- “Авиадвигатель”, ОАО
- “Авиамотор, Конструкторско-производственное предприятие”, ОАО
- “Аэросила, Научно-производственное предприятие”, ОАО
- “Гранит, Машиностроительное конструкторское бюро”, ГП
- “Завод имени В.Я.Климова”, ГУНПП
- “Исследовательский центр имени М.В.Келдыша”, ФГУП
- “Калужское опытное конструкторское бюро моторостроения”, ОАО
- “Конструкторское бюро химического машиностроения имени А.М.Исаева”, ФГУП
- “Конструкторское бюро химической автоматики”, ФГУП
- “А.Люлька-САТУРН”, ОАО
- “Мотор, Научно-производственное предприятие”, ФГУП
- “Омское моторостроительное конструкторское бюро”, ОАО
- “Опытно-конструкторское бюро моторостроения”, АООТ
- “Научно-исследовательский институт машиностроения”, ФГУП
- “Научно-исследовательский конструкторско-технологический институт турбокомпрессостроения АООТ “Невский завод”, АОЗТ
- “Рыбинские моторы”, ОАО
- “Самарский научно-технический комплекс имени Н.Д.Кузнецова”, ОАО
- “Самарское конструкторское бюро машиностроения”, ОАО
- “Союз, Авиамоторный научно-технический комплекс”, ОАО
- “Союз, Тураевское машиностроительное конструкторское бюро”, ОАО
- “Союз, Тушинское машиностроительное конструкторское бюро “Союз”, ФГУП
- Специальное КБ роторно-поршневых двигателей Департамента развития ОАО “АвтоВАЗ”
- “Энергия, Ракетно-космическая корпорация имени академика С.П.Королева”, ОАО
- “Энергомаш, НПО имени академика В.П.Глушко”, ОАО
- “Машпроект, Научно-производственное предприятие имени С.Д.Колосова”, ГП
- “Мотор Сич”, ОАО
- “Прогресс, Запорожское машиностроительное конструкторское бюро имени академика А.Г.Ивченко”, ГП
- “Южное”, Государственное конструкторское бюро имени М.К.Янгеля
- “Пратт энд Уитни”
- “Пратт энд Уитни Канада”
- Приложение



ОАО „Авиадвигатель“

Адрес: 614600 Россия, г. Пермь, ГСП-624, Комсомольский пр-т, 93
Тел.: (3422) 452019
Факс: (3422) 459777
Телекс: 134802 LAVA SU
Телетайп: 134135 ЛАВА
E-mail: root@avid.perm.su
Http: //www.avid.ru

Генеральный директор - Решетников Юрий Евгеньевич
Генеральный конструктор / Первый заместитель ГД - Иноземцев Александр Александрович

Основано 11 декабря 1938 г. как ОКБ-19. В 1939-53 гг. КБ возглавлял Аркадий Дмитриевич Швецов, в 1953-89 гг. – Павел Александрович Соловьев. Акционировано в 1992 г.

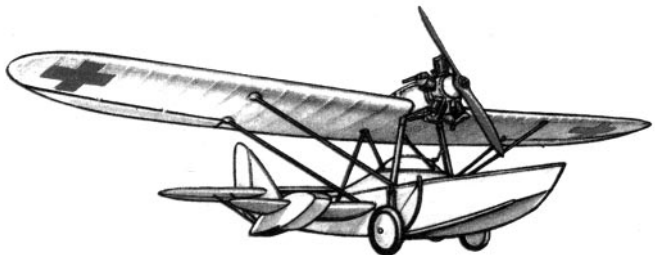
Направления разработок:
• Газотурбинные двигатели для гражданской и военной авиации;
• Газотурбинные установки наземного и морского применения;
• Инжиниринговые услуги в области механики, вибраций, горения, аэродинамики, компьютерного проектирования;
• Разработка и изготовление деталей и узлов изделий, испытательных установок и оборудования.

В структуру предприятия входят ОКБ, опытный завод и московское представительство (ул. Люсиновская, 53). Разработки используют АО “Пермские моторы”, Авиационный комплекс имени С.В.Ильюшина, АНТК имени А.Н.Туполева, ЭМЗ имени В.М.Мясищева, Российская самолетостроительная корпорация “МиГ”, МВЗ имени М.Л.Миля, АО “Рыбинские моторы”.
Заказчики: РАО “Газпром”, РАО “ЕЭС России”, “Аэрофлот”, “Внуковские авиалинии” и др.
Сотрудничает с предприятиями США, Китая, Германии, Франции, Голландии, Кореи.

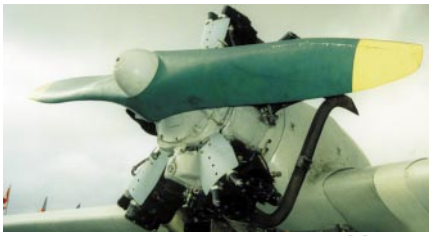
Материалы по ОАО “Авиадвигатель” получены непосредственно от разработчика, кроме текста по М-11, который написан по сборнику ЦАГИ “Самолетостроение в СССР (1917-45)”, книга I, 1992 г.

М-11

авиационный поршневой двигатель



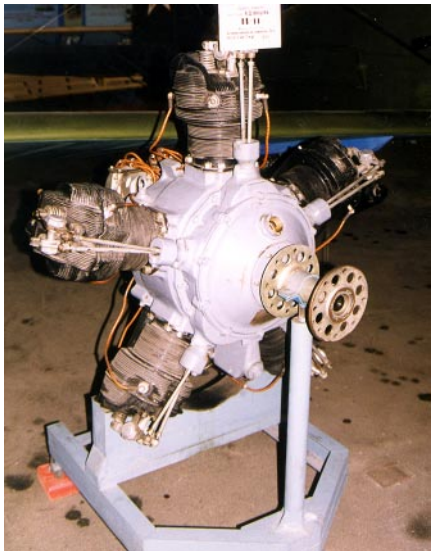
Ш-2 [3]



М-11 на летающей лодке Ш-2 [1]



УТ-2 [1]



М-11 [2]



По-2 [1]

Поршневой двигатель воздушного охлаждения **М-11** разработан А.Д.Швецовым в содружестве с Н.В.Окромешко.

М-11 был основным отечественным мотором для учебной и легкомоторной авиации. В различных модификациях двигатель М-11 находился в производстве до 1952 г., а в эксплуатации – до 1959 г., когда был списан с эксплуатации в организациях ДОСААФ.

Двигатель М-11 разработан в 1926 г. и с 1928 г. выпускался крупной серией для учебных самолетов У-2. С 1932 по 1940 гг. выпускались модифицированные двигатели под марками **М-11А**, **М-11В** и **М-11Г** с некоторыми конструктивными изменениями и существенной технологической доработкой.

Степень сжатия 5,0
$N_{взл.}$ = 110 л.с.
$N_{ном.}$ = 100 л.с.
$n_{взл.}$ = 1650 об./мин.
$n_{ном.}$ = 1600 об./мин.
Габаритный диаметр 1075 мм
Масса мотора 160 кг
Ресурс 200...300 часов

С 1940 г. в серийном производстве был мотор **М-11Д** с увеличенной мощностью. Эта модификация производилась на многих заводах (в том числе и в ОАО "Мотор Сич") до 1947 г.

Сразу после Великой Отечественной войны начались работы по модификации М-11, которые привели к созданию усовершенствованных вариантов **М-11К** и **М-11Л**, которые могли использоваться уже с металлическими воздушными винтами. На этих двигателях устанавливали систему запуска сжатым воздухом, что позволило отказаться от запуска посредством небезопасного вращения винта вручную.

Мотор М-11Л имел ресурс 600 часов. В серийном производстве находился с 1948 г.

Степень сжатия 5,0
$N_{взл.}$ = 125 л.с.
$N_{ном.}$ = 115 л.с.
$n_{взл.}$ = 1760 об./мин.
$n_{ном.}$ =1700 об./мин.
Габаритный диаметр 1075 мм
Масса мотора 165 кг
Ресурс 400(Д), 600(К, Л) часов

В 1946 г. была разработана форсированная модификация **М-11ФР**, в котором был установлен безпоплавковый карбюратор, увеличена степень сжатия (изменены картер, цилиндры и поршневая группа), предусмотрена установка приводов агрегатов — компрессора для зарядки воздушных баллонов, вакуум-насоса, генератора, регулятора числа оборотов винта и др.

Степень сжатия 5,5
$N_{взл.}$ = 160 л.с.
$N_{ном.}$ = 140 л.с.
$n_{взл.}$ = 1900 об./мин.
$n_{ном.}$ = 1760 л.с.
Габаритный диаметр 1080 мм
Масса мотора 180 кг
Ресурс 500 часов

М-11ФР находился в серийном производстве с 1948 по 1952 гг.

С 1954 г. М-11ФР выпускался в Китае на Zhuzhou Aero-Engine Factory.

На основе мотора М-11 был создан целый ряд поршневых моторов различной мощности, среди которых **ЗМ-11** и **М-51** (степень сжатия 5,0, $N_{взл.}$ = 125 л.с., $N_{ном.}$ = 125 л.с., n = 1700 об./мин., габаритный диаметр 1075 мм, масса 165 кг).

На базе М-51 созданы ПД **М-48** и **М-49**, которые, в свою очередь, послужили основой для разработки моторов **МГ-11**, **МГ-21** и **МГ-31**).

С 1935 г. производство мотора М-11 было перенесено из Запорожья в Воронеж, где с 1936 по 1938 гг. были разработаны две новые модификации: **М-11Е** (форсированный по частоте вращения М-11Д) и **М-11И** (фактически новая разработка; полностью переделана цилиндро-поршневая группа в связи с применением сферической камеры сгорания; применена также центральная кулачковая шайба газораспределения, введен запуск сжатого воздуха; мог применяться воздушный винт изменяемого шага.

М-11Е выпускался малой серией для установки на некоторые опытные самолеты разработки А.С.Яковлева. М-11И серийно не выпускался, но опыт его создания был использован при разработке двигателей М-11ФР и МГ-11.

Общее число серийно изготовленных двигателей, устанавливаемых на 88 типах самолетов, среди которых У-2 (По-2), УТ-1, УТ-2, АИР-6, Як-6, Як-12, Як-18, Ш-2 и др., составило 150000-160000 штук.

АШ-62

авиационный поршневой двигатель



М-62 [1]

В 1933 г. А.Д.Швецов был направлен в США для покупки лицензии на звездообразный поршневой мотор Райт “Циклон” R-1820F-3 мощностью 625 л.с. С 1934 г. этот мотор выпускался на Урале под обозначением **М-25**. В 1936 г. в крупную серию пошли модификации **М-25А** ($N_{взл.}$ = 720 л.с.) и М-25В ($N_{взл.}$ = 775 л.с.) для истребителей И-15, И-153, И-16 и др. Для транспортной и гражданской авиации в 1940 г. разработан мотор **М-62ИР**.

М-62 отличался от М-25 введением смазки под давлением клапанных рычагов верхних пяти цилиндров, внедрением азотирования зеркала цилиндров и усовершенствованием резьбового соединения головки цилиндра с его гильзой, увеличением оребрения цилиндров, двухскоростной передачей к приводному центробежному нагнетателю с механизмом переключения сначала с асботекстолитовыми, а затем с металлокерамическими дисками муфты сцепления и др.

АШ-62 представляет собой девятицилиндровый двигатель воздушного охлаждения радиальной схемы. Особенность конструкции - наличие двухдемпферного коленчатого вала для погашения крутильных колебаний и эластичной шестерни газораспределения.

АШ-62ИР устанавливался на самолеты ПС-35, ПС-43, Ли-2 (с винтами ВИШ-21, АВ-7Н(Е)-161), Ли-2В (с нагнетателями Трескина ТК-19), Ан-2 (с винтами В-509А-Д7 и АВ-2), Ан-6 (с компрессором ТК-19 и регулятором РТК-1 для поддержания мощности 850 л.с. до высоты 9500 м).

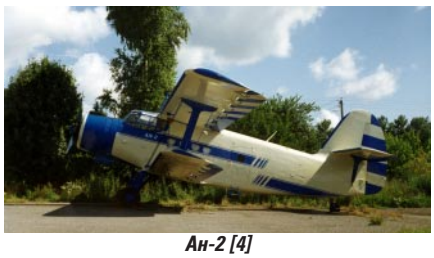
АШ-62 выпускался в ОАО “Пермский моторный завод” с 1937 по 1941 гг., а АШ-62ИР - с 1939 по 1952 гг. в ОАО “Пермский моторный завод”, ОАО “Мотор Сич” и ОАО “Рыбинские моторы”. В последние годы АШ-62ИР производился в Польше на заводе PZL Kalisz. Ремонт АШ-62 осуществляется в настоящее время на ГП “Авиаремонтный завод №24 гражданской авиации”, ОАО “Завод №411 гражданской авиации”, ГП “Красноярский авиаремонтный завод №67 гражданской авиации”, ГП “Московский авиационно-ремонтный завод РОСТО” и ГП “Шахтинский авиационно-ремонтный завод ОСТО РФ”.

Четырехлопастный флюгерный винт изменяемого шага (ВИШ) АВ-7Н-161 с ПД АШ-62ИР устанавливался на самолеты Ли-2. Диаметр винта составляет 3,6 м, частота вращения на взлетном режиме - 1510 об./мин. (1442 на крейсерском). Масса 175 кг.

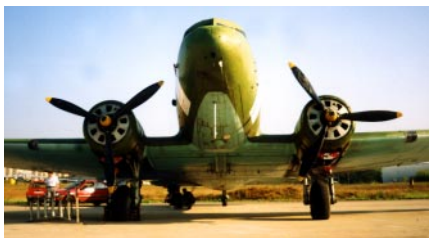
Четырехлопастные реверсивные ВИШ АВ-2/2Р ПД АШ-62ИР/М установлены на самолеты Ан-2/2М/4 ($D_{вв}$ = 3600 мм, $n_{вв\ взл.}$ = 1510 об./мин., $n_{вв\ кр.}$ = 1148 об./мин., $\eta_{вв\ кр.}$ = 81,5%, $M_{вв}$ = 189 кг (АВ-2/2Р)).

Модификации:

• АШ-62ИР (М-62ИР)
$N_{взл.}$ = 1000 л.с.
$N_{ном.}$ = 820 л.с. (H = 0), 840 л.с. (на высоте)
$N_{ном.}$ = 840 л.с. (H = 1500 м)
$N_{экспл.}$ = 738 л.с.
$D_{цилиндра}$ = 155,5 мм
Ход поршня 174,5 мм
$V_{раб.}$ = 29,87 л
Степень сжатия 6,4
$n_{взл.}$ = 2200 об./мин.
$n_{ном.}$ = 2100 об./мин.
$P_{возд.наддува\ взл.}$ = 1050 мм рт.ст.
$P_{возд.наддува\ ном.}$ = 900 мм рт.ст.
$M_{уд.}$ = 0,683 кг/л.с.
$M_{дв.}$ = 560 кг
$D_{дв.}$ = 1375 мм
Топливо - авиационный бензин с октановым числом от 91 до 100.
Действующий назначенный ресурс 6000 часов
Количество двигателей “на крыле” 27%
Количество двигателей в резерве 19,5%
Отработали действующие межремонтные ресурсы около 55% двигателей.



