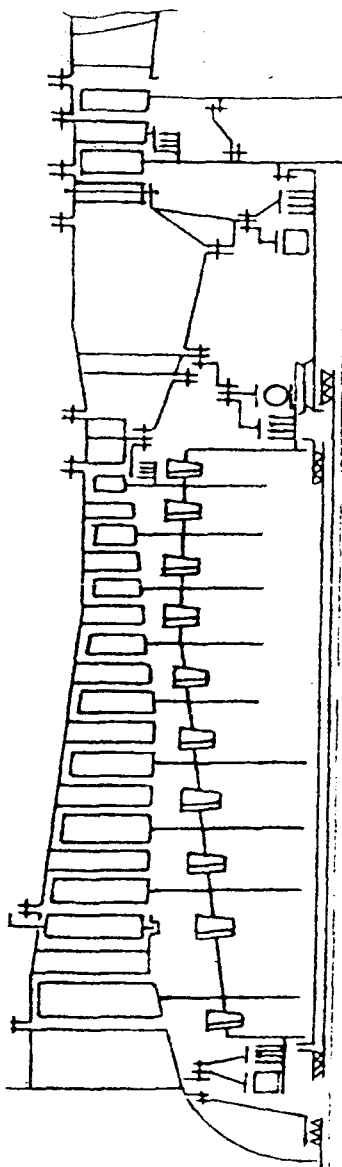
Конструктивная схема ГРД АЛ-5



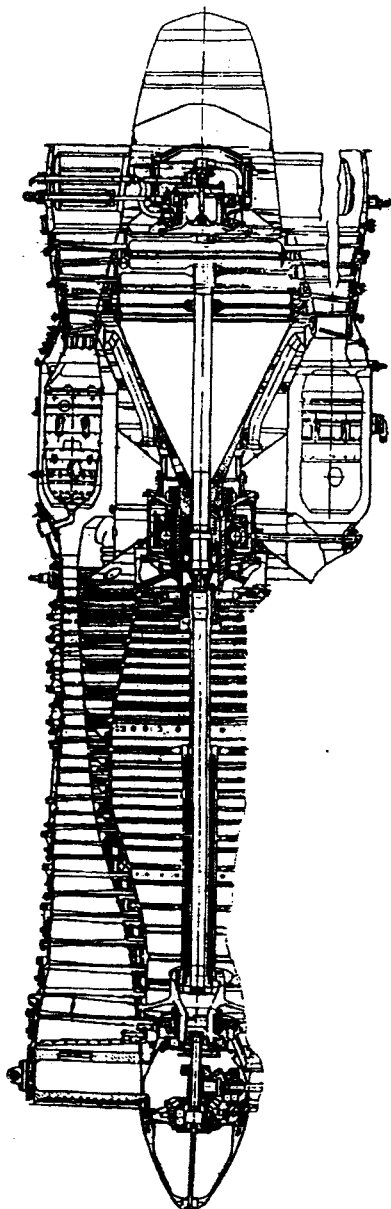
Продольный разрез ТРДФ АЛ-7Ф



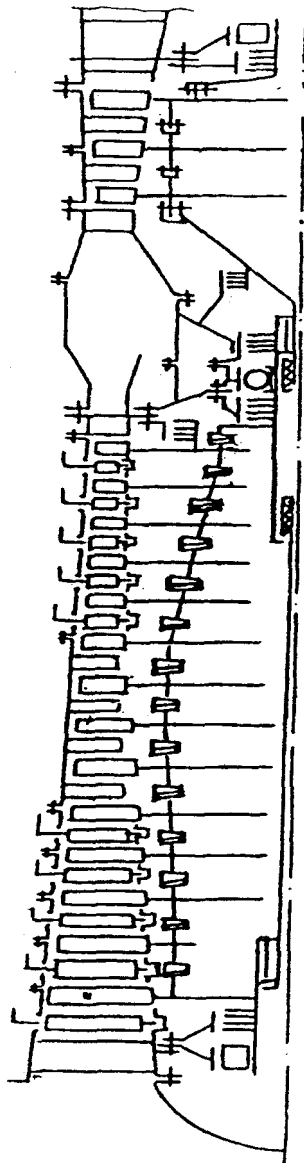
Конструктивная схема ТРДФ АЛ-7Ф



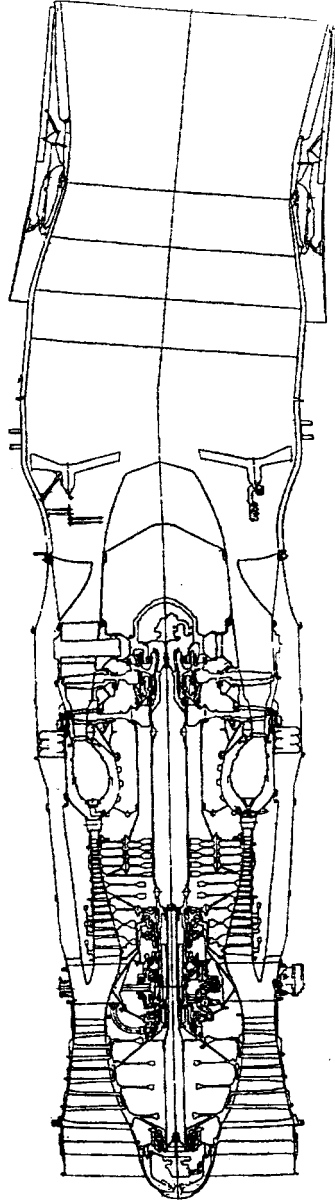
Продольный разрез ТРДФ АЛ-21Ф



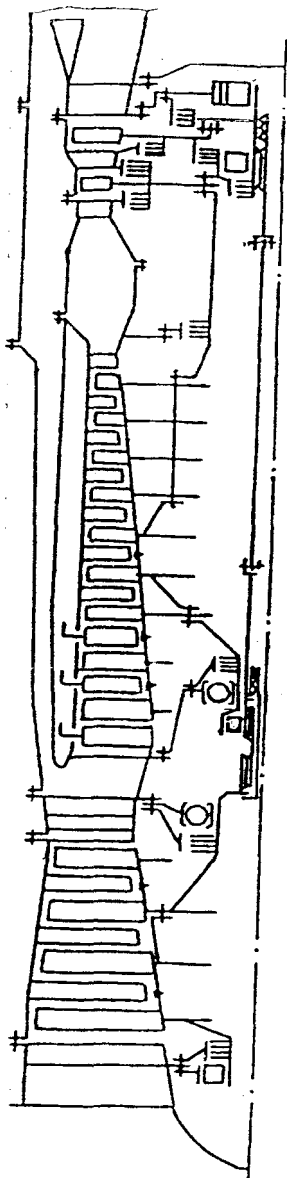
Конструктивная схема ТРДФ АЛ-21Ф



Продольный разрез ТРДДФ АЛ-31Ф



Конструктивная схема ТРДДФ АЛ-31Ф





**Московский авиамоторный
научно-технический комплекс
АМНТК "Союз"**



**Государственное унитарное
предприятие Тушинское
МКБ "Союз"**



**Уфимское унитарное
НПП "Мотор"**

Первый в стране опытный авиадвигателестроительный завод №300 (сейчас АМНТК "Союз") был создан 18 февраля 1943г. Генеральными конструкторами АМНТК в разное время были: А.А. Микулин (1943-1955 гг.), С.К. Туманский (1955-1973 гг.), О.Н. Фаворский (1973-1987 гг.), В.К. Кобченко (с 1987-2000 гг.), В.А. Белоусов (с 2001г.).

К разработке ГТД государственный союзный опытный завод №300 (ОКБ-300) приступил в 1946 г.

Первый ТРД **АМТКРД-01**, созданный здесь, в 1948 г. успешно выдержал Государственные 25-часовые стендовые испытания. Двигатель имел 8-ступенчатый осевой компрессор, трубчато-кольцевую противоточную камеру сгорания (22 жаровые трубы), одноступенчатую турбину и регулируемое реактивное сопло с электроприводом.

В 1949г. прошла Государственные испытания модификация этого двигателя - опытный ТРД **АМРД-02**. Этот двигатель в отличие от первого имел 9-ступенчатый компрессор и нерегулируемое сопло. Его тяга была увеличена почти на 30%. Двигатель был снабжен противообледенительной системой. На двигателе впервые в отечественном авиадвигателестроении был применен турбостартер **С-300**, представляющий собой ГТД с центробежным компрессором.

В 1948-1949 гг. двигатели АМТКРД-01 и АМРД-02 проходили летные испытания на опытном дальнем бомбардировщике ЕФ-140.

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

На двигателе были применены 8-ступенчатый осевой компрессор с перепуском воздуха за первыми ступенями, трубчато-кольцевая прямоточная камера сгорания, состоящая из 14 жаровых труб, заключенных в общий кожух и двухступенчатая турбина. На АМ-3 впервые было введено регулирование компрессора за счет перепуска воздуха за первыми ступенями.

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

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

В 1950 г. был спроектирован ТРД **АМ-5**. Этот двигатель имел удельную массу 0,0227 кг/Н, что было в 1,5 раза ниже, чем у существовавших в то время отечественных и зарубежных ТРД. В 1953г. АМ-5 был запущен в серийное производство на Московском заводе № 500. Двигатель состоял из 8-ступенчатого компрессора, кольцевой камеры сгорания, 2-ступенчатой турбины и регулируемого сопла. Он применялся на двухдвигательном истребителе-перехватчике Як-25 и его модификациях. Имелись модификации **АМ-5А** для крылатой ракеты КСЦ и **АМ-5Ф** для опытного штурмовика Ил-40-1.

Опыт разработки АМ-5 был использован при создании ТРДФ **РД-9Б**, работы над которым велись с 1952 г. Это был первый отечественный двигатель со сверхзвуковой ступенью компрессора, запущенный в серийное производство (в 1955г. на Уфимском заводе № 26). Он включал в себя 9-ступенчатый осевой компрессор со сверхзвуковой первой ступенью, трубчато-кольцевую камеру сгорания (9 жаровых труб), двухступенчатую турбину, форсажную камеру и трехпозиционное сопло. Двигатель применялся на первом в мире серийном сверхзвуковом двухдвигательном истребителе-перехватчике МиГ-19 и его модификациях, а также на самолете Як-27Р и крылатой ракете П-5. Государственные испытания ТРДФ **РД-9Б** были завершены в 1955г. В 1956г. были созданы модификации **РД-9Ф** с увеличенной до 37,3 кН тягой, а также **РД-9Е** для опытного самолета Е-50. Изготовленные ТРДФ **РД-9Ф** были переданы в Уфимское ОКБ-26, где были проведены их испытания.

В 1953г. под руководством А.А. Микулина и С.К. Туманского было начато проектирование ТРДФ **Р11-300**. Первое испытание двигателя на опытном самолете Е-5 было осуществлено в 1957г. В 1958 г. он прошел Государственные испытания и был запущен в серийное производство на заводах № 26 и № 500. На двигателе были применены: 6-ступенчатый компрессор, содержа-

щий по три высоконапорные сверхзвуковые ступени каскадов низкого и высокого давлений; трубчато-кольцевая (10 жаровых труб) камера сгорания; двухступенчатая турбина и форсажная камера с всережимным соплом. Впервые в стране был применен двухвальный сверхзвуковой компрессор.

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

Этот двигатель в 1970 г. был модифицирован (добавлена седьмая ступень компрессора) для самолетов Ан-24, Ан-26 и Ан-30 (вспомогательная силовая установка **РУ-19А-300**). Серийное производство двигателя осуществлялось Тюменским моторостроительным производственным объединением. В 1958 г. начались работы по проектированию короткоресурсного ТРД **КР7-300**, Государственные испытания которого завершились в 1964 г., а серийное производство началось в 1962 г.

На двигателе применены 6-ступенчатый осевой компрессор, кольцевая камера сгорания, одноступенчатая турбина и регулируемое сопло. Он устанавливался на беспилотный сверхзвуковой летательный аппарат одноразового использования.

В конце 50-х годов на опытном заводе № 300 были развернуты работы по созданию семейства двигателей для летательных аппаратов, способных летать со скоростью, в 2,5...3 раза превышающей скорость звука. Это были ТРД **P15K-300** для высотного беспилотного разведчика "Ястреб" и ТРДФ **P15Б-300** для всепогодного двухдвигательного истребителя-перехватчика МиГ-25, первого в мире серийного истребителя, достигшего рубежа скорости 3000 км/ч, и его модификаций МиГ-25РБ и МиГ-25ФП. ТРДФ **P15Б-300** имеет низконапорный 5-ступенчатый осевой компрессор, трубчато-кольцевую камеру сгорания, одноступенчатую турбину, форсажную камеру и регулируемое сверхзвуковое эжекторное сопло, которое оснащается длинными и короткими створками.

Серийное производство двигателя осуществляется на Московском МПО "Салют". В 1973г. были проведены летные испытания глубокой модернизации двигателя **P15Б-300** для самолета МиГ-25 - ТРДФ **P15БФ2-300**.

В 1967г. была начата разработка первого отечественного подъемно-маршевого ТРД **P27В-300** для первого советского само-

лета вертикального взлета и посадки Як-38. Двигатель спроектирован по двухвальнoй схеме и состоит из 11-ступенчатого осевого компрессора (5 ступеней низкого и 6 ступеней высокого давления), кольцевой камеры сгорания, двухступенчатой турбины с охлаждаемыми лопатками сопловых аппаратов и рабочими лопатками первой ступени, криволинейного сопла с двумя поворотными сужающимися насадками, приводимыми во вращение двумя турбомоторами с рессорной синхронизацией, управление которыми осуществляется электрогидравлической системой. Сопло имеет возможность фиксации в любом промежуточном положении.

В 1974г. P27B-300 успешно прошел Государственные стендовые испытания и его серийное производство осуществлялось ММПП им. В.В. Чернышева и Тюменским МПО.

Позднее для модифицированного самолета Як-38М был создан более мощный подъемно-маршевый ТРД P28B-300.

Первый двигатель из семейства P29-300 для фронтового истребителя МиГ-23, названный P27Ф2-300, был спроектирован и построен под руководством С.К. Туманского. Этот двигатель имел 11-ступенчатый компрессор, кольцевую камеру сгорания, 2-ступенчатую турбину и форсажную камеру. В 1966 г. работы по доводке и совершенствованию двигателей этого семейства были переданы ТКБМ "Союз".

На выставке "Двигатели-92" был продемонстрирован созданный в АМНТК "Союз" короткоресурсный ТРДД PДК-300, предназначенный для беспилотных летательных аппаратов. Двигатель оснащен электронно-гидромеханической системой автоматического управления. Конструктивно все оборудование размещается в одном корпусе малого размера. Разрабатывались также модификации этого двигателя для легких гражданских самолетов. Серийное производство – с 1982 г.

Для сверхзвукового самолета вертикального взлета и посадки Як-141 в АМНТК "Союз" создан подъемно-маршевый двигатель (ПМД) P79B-300. Этот двухконтурный двигатель спроектирован по двухвальнoй схеме с противоположным вращением роторов, со смещением потоков и состоит из шести модулей. Его поворотное сопло отклоняет газовый поток на всех режимах, в том числе на форсажном (впервые в мире).

При вертикальном взлете и посадке ПМД в составе силовой установки отклоняет вектор тяги на 95 градусов (вертикальный взлет), изменяет величину тяги для балансировки самолета по тан-

гажу, подает воздух на струйные рули для балансировки машины по крену и по курсу (на этом режиме предельная тяга двигателя снижается до 137,2 кН (14000 кгс)) и подает воздух для запуска подъёмных двигателей.

При коротком взлете сопло поворачивается на 62 градуса. В горизонтальном полете на крейсерском режиме двигатель обладает рекордной для ПМД экономичностью $Sуд=0,067$ кг/Нч (0,66 кг/кгсч). Летные испытания двигателя проводились в 1987-1992 гг.

Позднее был разработан более мощный ТРДДФ **P79M**, также выполненный по двухвальтовой схеме с противоположным вращением роторов.

Учитывая опыт создания двигателей для самолета Як-141, разработана программа проектирования двигателей семейства **P179** в классе тяги от 16 до 21 тс. К ним относятся проекты ТРДДФ **P145** и **P179M-300**. P145 по своим параметрам отвечает требованиям самолетов 5 поколения. P179M-300 имеет плоское реактивное сопло (разработано ФГУП НПП "Мотор"), а также систему частичной отсечки охлаждающего воздуха и уборки из потока стабилизаторов пламени на форсажных режимах.