Ан-2 [4]



Ли-2 [1]

• АШ-62Н с непосредственным впрыском топлива;

• АШ-63, двигатель мощностью около 1100 л.с. для истребителя И-16; выпускался в ОАО “Пермский моторный завод” с 1939 по 1941 гг.;

• АШ-62ИР-16 с центробежным масляным фильтром для самолетов Ан-2 и PZL-106 Kruk
$N_{взл.}$ = 985 л.с.
$n_{взл.}$ = 2200 об./мин.
$C_{уд.взл.}$ = 0,296 кг/л.с.ч
$N_{ном.}$ = 809 л.с.
$n_{ном.}$ = 2100 об./мин.
$\pi_{цил.}$ = 6,4.
$L_{дв.}$ = 1130 мм
$D_{дв.}$ = 1375 мм
$M_{дв.}$ = 580 кг

• АШ-62ИР-М18 с гидравлическим насосным приводом для самолета М-18 Dromader;

• АШ-62ИР-М18/DHC-3, модификация предыдущего двигателя с вакуумным насосом для самолета DHC-3;

• глубокие модификации серии **К9**, проведенные заводом PZL Kalisz, позволившие увеличить мощность до 1170 л.с. при частоте вращения ротора 2300 об/мин.; предназначены для самолетов PZL M-24 Super Dromader (**К9-АА**, **К9-ВВ**), C-47/DC-3 (**К9-ВА**), PZL-106 Kruk и Ан-2 (**К9-ВС**);

• HS5 (самолет Y-5/Ан-2 и Ли-2); $N_{взл.}$ = 1000 л.с.; выпускался в Китае с 1956 г. на ZEF (Zhuzhou Aero-Engine Factory); выпущено более 2600 двигателей.

АШ-71

авиационный поршневой двигатель

Звездообразный двигатель воздушного охлаждения **АШ-71** ($N_{взл.}$ = 2000 л.с., $N_{кр.}$ = 1800 л.с. при H = 2600 м, $N_{кр.}$ = 6250 л.с. при H = 1670 м), разработанный в 1939 г., устанавливался на самолетах ПБ-1, СПБ, ОПБ-5, И-185 (с винтом АБВ-118-А-Д), НБ, ДВБ-102.

АШ-71Ф – это форсированная модификация для самолетов Су-6 и Су-8.
$N_{взл.}$ = 2200 л.с.
$N_{кр.}$ = 1900 л.с. (H = 3600 м)



Су-8ДБШ [6]

АШ-73

авиационный поршневой двигатель

Поршневой двигатель **АШ-73** разработки КБ А.Д.Швецова взлетной мощностью 2400 л.с. сменил **АШ-72** (взлетная мощность 2250 л.с.) на самолетах ЛЛ-143 и Бе-6.

АШ-73ТКНВ мощностью 2400 л.с. устанавливался на самолет Ту-75, **АШ-73ТКФН** с флюгерно-реверсивными воздушными винтами АВ-16У на моторах №№ 2 и 3 – на самолет Ту-80.

АШ-73ТК был предназначен для самолетов Ту-4 и Ту-70, которые оснащались четырьмя такими силовыми установками, каждая из которых была снабжена двумя турбокомпрессорами ТК-19. Двигатели использовались вместе с винтами В3-А3, В3-А5 и В3В-А5 ($D_{вв}$ = 5056 мм, $M_{дв.}$ = 395 кг).

Первый проект пассажирского самолета Ил-18 предусматривал установку четырех АШ-73ТК с ВИШ АВ-16НМ.

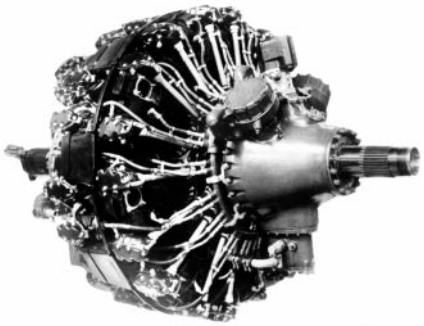
На двигателях имелись первые электронные схемы - ламповые усилители У-2, работавшие в системе управления наддувом РТК-46.

При создании силовой установки для самолета Ту-4 турбокомпрессор с системой управления, магнето и термостойкие подшипники копировались с американского двигателя R-3350-23A. Государственные испытания двигатель прошел в 1948 г.

До 1953 г. АШ-73ТК выпускался в Перми и до 1957 г. в Рыбинске.

Двигатель был оснащен противовесами для уменьшения вибраций и устранения крутильных колебаний. Для увеличения высотности эксплуатации двигателя АШ-73ТК в нем осуществлялся двухступенчатый наддув. Первая ступень наддува - работающий на энергии выхлопных газов турбокомпрессор ТК-19.

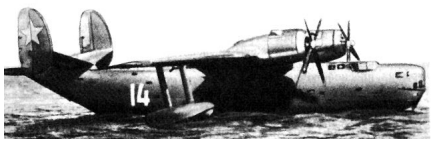
$N_{взл.}$ = 2400 л.с.
$N_{ном.}$ = 2000 л.с. (на 1-й скорости)
$С_{уд.взл.}$ = 350 г/л.с.ч
$С_{уд.ном.}$ = 315…335 г/л.с.ч (на 1-й скорости)
$n_{взл.}$ = 2600 об./мин.
$n_{ном.}$ = 2400 об./мин. (H = 10500 м, на 1-й скорости)
$D_{поршня}$ = 155,5 мм (ход поршня 170 мм)
$M_{дв.}$ = 1339 кг
$D_{дв.}$ = 1375 мм
$L_{дв.}$ = 2290 мм
Количество и расположение цилиндров 18 (2-х рядная звезда)



АШ-73ТК [5]



Ту-4 [1]



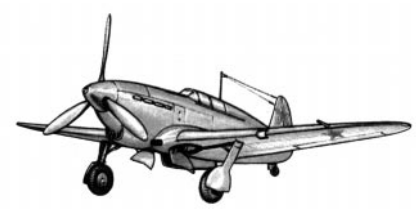
Бе-6 [7]

АШ-82

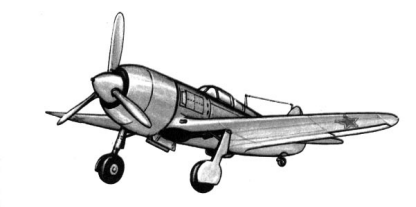
авиационный поршневой двигатель

Двигатель **АШ-82 (М-82)** мощностью 1500 л.с., разработанный под руководством А.Д.Швецова, был предназначен для установки на самолеты Су-4, И-185, Як-7, ЛаГГ-3, Т-107, Пе-8, Ла-5 и Ла-7. Он выпускался в 1941-42 гг. в ОАО "Пермский моторный завод".

Усовершенствованная модификация двигателя – **АШ-82Ф (М-82Ф)** - имела мощность 1700 л.с. АШ-82Ф выпускался в Перми с 1942 по 1944 гг. и устанавливался на самолеты Ла-5, Ла-7 и Ту-2.



Як-7Б [7]



Ла-7 [7]

В более мощном двигателе **АШ-82ФН** (взлетная мощность 1950 л.с.) карбюратор заменен на агрегат непосредственного впрыска топлива. Применено фланкирование зуба неподвижной шестерни редукторов, установлен металлокерамический диск двухскоростной передачи и др.

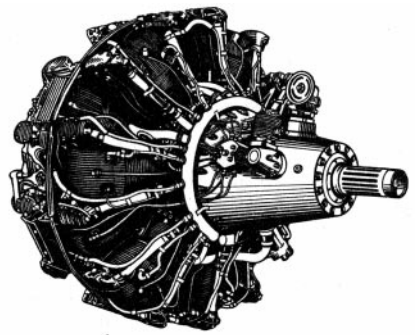
АШ-82ФН (1942 г.) выпускался в ОАО "Пермский моторный завод" и ОАО "Мотор Сич" с 1943 по 1950 гг. Он применялся на самолетах Ла-7, Ту-2, Ла-5ФА, Ил-12/14 (ВИШ-АВ-9В/Е).

Поршневой двигатель **АШ-82Т** (1951 г.) - это модификация двигателя АШ-82ФН для пассажирско-транспортных самолетов Ил-12 и Ил-14.

АШ-82Т прошел Государственные сертификационные испытания в 1953 г. На двигателе применялся усиленный по сравнению с АШ-82ФН редуктор, а также валы винта и агрегатов. С 1953 по 1955 гг. двигатель выпускался в ОАО "Пермский моторный завод".

АШ-82Т оснащался флюгерным четырехлопастным ВИШ АВ-50 ($D_{вв}$ = 3800 мм, $n_{вв}$ = 1494 об./мин.; $M_{вв}$ = 206 кг).

$N_{взл.}$ = 1900 л.с.
$N_{ном.}$ =1630 л.с. (на 1-й скорости)
H = 1600 м (на 1-й скорости)
$С_{уд.взл.}$ = 325…350 г/л с.ч
$С_{уд.ном.}$ = 285…315 г/л с.ч (на 1-й скорости)
$n_{взл.}$ = 2600 об./мин.



АШ-82ФН [7]



АШ-82В [5]

$n_{ном.}$ = 2400 об./мин.
$D_{поршня}$ = 155,5 мм
Ход поршня 155 мм
$M_{дв.}$ = 1339 кг
$D_{дв.}$ = 1375 мм
$L_{дв.}$ = 2037 мм
Количество и расположение цилиндров 14 (2-х рядная звезда).
Двигатель **АШ-82В** – это еще одна модификация двигателя АШ-82ФН, оснащенная охлаждающим вентилятором с приводом от двигателя. Он устанавливался совместно с редуктором Р-5 на вертолет Ми-4, а также с редукторами Р-1, Р-2, Р-3, Р-4 на вертолет Як-24.
АШ-82В прошел Госиспытания в 1953 г.

$N_{взл.}$ = 1700 л.с.
$N_{ном.}$ = 1530 л.с. (на 1-й скорости)
$N_{ном.}$ = 1350 л.с. (на 2-й скорости)
H = 1500 м (на 1-й скорости)
H = 4550 м (на 2-й скорости)
$C_{уд.взл.}$ = 325…360 г/л.с.ч
$C_{уд.ном.}$ = 285…315 г/л.с.ч (на 1-й скорости)
$C_{уд.ном.}$ = 310…335 г/л.с.ч (на 2-й скорости)
$n_{взл.}$ = 2600 об./мин.
$n_{ном.}$ = 2400 об./мин.
$D_{поршня}$ = 155,5 мм
Ход поршня 155 мм
$M_{дв.}$ = 1070 кг
$D_{дв.}$ = 1300 мм
$L_{дв.}$ = 1880 мм
Количество и расположение цилиндров 14 (2-х рядная звезда)

АШ-83 разработан на базе АШ-82.
Выпущен небольшой серией для самолетов Ла-5, Ла-7, Ту-2.
$N_{взл.}$ = 1900 л.с.
В конце 40-х гг. АШ-82В выпускался в Китае на DEMC (Dongan Engine Manufacturing Company) под маркой **HS7** мощностью 1700 л.с. для вертолета Z-5. На базе HS7 с 1962 по 1980 гг. выпускался ПД **HS8**, отличающийся от АШ-82Т наличием редуктора. HS8 мощностью 1850 л.с. был предназначен для установки на самолеты Ил-12, Ил-14, Ту-2 и Curtiss C-46.


Як-24 [8]



Ил-14 [10]


Ми-4 [9]

АШ-2ТК
авиационный поршневой двигатель

АШ-2ТК серийно не производился, но в опытном производстве в 1949 г. доведен до 100-часового ресурса.
$N_{взл.}$ = 4000 л.с.
$N_{ном.}$ = 3000 л.с. (на 1-й скорости, H = 9000 м)
$C_{уд.взл.}$ = 300…315 г/л с.ч
$C_{уд.ном.}$ = 280…295 г/л с.ч (на 1-й скорости)
$n_{взл.}$ = 2620 об./мин.
$n_{ном.}$ = 2400 об./мин.
$D_{поршня}$ = 155,5 мм
Ход поршня двигателя 155 мм
$M_{дв.}$ = 2080 кг
$D_{дв.}$ = 1280 мм
$L_{дв.}$ = 2922 мм
Количество и расположение цилиндров - 28 (4-х рядная звезда)

АШ-2К
авиационный поршневой двигатель

Двигатель **АШ-2К** разрабатывался в соответствии с Постановлением Совета Министров СССР от 16 сентября 1949 г.
Звездообразный 28-цилиндровый (4-х рядная звезда) поршневой двигатель водяного охлаждения АШ-2К создавался на базе двигателя АШ-2ТК и должен был иметь мощность 4500 л.с. Обозначение "К" означает, что двигатель комбинированный.
АШ-2К был оснащен мощным турбокомпрессором и семью пульсирующими турбинами, работающими на кинетической энергии выхлопных газов с передачей мощности на коленчатый вал.
Испытания двигателей начались в 1949 г., а на конец марта 1950 г. три первые двигателя АШ-2К наработали на стенде более 100 часов. Один двигатель был установлен на Ту-4ЛЛ. Полеты с ним начались во второй половине 1950 г.
Процесс доводки АШ-2К затянулся и двигатель так и не был установлен самолете Ту-85: в ноябре 1951 г. двигатель можно было устанавливать на самолет, но работы по Ту-85 уже начали сворачиваться.

Существенным недостатком АШ-2К была система воздушного охлаждения, которая требовала до 50% мощности двигателя при полетах на высоте 15 км (рост мощности на охлаждение двигателя особенно заметен был на высотах 11-12 км и выше). В то же время двигатель жидкостного охлаждения требовал всего 5% отбора мощности при полете на высоте 18 км. Двигатель устанавливался только на летающей лаборатории, но вошел в историю авиастроения в качестве самого мощного реализованного "летного" поршневого мотора, выполненного в одном агрегате.

Это последний поршневой двигатель, разработанный в ОКБ-19 А.Д.Швецова.
$N_{взл.}$ = 4700 л.с.
$N_{ном.}$ = 3700 л.с. (на 1-й скорости, H = 10000 м)
$C_{уд.взл.}$ = 2800 г/л.с.ч (на 1-й скорости)
$C_{уд.ном.}$ = 260…275 г/л.с.ч (на 1-й скорости)
$n_{взл.}$ = 2800 об./мин.
$n_{ном.}$ = 2400 об./мин.
$D_{поршня}$ = 155,5 мм
Ход поршня 155 мм
$M_{дв.}$ = 2550 кг
$D_{дв.}$ = 1580 мм
$L_{дв.}$ = 3200 мм


Ту-85 [11]

Д-20П

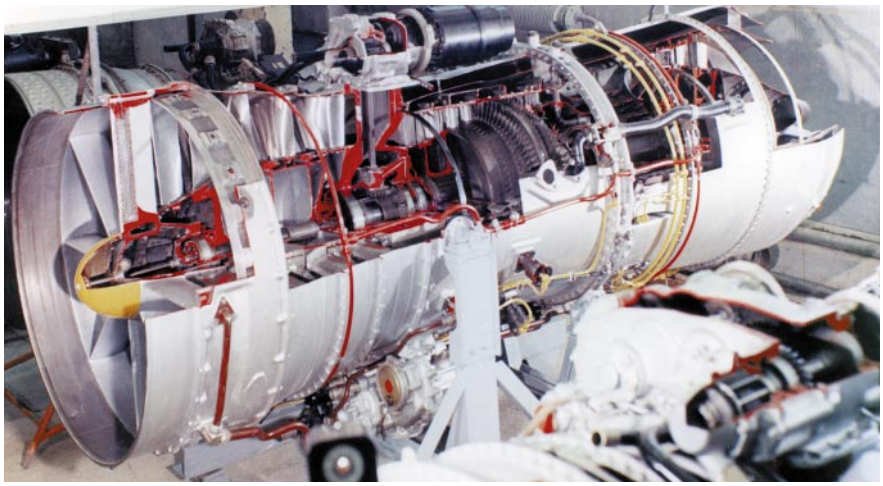
авиационный турбореактивный двигатель



Ту-124 [11]



М-4 [23]



Д-20П [12]

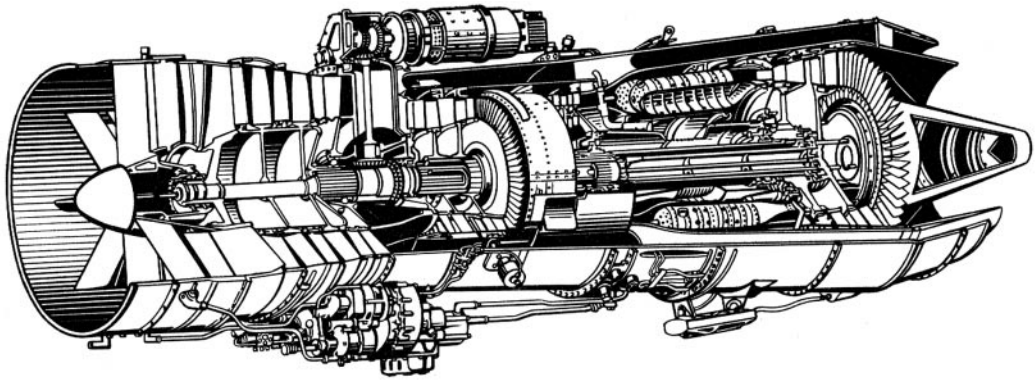
Разработка первого отечественного двухконтурного двухвального двигателя **Д-20П** начата под руководством П.А.Соловьева в 1955 г. Основой конструкции Д-20П являлся экспериментальный двухвальный ТРД для бомбардировщика М-4.

В 1960 г. Д-20П прошел Государственные испытания и впоследствии эксплуатировался на самолете Ту-124 с 1962 по 1979 гг. Модификация **Д-20ПО** испытывалась на самолете Ту-110Б.

Конструктивно Д-20П состоял из трехступенчатого вентилятора и восьмиступенчатого осевого компрессора, трубчато-кольцевой камеры сгорания с 12 жаровыми трубами, одноступенчатой турбины компрессора и двухступенчатой турбины вентилятора, а также сопла с раздельными потоками газа из контуров.

$P_{взл.}$ = 5400 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,72 кг/кгс.ч
$m_{взл.}$ = 1,0
$T_{г\ взл.}$ = 1330 К
$G_{в\ взл.}$ = 113 кг/с
$n_{кнд\ взл.}$ = 8550 об./мин.
$n_{квд\ взл.}$ = 11700 об./мин.
$P_{кр.}$ = 1100 кгс (Н = 11000 км, Мп = 0,75)
$C_{уд.кр.}$ = 0,88 кг/кгс.ч
$\pi_{к\ ном.}$ = 14
$M_{дв.}$ = 1468 кг
$D_{вх}$ = 915 мм
$D_{макс.}$ = 976 мм
$L_{дв.}$ = 3304 мм

Двигатель выпускался с 1959 по 1977 гг. в ОАО "Пермский моторный завод". Выпущено более 700 экземпляров.



Разрез Д-20П [7]

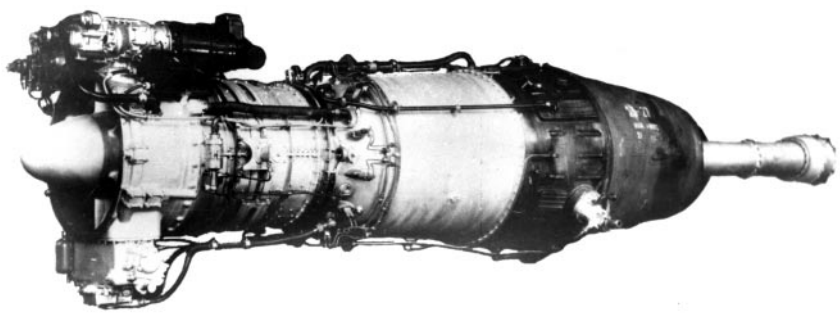
Д-25В

авиационный турбовальный двигатель

ТВаД **Д-25В** создан на базе газогенератора ТРДД Д-20П и является первым в практике авиационного двигателестроения двигателем со "свободной турбиной".

Двигатель прошел Государственные испытания в 1958 г.

С 1960 г. Д-25В и редуктор Р-7 устанавливались на тяжелые вертолеты Ми-6, Ми-10, заменив двигатели ТВ-2Ф (см. СНТК имени Н.Д.Кузнецова). Силовая установка этих вертолетов состоит из двух двигателей, отличающихся только направлением сопла.



Д-25В [5]

Двигатель рассчитан на эксплуатацию при следующих условиях: высота до 3000 м, температура до 40°С на уровне моря.

Модификация двигателя **Д-25ВФ** для вертолета-крана Ми-10К имеет большую мощность по сравнению с базовым, которая составляет 6500 л.с. Четыре двигателя Д-25ВФ вместе с редуктором Р-12 устанавливались на экспериментальном вертолете В-12 ОКБ М.Л.Миля. Отличие Д-25ВФ от базового двигателя заключается в том, что он имеет “нулевую” ступень компрессора.

Модификация двигателя **Д-25ВК** мощностью 7375 л.с. устанавливалась на опытном вертолете Ка-22.

Д-25В - это одновальный двигатель. Его осевой компрессор имеет 9 ступеней. Степень сжатия воздуха в компрессоре на взлетном режиме равна 5,6 при частоте вращения ротора 10530 об./мин. Камера сгорания трубчато-кольцевая. Турбина компрессора состоит из одной ступени; “свободная турбина” состоит из двух ступеней с задним передаточным валом.

Топливо: ТС-1, Т-1 и их смеси.

Масло: МК-8 для газогенератора, МК-22, МК-8 и МС-20 для силовой турбины и редуктора.

$N_{e\ взл.}$ = 5500 л.с.

$C_{e\ взл.}$ = 0,287 кг/л.с.ч

$N_{e\ кр.}$ = 3100 л.с. (H = 1000 м, Vп = 250 км/ч)

$C_{e\ кр.}$ = 0,343 кг/л.с.ч

$\pi_{к\ взл.}$ = 5,6

$T_{г\ взл.}$ = 1160 К

$G_{в\ взл.}$ = 26 кг/с

$n_{кнд\ взл.}$ = 10530 об./мин.

$\sigma_{вх}$ = 0,980

$\eta_{кнд}$ = 0,830

$\eta_{г}$ = 0,980

$\sigma_{кс}$ = 0,940

$\eta_{твд}$ = 0,880

$\eta_{тнд}$ = 0,900

$\pi_{с}$ = 1,060

$D_{дв.}$ = 572 мм

$h_{дв.}$ = 1158 мм

$b_{дв.}$ = 1086 мм

$L_{дв.}$ = 2737 мм

$M_{дв.}$ = 1243 кг

Действующий назначенный ресурс 6000 часов

Количество двигателей “на крыле” 39%

Отработали действующие межремонтные ресурсы и ресурс до первого капитального ремонта 50% двигателей

Количество двигателей в резерве 11%

Более 60% парка Д-25В имеют наработку с начала эксплуатации от 4000 до 6000 часов.

Планетарно-дифференциальный редуктор Р-7 (1958 г.) способен передавать рекордную по тем временам мощность в 11000 л.с. Передаточное число редуктора 69,2.

Габариты редуктора: высота 2795 мм, ширина 1551 мм, длина 1852 мм.

Д-25В до 1981 г. выпускался в ОАО “Пермский моторный завод”.

Произведено более 3000 Д-25 всех модификаций.



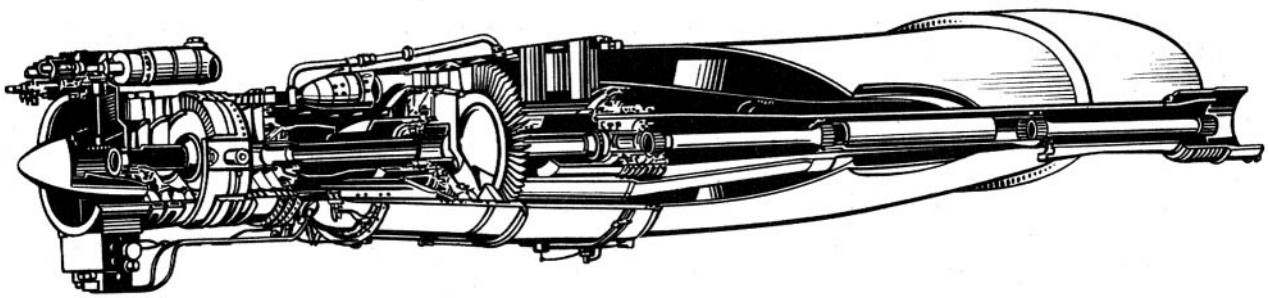
Ми-6 [13]



Ми-10К [9]



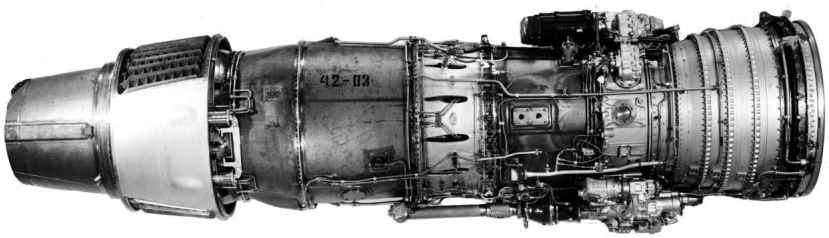
В-12 [9]



Разрез Д-25В [7]

Д-30

авиационный турбореактивный двигатель



Д-30 III серии [5]

Двухконтурный двухвальный двигатель **Д-30 I серии** с 1966 по 1977 гг. устанавливался на пассажирские самолеты Ту-134. **Д-30 II серии** с реверсивным устройством для самолета Ту-134А вошел в эксплуатацию в 1969 г. и выпускался до 1987 г. С 1982 г. на Ту-134А, Ту-134А-3 и Ту-134Б-3 эксплуатируется **Д-30 III серии** с “нулевой” ступенью компрессора низкого давления.

Д-30 серийно производился в ОАО "Пермские моторы", где выпущено около 2500 двигателей трех серий. Ремонт Д-30 осуществляется в ОАО "Быковский авиаремонтный завод", ООО “АВиС Моторс”.

Компрессор низкого давления состоит из 4 ступеней (на Д-30 III серии - 5 ступеней). Степень сжатия КНД 2,65. Компрессор высокого давления состоит из 10 ступеней и имеет степенью сжатия 7,1. Камера сгорания трубчато-кольцевого типа с 12 жаровыми трубами. Турбина высокого давления состоит из 2

ступеней. Первая ступень (статор и ротор) охлаждаемая. Турбина низкого давления - 2 ступени. Сопло со смешением потоков внешнего и внутреннего контуров (лепестковые смесители). Д-30 II серии оснащен двустворчатым реверсивным устройством.
Топливо – Т-1, ТС-1
Масло – МК-8, МК-8П
Двигатель оборудован противообледенительным системой, системой пожаротушения в обоих контурах, детектором вибраций корпуса, системой контроля масла, системой контроля температуры выхлопных газов (на взлетном режиме - до 620°С, на крейсерском - до 630°С, не более 5 минут). Для запуска двигателя применяется пневматический стартер СТМ-10, работающий от наземного питания.
В эксплуатации находятся, в основном, двигатели II и III серии, причем двигатели III серии составляют 3/4 от общего количества двигателей.
Из общего количества двигателей находятся на крыле 40% двигателей. Отработали межремонтные ресурсы и ресурс до первого ремонта 60% двигателей и находятся в составе ремфонда. Около 2% Д-30 находятся в резерве. 90% двигателей прошли ремонт.
Основная доля парка Д-30 имеет наработку, приближающуюся к установленному назначенному ресурсу 19000 часов (11400 циклов).
ОАО "Быковский авиаремонтный завод" совместно с ОАО "Авиадвигатель", ОАО "Пермские моторы" и ГосНИИ ГА проведен комплекс работ по увеличению назначенного ресурса до 21000 часов (12600 циклов).
Гарантийный ресурс до первого ремонта 3000 часов (1800 циклов)
Ресурс до первого ремонта по техническому состоянию (Д-30 II серии) 3500 часов (2100 циклов)
Ресурс до первого ремонта (Д-30 III серии) 4500 часов (2700 циклов)
Гарантийный межремонтный ресурс 3000 часов (1800 циклов)
Межремонтный ресурс по техническому состоянию 3500 часов (2100 циклов)
Назначенный ресурс 19000 часов (11400 циклов)
Календарный срок службы 8 лет.
$D_в$ = 963 мм
$L_{дв.}$ = 3983 мм

Д-30 I серии

$P_{взл.}$ = 6800 кгс
$P_{кр.}$ = 1600 кгс (Н = 11000 м, Vп = 800 км/ч)
$C_{уд.взл.}$ = 0,62 кг/кгс.ч
$C_{уд.кр.}$ = 0,786 кг/кгс.ч
$n_{кнд\ взл.}$ = 7750 об./мин.
$n_{квд\ взл.}$ = 11600 об./мин.
$m_{взл.}$ = 1,0
$T_{г\ взл.}$ = 1347 К
$G_{в\ взл.}$ = 126 кг/с
$\pi_{к\ взл.}$ = 18,65
$M_{дв.}$ = 1550 кг
$L_{дв.}$ = 3983 мм
$D_{дв.}$ = 963 мм
Дата ГСИ 1966 г.



Ту-134А-3 [2]



Ту-134УБЛ [1]

Д-30 II серии

$P_{взл.}$ = 6800 кгс
$P_{кр.}$ = 1600 кгс
$P_{обр.max}$ = 2500 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,605 кг/кгс.ч
$C_{уд.кр.}$ = 0,786 кг/кгс.ч
$m_{взл.}$ = 1,0
$T_{г\ взл.}$ = 1357 К
$G_{в\ взл.}$ = 127 кг
$M_{дв.}$ = 1768 кг
Дата ГСИ 1969 г.



Ту-134А [10]

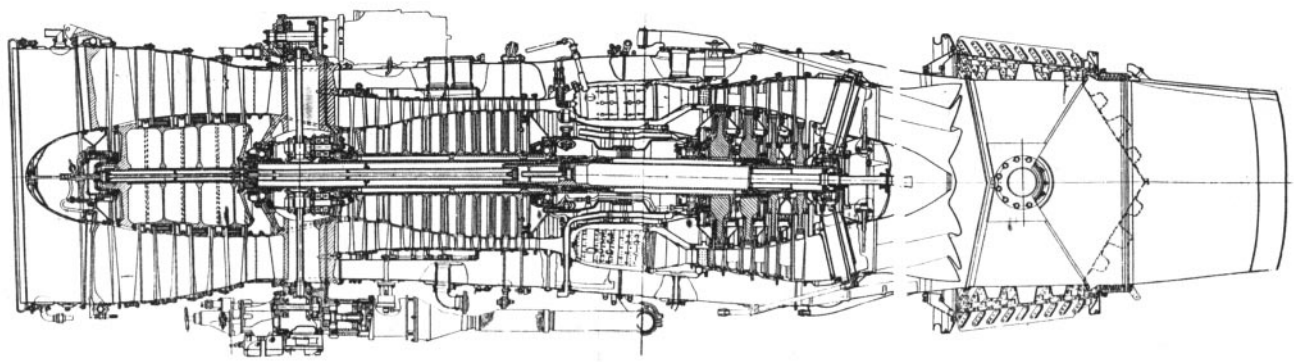
Д-30 III серии

$P_{взл.}$ = 6930 кгс
$P_{кр.}$ = 1600 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,610 кг/кгс.ч
$C_{уд.кр.}$ = 0,793 кг/кгс.ч
$m_{взл.}$ = 0,843
$T_{г\ взл.}$ = 1330 К
$G_{в\ взл.}$ = 128 кг/с
$M_{дв.}$ = 1809 кг
Дата ГСИ 1981 г.