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

Для легких самолетов спроектирован двухвальный ТРДД **P123-300**. Он имеет одноступенчатый компрессор низкого давления, трехступенчатый (последняя ступень центробежная) компрессор высокого давления, противоточную камеру сгорания и одноступенчатые турбины высокого и низкого давления.

Проект **P125-300**, в настоящее время находящийся в производстве, также был продемонстрирован на выставке "Двигатели-98". Этот малоразмерный одновальный ТРДД состоит из одноступенчатого вентилятора, трехступенчатого компрессора, кольцевой камеры сгорания и одноступенчатой турбины. Особенностью конструкции двигателя является встроенный в ротор компрессора ротор электростартера-генератора.

Проект ТРДД **P126-300** предназначен для административного самолета и самолета местных воздушных линий на 40...60 пассажиров.

Другим проектом является малоразмерный ТРДД **P127-300** для легкого административного самолета Су-96.

На Московском аэрокосмическом салоне 1999г. демонстрировался ТВД **ТВ128-300**, предназначенный для самолетов местных авиалиний и административных самолётов.

Несколько других проектов, разработанных АМНТК "Союз", были продемонстрированы на Международной выставке "Двигатели-98". Среди них - ТРДД **ВК-21**, разрабатываемый на базе двигателя P79. Двигатель ВК-21 выполнен по двухвальной схеме с противоположным вращением роторов без форсажной камеры. Двигатель оснащен нерегулируемым смесителем и регулируемым сверхзвуковым реактивным соплом. Он имеет четыре сменных модуля (вентилятор, турбина низкого давления, коробка приводных агрегатов, реактивное сопло). Система автоматического управления электронная, цифровая, двухканальная с гидромеханическим резервированием.

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

Используя элементы двигателей P125-300 (компрессор) и РДК-300 (камера сгорания и турбина), разрабатывается вспомогательный ГТД **ВД129-300**. Двигатель выполнен по одновальной схеме с неохлаждаемой турбиной с отбором воздуха на самолетные нужды (воздушный стартер и систему кондиционирования) за компрессором.

При работе в режиме энергоузла (подача электроэнергии и воздуха на кондиционирование) общее количество отбираемого воздуха остается примерно таким же, как в стартерном режиме и за вычетом воздуха на кондиционирование, подается в дополнительную турбину, использующую его энергию для подкрутки ротора (экономится топливо), одновременно выполняя роль шумоглушителя.

В проекте ТРДД **P130-300**, предназначенном для легких самолетов, также используется компрессор двигателя P125-300. Двигатель P130-300 выполнен по двухконтурной двухвальной схеме с неохлаждаемой турбиной. Он оборудован соплом с всера-

курсным отклонением вектора тяги, что позволяет при установке его на учебно-тренировочном самолете моделировать системы управления современных боевых самолетов. На базе газогенератора Р125-300 спроектирован ТВД **124-300**.

С 2001 г. АМНТК "СОЮЗ" входит в торгово-промышленную группу ЗАО "Группа АМИ".

Конструкторское бюро "Союз" разрабатывало также жидкостные ракетные двигатели и космическую ядерную энергетическую установку.

Государственное унитарное предприятие - Тушинское машиностроительное конструкторское бюро «Союз» (ГУП ТМКБ «Союз») создано в июле 1942 г. как ОКБ завода №500 (ОКБ-500). В ТМКБ «Союз» было переименовано в апреле 1966 г. Главными конструкторами ТМКБ «Союз» были: А.Д. Чаромский (1942-1946 гг.), В.И. Яковлев (1946-1953 гг.), И.Г. Мещваришвили (1953-1965 гг.), К.Р. Хачатуров (1966-1982 гг.), Ю.Е. Швецов (1982-1987 гг.), Р.Ю. Нусберг (с 1987 г.) Первым реактивным двигателем, освоенным ОКБ-500, был ТРД с центробежным компрессором РД-500, - адаптированный к отечественному производству ТРД «**Derwent-5**» фирмы Rolls-Royce. Этот двигатель разрабатывался совместно с ОКБ-117 под общим руководством В.Я. Климова. Опытный образец РД-500 был изготовлен ОКБ совместно с заводом №500 (сейчас - Московское машиностроительное предприятие им. В.В. Чернышева) в 1947-1948 гг., а с 1948 г. на заводе №500 и с 1956 г. на Запорожском заводе №478 началось его серийное производство. Всего было выпущено около 1300 двигателей для истребителей Як-23 и Ла-15, а также для самолётов-снарядов К-3 и КС (модификация РД-500К).

В конструкторском бюро разработаны и внедрены в серийное производство модификации двигателя Р11-300: ТРДФ Р11Ф-300, который проходил лётные испытания на истребителе МиГ-21 в 1957-1958 гг. Первый серийный МиГ-21Ф (1958 г.) был оснащен этим двигателем. **Р11Ф-300** применялся также на самолетах МиГ-21Ф-13, МиГ-21ФЛ. Для фронтового бомбардировщика Як-28, совершившего первый полет 5 марта 1958 г., была разработана модификация ТРДФ **Р11АФ-300**. В 1961 г. на экспериментальном самолете Е-66А испытывалась, ставшая наиболее распространенной, модификация **Р11Ф2-300**, которая применялась на МиГ-2ПФ, фронтовом бомбардировщике Як-28Б, на самолете укороченного взлета МиГ-2ПД и

других. Модификация **Р11АФ2-300** применялась на самолётах Як-28Л, Як-28И, Як-28РР и Як-2811.

Двигатель **Р11Ф2С-300** имел отбор воздуха от компрессора для системы сдува пограничного слоя (в обозначении «С» - сдув) на самолетах МиГ-21ПФМ (серия с 1964 г.), МиГ-21ПФС, а также на истребителе-перехватчике Су-15 (первый полет 30 мая 1962 г.). Также была создана модификация **Р11Ф2СУ-300**. В 1962 г. на экспериментальном самолете Е-8 проходила летные испытания еще одна модификация Р11-300 - ТРДФ **Р21Ф-300** для высотного разведчика Як-25РВ (1959 г.), Ла-17Р, Ла-17М, а также для беспилотного самолета-разведчика были созданы бесфорсажные ТРД **Р11В-300** и **Р11К-300**.

В 1966 г. в ТМКБ были переданы от АМНТК «Союз» работы по двигателю **Р29-300**. Этот ТРДФ серийно производился в УМПО и предназначался для самолетов МиГ-23М, МиГ-23МР, МиГ-23МС. Позднее в ТМКБ были созданы модификации **Р27Ф2М-300** для самолетов МиГ-23С (первый полет 25 мая 1969 г.), МиГ-23У МиГ-25УБ, а также для самолёта укороченного взлета и посадки Т6-1, первый полёт которого было осуществлен 2 июля 1967 г., **Р29Б-300** для МиГ-23БН, МиГ-23БМ, МиГ-27 (первый полет - в 1973 г.), МиГ-27К, МиГ-27М, а также **Р29БС-300** для Су-22 (экспортного варианта Су-17М). Последние две модификации имели новый компрессор (5-ступенчатый низкого давления и 6-ступенчатый высокого давления) и кольцевую камеру сгорания.

Для созданного в 1974 г. облегчённого самолёта МиГ-23МЛ и его модификаций МиГ-23П, МиГ-23МЛА. МиГ-23МЛД был изготовлен двигатель **Р35-300**, обеспечивший самолёту лучшие разгонные характеристики. На последней, наиболее совершенной, модификации в семействе «двадцать третьих» - МиГ-23МЛД (1979 г.) был установлен ТРДФ Р35Ф-300. ТРДФ Р35-300 изготавливается Уфимским МПО. Он имеет 11-ступенчатый компрессор (5 ступеней низкого и 6 ступеней высокого давления), 2-ступенчатую турбину, кольцевую камеру сгорания со сверхзвуковым эжекторным соплом, площадь которого в критическом сечении изменяется во всём диапазоне рабочих режимов. Система запуска двигателя - автоматическая автономная от турбостартера ТС-21. Для запуска двигателя на большой высоте используется система кислородной подпитки двигателя.

В конце 1984 г. были проведены Государственные испытания ТРДД **РД-33**, спроектированного и изготовленного в ЛНПО им. В.Я. Климova в 1982 г. Серийное производство этого двигателя было организовано на ММЗ "Красный Октябрь" (ММПП им. В.В. Чернышева). Одновременно с серийным выпуском двигателей осуществлялась их доводка, которая была поручена ТМКБ «Союз» под общим руководством Генерального конструктора А.А. Саркисова. В ходе доводки был разработан и внедрён ряд конструктивно-технологических и методологических мероприятий, направленных на улучшение параметров и обеспечение надёжности двигателя. РД-33 применяется на самолёте МиГ-29.

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

Для учебно-тренировочного самолёта МиГ-АТС спроектирован ТРДДФ **РД-1700**, имеющий 2-ступенчатый вентилятор, 4-ступенчатый компрессор высокого давления и 2-ступенчатую турбину. Производство двигателя будет осуществляться в ММПП им М.М. Чернышева. На базе РД-1700 разрабатывается семейство перспективных ТРДД.

В настоящее время ТМКБ "Союз" входит в корпорацию РСК "МИГ".

Уфимское унитарное научно-производственное предприятие "Мотор" образовано в 1955 году как ОКБ завода №26 (ОКБ-26) в г. Уфе. Главные конструкторы: В.Н. Сорокин. (с 1956 г. по 1962 г.), С.А. Гаврилов (с 1962 г. по 1983 г.). А.А. Рыжов. (с 1983 г., а с 1992 г. - Генеральный конструктор по 2001.) А.Ф. Ивах (с 2001 г.).

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

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

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

Р13Ф-300 является модификацией Р13-300. На нем установлен дополнительный форсажный насос и новая форсажная камера с тремя кольцевыми стабилизаторами. Сопло имеет дополнительный теплозащитный экран. Серийное производство - на Уфимском МПО с 1971 г. по 1978 г. Еще одна модификация - **Р13Ф2-300** была создана для самолета Су-15ТМ.

Двигатель Р13-300 производился с 1978 г. в Китае под обозначением WP13. Он устанавливался на самолеты F-7 и F-8. ТРДФ Р13Ф-300 использовался на летающей лаборатории МиГ-21И, построенной для изучения крыла сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144. В ГУНПП "Мотор" разработан ТРДФ **Р25-300**, являющийся развитием двигателя Р13-300. Летные испытания его были начаты в 1970 г., а серийное производство осуществлялось на Уфимском МПО с 1972 г. по 1986 г. Двигатель устанавливался на истребителе МиГ-21бис, значительно улучшив скороподъемность и маневренные характеристики этого самолета. Компрессор высокого давления Р25-300 в отличие от модификаций Р11...Р13 был увеличен до 5 ступеней. Кроме этого была установлена еще одна межвальная опора. Двигатель оснащен двухступенчатой форсажной камерой, что позволяет самолету вести бой на большой высоте. В настоящее время разработана модификация **Р25-300-94**, имеющая увеличенный отбор мощности, и предназначенная для самолета МиГ-21-93. Р25-300 производится по лицензии в Индии для самолетов МиГ-21бис индийского производства.

В 1979 г. под руководством С.А. Гаврилова был разработан ТРД **Р95Ш**, который устанавливался на самолеты Су-25, Су-25УБ, Су-25УТГ, Су-25БМ. Этот двигатель выпускался в ОАО "Уфимское МПО" с 1980 г. На базе этого двигателя в 1986 г. был разработан ТРД **Р195**, который устанавливался на самолетах Су-25Т, Су-25ТК, Су-25УБ, Су-39. Двигатель по сравнению с предшественником имел улучшенную эксплуатационную технологичность и проектировался так, чтобы противостоять попаданию 23-мм пушки и сохранять работоспособность после значительных повреждений. Двигатель имеет трехступенчатый компрессор низкого давления, 5-ступенчатый компрессор высокого давления, приводимые одноступенчатыми турбинами низкого и высокого давления, трубчато-кольцевую камеру сгорания и нерегулируемое сопло. Его серийное производство осуществляется в ОАО "Уфимское МПО" с 1987 г. ТРДФ **Р195ПФ** планируется установить на сверхзвуковом учебно-тренировочном самолете С-54.

Основные параметры самолётов с двигателями
АМНТК "Союз", ТМКБ "Союз" и ГУНПП "Мотор"

Самолет	Двигатель	Кол. двиг.	V _{max} , км/ч	L, км	H _{max} , м	Mo, т	Млн. т	Число пуск-ов	Источники информации
ЕФ-140	АМТКРД-01	2	830...900	-	11000	-	-	-	235, 102
Е-8	P21Ф-300	1	2230	-	20300	8,3	-	-	12
Е-155М, Е-265М	P156Ф2-300	2	3000	1920	24200	46	4	-	93
Ту-16, К-К, КС, Р-3, -М, Р36	АМ-3А, РД-3М	2	1050	3900...5800	12800	72	9	-	27, 98, 179
Ту-104	АМ-3	2	750...800 ¹⁾	2750	11500	75,5	5,2	50	27, 63, 180
Ту-104А	РД-3М	2	1050	2790	12500	76	9	70	
Ту-104Б	РД-3М-500	2	1000	2900...4200	11900	78,1	12	100...115	
ЗМС-2	РД-3М-500А	4	925	9400	9400	192	24	-	98
МиГ-АТС (проект)	РД-1700	2	850	1450	15000	5,46	-	-	27, 100
МиГ-19СВ	РД-9ФВ	2	1572	-	18500	7,33	-	-	64, 102
МиГ-19, -С, -П, -ГМ, -Р, -У	РД-9Б	2	1250...1452	1350...1800	16700...17600	8,46...8,74	2	-	38, 64, 133, 242
МиГ-21М	P13Ф-300	1	2100	110	19000	8,75	-	-	38, 64, 133, 242
МиГ-21, -Ф, -Ф-13, -ФЛ	P11Ф-300	1	2175	1520...1300	19000	6,65...7,37	-	-	
МиГ-21ПФ	P11Ф2-300	1	2175	1490	19000	7,75	-	-	
МиГ-21ПФМ, -С, -М, -Р	P11Ф2С-300	1	2230	1300	19000	7,82...8,15	-	-	
МиГ-21СМ, -МФ, -СМТ	P13-300	1	2230	1050	18200	8,2...8,3	1,3	-	
МиГ-21Смс, -Ф3	P25-300	1	2200	1120	17500	8,7...8,8	2	-	
МиГ-21ПД	P13Ф-300+ РД36-35	1+2	-	-	-	8,2	-	-	
МиГ-23-11	P27Ф-300	1	2445	-	17200	12,8	-	-	27, 100, 238
МиГ-23ПД	P27-300+ РД36-35	1+2	2500	-	-	16,5	-	-	38, 100, 114, 129, 242
МиГ-23С, -У, -УБ	P27Ф2М-300	1	2500	1900	18000	15,74	-	-	
МиГ-23М, -МР, -МС	P29-300	1	2500	-	17500	15,75	4,5	-	
МиГ-23МЛ, -П, -МЛА, -МЛД	P35-300	1	2500	1950...2820	18500	14,7	-	-	38, 128, 242
МиГ-23МЛД	P35Ф-300	1	2500	2500	18300	14,8	4,5	-	
МиГ-23ЕН, -БМ	P29Б-300	1	1800	850	15500	15,45	2	-	
МиГ-29Т, -Р	P15Б-300	2	3000	1730	10700	36,72	-	-	38, 128, 242
МиГ-29ПД, -ПДС, -РБ, -РБВ, -РБТ	P15БД-300	2	3000	1635...1855	23000	37,0	4	-	
МиГ-27, -К, -М	P29Б-300	1	1880	1500...2850	17000	18,1	4,5	-	155, 242
Су-15(Т-66)	P11Ф2СУ-300 P11Ф2С-300	2	2230	1550	18500	16,52	-	-	54, 114, 129
Су-15Т, -ТМ	P13Ф-300	2	2230	1210...1780	17450	17,9	-	-	
Су-15Бмс	P25-300	2	-	-	-	-	-	-	2, 102, 108, 195
Ми-40	АМ-5	2	950	1000	11800	17,27	1	-	
Ми-40П	РД-9Б	2	993	870	-	17,6	1,4	-	2, 102, 108, 196
Су-22, -И	P29БС-300	2	1350	580...2300	18000	16,3	-	-	114, 181

Основные параметры самолётов с двигателями
АМНТК "Союз", ТМКБ "Союз" и ГУНПП "Мотор" (продолжение таблицы)

Самолет	Двигатель	Кол. двиг.	Vmax, км/ч	Lп, км	Hmax, м	Mo, т	Мп.н, т	Число пас-ов	Источники информации
Су-28	P13-300	-	-	-	-	-	-	-	-
Су-37 (проект)	P79M	1	1900	800	17000	23,8...25	-	-	100, 114
Су-96 (проект)	P127-300	2	800	3000...3500	12000	-	-	4...6	-
Як-23,-УТИ	РД-500	1	932	-	15000	2,9	-	-	27, 32, 117, 235
Як-25	AM-5, -A	2	1090	3000	13900	9,22	-	-	-
Як-25РВ	P11B-300	2	870	3500	20500	9,95	-	-	-
Як-26	РД-9	2	1400	2400	16800	-	1,2	-	-
Як-27	РД-9АК	2	1235	2200	16300	9,74	-	-	64, 102
Як-27В	РД-9Е+С-155	2+1	1950	1000	23000...26000	11,2	-	-	-
Як-28,-Б	P11AФ-300	2	1900	1950...2630	16200	16,0	-	-	27, 54, 114, 196
Як-28Л,-И,-РР, -П	P11AФ2-300	2	1945...2110	2420	14500...17000	15,7...16,5	-	-	-
Як-30	PY19-300	1	660	500	14000	2,4	0,886	-	10, 102
Як-32	PY19-300	1	663	350	13000	1,93	0,8	-	10, 27, 114
Як-36	P27-300+ РД36-35	1+ 2	1010	370	12000	8,9	-	-	-
Як-36М,-38	P27B-300 РД36-35ФВР	1+ 2	1210	460...1100	14000	10,3	1	-	114, 132, 234
Як-38М	P28B-300+ РД38	1+ 2	1050	680...1500	14000	11,3	1...1,5	-	-
Як-141	P79+ РД41	1+ 2	1800	2100	15000	15,8...19,5	1...2,6	-	41, 114, 129
Ан-26,-Б	AM-24BT+ PY19A-300	2+ 1	435 ¹⁾	1240	7500	23,0	5,5	38...40	27, 114
Т6-1	P27Ф2М-300+ РД36-35	2+ 4	-	-	-	26,1	-	-	-
К-3	РД-500	1	1100	80...220	3000	2,555	-	-	27, 194
КС	РД-500К	1	1050...1100	70...90	-	2,735	-	-	-
Су-25	P 95Ш	2	970	1250	5000	17,6	4,34	-	54, 114
Су-25Т, -ТК, -УБ	P 195	2	950	700	10000	19,5	4,36	-	-
Су-39(Су-25ТМ)	P 195	2	-	-	-	20,5	-	-	196
С-54 (проект)	P 195 ПФ	1	1650	2000	18000	9,41	-	-	100
Ла-15	РД-500	1	1170	2975	13500	3,85	-	-	27
Ла-17М	РД-9БК	1	830...900 ¹⁾	250	3000...16000	2,78	-	-	-
Ла-17ММ	P-11К-300	1	960	-	100...18000	2,3	-	-	102, 226
Ту-16Б	РД-16-15	2	1004	6350	13500	75	9	-	-
М-4	AM-3, РД-3М-500А	4	930	8100	12500	184	18	-	98
М-52 ("50В") (проект)	РД16-17Б	4	2000...2200	8000...10000	-	165...200	9...10	-	102, 181
М-56 (проект)	РД16-17М	6	2700...3200	6000...7000	24000...25000	185	-	-	-
Т-37	P15-300	1	3000	1500	25000...27000	10,6...12	-	-	27, 114, 170
"150"	AMРД-02	2	950	5300	13600	30,3	-	-	27, 235
Ту-121	КР15-300	1	2775	3880	24100	35	-	-	192
Ту-123	КР15-300	1	2700	3560...3680	22800	35,61	-	-	-

¹⁾ V_{кр}

Основные параметры ТРД АМНТК "Союз", ТМКБ "Союз" и ГУНПП "Мотор"

ТРД	Взлетный Н=0, М=0					Номинальный Н=0, М=0		Тназ, ч	Мдв, кг	Lдв, м	Dдв, м	Дата				Источники информации
	Р, кН (кгс)	Суд, кг/кН.ч (кг/кгс.ч)	Gв, кг/с	λ	Tг, К	Р, кН (кгс)	Суд, кг/кН.ч (кг/кгс.ч)					С.И.	Г.И.	Л.И.	Серия	
АМТКРД-01	32,4 (3300)	124 (1,2)	65	4	1120	29,4 (3000)	124 (1,2)	-	1720	3,08	1,365	1947	-	1948	-	27, 102, 220, 235
АМРД-02	41,7 (4250)	107 (1,05)	75	5	1120	37,7 (3850)	104 (1,02)	-	1675	3,6	1,38	-	-	1952	-	
АМ-3	85,3 (8700)	102 (1,0)	150	6,2	1130	60,8 (6200)	95 (0,93)	-	3100	5,38	1,4	1950	-	-	1952	
АМ-3А	85,3 (8700)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	27, 64
АМ-3Д	85,8 (8750)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
АМ-3М (РД-3М)	94,6 (9650)	102 (1,0)	164	6,4	1130	-	-	-	3100	5,38	1,4	-	-	1955	1956	
АМ-5	19,6 (2000)	95 (0,93)	37,5	5,8	1130	16,7 (1700)	90 (0,88)	-	445	2,77	0,67	-	-	1952	1953	2, 27, 64, 235, 242
РД-3М-500	102,9 (10500)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1955	1959	27, 64
РД-9В	31,9 (3250)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1953	-	64, 114
РД16-15 ¹⁾ (РД-3П)	108 (11000)	86 (0,84)	185	8	-	-	78,5 (0,77)	-	-	-	-	-	-	-	-	102, 181
РД16-17 ¹⁾	181,6 (18500)	112...114 (1,1...1,12)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
РД-500 ²⁾	15,6 (1590)	107 (1,05)	28,5	4	1140	-	-	-	567	2,85	1,09	1947	-	1947	1948	27, 102, 26, 235
РУ19-300	8,83 (900)	120 (1,18)	16	4,6	1150	7,84 (800)	110 (1,1)	-	225	1,73	0,55	1960	-	-	1969	
РУ19А-300	7,85 (780)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1969	-	1970	

Основные параметры ТРД АМНТК "Союз", ТМКБ "Союз" и ГУНПП "Мотор"
(продолжение таблицы)

ТРД	Взлетный Н=0, М=0					Номинальный Н=0, М=0		Т _{наз} , ч	Мдв, кг	Лдв, м	Ддв, м	Дата				Источники информации
	Р, кН (кгс)	Суд. кг/кН.ч (кг/кгс.ч)	Гв, кг/с	η	Тг, К	Р, кН (кгс)	Суд. кг/кН.ч (кг/кгс.ч)					С.И.	Г.И.	Л.И.	Серия	
КР7-300	21,1 (2150)	133 (1,33)	35,5	4,5	1360	-	-	-	385	2,01	0,645	-	-	-	1964	27, 234
P11K-300 ³⁾	24,1 (2460)	100,7 (0,99)	-	8,85	870	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	2, 64, 242
P11B-300 ²⁾	38,2 (3900)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1961	
P27-300	53 (5400)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1963	-	170
P27B-300	59,8 (6100)	-	95	10,5	1450	-	-	-	1350	3,7	1,012	-	-	1970	1974	27, 64, 170
P28B-300	66,7 (6800)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1983	-	170
P95Ш ³⁾	40,2 (4100)	87,5 (0,86)	66	8,66	1148	-	130,2 (1,28)	-	990	3,3	0,914	-	1979	-	1980	27, 64, 170, 238
P195 ³⁾	42,2 (4300)	89,5 (0,88)	66	9,0	1188	-	-	500	860	2,88	0,805	-	1986	-	1987	

¹⁾ разработка Казанского КБ-16 под руководством П.Ф. Зубца

²⁾ разработка ТМКБ "Союз"

³⁾ разработка ГУНПП "Мотор"

Основные параметры ТРДФ АМНТК "Союз", ТМКБ "Союз" и ГУНПП "Мотор"

ТРДФ	Взлетный форсажный режим Н=0, М=0					Номинальный Н=0, М=0		Т наз, ч	Мдв, кг	Лдв, м	Ддв, м	Дата				Источники информации
	Рф, кН (кгс)	Суд, кг/кН.ч (кг/кгс.ч)	Гв, кг/с	\bar{I}	Тг, К	Р, кН (кгс)	Суд, кг/кН.ч (кг/кгс.ч)					С.И.	Г.И.	Л.И.	Серия	
РД-9Б ³⁾	32,4 (3300)	163 (1,6)	43,3	7,5	1150	21,1 (2150)	90,0 (0,88)	-	700	5,56	0,66	1954	-	1954	1955	2, 24, 27, 102
РД-9БФ	37,24 (3800)	-	44	7,8	1173	27 (2750)	98,0 (0,96)	-	620	-	-	-	-	1955	-	27, 25, 170
РД-9БМ	31,4 (3200)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	2, 38
РД-9Е	37,24 (3800)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1955	-	-	-	38, 242
РД-9С	31,86 (3250)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1955	-	-	-	
РД16-17М	196,7 (20000)	-	-	-	-	-	119 (1,17)	-	-	-	-	-	-	-	-	181
АМ-5Ф	26,5 (2700)	184 (1,8)	37	6,1	-	21,1 (2150)	100,0 (0,99)	-	624	-	-	-	-	-	-	2, 38, 170, 242
АМ-11	31,9 (3250)	-	-	-	-	25,5 (2600)	-	-	-	-	-	-	-	1956	-	
Р11-300	49,0 (5000)	203 (2,0)	64,5	8,6	1173	37,24 (3800)	96,0 (0,94)	-	1040	4,6	0,825	1956	-	1957	1958	38, 216
Р11Ф-300 ²⁾	56,3 (5740)	220 (2,18)	64,5	8,9	1173	38,0 (3880)	96,0 (0,94)	-	1182	-	0,902	1958	-	-	1959	27, 38, 102, 170
Р11Ф2-300 ²⁾	60,0 (6120)	225 (2,19)	64,5	9	1200	38,7 (3950)	96,0 (0,94)	-	1117	4,6	0,825	1961	-	1961	1962	27, 102, 242
Р11Ф2С-300 ²⁾	60,5 (6175)	-	65,5	9	1225	38,2 (3900)	-	-	-	-	-	1965	-	-	1965	
Р11Ф2СУ-300 ²⁾	65,7 (6700)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
Р13-300 ³⁾	63,6 (6490)	224 (2,2)	66	8,9	1223	39,4 (4020)	96,0 (0,94)	-	1120	4,6	0,907	1963	-	1968	1968	27, 102, 170, 238
Р13Ф-300 ³⁾	63,63 (6490)	213 (2,093)	65,6	8,9	1233	39,9 (4070)	95 (0,931)	-	1135	4,6	0,907	-	-	1971	1971	

Основные параметры ТРДФ АМНТК "Союз", ТМКБ "Союз" и ГУНПП "Мотор"
(продолжение таблицы)

ТРДФ	Взлетный форсажный режим Н=0, М=0					Номинальный Н=0, М=0		Т наз, ч	Мдв, кг	Лдв, м	Ддв, м	Дата				Источники информации
	Рф, кН (кгс)	Суд. кг/кН.ч (кг/кгс.ч)	Гв, кг/с	λ	Тг, К	Р, кН (кгс)	Суд. кг/кН.ч (кг/кгс.ч)					С.И.	Г.И.	Л.И.	Серия	
Р15-300	116,7 (11900)	-	140	4,54	1173	76,1 (7760)	127 (1,2)	-	2590	6,65	1,64	-	-	-	1964	27, 170
Р15Б-300	109,8 (11200)	275 (2,7)	144	4,75	1230	73,5 (7500)	128 (1,25)	150	2625	6,64	1,64	-	-	1964	1969	10
Р15БД-300	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	38, 102, 242
Р15БФ2-300	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
Р21Ф-300	70,6 (7200)	240 (2,35)	74	8,7	1233	46,1 (4700)	103 (1,01)	-	1220	-	0,987	-	-	1962	-	
Р25-300 ²⁾	69,6 (7100)	230 (2,25)	67,9	9,55	1330	40,2 (4100)	98 (0,96)	400	1215	4,615	0,907	1965	-	1970	1972	27, 64, 170, 102, 171, 238, 242
Р27Ф-300	76,44 (7800)	-	-	-	-	50,96 (5200)	-	25	-	-	-	-	-	1967	-	38, 242
Р27Ф2М-300	98,0 (10000)	194 (1,9)	95	10,5	1373	67,6 (6900)	99 (0,97)	-	1650	-	-	-	-	1969	-	27, 242
Р29-300	122,5 (12500)	204 (2,0)	110	13	1423	81,4 (8300)	97 (0,95)	-	-	-	-	1966	-	1972	-	
Р29Б-300	112,7 (11500)	184 (1,8)	105	12,2	1400	41,2 (4200)	80 (0,78)	550	1777	4,99	0,986	-	-	1970	-	27, 170, 238
Р35-300	127,5 (13000)	200 (1,96)	110	13	1493	83,8 (8550)	98 (0,96)	-	1765	-	-	-	-	1976	1976	27, 114, 129, 242
КР15-300	147 (15000)	-	-	-	-	-	-	50	-	-	-	-	-	-	-	182

²⁾ разработка ТМКБ "Союз"

³⁾ разработка ГУНПП "Мотор"

Основные параметры ТРДД АМНТК "Союз", ТМКБ "Союз" и ГУНПП "Мотор"

ТРДД	Взлетный Н=0, М=0						Крейсерский Н=11, М=0,8		Т наз, ч	Мдв, кг	Lдв, м	Dдв, м	Дата				Источники информации
	Р, кН (кгс)	Суд, кг/кН.ч (кг/кгс.ч)	Гв, кг/с	λ	Тг, К	т	Р, кН (кгс)	Суд, кг/кН.ч (кг/кгс.ч)					С.И.	Г.И.	Л.И.	Серия	
РДК-300	3,43 (350)	-	7,5	8,5	-	1,0	-	79,8 (0,785)	-	95	0,85	0,315	-	-	-	1982	2, 27, 100
Р126-300 (проект)	34,3 (3500)	38,4 (0,376)	-	-	-	5,4	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	27, 60, 80, 100
Р127-300 (проект)	8,73 (890)	42 (0,41)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
Р130-300 (проект)	5,4 (550)	-	-	-	-	-	59 (0,58)	-	85	1,195	0,43	-	-	-	-		
ВК-21	110,8 (10388)	-	180	22,4	1600	0,8	19,6 (2000)	64 (0,63)	-	2350	4,4	1,25	1999	-	-	-	
ВК-23 (проект)	196 (20000)	40 (0,39)	-	-	-	5	-	-	-	-	-	-	2001	-	-	-	
РДКФ1-300 (проект)	4,41 (400)	82 (0,8)	-	-	-	-	-	-	-	105	0,846	0,315	2001	-	-	-	
Р95ТМ-300	3,43 (350)	87,3 (0,85)	-	-	-	-	-	-	-	95	0,85	0,315	-	1982	-	-	

Основные параметры ТРДДФ АМНТК "Союз", ТМКБ "Союз" и ГУНПП "Мотор"

ТРДДФ	Взлетный форсажный режим Н=0, М=0						Взлетный б/ф Н=0 км, М=0		Т наз, ч	Мдв, кг	Лдв, м	Ддв, м	Дата				Источники информации
	Рф, кН (кгс)	Суд. кг/кН.ч (кг/кгс.ч)	Гв, кг/с	λ	Тг, К	m	Р, кН (кгс)	Суд. кг/кН.ч (кг/кгс.ч)					С.И.	Г.И.	Л.И.	Серия	
P79	176,5 (18000)	-	-	-	-	-	-	65 (0,64)	-	2250	5,5	-	1997	-	-	-	60, 100
P79B-300	151,9 (15500)	163 (1,6)	180	22	1620	0,8	103 (10500)	67 (0,66)	-	2750	5,23	1,716	1997	-	1987	-	27, 47, 100, 233
P179 (проект)	>196 (>20000)	188 (1,85)	180	25	-	0,6..0,8	-	65 (0,64)	-	2880	5,61	1,75	1995	-	-	-	60, 100
P145	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	80
РД-1700 ¹⁾	-	132 (1,3)	-	-	-	0,78	16,8 (1700)	71 (0,7)	4000	297,5	-	-	2000	2002	-	-	27, 64, 100, 238