См. **ГТУ-2,5П** и **ГТУ-4П** в данной главе.



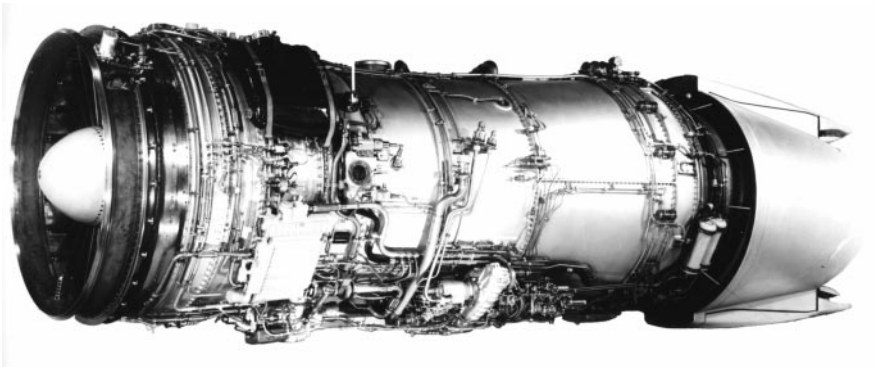
Ту-134Б-3 [10]



Конструктивная схема Д-30 III серии [5]

Д-30КП

авиационный турбореактивный двигатель



Д-30КП II серии [5]

Двухконтурный ТРД **Д-30КП** с реверсивным устройством устанавливается на всех модификациях транспортного самолета Ил-76, включая самолет дальнего радиолокационного обнаружения А-50, самолет-амфибию А-40 и самолет-заправщик Ил-78.

Всего в ОАО “Рыбинские моторы” изготовлено более 4500 двигателей Д-30КП разных серий.

Двигатель прошел Госиспытания в 1972 г. В эксплуатацию поступил в 1974 г.

Д-30КП II серии обеспечивает проектную взлетную тягу при температуре окружающей среды до +30°С.

Ремонт Д-30КП выполняется на ГП “123 Авиационный ремонтный завод, ГП”, ГП “Николаевский авиаремонтный завод”, ОАО “Рыбинские моторы”. Ремонт также может быть организован через Управление капитально-восстановительного ремонта авиационной техники и вооружения ВВС РФ.

Д-30КП представляют собой турбореактивный двухконтурный двухвальный двигатель со смешением потоков газа наружных и внутренних контуров. Двигатель состоит из следующих основных узлов: компрессора, разделительного корпуса с коробками приводов агрегатов, камеры сгорания, турбины и выходного и реверсивного устройств. Компрессор двигателя двухкаскадный, осевой. Каскад низкого давления имеет одну сверхзвуковую ступень и приводится во вращение турбиной низкого давления. Каскад высокого давления приводится во вращение турбиной высокого давления. Разделительный корпус предназначен для разделения потока воздуха между контурами, а также для размещения центрального привода к передней и задней коробкам приводов. Камера сгорания трубчато-кольцевого типа расположена между компрессором и турбиной. В ее конструкции предусмотрена возможность осмотра и замены жаровых труб, газосборников, форсунок и других деталей при частичной разборке двигателя. Турбина двигателя осевая, реактивная. Диски, сопловые и рабочие лопатки обеих ступеней турбины высокого давления охлаждаются воздухом, в четырехступенчатой турбине низкого давления охлаждаются только диски. Задняя опора турбины является силовым узлом, на котором располагаются детали крепления задней подвески двигателя к самолету. Выходное устройство имеет камеру смешения и дозвуковое, нерегулируемое реактивное сопло. Реверсивное устройство имеет две наружные отклоняющиеся створки. Система управления этим устройством гидравлическая, замкнутая, автономная.

Агрегаты, обеспечивающие работу двигателя и самолета, установлены на двух коробках приводов, расположенных в нижней части двигателя (передняя установлена на раздельном корпусе, задняя - на подвесках во впадине наружного кожуха камеры сгорания).

Для работы генератора переменного тока с постоянной частотой вращения двигатель оборудован дифференциальным приводом постоянной частоты вращения с воздушной турбиной.

Управление двигателем осуществляется из кабины экипажа рычагами “ГАЗ - РЕВЕРС” и “ОСТАНОВ”. Рычаг “ГАЗ - РЕВЕРС” является комбинированным и состоит из основного рычага управления двигателем (РУД - управление прямой тягой) и дополнительного рычага управления реверсивным устройством (РУР - управление обратной тягой).

Запуск двигателя автоматический и осуществляется от воздушного стартера.

В двигателе используется электронная система зажигания, в которую входят агрегат зажигания и две свечи поверхностного заряда.

Масляная система двигателя автономная, нормально замкнутая, циркуляционная. Все ее агрегаты расположены на двигателе.

Двигатель оборудован следующими системами защиты и раннего обнаружения неисправностей: системами ограничения максимальной частоты вращения роторов КВД и КНД и максимального давления воздуха за КВД; системой ограничения температуры газа за турбиной на основных режимах работы двигателя; системой защиты от опасных частот вращения турбины ППО, воздушного турбостартера и генератора переменного тока; противооблединительной системой (ПОС) воздухозаборника, обтекателя передней опоры и лопаток ВНА КНД; системой сигнализации и пожаротушения внутри двигателя; системой контроля и сигнализации о вибронагрузках двигателя; сигнализацией о наличии металлической стружки в масляной системе; сигнализацией о перепаде давлений на основном топливном фильтре; сигнализацией о минимально допустимом давлении топлива в насос-регуляторе; сигнализацией и минимально допустимом давлении масла на входе в двигатель.

На двигателе установлены датчики контрольно-измерительной аппаратуры масляной системы и системы теплопередачи, реверсивного устройства, положения регулирующих органов механизации компрессора, температуры газа за турбиной и т. д.

Компрессор осевой, двухкаскадный. Число ступеней: КНД - 3, КВД - 11. Степень повышения давления на взлетном режиме: в КНД - 2,8, в КВД - 9,35, суммарная - 19,45. Степень повышения давления на максимальном продолжительном режиме: в КНД



Ил-76ТД [4]



Ил-76МД [10]



А-50 [1]

- 1,87, в КВД - 8,45, суммарная - 15,57. Камера сгорания трубчато-кольцевая с 12 жаровыми трубами. Турбина осевая, реактивная. Число ступеней: ТВД - 2, ТНД - 4. Выходное устройство с камерой смешения. Площадь на срезе сопла 0,83 кв.м. Реверсивное устройство двухстворчатое.
Топливо: ТС-1, Т-1 и их смеси.
Масло: МК-8, МК-8П и их смеси.
Расход масла 0,9 кг/ч.
Источник сжатого воздуха: турбокомпрессорный стартер энергоузел ТА-6А, аэродромная установка, компрессор работающего двигателя.
Двухконтурный ТРД **Д-30А**, модификация Д-30КП, предназначен для пассажирского самолета с высокой грузоподъемностью. В двигателе проведены определенные доработки в наружном корпусе (установлены звукопоглощающие панели), реверсивном устройстве, системе крепления силовой установки. Д-30А оснащен новым одноступенчатым вентилятором без входного направляющего аппарата. В 1977 г. Д-30А успешно прошел 200-часовые испытания, однако в 1978 г. работы были прекращены.
Д-30КП-Л - это ТРДД для самолета Ил-76К, который используется для искусственного создания условий невесомости. Он отличается от прототипа введением специальных агрегатов в маслосистему.
Д-30КПВ тягой 12000 кгс (без реверсивного устройства) устанавливается на самолеты-амфибии А-40.
В основном, в эксплуатации находятся двигатели Д-30КП I и II серии. Соотношение двигателей по сериям 1:4.
Из общего количества двигателей находятся на крыле 59%. Отработали межремонтные ресурсы и ресурс до первого ремонта 38% двигателей и находятся в составе ремфонда. 2,3% Д-30КП находятся в резерве.
Около 50% Д-30КП имеет наработку свыше 4000 часов, из них более половины наработали с начала эксплуатации свыше 6000 часов. В эксплуатации находятся двигатели с наработкой свыше 6500 часов. 75% двигателей прошли капитальный ремонт.
В настоящее время ОАО "Рыбинские моторы" совместно с ГосНИИ ГА проведен комплекс работ и оформляется решение об установлении двигателям Д-30КП/КП-II назначенного ресурса 9000 часов (4620 циклов).
Гарантийный ресурс до первого ремонта 2000 часов (1025 циклов). Ресурс до первого ремонта по техническому состоянию 4000 часов (1539 циклов). Гарантийный межремонтный ресурс 2000 часов (1025 циклов). Межремонтный ресурс по техническому состоянию 4000 часов (1539 циклов). Назначенный ресурс 6500 часов (3375 циклов). Календарный срок службы 10 лет.

Диаметр вентилятора 1455 мм
Длина 5448 мм

Д-30КП I серии

$P_{взл.}$ = 12000 кгс
$P_{кр.}$ = 2750 кгс (H = 11000 м, Мп = 0,8)
$C_{уд.взл.}$ = 0,5 кг/кгс.ч
$C_{уд.кр.}$ = 0,7 кг/кгс.ч
$m_{взл.}$ = 2,36
$T_{г\ взл.}$ = 1427 К
$G_{в\ взл.}$ = 279 кг/с
$M_{дв.}$ = 2640 кг
$P_{обр.max}$ = 3800 кгс

Д-30КП II серии

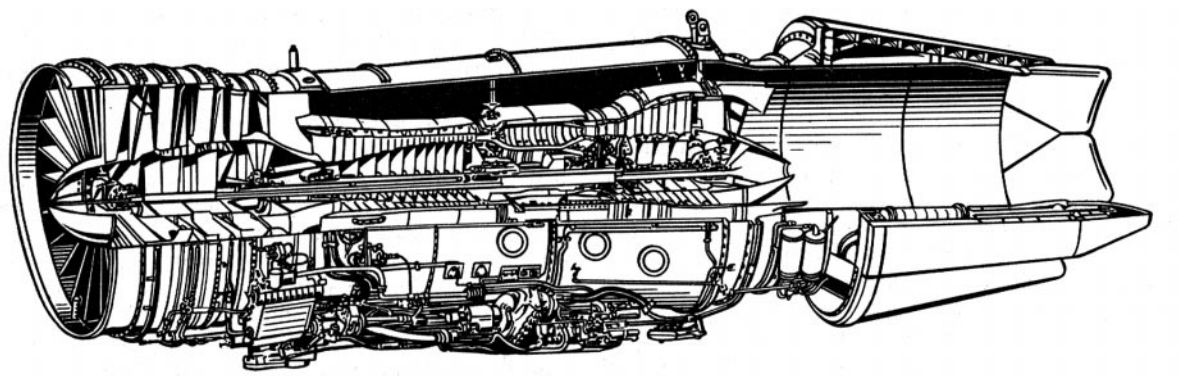
$P_{взл.}$ = 12000 кгс
$P_{кр.}$ = 2750 кгс (H = 11000 м, Мп = 0,8)
$P_{обр.max}$ = 3800 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,49 кг/кгс.ч
$C_{уд.кр.}$ = 0,7 кг/кгс.ч
$m_{взл.}$ = 2,2
$T_{г\ взл.}$ = 1356 К
$G_{в\ взл.}$ = 269 кг/с
$M_{дв.}$ = 2650 кг



А-40 [14]



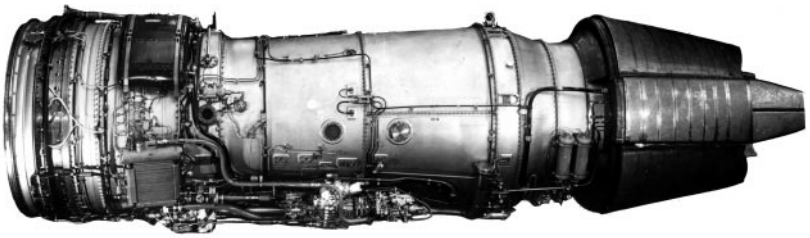
Ил-78 [2]



Разрез Д-30КП/КУ [7]

Д-30КУ

авиационный турбореактивный двигатель



Д-30КУ [5]

Авиационный двигатель **Д-30КУ** представляет собой турбореактивный двухконтурный двухвальный двигатель со смешением потоков газа наружных и внутренних контуров. Он создан для магистрального межконтинентального пассажирского самолета Ил-62М взамен ТРДД НК-8-4.

Д-30КУ I серии прошел Госиспытания в 1971 г. и вошел в эксплуатацию в 1974 г. **Д-30КУ II серии** прошел Госиспытания в 1978 г.

Серийное производство двигателя осуществлялось в ОАО "Рыбинские моторы", где изготовлено более 1500 силовых установок всех серий. Ремонт выполняется на заводе-изготовителе и в ОАО "Внуковский авиаремонтный завод №400".

Компрессор осевой, двухкаскадный. Число ступеней: КНД - 3, КВД - 11. Степень повышения давления на взлетном режиме: в КНД - 2,0, в КВД - 8,7, суммарная - 17,4. Степень повышения давления на максимальном продолжительном режиме: в КНД - 1,87, в КВД - 8,3, суммарная - 15,45. Камера сгорания трубчато-кольцевая с 12 жаровыми трубами. Турбина осевая, реактивная. Число ступеней: ТВД - 2, ТНД - 4. Выходное устройство с камерой смешения. Площадь на срезе сопла 0,83 м^2. Реверсивное устройство двухстворчатое.

Топливо: ТС-1, Т-1 и их смеси.

Масло: МК-8, МК-8П и их смеси.

Расход масла 0,9 кг/ч

Источник сжатого воздуха: турбокомпрессорный стартер-энергоузел ТА-6А, аэродромная установка, компрессор работающего двигателя.

На двигателе впервые применена конструкция реверсивного устройства ковшевого типа.

По конструкции двигатель аналогичен Д-30КП.

Д-30КУ II серии обеспечивает проектную взлетную тягу при температуре окружающей среды до +30°С.

На базе двигателя Д-30КУ II серии в ОАО "Рыбинские моторы" разрабатывается газотурбинная установка **ГТУ-6/РМ** (N = 6 МВт и $C_{уд.}$ = 1863 кг/кВт.ч) для применения в составе автономных электростанций.

Гарантийный ресурс до первого ремонта 3000 часов (543 циклов). Ресурс до первого ремонта по техническому состоянию 6000 часов (1266 циклов). Гарантийный межремонтный ресурс 3000 часов (543 циклов). Межремонтный ресурс по техническому состоянию 6000 часов (1266 циклов). Назначенный ресурс 18000 часов (3800 циклов). Календарный срок службы 6 лет

В эксплуатации находятся двигатели I и II серий. Соотношение двигателей по сериям 2 : 3.

Из общего количества выпущенных двигателей находятся на крыле 18,7%. Отработали межремонтные ресурсы и ресурс до первого ремонта 81% двигателей и находятся в составе ремфонда. 0,5% Д-30КУ находятся в резерве. Около 50% Д-30КУ имеет наработку от 10000 до 16000 часов. 85% двигателей прошли капитальный ремонт.

В настоящее время ОАО "Рыбинские моторы" совместно с ГосНИИ ГА доводят назначенный ресурс двигателя до 21000 часов (4500 циклов).

Диаметр вентилятора 1450 мм

Длина с реверсом 5700 мм

Д-30КУ I серии

$P_{взл.}$ = 11000 кгс
$P_{кр.}$ = 2750 кгс
$P_{обр.макс.}$ = 3800 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,49 кг/кгс.ч
$C_{уд.кр.}$ = 0,7 кг/кгс.ч
$m_{взл.}$ = 2,42
$T_{г\ взл.}$ = 1385 К
$G_{\ взл.}$ = 269 кг/с
$\eta_{в}$ = 0,840
$\eta_{кнд}$ = 0,838
$\eta_{квд}$ = 0,855
$\eta_{г}$ = 0,982
$\sigma_{кс}$ = 0,946
$\eta_{твд}$ = 0,900
$\eta_{тнд}$ = 0,914
$\varphi_{с}$ = 0,990
$M_{дв.}$ = 2300 кг

Д-30КУ II серии

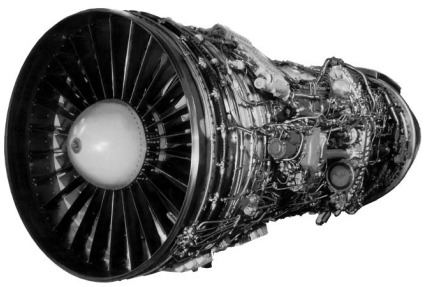
$P_{взл.}$ = 11000 кгс
$P_{кр.}$ = 2750 кгс
$P_{обр.макс.}$ = 3800 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,49 кг/кгс.ч
$C_{уд.кр.}$ = 0,7 кг/кгс.ч
$m_{взл.}$ = 2,2
$T_{г\ взл.}$ = 1356 К
$G_{в\ взл.}$ = 269 кг/с
$M_{дв.}$ = 2640 кг



Ил-62М [2]

Д-30КУ-154

авиационный турбореактивный двигатель



Д-30КУ-154 III серии [27]

Двигатель создан на базе Д-30КУ специально для пассажирского самолета Ту-154М. Установка этого двигателя позволила на 16-20% уменьшить расход топлива при эксплуатации самолета по сравнению с устанавливаемыми ранее ТРДД НК-8-2 и НК-8-2У.

ТРДД **Д-30КУ-154 I серии** прошел госиспытания в 1979 г. (в 1984 г. - **Д-30КУ-154 II серии**). В ОАО "Рыбинские Моторы" изготовлено более 1500 двигателей Д-30КУ-154 II серии. Ремонт двигателя выполняется на заводе-производителе и в ОАО "Внуковский авиаремонтный завод №400".

На двигателе **Д-30КУ III серии** установлены усовершенствованный двенадцатилепестковый смеситель в сопле, усовершенствованная безопасная для двигателя и самолета система реверса тяги, замкнутая система дренажа, применены сотовые уплотнения в компрессоре и турбине, уменьшены радиальные зазоры, что



Ту-154М [15]

привело к уменьшению расхода топлива на 2,5%.
Ресурс двигателя Д-30КУ-154 III серии увеличен на 800 часов за счет снижения температуры на входе в турбину, а расход топлива уменьшен на 3%.
Ресурс до первого ремонта по техническому состоянию 5600 часов (2310 циклов). Гарантийный межремонтный ресурс 3000 часов (1386 циклов). Межремонтный ресурс по техническому состоянию 5600 часов (2310 циклов). Назначенный ресурс 15000 часов (7000 циклов). Календарный срок службы 6 лет.
Из общего количества двигателей находятся на крыле 52% двигателей. Отработали межремонтные ресурсы и ресурс до первого ремонта 45% двигателей и находятся в составе ремфонда. 3% Д-30КУ-154 находятся в резерве. Около 60% Д-30КУ-154 имеет наработку менее 6000 часов, 15% наработали свыше 10000 часов. 60% двигателей прошли капитальный ремонт.
Проводятся работы по обоснованию возможности установления ресурсов: назначенного 18000 часов, межремонтного и до первого ремонта 6000 часов.

Д-30КУ-90, модификация двигателя Д-30КУ-154, выполнена с учетом следующих особенностей: сохранение взлетной тяги; конструкция и места крепления двигателя Д-30КУ-90 на самолете Ту-154М сохраняются серийными; места стыковки двигателя Д-30КУ-90 по отборам воздуха, гидравлическим, топливным, электрическим и другим системам остаются серийными; исключение попадания посторонних предметов в газовоздушный тракт двигателя; использование реверсивного устройства со створками с отклонением потока, а также применение замкнутой системы дренажа; предотвращение загрязнения ВПП маслопродуктами.
На двигателе применен высокоэффективный газогенератор ПС-90А.
Экологические характеристики по эмиссии модифицированных двигателей соответствуют нормам ICAO 2000 г.
Самолет Ту-154М с модифицированными двигателями Д-30КУ-90 удовлетворяет требованиям главы III норм ICAO по шуму. Улучшение топливной экономичности модифицированных двигателей Д-30КУ-90 составляет примерно 7%, т.е. экономия топлива за один полет (приблизительно 2 часа 20 минут) самолета Ту-154М с двигателями Д-30КУ-90 составит 1060 кг.
В Д-30КУ-90 исключен узел межвального подшипника. Дальность полета увеличена на 9% за счет снижения удельного расхода топлива. Повышены экологические характеристики в связи с исключением выброса дренажного топлива.
Модернизация Д-30КУ-90 возможна в процессе его ремонта.

Д-30КУ-154 II серии

$P_{взл.}$ = 10500 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,498 кг/кгс.ч
$T_{г\ взл.}$ = 1336 К
$G_{в\ взл.}$ = 263 кг/с
$P_{кр.}$ = 2750 кгс (H = 11000 м, Mп = 0,8)
$C_{уд.кр.}$ = 0,71 кг/кгс.ч
$m_{взл.}$ = 2,3
$D_{в}$ = 1455 мм
$M_{дв.\ с\ реверсом}$ = 2305 кг
$L_{дв.\ с\ реверсом}$ = 5700 мм
$M_{дв.\ без\ реверса}$ = 2305 мм
$M_{дв.\ с\ реверсом}$ = 2675 мм

Д-30КУ-154 III серии

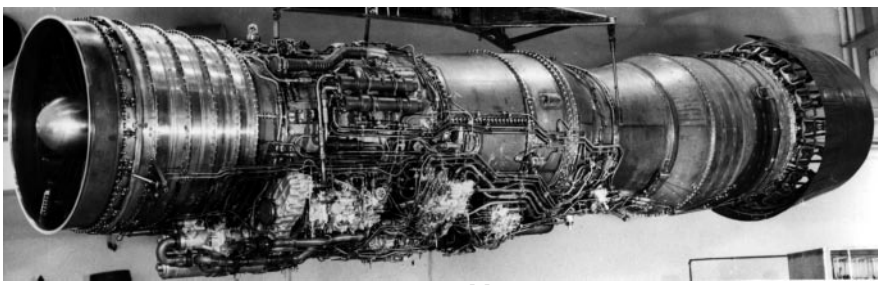
$P_{взл.}$ = 10500 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,482 кг/кгс.ч
$T_{г\ взл.}$ = 1316 К
$G_{в\ взл.}$ = 265 кг/с
$P_{кр.}$ = 2750 кгс (H = 11000 м, Mп = 0,8)
$C_{уд.кр.}$ = 0,69 кг/кгс.ч
$D_{в}$ = 1455 мм
$M_{дв.\ с\ реверсом}$ = 2307 кг

Д-30КУ-90

$P_{взл.}$ = 10500 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,464 кг/кгс.ч
$T_{г\ взл.}$ = 1465 К
$G_{в\ взл.}$ = 277 кг/с
$P_{кр.}$ = 2750 кгс (H = 11000 м, Mп = 0,8)
$C_{уд.кр.}$ = 0,66 кг/кгс.ч
$C_{уд.масла}$ = 1 л/ч
$D_{в}$ = 1455 мм
$M_{дв.\ с\ реверсом}$ = 2450 кг

Д-30Ф6

авиационный турбореактивный двигатель



Д-30Ф6 [5]



МиГ-31Б [104]

Двухконтурный двухвальный турбореактивный двигатель **Д-30Ф6** с форсажной камерой и регулируемым соплом предназначен для сверхзвукового истребителя-перехватчика МиГ-31 и его модификаций. Разработка двигателя началась в 1972 г., а в 1979 г. он прошел Государственные испытания.
Серийное производство и ремонт осуществляется ОАО "Пермские моторы" с 1980 г. (выпущено около 2000 двигателей Д-30Ф6).

Модификация **Д-30-10В** ($P_{взл.}$ = 88,2 кН) устанавливается на дозвуковом высотном самолете М-55 "Геофизика".
Двигатель состоит из 7 модулей.
Компрессор низкого давления: 5 ступеней; степень сжатия воздуха 3; степень двухконтурности 0,57. Компрессор высокого давления: 10 ступеней; регулируемые лопатки статора первой ступени; степень сжатия воздуха 7,05; суммарная степень повышения давле-



М-55 "Геофизика" [2]

ния 21,15. Камера сгорания трубчато-кольцевая с 12 жаровыми трубами. Турбина высокого давления: 2 ступени, $T_г$ = 1367°С; воздух для охлаждения лопаток отбирается из 5 и 10 ступеней компрессора. Турбина низкого давления: 2 ступени. Форсажная камера: 4 кольцевых стабилизатора пламени, розжиг методом "огневой дорожки". Сопло: многостворчатое охлаждаемое с варьируемой площадью выходного сечения; система управления включает 18 цилиндров.
Запуск двигателя осуществляется с помощью вспомогательных ГТД, расположенных под ним (по одному ВГТД на каждый двигатель).

$P_{взл.}$ = 9500 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,72 кг/кгс.ч
$P_{ф.кр.}$ = 15500 кгс ($M_п$ = 2,83)
$C_{уд.ф.кр.}$ = 1,9 кг/кгс.ч
$T_{г\ ф.}$ = 1660 К
$G_{в\ взл.}$ = 150 кг/с
$M_{дв.}$ = 2416 кг

ПС-90А

авиационный турбореактивный двигатель



ПС-90А2 [1]



Ил-96-300 [10]



Ил-96Т [1]



Ту-214 [17]

Состоящий из 11 модулей двухконтурный двухвальный ТРД **ПС-90А** со смешением потоков наружного и внутреннего контуров, с реверсивным устройством в канале наружного контура, разработан для самолетов Ту-204, Ту-214, Ил-96-300 и др.
Первое испытание двигателя состоялось в 1984 г., а Государственные испытания пройдены в 1991 г.
ПС-90А имеет сертификат типа Межгосударственного Авиационного Комитета и сертификаты ICAO по шуму и выбросам вредных веществ с апреля 1992 г.
Пассажирский самолет Ил-96-300 с четырьмя ТРДД ПС-90А выполнил свой первый полет в сентябре 1988 г. Эксплуатируется в системе гражданской авиации с 1993 г.
ОАО "Пермские моторы" выпустил около 250 двигателей ПС-90А и осуществляет их ремонт.
Электронная цифровая двухканальная система выполняет полный объем функций управления двигателем. Развитая бортовая система контроля и диагностики обеспечивает своевременное выявление неисправностей и эксплуатацию двигателя по состоянию.
Вентилятор: 1 ступень с 33 титановыми лопатками; степень двухконтурности на взлетном режиме 4,6, на крейсерском 4,8. Компрессор низкого давления: 2 ступени. Компрессор высокого давления: 13 ступеней, регулируемые входной направляющий аппарат и статор первых двух ступеней. Суммарная степень повышения давления в компрессоре 35,5. Камера сгорания трубчато-кольцевая с 12 жаровыми трубами. Турбина высокого давления: 2 ступени, охлаждаемая, $T_г$ = 1640 К. Турбина низкого давления: 4 ступени.
$P_{взл.}$ = 16000 кгс
$P_{обр.макс.}$ = 3600 кгс
$P_{кр.}$ = 3500 кгс (H = 11000 м, Vп = 850 км/ч)
$C_{уд.кр.}$ = 0,595 кг/кгс.ч
$G_{в\ взл.}$ = 470 кг/с
$\pi_{к\ взл.}$ = 35,5
$\pi_{в\ взл.}$ = 1,64
$m_{взл.}$ = 4,36
$T_{г\ взл.}$ = 1565 К
$T_{г\ макс.}$ = 1640 К
$M_{дв.}$ = 2950 кг
$D_в$ = 1900 мм
$L_{дв.}$ = 5333 мм
Наработка на выключение в полете 30000 часов
Средняя наработка на съем двигателя 5500 часов
Диапазон эксплуатационных температур -47...+45°С
Высота запуска в полете 7000 м
Срок службы 7 лет
Использование чрезвычайного режима – одноразовое (двигатель подлежит съему)
ПС-90А2 - это модификация двигателя ПС-90А с повышенной надежностью, улучшенной экономичностью, уменьшенной трудоемкостью обслуживания в эксплуатации, возможностью форсирования по тяге, полной взаимозаменяемостью, разрешением на полеты ETOPS для двухдвигательных самолетов, локализацией разрушений при обрыве рабочей лопатки вентилятора под корень, повышенной пожаробезопасностью в связи с заменой части топливных агрегатов на пневматические, возможностью замены рабочих и спрямляющий лопаток вентилятора в эксплуатации, возможностью замены покрытия над рабочим колесом вентилятора в эксплуатации.
В проекте ПС-90А2 участвуют несколько стран: США (модернизация турбины высокого давления - Pratt & Whitney, модернизация подшипниковых опор - Pratt & Whitney, система ав-

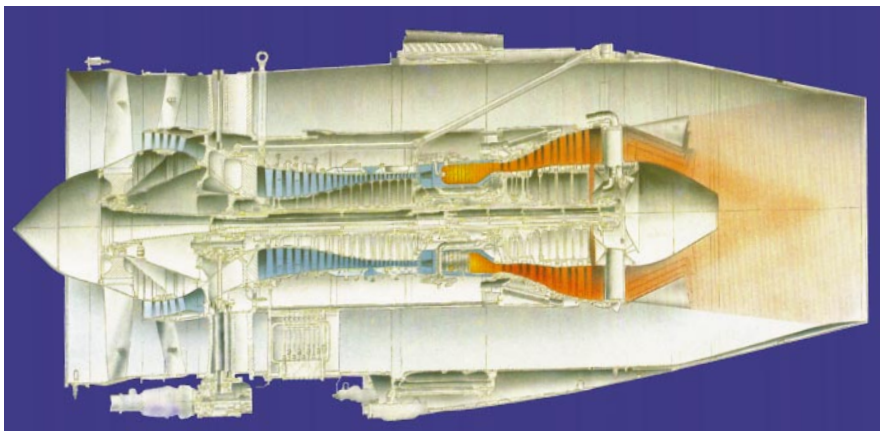
томатического управления на базе FADEC - Hamilton Standard, пневмоклапаны механизации двигателя - Honeywell, масляные фильтры - PALL), Франция (оптический пиромеханический преобразователь - Auxitrol, электрические разъемы - Deutsch), Германия (бортовая система контроля двигателя - BGT, топливно-масляные теплообменники - BEHR Industrietechnik, подшипники - FAG), Швеция (подшипники - SKF), Россия (совершенствование конструкции двигателя по результатам эксплуатации, обеспечение испытаний и сертификации усовершенствованных узлов и импортных комплектующих изделий, серийное производство двигателя).