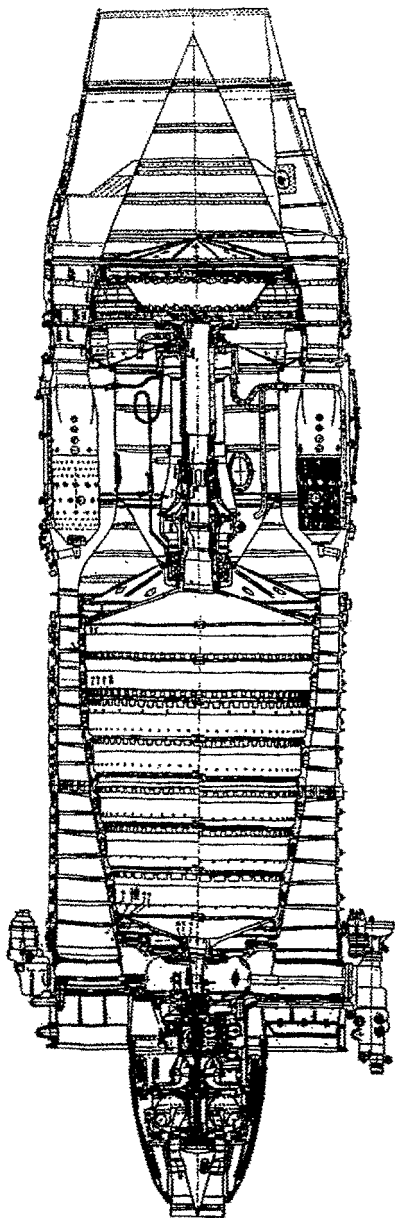
1) разработка ТМКБ "Союз"

Основные параметры ТВД АМНТК "Союз", ТМКБ "Союз" и ГУНПП "Мотор"

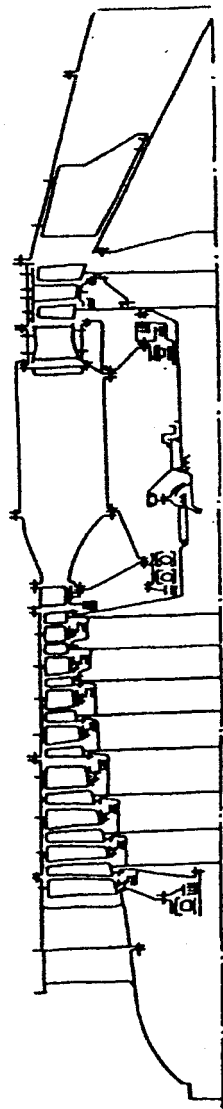
ТВД	Взлетный Н=0, М=0					Крейсерский Н=12 км, М=0,68		Т наз, ч	Мдв, кг	Лдв, м	Ддв, м	Двигт, м	Дата				Источники информации
	№э, кВт (л.с.)	Сэ, кг/кВт.ч (кг/л.с.ч)	Гв, кг/с	λ	Тг, К	№э, кВт (л.с.)	Сэ, кг/кВт.ч (кг/л.с.ч)						С.И.	Г.И.	Л.И.	Серия	
ТВ116-300 (проект)	883 (1200)	0,285 (0,210)	-	-	-	588 (800)	0,305 (0,225)	-	130	-	-	-	-	-	-	-	60, 100, 233
ТВ128-300	956 (1300)	0,288 (0,212)	-	-	-	368 (500)	0,242 (0,178)	-	200	1,2...1,7 5	-	-	-	-	-	-	
Р124-300 (проект)	335 (455)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	80

**Продольные разрезы
и конструктивные схемы
двигателей Московского
авиамоторного
научно-технического
комплекса "Союз",
государственного унитарного
предприятия Тушинское
МКБ "Союз",
Уфимского унитарного
НПП "Мотор"**

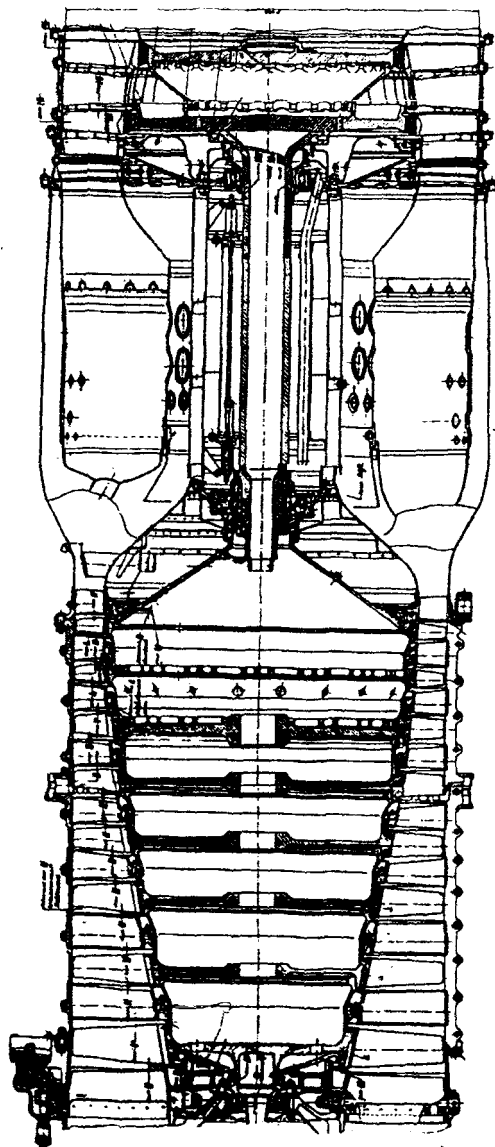
Продольный разрез ТРД АМ-3



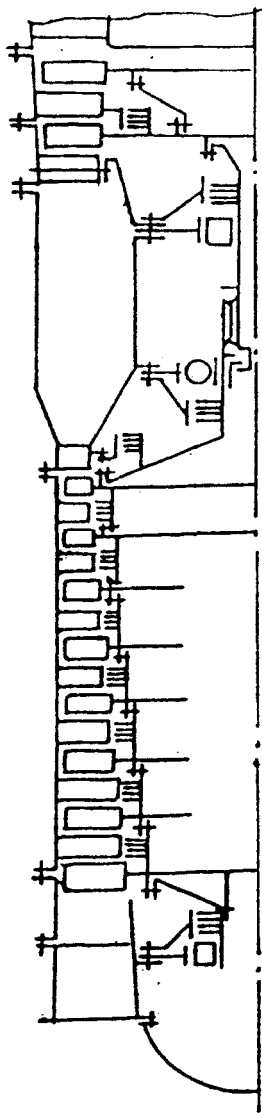
Конструктивная схема ТРД АМ-3



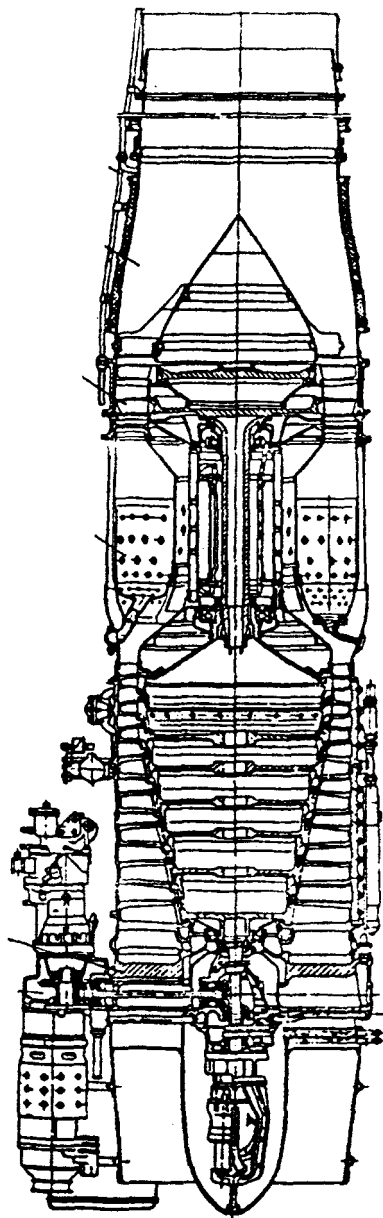
Продольный разрез ТРД АМ-5



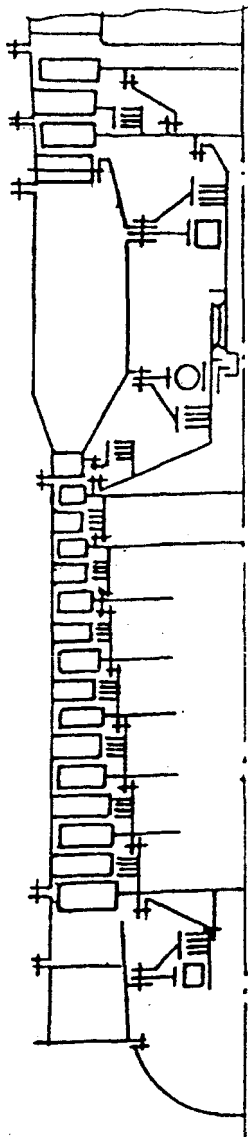
Конструктивная схема ТРД АМ-5



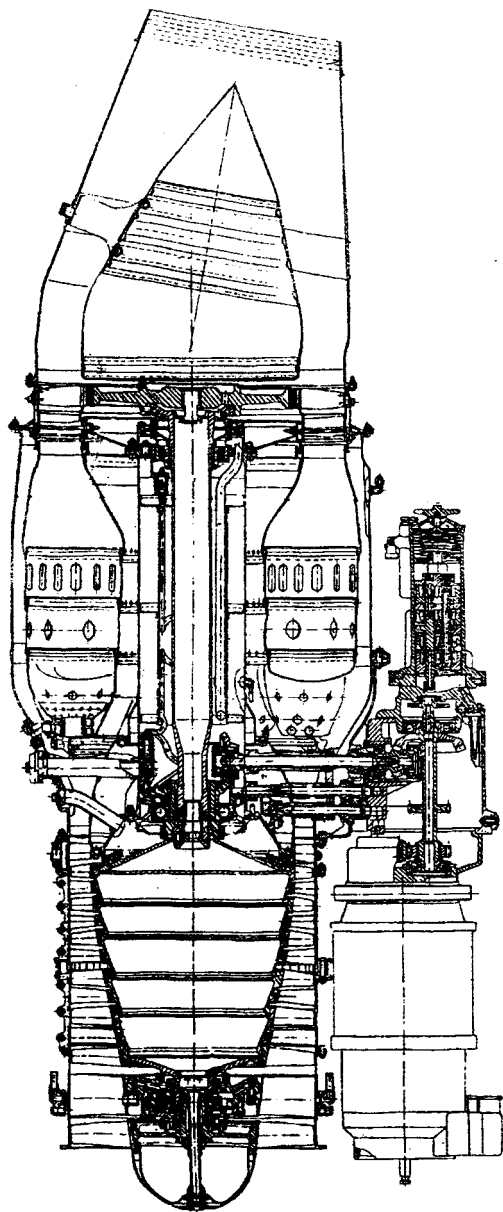
Продольный разрез ТРД АМ-5А



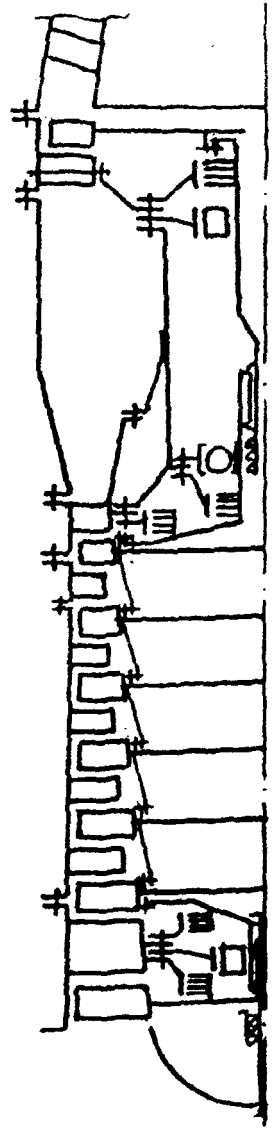
Конструктивная схема ТРД АМ-5А



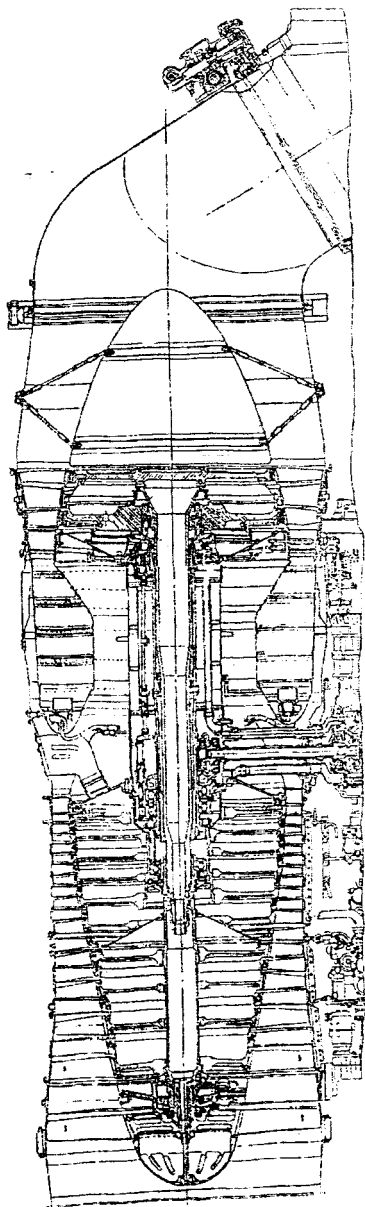
Продольный разрез ТРД РУ19А-300



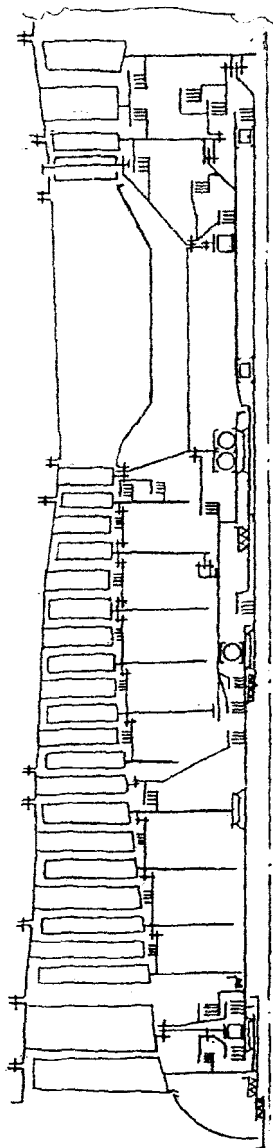
Конструктивная схема ТРДРУ19А-300



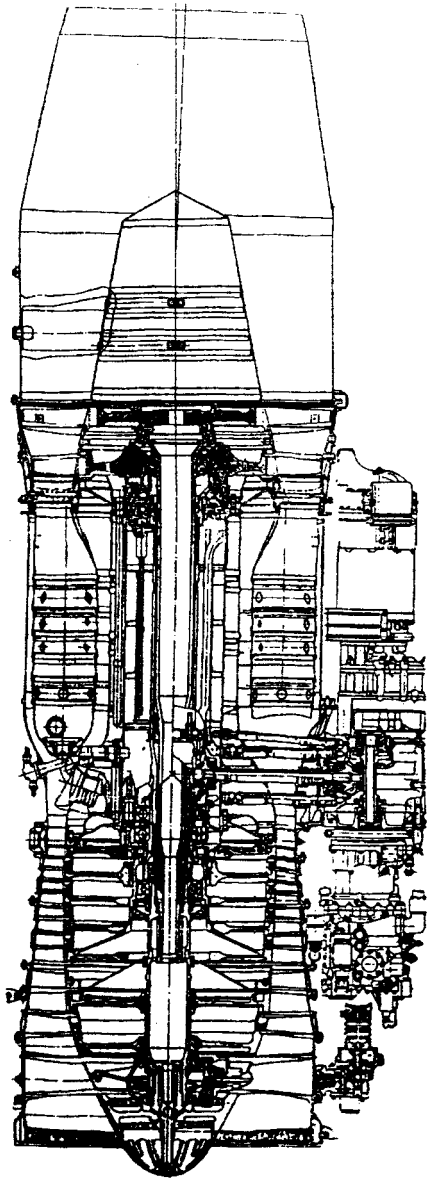
Продольный разрез ТРД Р28В-300



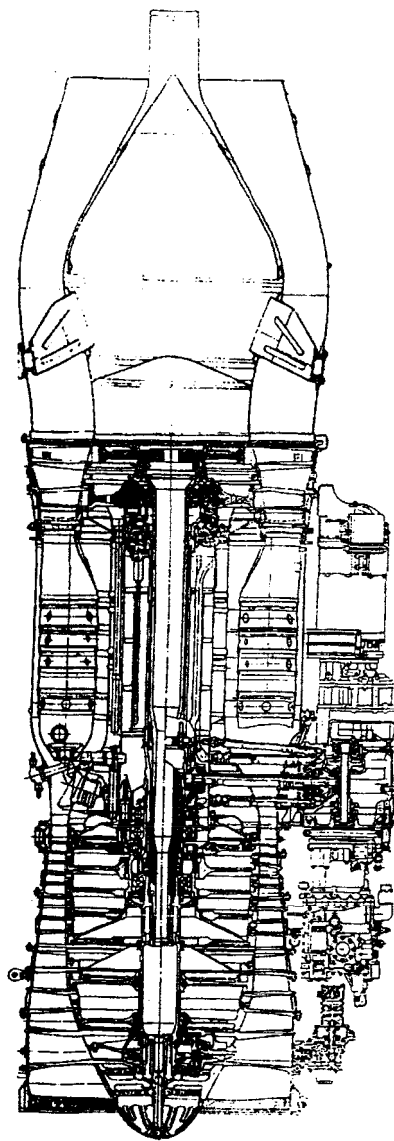
Конструктивная схема ТРД Р28В-300



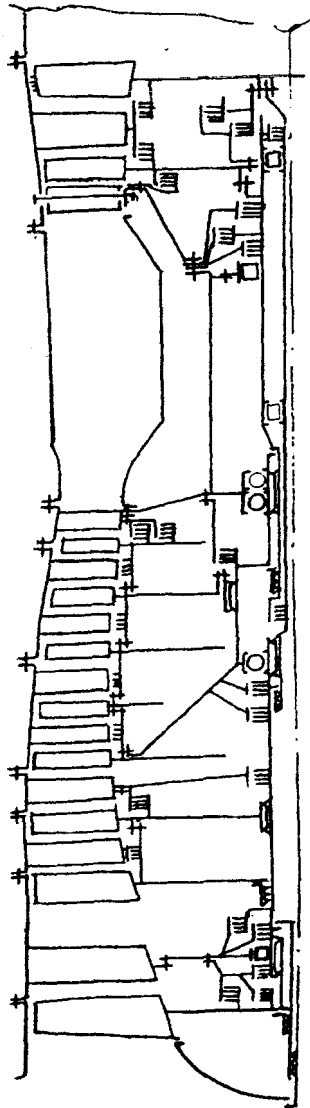
Продольный разрез ТРД Р 95Ш



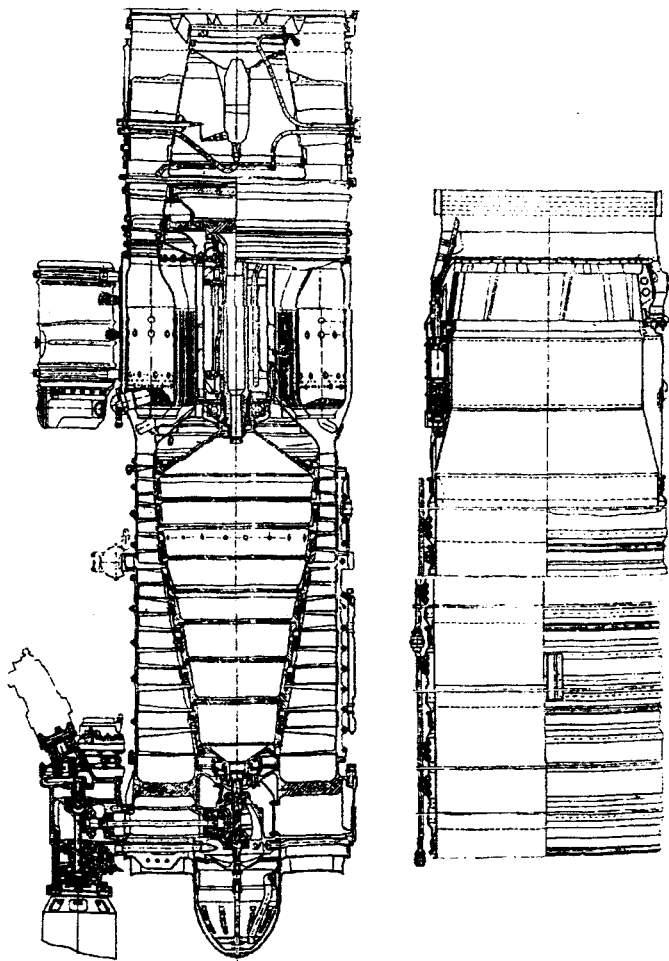
Продольный разрез ТРД Р 195



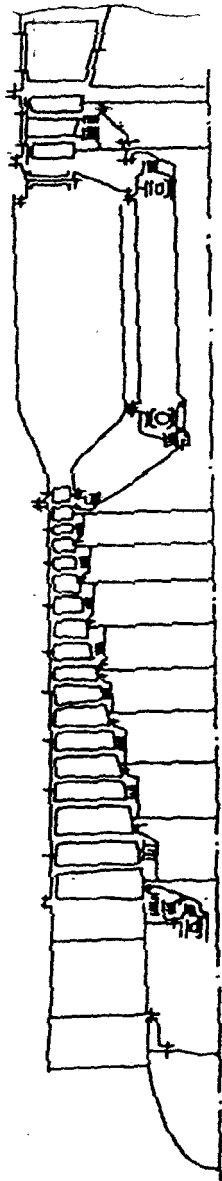
Конструктивная схема ТРДР 195



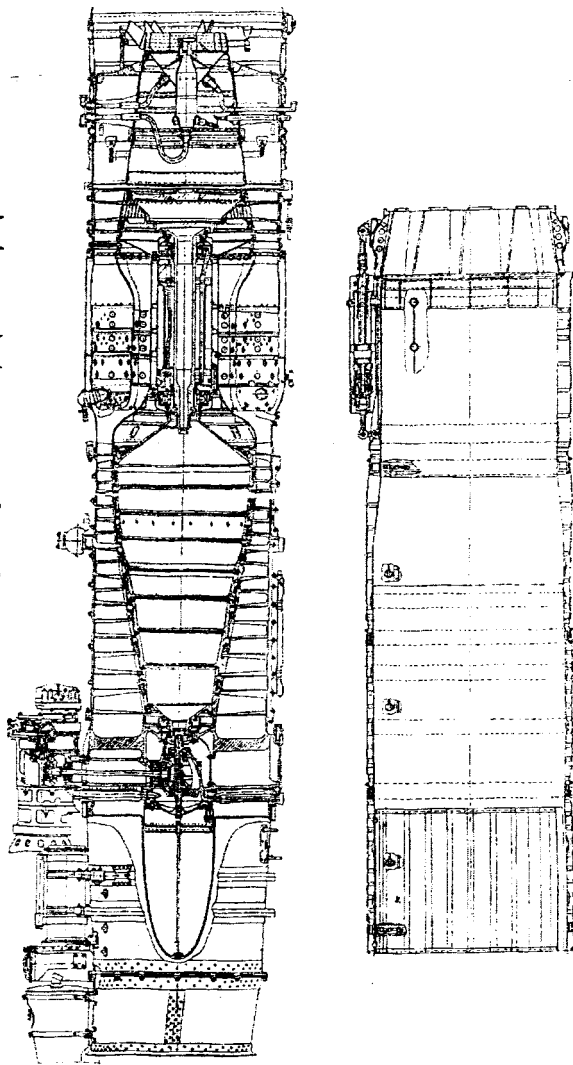
Продольный разрез ТРДФ РД-9Б



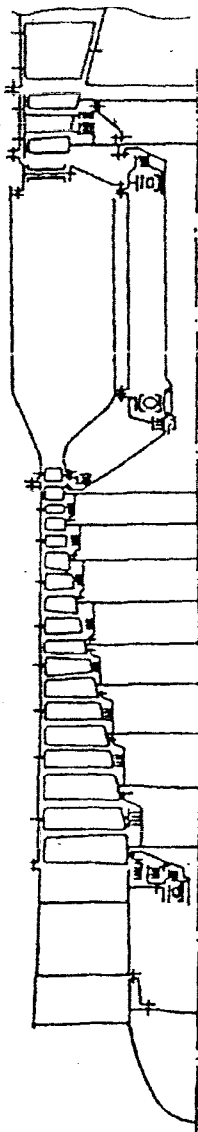
Конструктивная схема ТРДФ РД-9Б



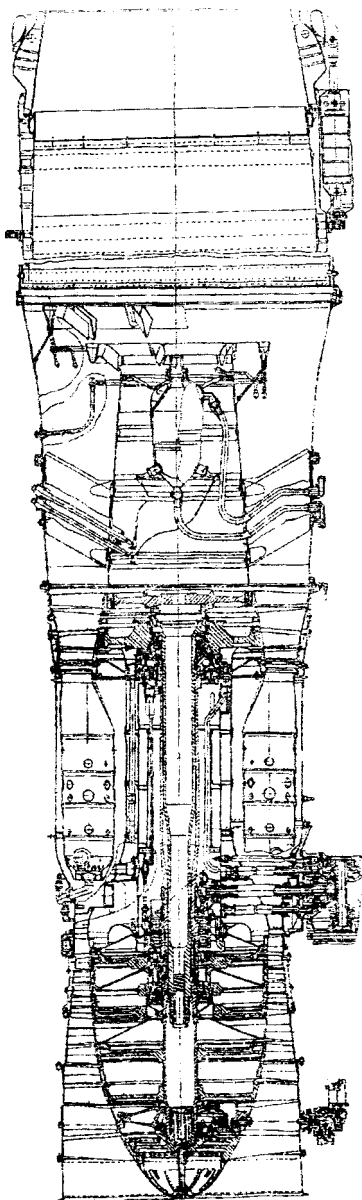
Продольный разрез ГРДФ РД-9Ф



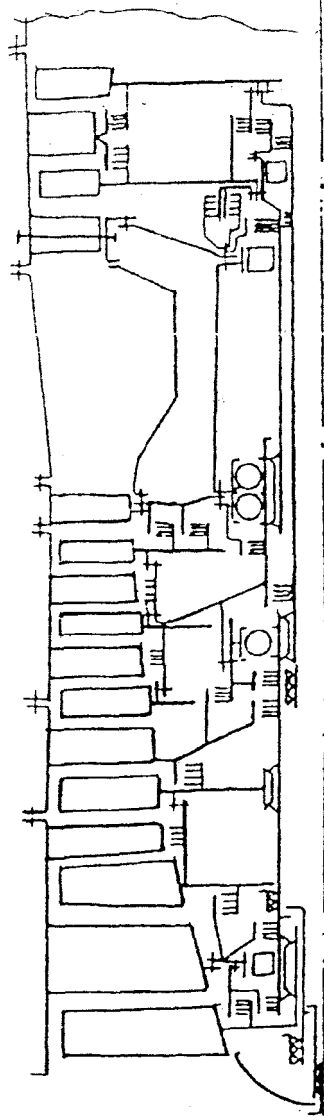
Конструктивная схема ТРДФ РД-9Ф



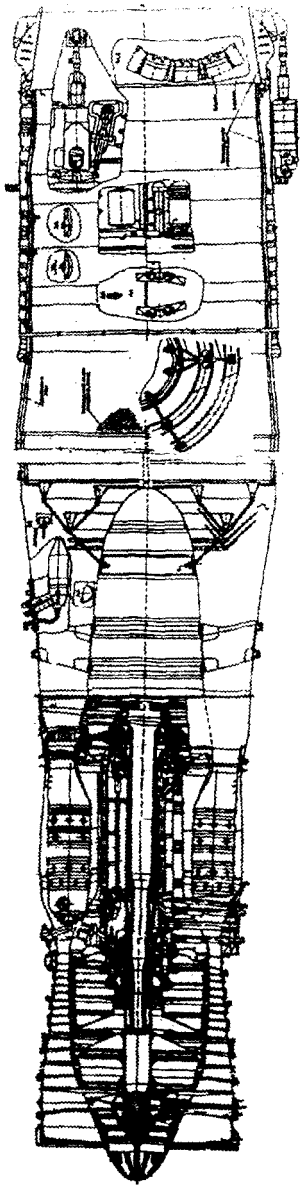
Продольный разрез ТРДФ Р11-300



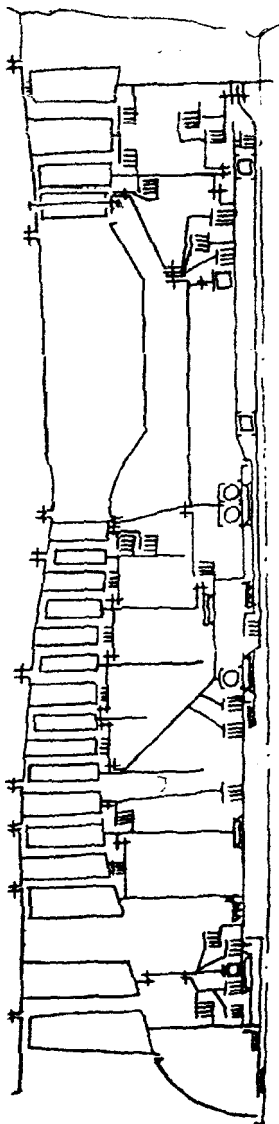
Конструктивная схема ТРДФ Р11-300



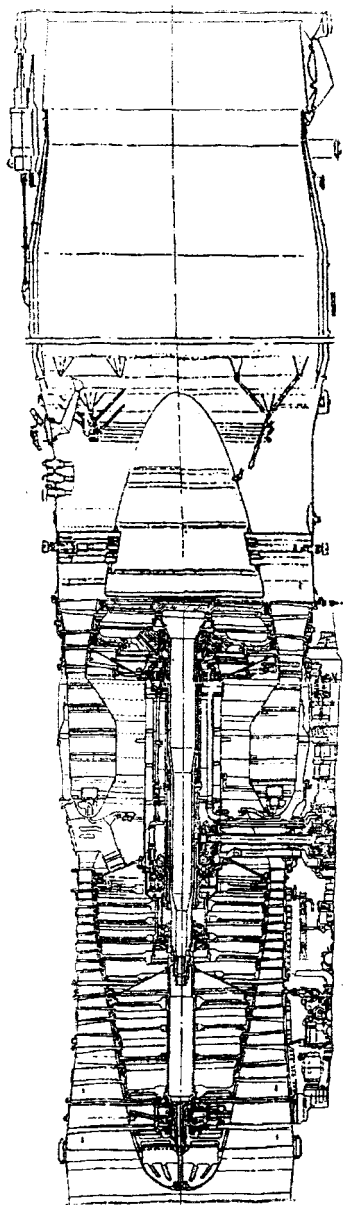
Продольный разрез ТРДФ Р25-300



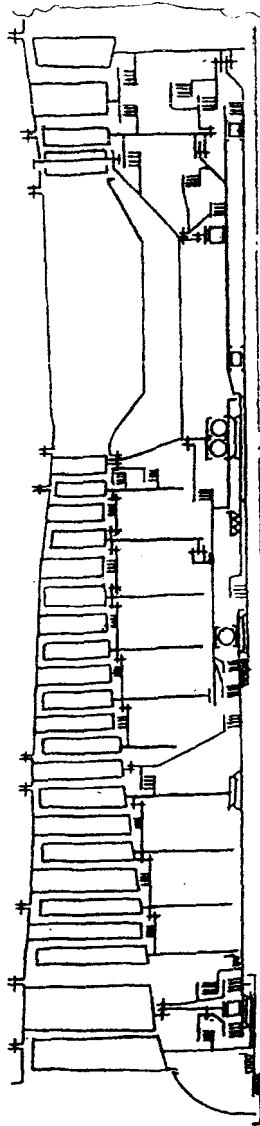
Конструктивная схема ТРДФ Р25-300



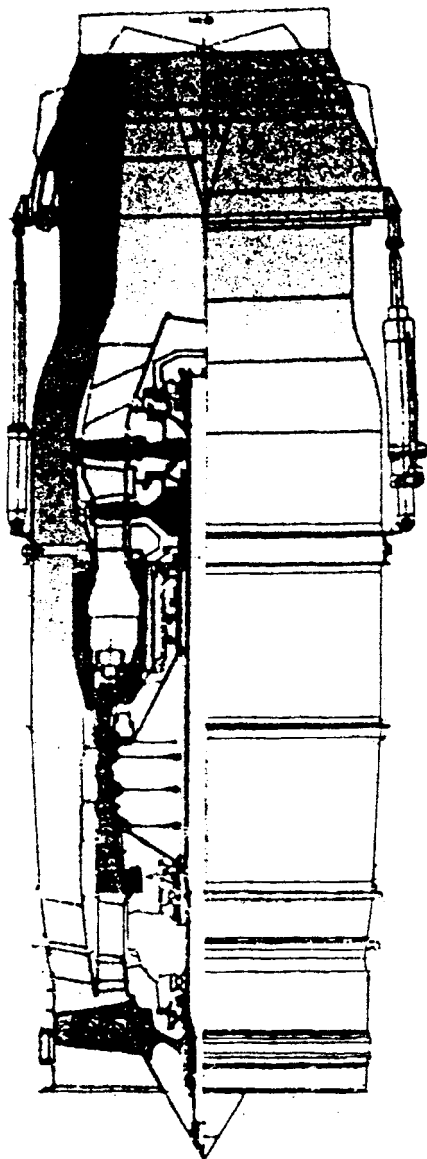
Продольный разрез ТРДФ Р29Б-300



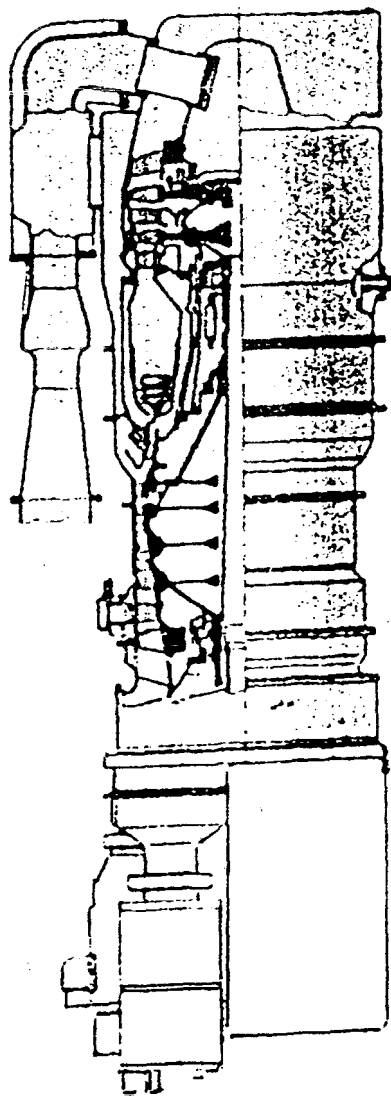
Конструктивная схема ТРДФ Р29Б-300



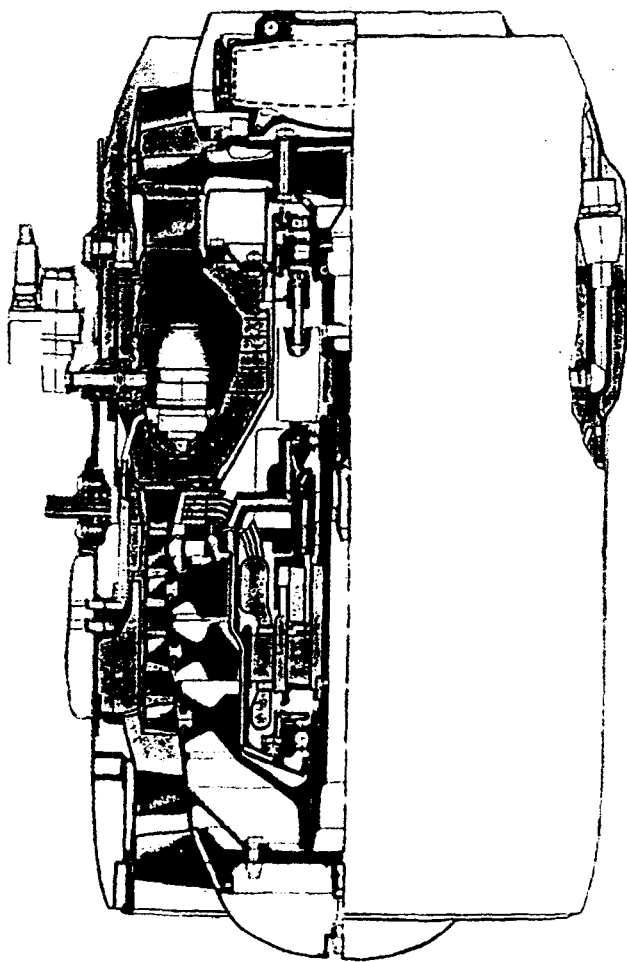
Продольный разрез ТРДД Р130-300



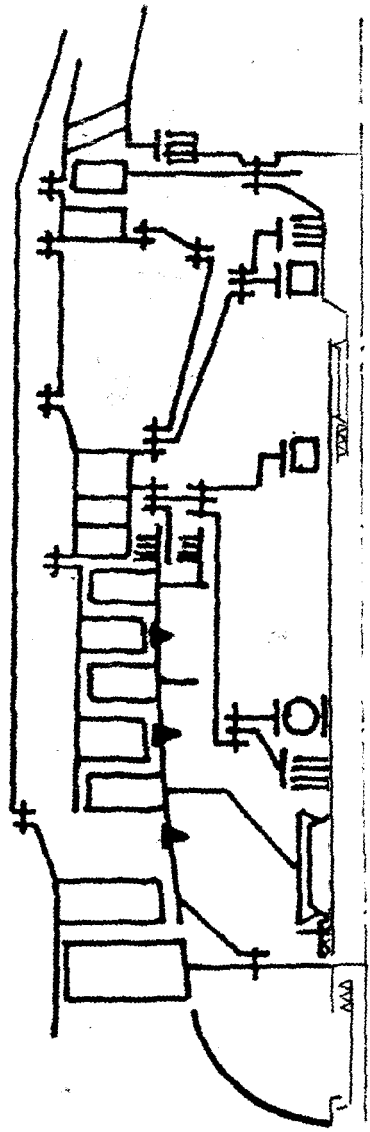
Продольный разрез ВСУ ВД129-300



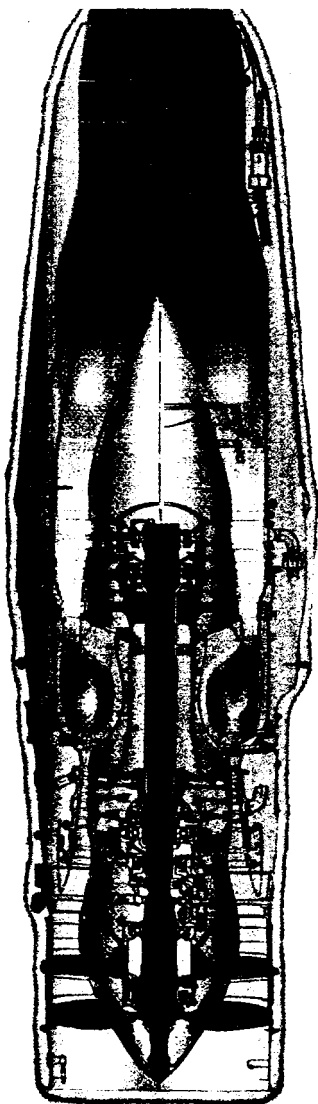
Продольный разрез ТРДД Р125-300



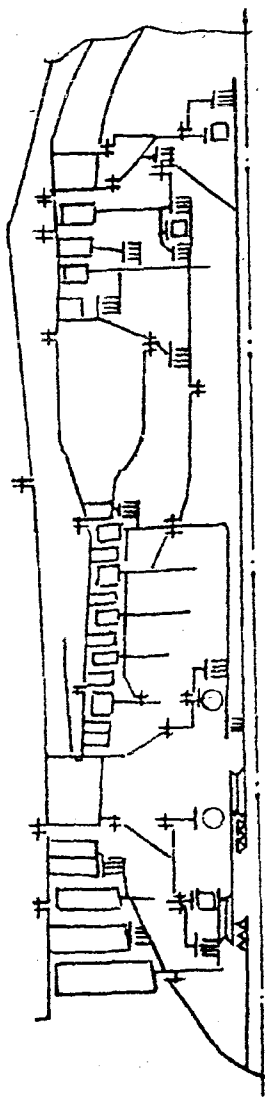
Конструктивная схема ТРДД Р125-300

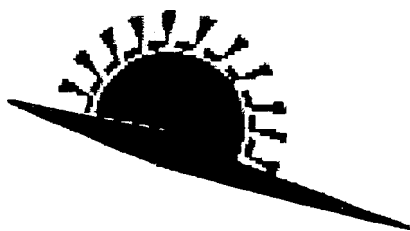


Продольный разрез ТРДДФ РД-1700



Конструктивная схема ГРДДФ РД-1700





**Омское
моторостроительное
конструкторское бюро**

ОМКБ было образовано в 1956 г. Главными конструкторами были: В.А. Глущенко (1956-1973гг.), В.С. Пашенко (1973-1985 гг.), В.Г. Костогрыз (с 1985г.).

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

Первая разработка, выполненная в 1957-1958 гг. совместно с ЦИАМ – ГТД-1, была предназначена в качестве энергоузла. В 1964 г. была создана силовая установка, состоящая из двух ТВад ГТД-3 и силового редуктора для вертолёта Ка-25. Двигатель выпускался в нескольких модификациях: ГТД-3Ф, ГТД-3М – для вертолёта; ГТД-3Л, ГТД-3ТУ – для наземного применения. Двигатели серийно производятся Омским моторостроительным объединением им. П.И. Баранова .

В 1965 г. был создан двигатель ГТД-5. Этот ТВад и его модификация ГТД-5М изготавливаются Омским моторостроительным объединением и в настоящее время.

В 1970 г. был разработан турбовинтовой двигатель ТВД-10. Он был создан для самолёта местных авиалиний Бе-30. На базе ТВД-10 созданы следующие модификации ТВД-10М – турбовинтовой двигатель для корабля на воздушной подушке (в двух вариантах – маршевый и подъёмный). Двигатель приспособлен для работы в морских условиях; ТВД-10Б – для пассажирского двухдвигательного самолёта местных воздушных линий Ан-38; PZL-10W – ТВад для вертолёта W-3 «Sokol» - совместная разработка с польским заводом WSK-Жешув.

Вспомогательный ГТД ВСУ-10 с дополнительным компрессором, приводимым свободной турбиной, разработан

с использованием газогенератора двигателя ТВД-10Б. В 1980 г. ВСУ-10 прошёл Государственные стендовые испытания и был сертифицирован в составе самолёта Ил-86. Он также был сертифицирован на соответствие НЛГС-3 для самолёта Ил-96-300. Компрессор двигателя – осецентробежный, число осевых ступеней – восемь, увеличено на одну по сравнению с базовым газогенератором. Свободная турбина – двухступенчатая с передачей мощности на приводной компрессор через быстроходный редуктор. Приводной компрессор – двухконтурный, восьмиступенчатый, осевой. Создан на базе основного компрессора. Двигатель ВСУ-10 серийно изготавливается Омским моторостроительным предприятием им. П.И. Баранова.