На двигателе внедряется турбина высокого давления новой конструкции со следующими характеристиками: ресурс дисковых деталей не менее 5000 циклов, ресурс лопаток не менее 10000 часов, КПД турбины больше на 2%, охлаждение второй ступени ТВД из-за десятой ступени КВД (вместо седьмой). Оптимизированы также конструкции опор: внедрены контактные графитовые уплотнения, улучшено тепловое состояние подшипников и деталей опор.

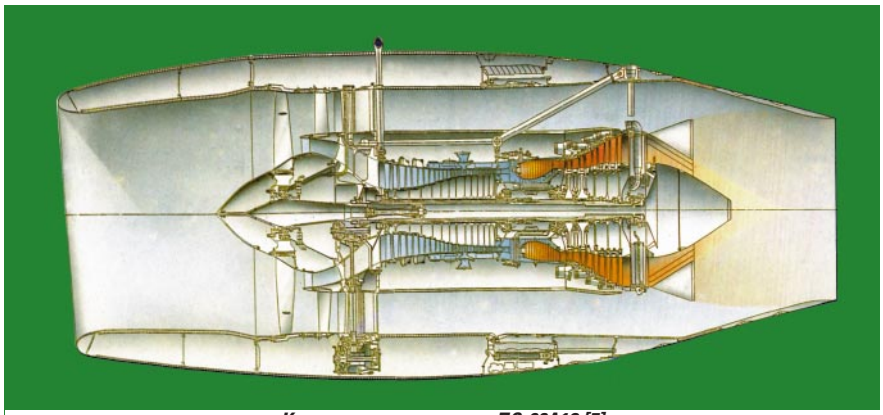
$P_{взл.}$ = 16000 кгс
$P_{обр.макс.}$ = 3600 кгс
$P_{кр.}$ = 3700 кгс (H = 11000 м, Vп = 850 км/ч)
$C_{уд.кр.}$ = 0,595 кг/кгс.ч
$G_{в\ взл.}$ = 470 кг/с
$M_{дв.}$ = 2950 кг
$D_{в}$ = 1900 мм
$L_{дв.}$ = 4964 мм
Наработка на выключение в полете 100000 часов
Удельный расход масла 0,6 л/ч
Экономия масла при наработке 1000 часов составляет 400 л, 7000 часов - 2800 л.
Экономия топлива при наработке 1000 часов по сравнению с ПС-90А составляет 21 т, 6000 часов - 168 т.
Средняя наработка на съем двигателя: Ил-96-300 - 7500 часов, Ту-204 - 6000 часов
Диапазон эксплуатационных температур -55...+45°С
Высота запуска в полете 9000 м
Срок службы 12 лет
Использование чрезвычайного режима - многократное (в течение 3 минут)

ПС-90А-76 представляет собой модификацию двигателя ПС-90А с улучшенными ресурсными, акустическими, эмиссионными характеристиками и показателями надежности. Постановка двигателя ПС-90А-76 на самолет Ил-76МФ позволяет снизить удельный расход топлива на 15% по сравнению с установленным на нем в настоящее время ТРДД Д-30КП.

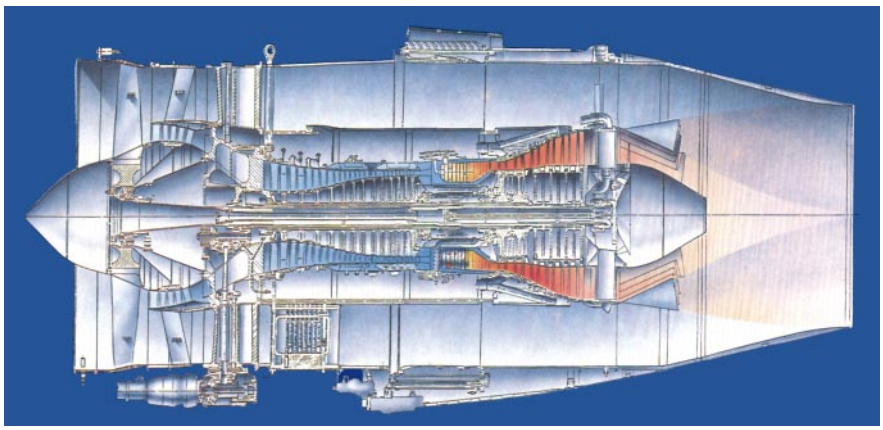
$P_{взл.}$ = 14000 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,372 кг/кгс.ч
$G_{в\ взл.}$ = 451 кг/с
$m_{взл.}$ = 4,6
$\pi_{к\ взл.}$ = 29,5
$\pi_{в\ взл.}$ = 1,61
$T_{г\ взл.}$ = 1575 К



Конструктивная схема ПС-90А-76 [5]



Конструктивная схема ПС-90А12 [5]



Конструктивная схема ПС-90А-154 [5]

$P_{кр.}$ = 3200 кгс (H = 11000 м, Мп = 0,8)
$C_{уд.кр.}$ = 0,594 кг/кгс.ч
$G_{в\ кр.}$ = 490 кг/с
$m_{кр.}$ = 4,5
$\pi_{к\ кр.}$ = 34,7
$\pi_{в\ кр.}$ = 1,69
$T_{г\ кр.}$ = 1325 К
$D_{в}$ = 1900 мм
$M_{дв.}$ = 2800 кг
Общетехнический ресурс 25000 часов

ПС-90А12 разрабатывается на базе серийного двигателя ПС-90А и является его модификацией с уменьшенной взлетной тягой. Конструктивные особенности двигателя и параметры цикла обеспечивают лучшие (по сравнению с базовым двигателем) ресурс, надежность, эксплуатационные и экологические характеристики.

Предназначается для установки на ближне- и среднемагистральный самолет Як-46, а также может рассматриваться в качестве силовой установки модификаций самолетов Ил-76ТД, Ил-62М, Ту-154М.

$P_{взл.}$ = 12000 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,357 кг/кгс.ч
$G_{в\ взл.}$ = 369 кг/с
$m_{взл.}$ = 5,05
$\pi_{к\ взл.}$ = 21,4
$\pi_{в\ взл.}$ = 1,60
$T_{г\ взл.}$ = 1536 К



Ил-76МФ [22]



ПС-90А на Ил-76МФ [92]

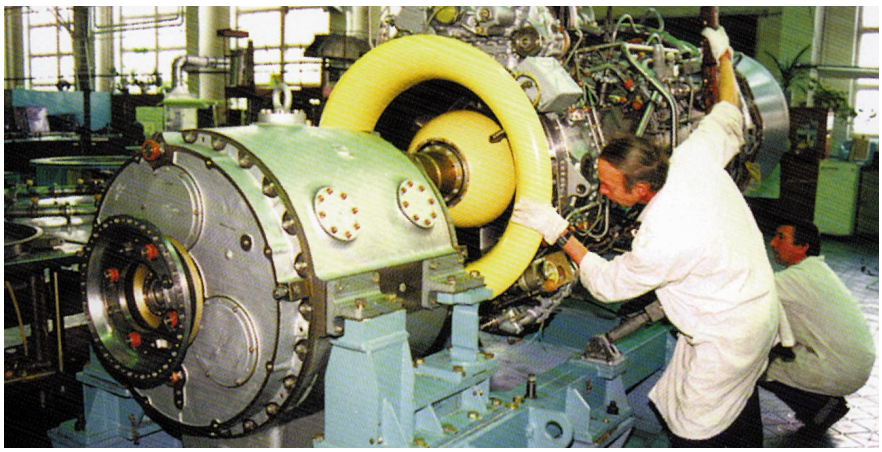
$D_в$ = 1670 мм
$M_{дв.}$ = 2300 кг
$P_{кр.}$ = 2300 кгс (H = 11000 м, Mп = 0,8)
$C_{уд.кр.}$ = 0,582 кг/кгс.ч
$G_{в\ кр.}$ = 381 кг/с
$m_{кр.}$ = 4,91
$\pi_{к\ кр.}$ = 23,3
$\pi_{в\ кр.}$ = 1,61
$T_{г\ кр.}$ = 1239 К
Общетехнический ресурс 20000 часов
Модификация двигателя **ПС-90А-154** с изменениями в конструкции обеспечивает боковое крепление двигателя в носовой части самолета Ту-154М2.
Постановка двигателя ПС-90А-154 на самолет Ту-154М2 позволит снизить расход топлива по сравнению с самолетом Ту-154 на 15% и обеспечит показатели самолета по шуму и эмиссии вредных веществ в соответствии с нормами ICAO.

$P_{взл.}$ = 16000 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,38 кг/кгс.ч
$G_{в\ взл.}$ = 471 кг/с
$m_{взл.}$ = 4,5
$\pi_{к\ взл.}$ = 31,9
$\pi_{в\ взл.}$ = 1,67
$T_{г\ взл.}$ = 1621 К
$P_{кр.}$ = 3500 кгс (H = 11000 м, Mп = 0,8)
$C_{уд.кр.}$ = 0,595 кг/кгс.ч
$G_{в\ кр.}$ = 504 кг/с
$m_{кр.}$ = 4,4
$\pi_{к\ кр.}$ = 37,0
$\pi_{в\ кр.}$ = 1,42
$T_{г\ кр.}$ = 1370 К
$D_в$ = 1900 мм
$M_{дв.}$ = 2950 кг
Общетехнический ресурс 20000 часов

См. **ГТУ-12П**, **ГТУ-16П** и **ГТУ-25П** в данной главе.

ГТУ-4П

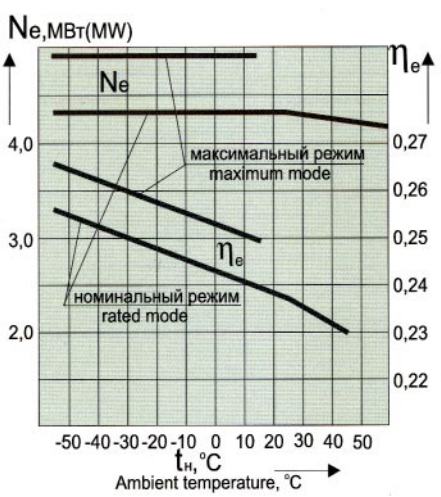
газотурбинная установка наземного применения

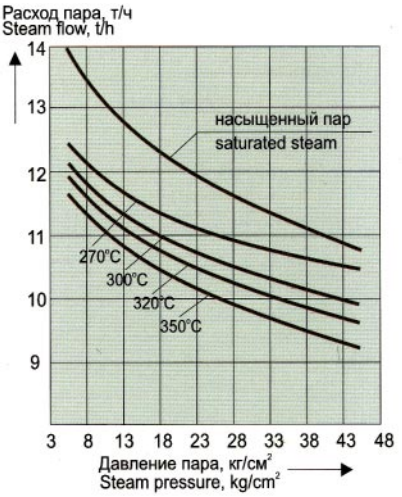


ГТУ-4П [5]

ГТУ-4П на базе газогенератора Д-30 III серии (самолет Ту-134) предназначена для привода турбогенератора в составе блочно-контейнерной газотурбинной электростанции мощностью 4...6 МВт. Объект применения - ГТЭС-4000, ТЭС-4000, ГПА. Создана по заказу РАО “Газпром”.
Изготавливается в виде модулей высокой заводской готовности.
Уникальные эксплуатационные характеристики: сброс 100-процентной номинальной нагрузки с автоматическим выходом на режим холостого хода; быстрый турбодетандерный запуск и прием нагрузки не более чем за 150 сек.; энергонезависимость (обеспечение собственных нужд от внутреннего источника - до 5 кВт); возможность использования энергии выхлопных газов для получения тепла и пара; низкий уровень эмиссии; коэффициент готовности - 0,991; коэффициент технического использования - 0,978 (по результатам эксплуатации лидерного образца).

$N_{ном.}$ = 4,3 МВт
$N_{макс.}$ = 4,8 МВт
$\eta_{эф.}$ = 0,247
$T_{г\ на\ выхлопе}$ = 721 К
Расход газа на выхлопе 28,3 кг/с
$\pi_к$ = 7,1
$n_{св.турбины}$ = 5500 об./мин.
$C_{уд.}$ = 0,298 кг/кВт.ч
Безвозвратные потери масла 0,3 кг/ч
Межремонтный ресурс 25000...30000 часов
NO_x/CO при сухом способе подавления – 50/50 мг/м^3
Производится серийно в ОАО “Пермский моторный завод” с января 1998 г. (изготовлено несколько установок).

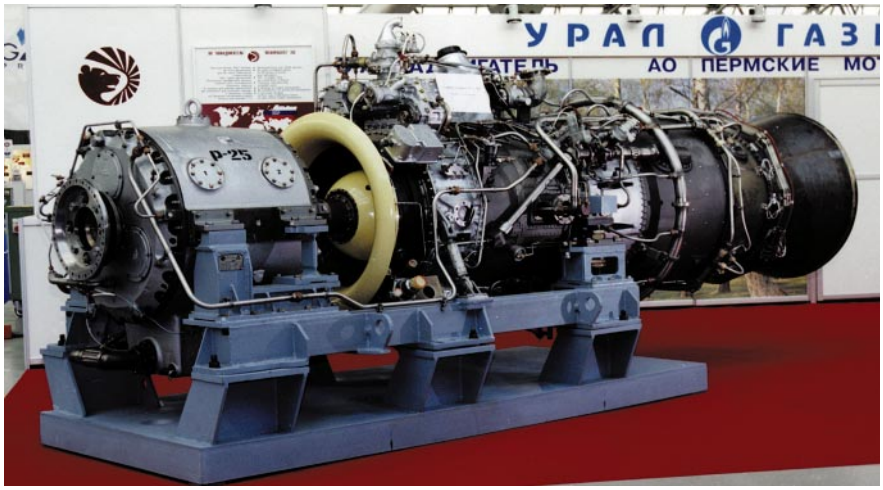




ГТУ-2,5П

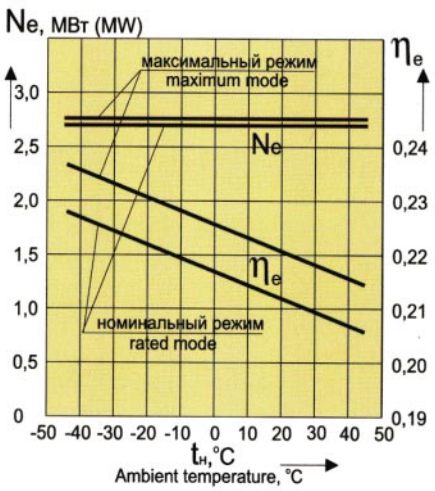
газотурбинная установка наземного применения

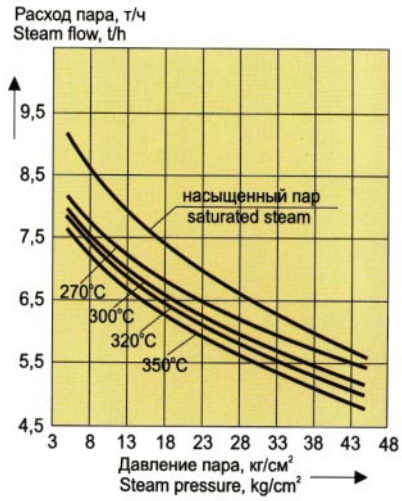
ГТУ-2,5П создана по заказу ОАО “Газпром” на базе газогенератора авиационного двигателя Д-30 III серии (самолет Ту-134) и предназначена для привода электрогенераторов передвижных электростанций ПАЭС-2500М, ЭГ-2500.
Модернизация ПАЭС-2500 и ЭГ-2500 осуществляется путем замены двигателя АИ-20ДКЭ на ГТУ-2,5П с электронной системой управления, выносным редуктором и фрикционной муфтой, выдерживающей ударную нагрузку до 4300 кВт.
Номинальная мощность в 2,5 МВт обеспечивается в диапазоне температур от -50 до +45°С.
Уникальные эксплуатационные характеристики: сброс 100-процентной номинальной нагрузки с автоматическим выходом на режим холостого хода; быстрый турбодетандерный запуск и прием нагрузки не более чем за 150 сек.; энергонезависимость (обеспечение собственных нужд от внутреннего источника - до 5 кВт); возможность использования энергии выхлопных газов для получения тепла и пара; низкий уровень эмиссии; коэффициент готовности - 0,991; коэффициент технического использования - 0,978 (по результатам эксплуатации лидерного образца).