ТВД-10Б явился также базой для создания турбовинтового двигателя **ТВД-20** для самолёта сельскохозяйственной авиации Ан-3. Двигатель снабжён флюгерно-реверсивным трёхлопастным воздушным винтом АВ-17. Передача мощности на вал винта осуществляется через редуктор, расположенный за свободной турбиной и соединённый с ней рессорой. Двигатель может быть оборудован тормозом винта, что позволяет производить заправку самолёта средствами опыления при работающем на малом газе двигателе с остановленным винтом. Самолёт Ан-3 с двигателем ТВД-20 в 1990 г. прошёл Государственные испытания.

Модификацию **ТВД-20-03** для транспортного самолёта Ан-38 предполагалось производить серийно на Омском моторостроительном заводе им. П.И. Баранова в 1994 г. Двигатель имеет флюгерно-реверсивный низкошумный шестилопастной тянущий или толкающий (типа АВ-106, АВ-36) воздушный винт.

Для одно- и двухмоторного многоцелевого самолёта с толкающим или тянущим воздушными винтами разработана модификация **ТВД-20М**, планируемый срок сертификации и начало серийного производства которой был намечен на 1995г.

На базе газогенератора двигателей ТВД-10Б и ВСУ-10 разработан ТВаД **ТВД-20В** для многоцелевого вертолётa. Начало производства двигателя планировалось на 1995г.

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

Вспомогательная силовая установка **ВГТД-43** для пассажирского среднемагистрального самолёта Ту-204 получила сертификат 1995 г. ВГТД-43 – это газотурбинный двигатель двухкаскадной соосной схемы с отбором воздуха между каскадами и приводом электрического генератора от ротора низкого давления, вращающегося с постоянной частотой. Камера сгорания – кольцевая противоточная с двумя контурами топливных форсунок.

В ОМКБ при участии НПП «Завод им. В.Я.Климова» создан ТВаД **ТВ-0-100**. Двигатель предназначен для однодвигательного многоцелевого вертолётa Ка-126. ТВ-0-100 производится серийно в Румынии с 1988г.

Конструкторское бюро создало двухконтурный двухвальный турбореактивный двигатель **ТРДД-50**, предназначенный для лёгкого многоцелевого самолётa, беспилотного летательного аппарата или мотопланера. Каскад низкого давления двигателя включает в себя одноступенчатый вентилятор с широкоходными лопатками и одноступенчатую турбину, каскад высокого давления – оседиагональный компрессор и одноступенчатую турбину. Кольцевая камера сгорания

имеет вращающуюся форсунку. На Омском моторостроительном предприятии им. П.И. Баранова изготовлена установочная партия двигателей.

Спроектирована модификация **ТРДД-50М** для использования в качестве маршевого на самолётах местных авиалиний.

С учётом опыта создания серийных двигателей ТВД-10Б, ВСУ-10, ТВ-0-10 с 1994 г. разрабатывается проект ТВаД **ГТД-400**. Предполагалось завершение проектирования в 2000 г.

Основные параметры самолётов и вертолетов с двигателями ОМКБ

Самолет (вертолет)	Двигатель	Кол-во двигателей	Vmax, км/ч	Лп, км	Нmax, м	Мо, т	Мп.н., т	Число пассажиров	Источники информации
Ка-25	ГТД-3Ф	2	220	650	3500	7,1	2	-	100, 188
Ка-126	ТВ-0-100	1	190	660	4650	3,0	1,0	-	
Ан-28	ТВД-105	2	335 ¹⁾	800...1400	-	6,5	-	17	27, 100, 114
Бе-30	ТВД-10	2	450	1200	3000	5,7	-	14	
Ан-3	ТВД-20	1	230	-	-	5,8	1,5...1,8	-	114, 218
Ан-38	ТВД-20-03	2	350 ¹⁾	-	6000	8,8	-	26	
М-102 Дуэт-Saras	ТВД-20М	2	-	-	-	-	-	-	100
Т-101 Грач	ТВД-105	1	-	1270	-	-	1,2	9	
К-25К	ГТД-3М	2	220	200	3500	7,2	-	-	188

¹⁾ V_{кр}

Основные параметры ТВД ОМКБ

ТВД	Взлетный Н=0, М=0					Крейсерский Н=11 км, М=0,68		Т наз, ч	Мдв, кг	Лдв, м	Ддв, м	Двинт, м	Дата				Источники информации
	№, кВт (л.с.)	Сэ, кг/кВт.ч (кг/л.с.ч)	Гв, кг/с	л, кг	Тг, К	№, кВт (л.с.)	Сэ, кг/кВт.ч (кг/л.с.ч)						С.И.	Г.И.	Л.И.	Серия	
ТВД-20	1051 (1430)	0,347 (0,225)	-	-	-	-	-	-	285	1,77	0,85	3,6	-	1990	1979	-	64, 100
ТВД-20-03	1051 (1430)	0,347 (0,255)	-	-	-	-	-	-	250	1,9	0,85	2,65	-	1994	-	-	
ТВД-10	691 (940)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	3,0	-	1970	1968	-	64, 21
ТВД-10Б	706 (960)	0,347 (0,225)	4,58	7,4	1160	374,5 ¹⁾ (510)	0,456 ¹⁾ (0,335)	-	225	2,06	0,9	2,5	-	-	-	1984	64, 100
ТВД-20М	1051 (1450)	0,339 (0,220)	-	-	-	-	-	-	240	1,9	0,85	-	-	1995	-	-	