ГТУ-2,5П [1]

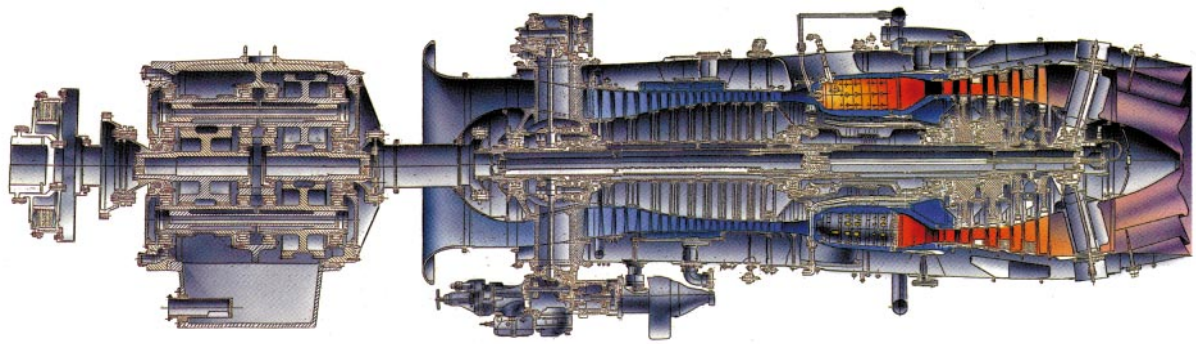
$N_{ном.}$ = 2,7 МВт
$N_{макс.}$ = 2,75 МВт
$\eta_{эф.}$ = 0,218
$T_г$ на выхлопе = 656 К
Расход газа на выхлопе 24,3 кг/с
$\pi_к$ = 6,0
n свободной турбины = 5500 об./мин.
n вала редуктора для привода генератора = 1000 об./мин. (редуктор Р-25) или 3000 об./мин. (редуктор Р-45)
Расход газа на выхлопе 24,3 кг/с
$C_{уд.}$ = 0,33 кг/кВт.ч
Безвозвратные потери масла – не более 0,3 кг/ч
Межремонтный ресурс 25000...30000 часов
NOx/CO при сухом способе подавления 50/50 мг/м^3
С 1995 г. в ОАО “Пермский моторный завод” изготовлено около 40 установок.







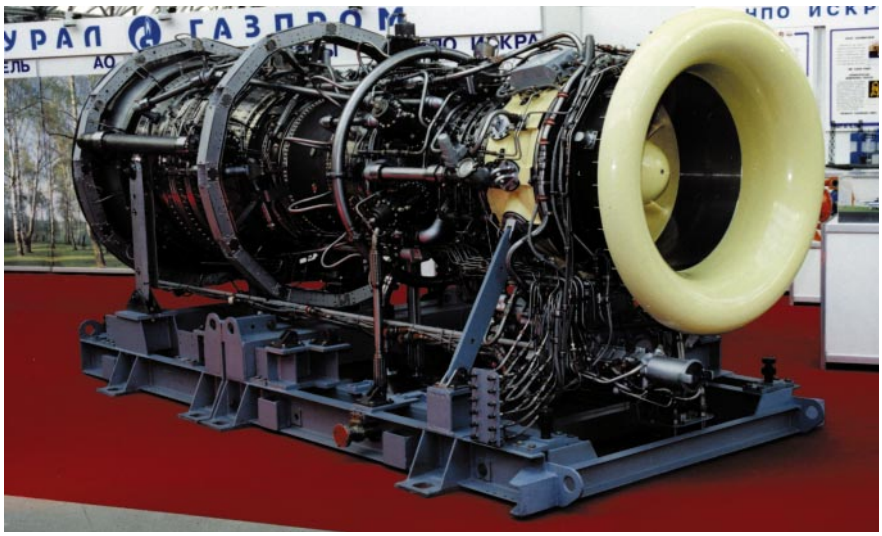
Пермская газокомпрессорная станция [5]



Конструктивная схема ГТУ-2,5П [5]

ГТУ-12П

газотурбинная установка наземного применения



ГТУ-12П [1]



ГПА-12 “Урал” [5]

ГТУ-12П на базе газогенератора ПС-90А предназначена для привода центробежного нагнетателя природного газа в составе газоперекачивающих агрегатов нового поколения типа ГПА-12 “Урал” и при реконструкции существующих ГПА типа ГТК-10, СтД-12500, Coberra и др. для привода электрогенератора в составе блочно-комплектных и стационарных электростанций (ГТЭС).

ГТК может комплектоваться камерами сгорания, работающими на газообразном или жидком топливе, а также при любом их соотношении.

Характеристики: быстрый турбодетандерный запуск и прием нагрузки; высоконадежная двухканальная электронная система управления с возможностью программирования; компрессор и турбина оборудованы активной системой регулирования радиальных зазоров между статором и ротором, что позволяет оптимизировать их величину на различных режимах для повышения КПД; уровень выбросов NOx - не более 100 мг/куб.м.

$N_{ном.}$ = 12 МВт

N_{max} = 13,2 МВт

$\eta_{эф.}$ = 0,345

$T_г$ за силовой турбиной = 740 К

$G_в$ = 46,8 кг/с

$C_{уд.}$ = 0,208 кг/кВт.ч

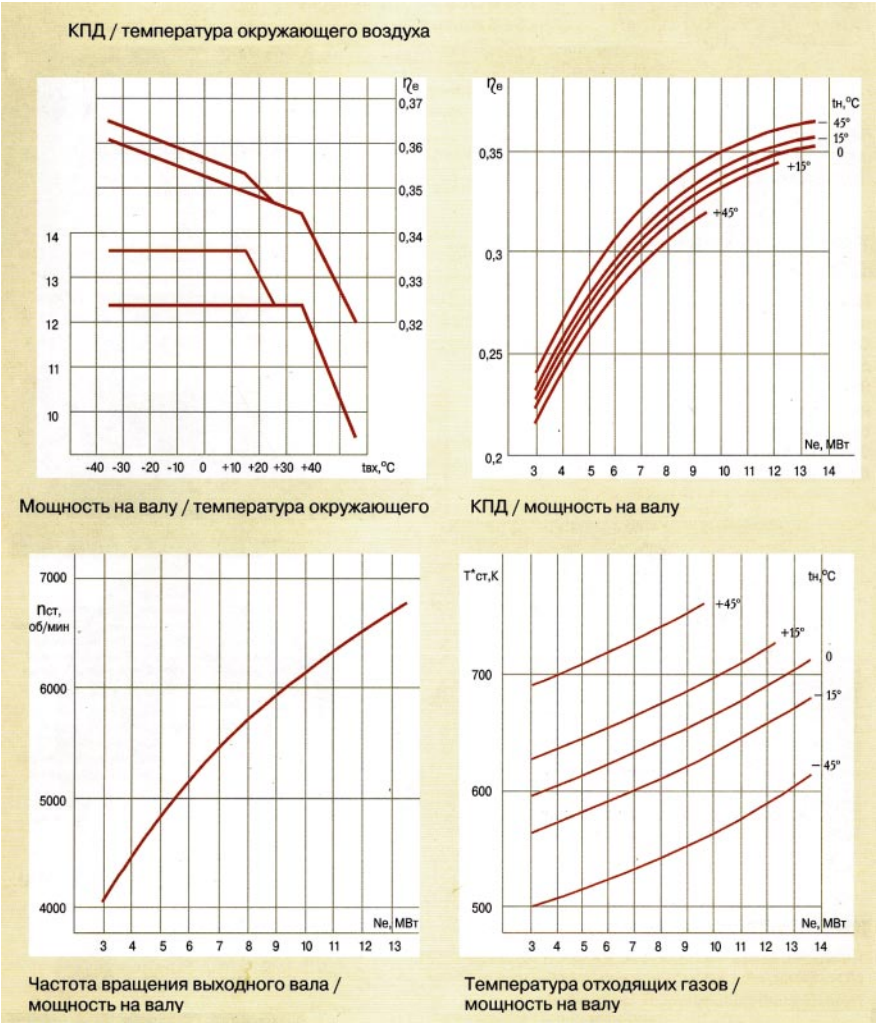
$\pi_к$ = 15,5

$n_{выходного\ вала}$ = 6500 об./мин.

Безвозвратные потери масла – не более 0,6 кг/ч

Межремонтный ресурс 25000 ч.

Установка производится серийно в ОАО “Пермский моторный завод” с 1995 г. (изготовлено более 20 установок).

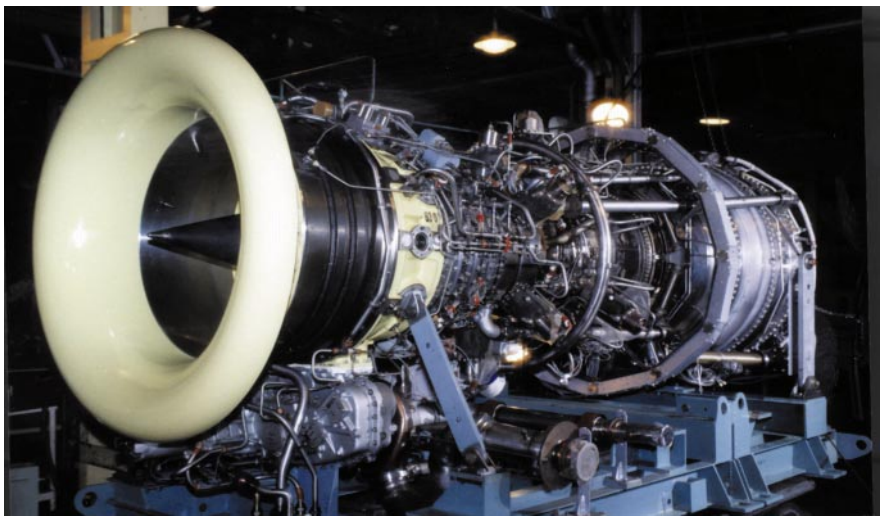


ГТУ-16П

газотурбинная установка наземного применения



ГПА-16П “Урал” [1]



ГТУ-16П [5]

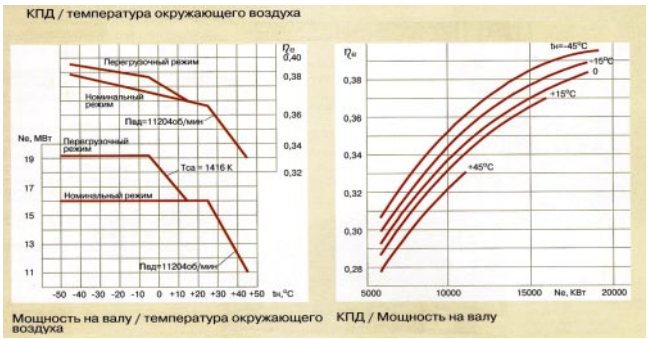
ГТУ-16П на базе газогенератора авиационного двигателя ПС-90А предназначена для привода центробежного нагнетателя природного газа в составе ГПА нового поколения ГПА-16 “Урал” и при реконструкции существующих ГПА типа ГТК-10, СтД-12500, Coberra и др., а также электрогенератора в составе блочно-контейнерных и стационарных ГТЭС. Имеет высокую степень унификации и полную взаимозаменяемость с ГТУ-12П.

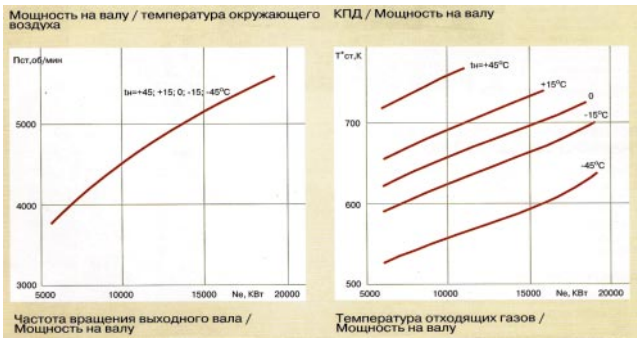
Может комплектоваться камерами сгорания, работающими как на газообразном, так и на жидком топливе, а также при любом их соотношении.

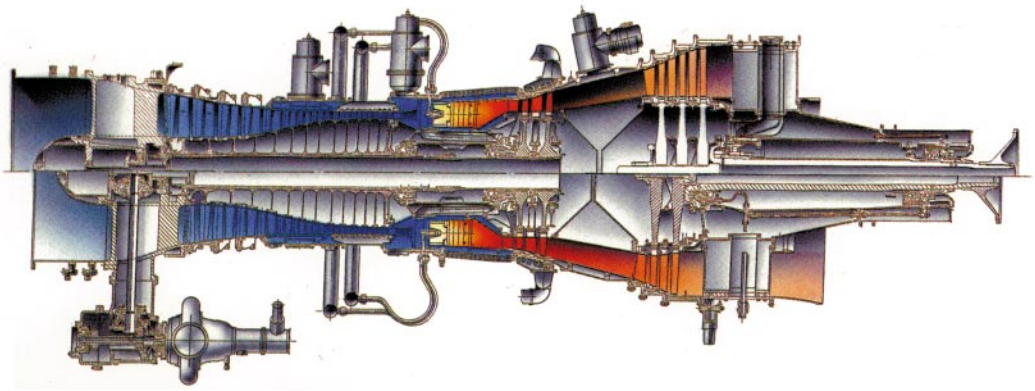
$N_{ном.}$ = 12/16/18 МВт
$\eta_{эф.}$ = 0,358/0,380/0,386
$T_г$ = 1322/1416/1461 К
$G_в$ = 51,0/57,0/59,6 кг/с
$C_{уд.}$ = 0.194 кг/кВт.ч
$\pi_к$ = 16,9/19,6/20,8
n выходного вала = 5300/3000 об./мин.
Межремонтный ресурс 25000 часов

Характеристики: быстрый турбодетандерный запуск и прием нагрузки; высоконадежная двухканальная электронная система управления с возможностью программирования; компрессор и турбина оборудованы активной системой регулирования радиальных зазоров между статором и ротором, что позволяет оптимизировать их величину на различных режимах для повышения КПД.

В ОАО “Пермский моторы” серийное производство осуществляется с 1996 г. Изготовлено несколько установок.