1) Н=3км, V=335км/ч

Основные параметры ТРДД ОМКБ

ТРДД	Взлетный Н=0, М=0						Крейсерский Н=11, М=0,8		Т наз, ч	Мдв, кг	Лдв, м	Ддв, м	Дата				Источники информации
	Р, кН (кгс)	Суд, кг/кН.ч (кг/кгс.ч)	Гв, кг/с	л, кг	Тг, К	т	Р, кН (кгс)	Суд, кг/кН.ч (кг/кгс.ч)					С.И.	Г.И.	Л.И.	Серия	
ТРДД-50М (проект)	5,9 (600)	50 (0,49)	-	-	-	-	-	-	-	130	1,0	0,47	-	1995	-	-	100
ТРДД-50	4,4...4,9 (450...500)	66,3 (0,65)	-	-	-	-	-	-	-	95	0,85	0,33	1992	-	-	-	

Основные параметры ТВаД ОКБ

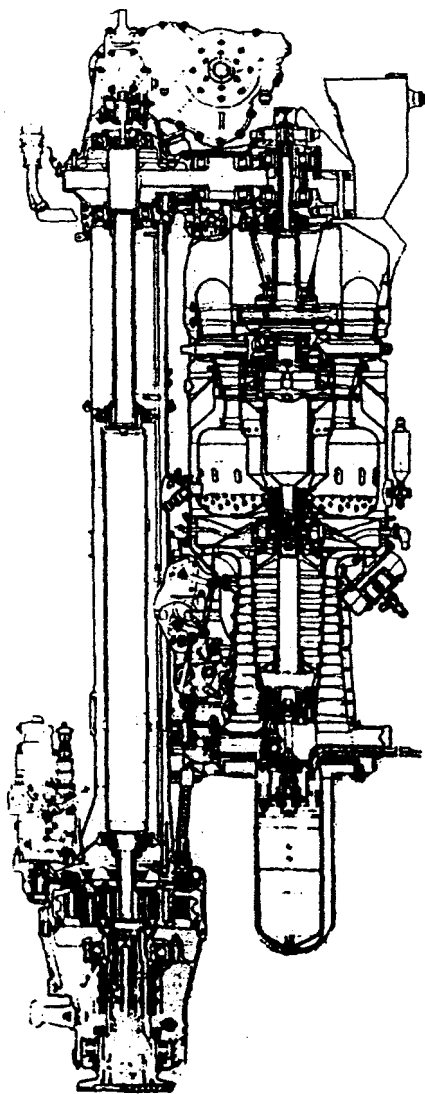
ТВаД	Чрезвычайный Н=0, М=0		Взлетный Н=0, М=0					Крейсерский Н=0 км, М=0		Т наз, ч	Мдв, кг	Лдв, м	b/h, м	Дата				Источники информации	
	№, кВт (л.с.)	Св, кг/кВт.ч (кг/л.с.ч)	№, кВт (л.с.)	Св, кг/кВт.ч (кг/л.с.ч)	Св, кг/с	λ	Тг, К	№, кВт (л.с.)	Св, кг/кВт.ч (кг/л.с.ч)					С.И.	Г.И.	Л.И.	Серия		
ГТД-400 (проект)	368 (500)	257 (350)	0,330 (0,243)	-	-	-	-	-	-	-	85	0,84	0,42/0,45	1998	-	-	-	100	
ТВД-20В (проект)	1103 (1500)	1011 (1375)	0,312 (0,230)	-	-	-	-	-	-	-	210	1,850	0,745/ 0,855	-	1995	-	-		
ГТД-3	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1964	2, 64
ГТД-3Ф	662 (900)	-	662 (900)	0,407 (0,300)	4,65	6,5	1142	353 (479)	0,514 (0,378)	-	240	2,295	9/0,5	1963	-	1964	1966	15	
ГТД-3М	728 (990)	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	2, 64, 188	
ГТД-3ТЛ	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-		
ГТД-3ТУ	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-		
ТВД-10М	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	100	
ТВ-0-100	-	-	530 (720)	0,352 (0,259)	2,66	0,2	1300	340 (461)	0,396 (0,291)	-	125	1,275	0,735/ 0,78	-	-	-	1988	27, 188, 67	

Основные параметры ВСУ ОКБ

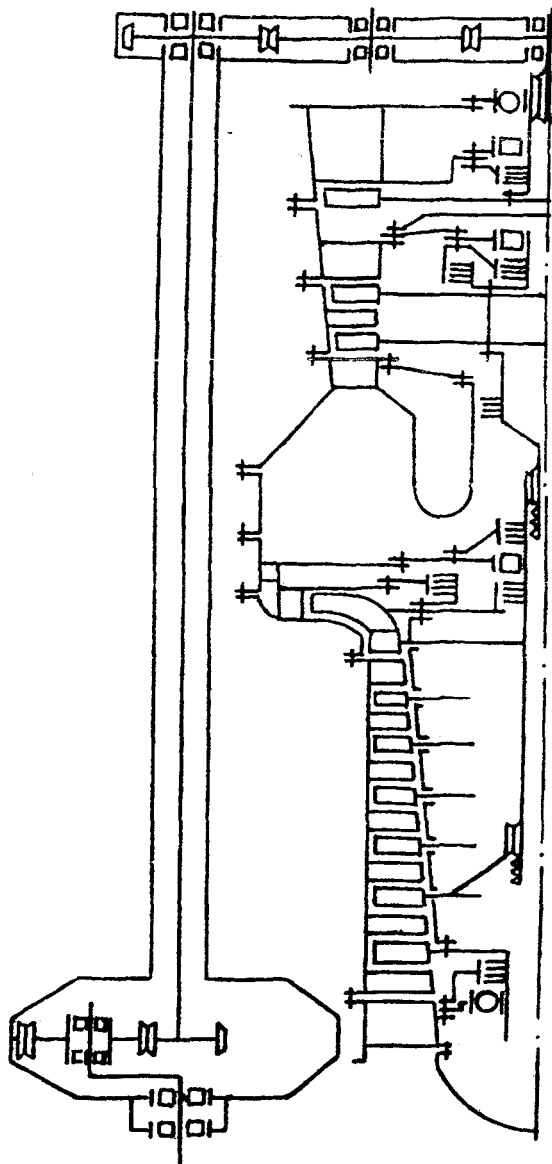
ВСУ	N, кВт, (л.с.)	Св, кг/с	Рв, кН/м2 (кг/см ²)	U, в	Св, кг/кВт.ч (кг/л.с.ч)	Масса, кг	Габари ты, м	Дата				Источники информации	
								С.И.	Г.И.	Л.И.	Серия		
ГТД-1	2,9 (300)	-	-	-	-	-	-	-	1958	-	-	-	2, 100
ГТД-5	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	1965	
ГТД-5М	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	
ВГТД-43	30...90	1,9	4,8 (4,9)	-	0,43	229	1,3x0,7 2x0,65	-	1995	-	-	-	
ВСУ-10	40...60	3,5	4,74 (4,65)	208...120	-	500	1,035x 1,264x 2,22	1979	1980	-	-	1980	

**Продольные разрезы
и конструктивные схемы
двигателей ОМКБ**

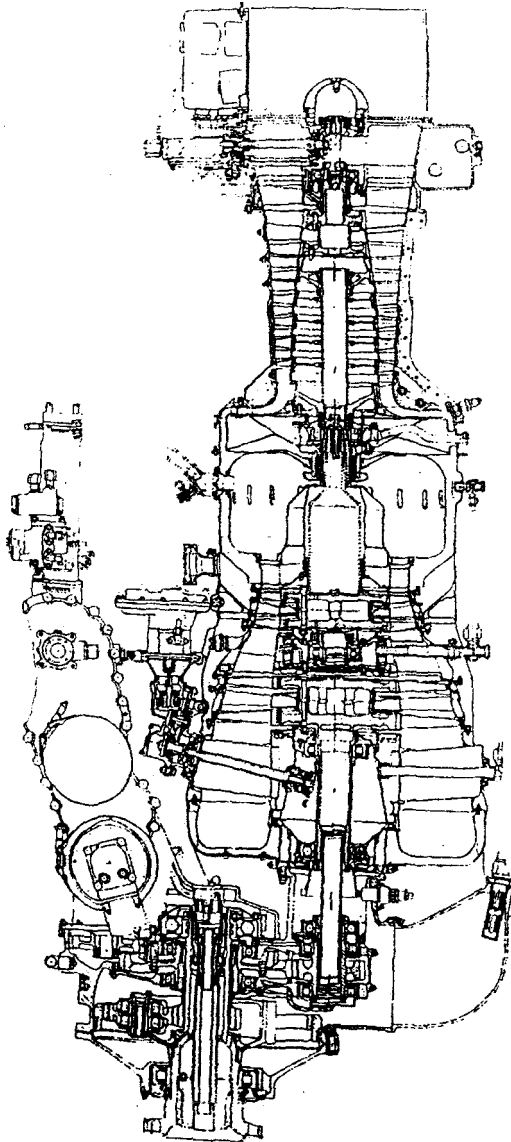
Продольный разрез ТВД ТВД-10Б



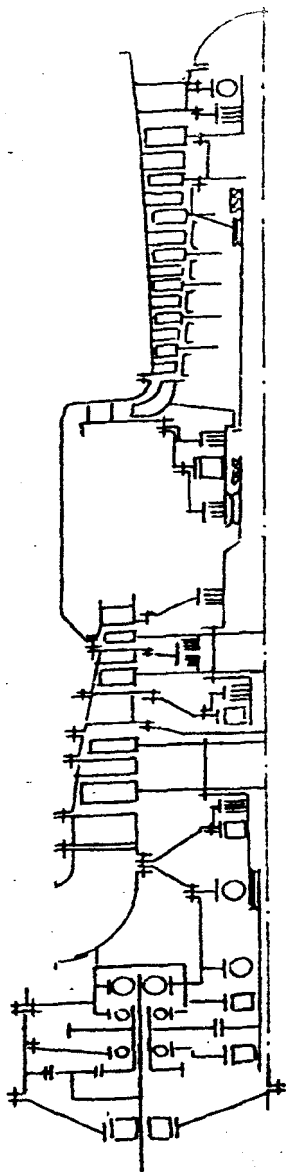
Конструктивная схема ТВД ТВД-10Б



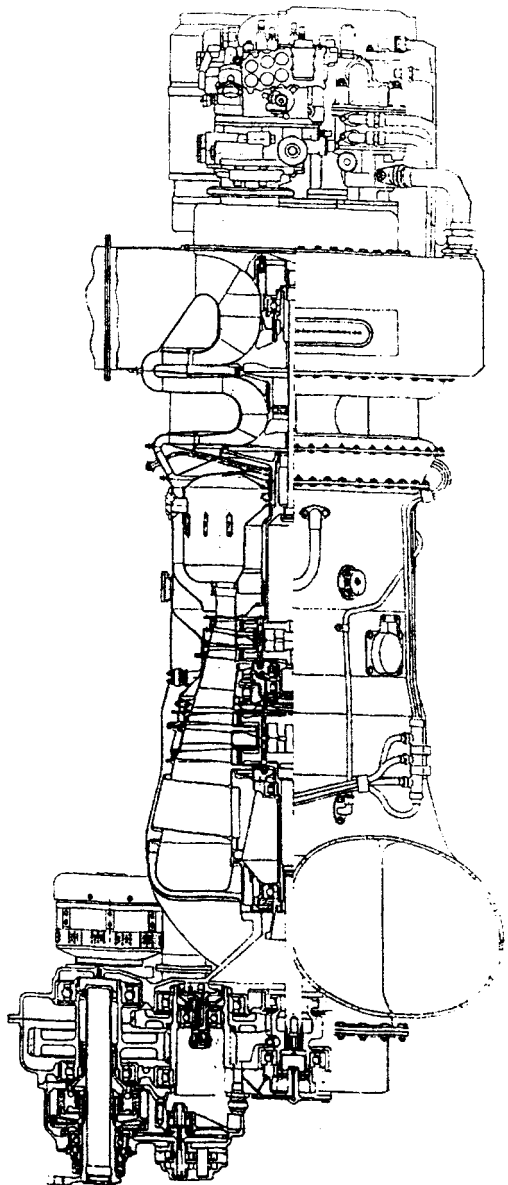
Продольный разрез ТВД ТВД-20-03



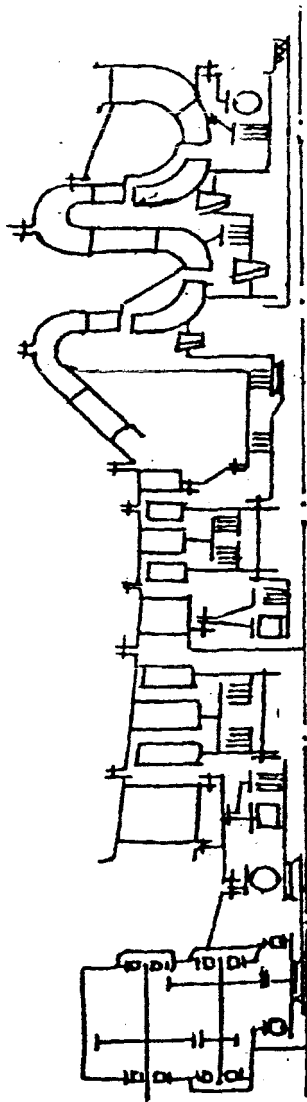
Конструктивная схема ТВД ТВД-20-03



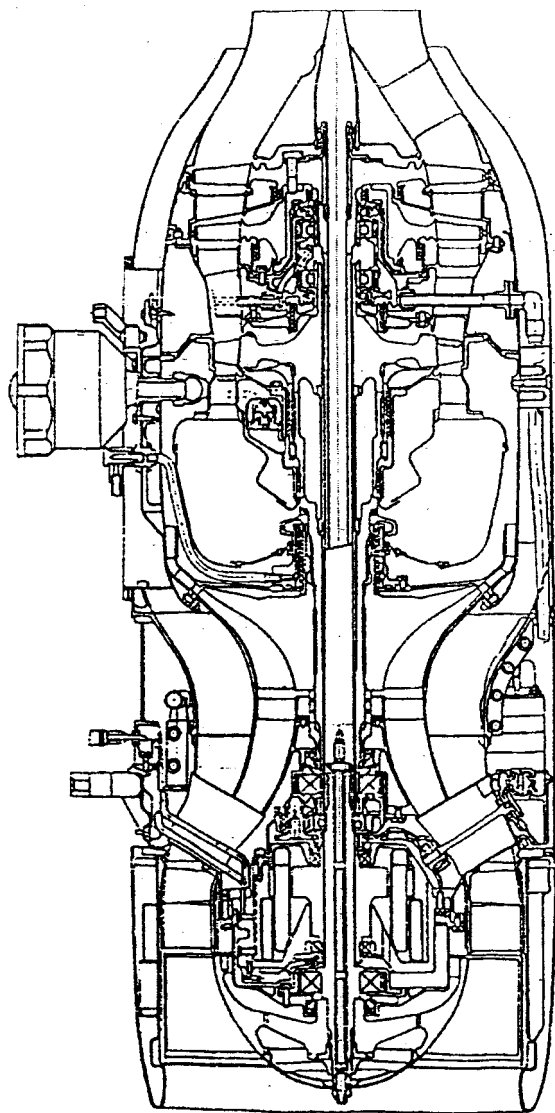
Продольный разрез ТВД ТВД-20В



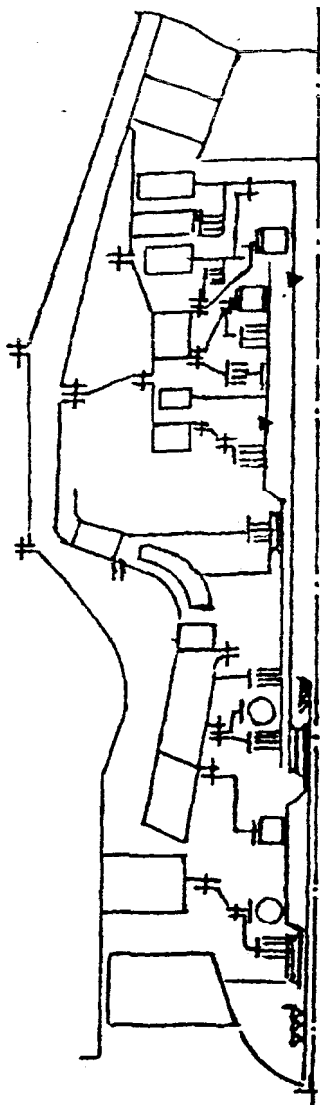
Конструктивная схема ТВД ТВД-20В



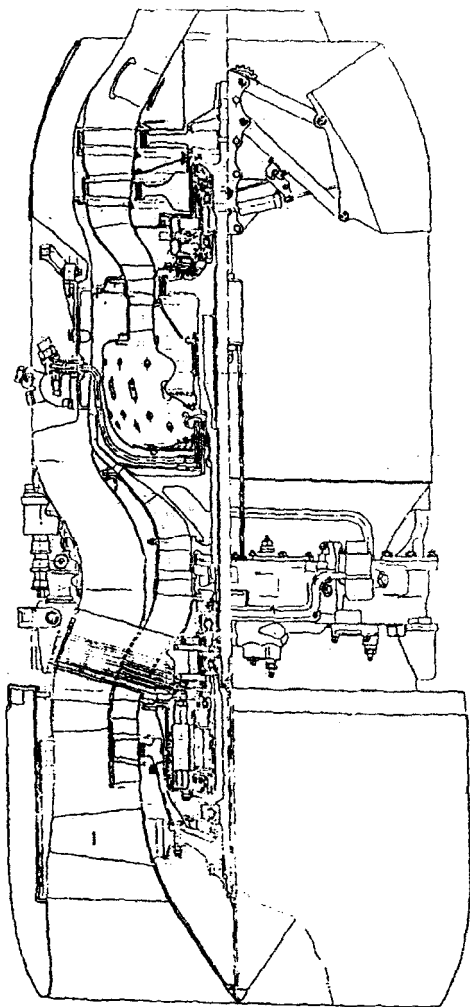
Продольный разрез ТРДД ТРДД-50



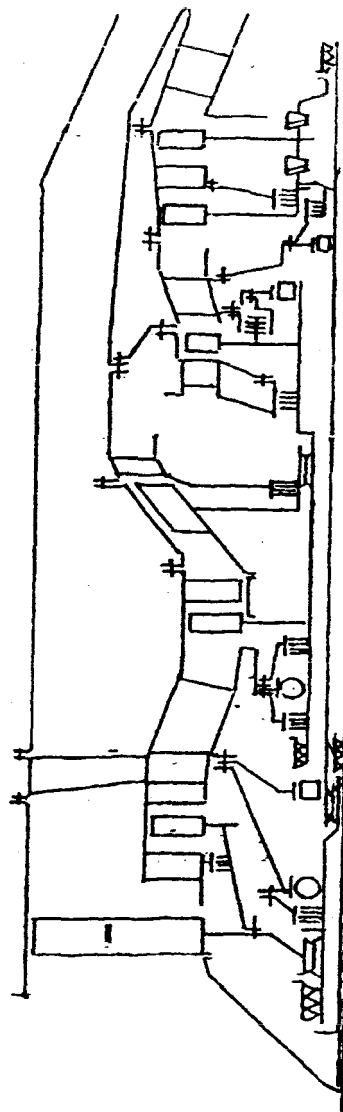
Конструктивная схема ТРДД ТРДД-50



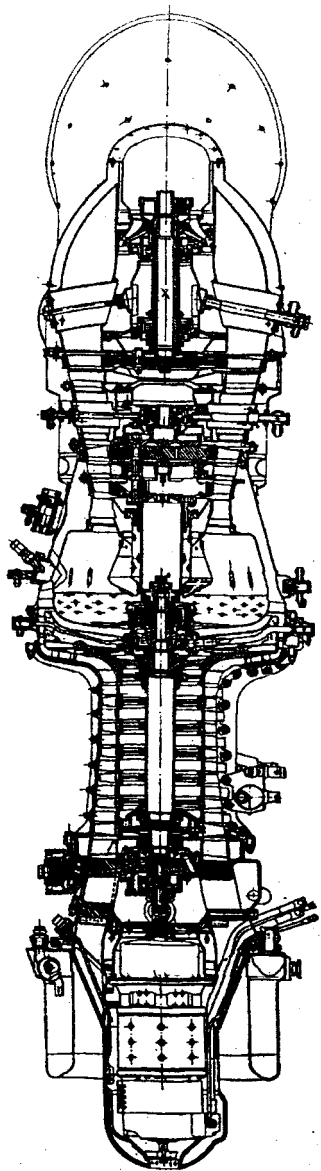
Продольный разрез ТРДД ТРДД-50М



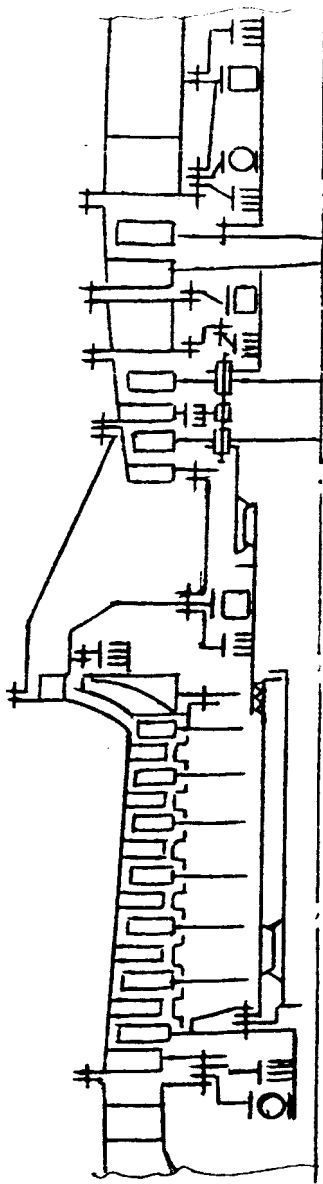
Конструктивная схема ТРДД ТРДД-50М



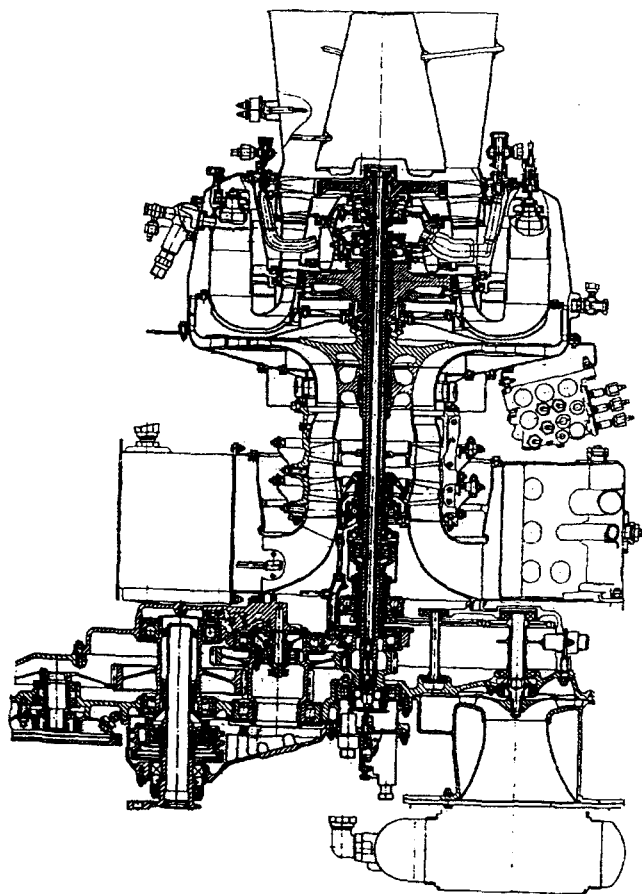
Продольный разрез ТВаД ГТД-3Ф



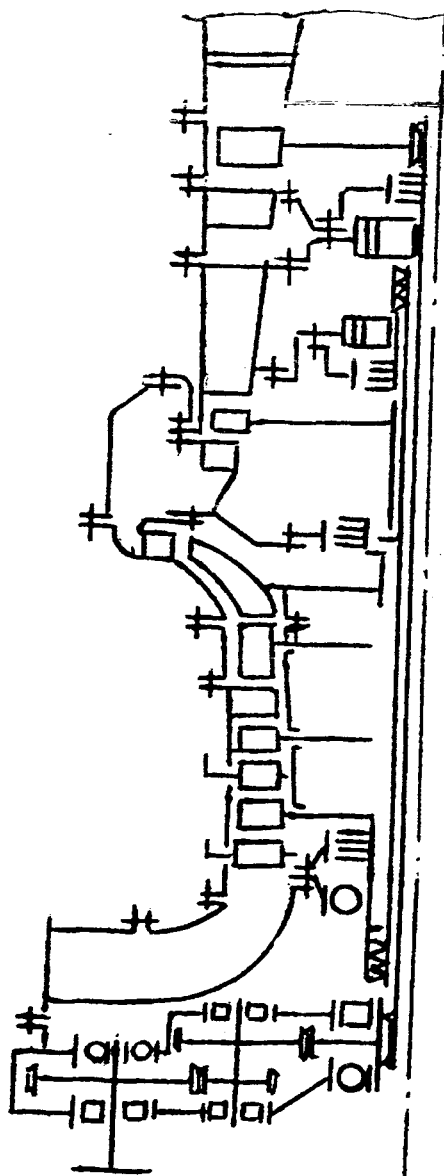
Конструктивная схема ТВаД ГТД-3Ф



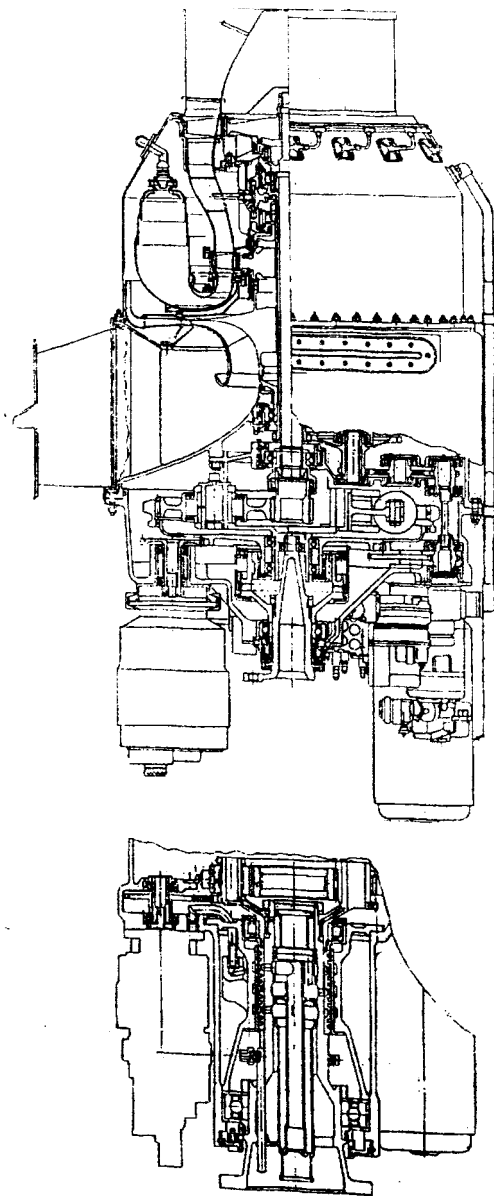
Продольный разрез ТВаД ТВ-0-100



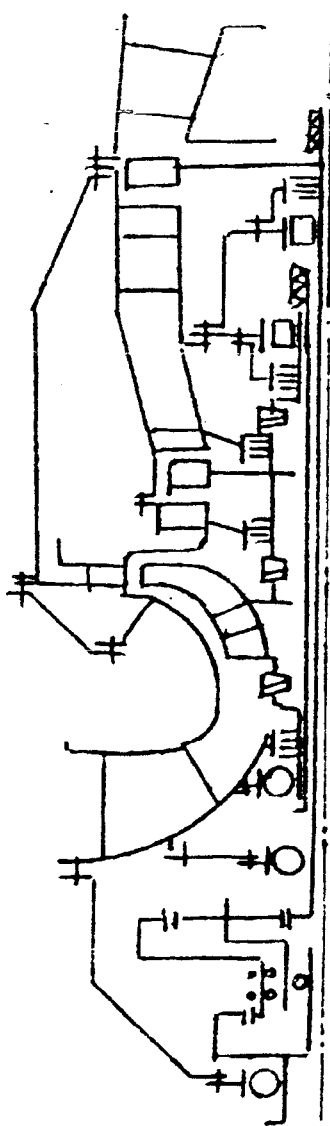
Конструктивная схема ТВаД ТВ-0-100



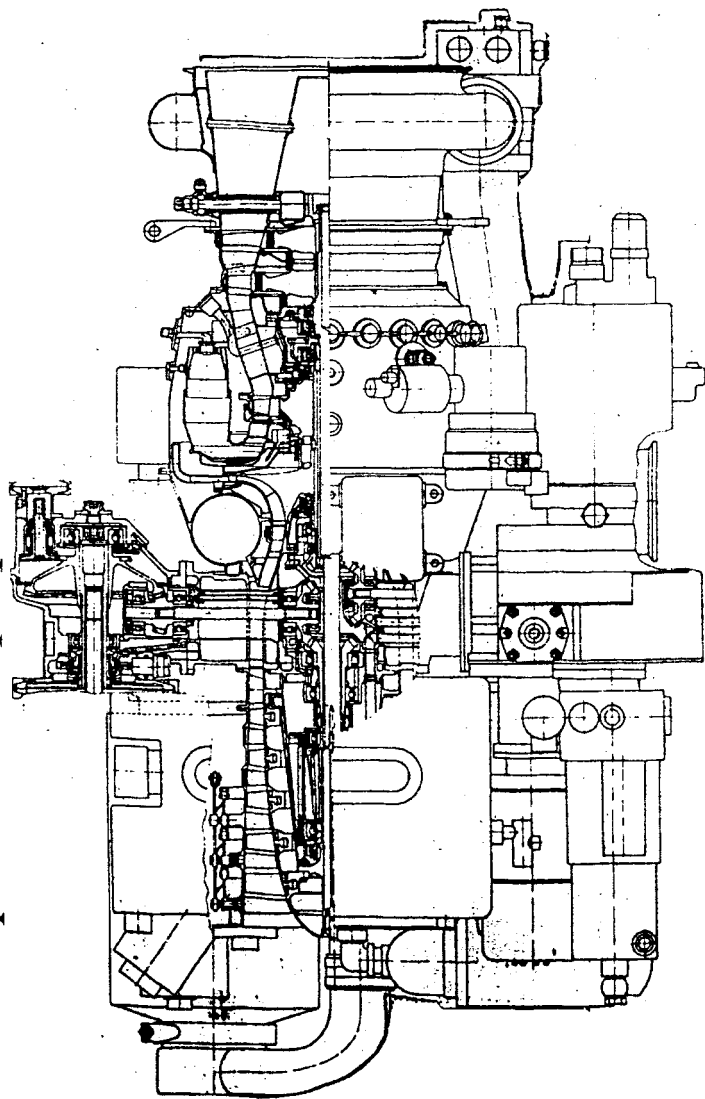
Продольный разрез ТВаД ГТД-400



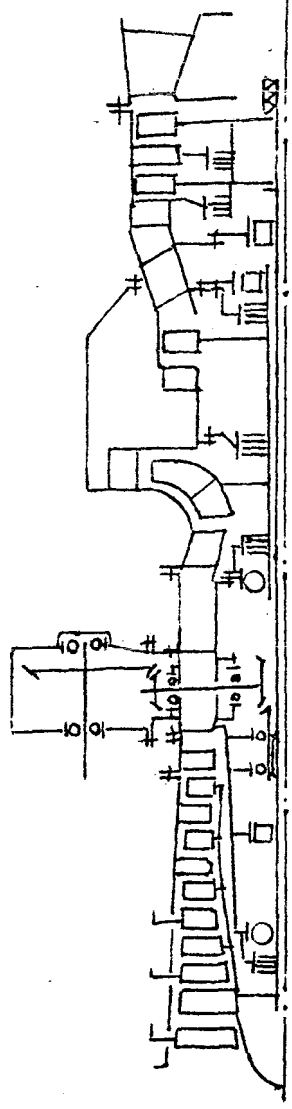
Конструктивная схема ТВаД ГТД-400



Продольный разрез ВСУ ВГТД-43



Конструктивная схема ВСУ ВГТД-43



Учебное издание

Зрелов Владимир Андреевич

**ОТЕЧЕСТВЕННЫЕ ГТД.
ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ
И КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ
(Часть 1)**

Учебное пособие

Редактор Т. К. Крeтeнинa
Корректор Т. К. Крeтeнинa

Подписано в печать 13.01.2003 г. Формат 60x84 1/16.
Бумага офсетная. Печать офсетная.
Усл. печ. л. 12,32. Усл. кр.-отт. 12,44. Уч.-изд.л. 13,25.
Тираж 500 экз. Заказ **106** . Арт. С-9(Д1)/2002.

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

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