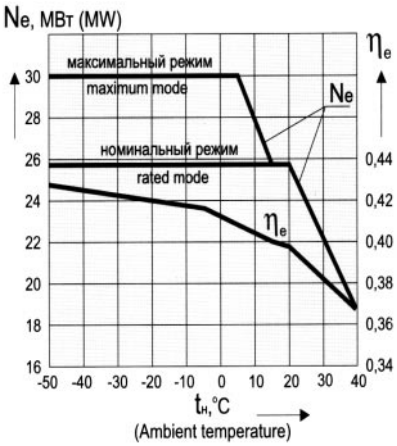
Конструктивная схема ГТУ-16П [5]

ГТУ-25П

газотурбинная установка наземного применения



ГТУ-25П [1]

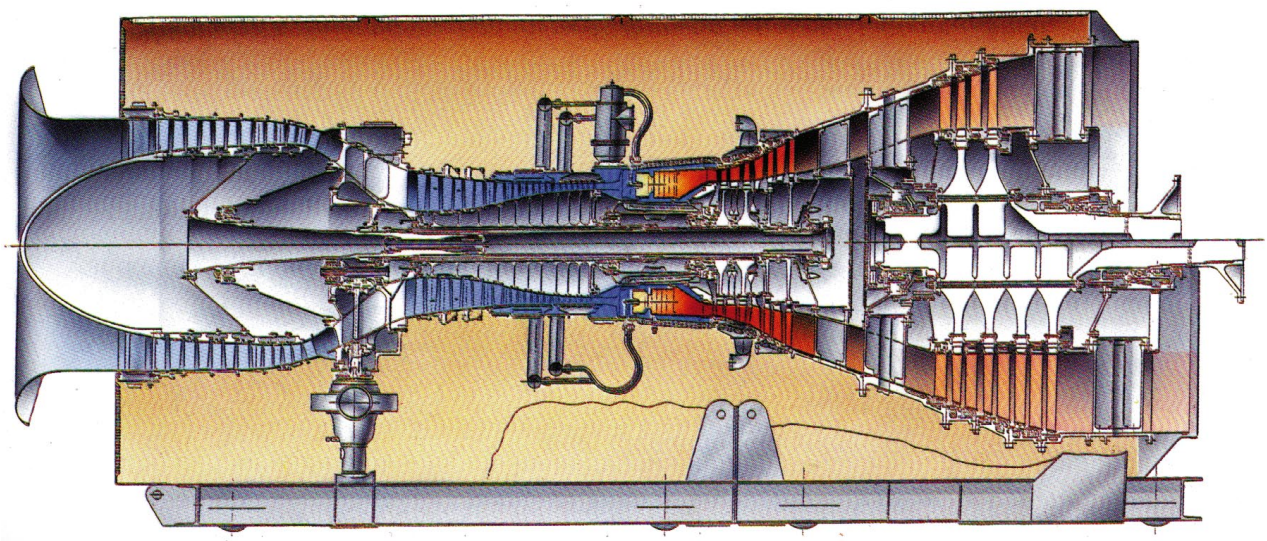


ГТУ-25П на базе газогенератора авиационного двигателя ПС-90А мощностью 20-25 МВт предназначена для привода центробежного нагнетателя природного газа в составе газоперекачивающего агрегата, а также электрогенератора в составе ГТЭС-20000 или реконструируемых ТЭС, ТЭЦ. Данная установка реализована в рамках комплексной программы “Урал-Газпром”. При разработке ГТУ-25П учтен опыт создания и эксплуатации ГТУ-12П и ГТУ-16П.

ГТУ-25П может комплектоваться камерами сгорания, работающими как на газообразном, так и на жидком топливе, а также при любом их соотношении.

ГТУ представляет собой комплекс, включающий в себя: высокоэффективные газотурбинный двигатель **ПС-90ГП-25** на раме; трансмиссию с “сухими” упругими муфтами; входное устройство с элементами системы промывки; выходное устройство с эффективным аэродинамическим профилем; навесные электро-, пневмоагрегаты системы регулирования геометрии проточной части; электронную систему управления и контроля; шкаф топливной аппаратуры; кожух шумотеплоизолирующий с системами освещения, кондиционирования и пожаротушения.

$N_{ном.}$ = 25,6 МВт
$\eta_{эф.}$ = 0,40
$T_г$ = 1512 К
$G_в$ = 85 кг/с
$\pi_к$ = 28,5
$n_{силовой\ турбины}$ = 5000 об./мин.
Общетехнический ресурс газогенератора 50000 часов
Общетехнический ресурс силовой турбины 100000 часов
Назначенный срок службы 20 лет
В ОАО “Пермский моторный завод” изготовлен головной образец.



Конструктивная схема ГТУ-25П [5]

ОАО „Конструкторско-производственное предприятие „Авиамотор“

"АВИАМОТОР"

Адрес: 420036 Россия, Татарстан, г. Казань, ул. Дементьева, 1
Тел.: (8432) 541432, 547181, 547111, 541182
Факс: (8432) 542112, 542023
Телетайп: 224206 АЛМАЗ
E-mail: market@avia.kazan.su
Http: //www.kazan.ru/avia

Генеральный директор/Главный конструктор - Гагай Владимир Сергеевич

Предприятие основано в 1966 г. Прежнее название - Казанское проектное бюро машиностроения.
Специализируется на внедрении в серийное производство, доводке по надежности и ресурсу двигателей семейства НК для самолетов Ил-62 (НК-8-4), Ту-154 (НК-8-2У), Ил-86 (НК-86А), внедрении и доводке привода НК-16СТ для ГПА, разработке выходных устройств и пусковых агрегатов для этих самолетов, инструментальных средств диагностики технического состояния двигателей, модифицировании двигателей для экранопланов (НК-87 и НК-8-4К в морском исполнении), разработке оборудовании для газоперекачивающих станций и др.

Материалы по КПП "Авиамотор" подготовлены с использованием рекламных материалов предприятия и книги В.А.Зрелова "Двигатели НК", 1999 г.

СТВ / СТМ

воздушные стартеры



Ту-154Б [10]



Ил-86 [10]

Стартер **СТВ** мощностью 110 л.с. разработан в 1966 г. для установки на двигателе НК-8-2У самолета Ту-154А/Б. Выпущено более 3000 штук.
Стартер **СТМ** мощностью 150 л.с. устанавливается на ТРДД НК-86 самолета Ил-86. Выпущено более 600 штук.

ТГ-16М

турбогенераторная установка



Ан-12БП [10]

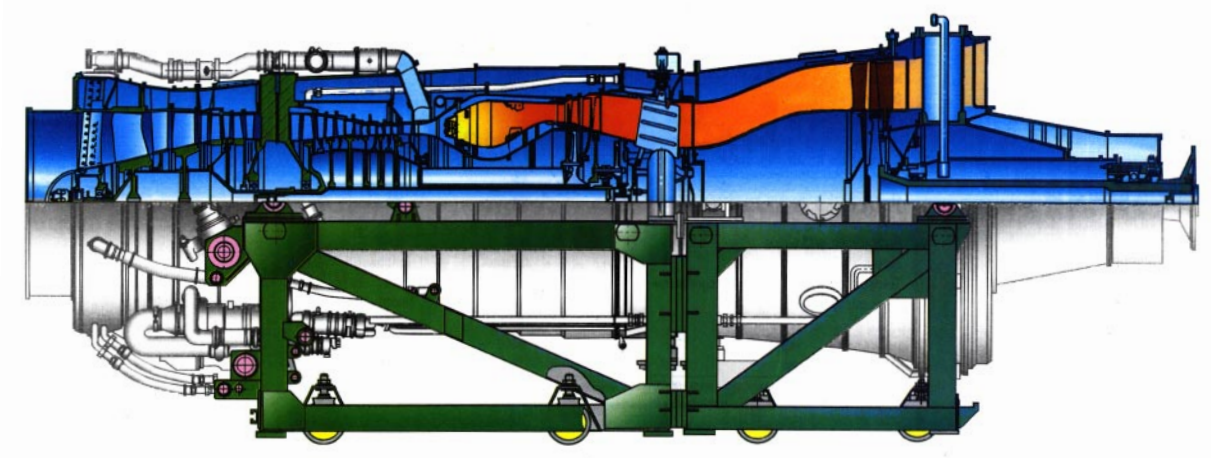


Ан-24Б [10]

Установка предназначена для обеспечения запуска ГТД и питания бортсети самолетов Ан-24/26, Ан-32, Ил-18, Ан-10, Ан-12
$N_{длит.}$ = 81,6 л.с.
$n_{турб.макс.}$ = 24000 об./мин.

НК-16-18СТ

газотурбинный двигатель наземного применения



Конструктивная схема НК-16-18СТ II серии [18]

НК-16-18СТ предназначен для применения в качестве привода нагнетателя газоперекачивающих станций магистральных газопроводов. Он является модификацией ГТД НК-16СТ (см. СНТК имени Н.Д.Кузнецова) и полностью взаимозаменяем с ним без каких-либо доработок ГПА.
Разработан совместно с ОАО "Казанское моторостроительное ПО". Выпущено более 40 двигателей.

За счет улучшения характеристик компрессора, изменения конструкции камеры сгорания и топливно-регулирующей аппаратуры, а также качественно новой подвески и центровки газогенератора и свободной турбины удалось увеличить мощность на валу свободной турбины до 18 МВт, повысить эффективный КПД до 31%, снизить содержание вредных примесей в выхлопных газах и повысить надежность ГТД.

Парк базовых двигателей НК-16СТ имеет суммарную наработку 30 млн. часов, а наработка парка НК-16-18СТ составляет более 120 тысяч часов.
$n_{прив.вала\ св.турб.}$ = 3975...5565 об./мин.
Максимальный уровень звукового давления 135 дБ
$G_{топливного\ газа}$ = 6544 м^3/ч
$T_т$ = 733 К
Гарантийный ресурс 5000 часов
Межремонтный ресурс 20000 часов
Назначенный ресурс 60000 часов



ОАО „Научно-производственное предприятие „Аэросила“

Адрес: 142800 Россия, г. Ступино Московской обл., ул. Пристанционная, 19
Тел.: (09664) 47460
Факс: (095) 333-5147
Телекс: 911599 VINT SU
Телетайп: 846865 ВИНТ

Генеральный директор - Сухоросов Юрий Леонидович
Директор завода/Первый заместитель ГД - Поддубский Валерий Антонович
Заместитель ГД по маркетингу - Шатланов Михаил Иванович
Заместитель Д по кооперации, материально-техническому снабжению и сбыту продукции -
Соколов Александр Николаевич

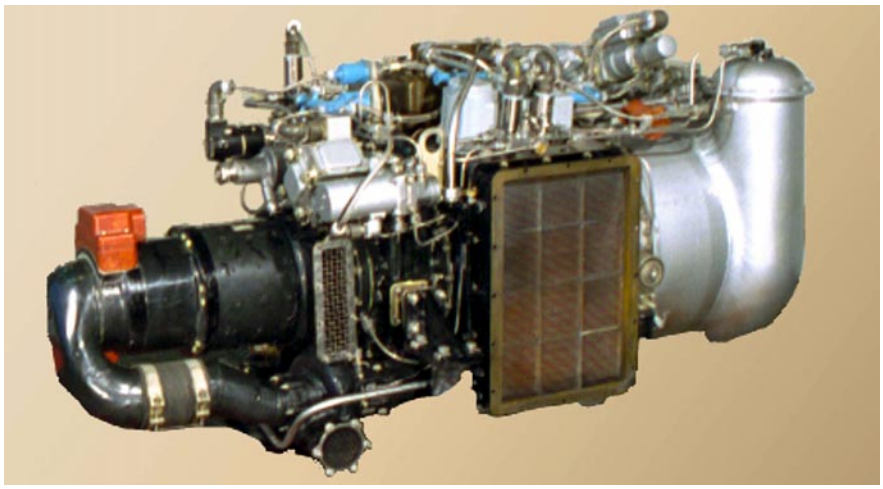
Основано в 1939 г. как Ступинское конструкторское бюро машиностроения. Разрабатывало и производило воздушные винты изменяемого шага с лопастями из алюминиевого сплава и гидромеханические регуляторы системы управления воздушными винтами для самолетов И-16, Пе-2, МиГ-3, Ту-2 и других. С 1941 по 1945 гг. создано 12 типов воздушных винтов, которыми были оснащены 60000 самолетов. В послевоенный период были разработаны уникальные соосные винты на 14000 л.с. для самолетов стратегической авиации (Ту-95, Ту-142 и их модификаций), рекордного транспортного тяжелого самолета Ан-22 "Антей", а также различные типы высоконадежных винтов и систем их регулирования для самолетов Ан-8, Ан-10, Ан-12, Ан-24, Ан-26, Ан-32, Ил-18, Бе-12, Ан-28.
В конце 80-х гг. на предприятии совместно с НИИ отрасли начата разработка нового поколения винтов-винтовентиляторов с лопастями из композитов (ПКМ).
В настоящее время НПП "Аэросила" проектирует и производит вспомогательные газотурбинные двигатели (ВСУ типа ТА), механизмы изменения стреловидности, многолопастные воздушные винты с лопастями из ПКМ мощностью 1500...2000 и 2500...3500 л.с., системы управления самолетов Ан-38, Ан-140, МиГ-110 и др.
Субподрядчики: завод "Аэроэлектрик" (г. Москва), ОАО "Ступинский металлургический комбинат" (г. Ступино) и др.

Материалы по НПП "Аэросила" получены непосредственно от разработчика.

ТА-4ФЕ

вспомогательный газотурбинный двигатель

Разработан в 1964 г. для установки на самолет Ан-2. Серийно выпускался с 1965 г.
Конструктивно двигатель состоит из двухступенчатого центробежного компрессора, центростремительной турбины и генератора постоянного тока ГС-24А 3-й серии.
Расход отбираемого воздуха 0,75 кг/с
Абсолютное давление отбираемого воздуха 2,45 кгс/см^2
Эквивалентная воздушная мощность 124 кВт
Отбираемая мощность постоянного тока 18 кВА
Расход топлива 170 кг/ч
Высотность запуска 2500 м
Рабочий диапазон температур -60...+60°С
Масса без генератора 180 кг



ТА-4ФЕ [76]



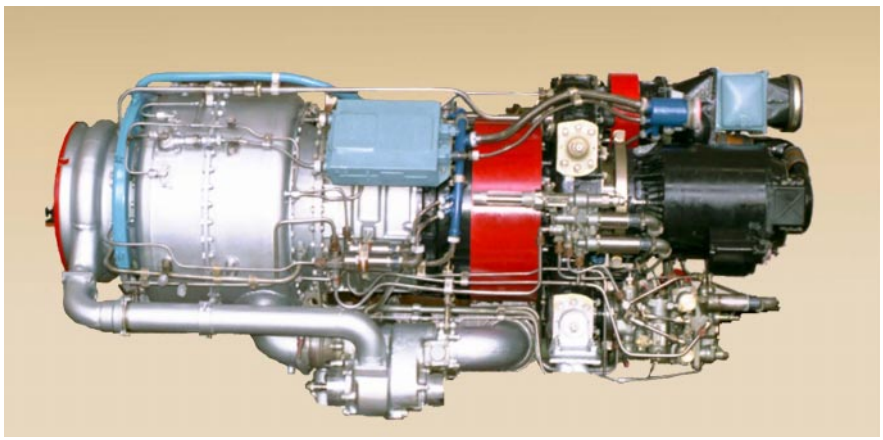
Ан-2 [4]

ТА-6

вспомогательный газотурбинный двигатель



Ил-62М [77]



ТА-6А [76]



Ту-154Б-2 [77]

Разработан в 1964 г. для использования на самолетах Ту-154, Ил-62М, Ил-76, Ту-22М.
Состоит из трехступенчатого осевого компрессора, трехступенчатой осевой турбины и генераторов постоянного ГС-12ТО и переменного ГТ40ПЧ6 токов.
Расход отбираемого воздуха 1,35 кг/с
Абсолютное давление отбираемого воздуха 4,5 кгс/см^2
Эквивалентная воздушная мощность 235 кВт
Отбираемая мощность переменного тока 40 кВА
Расход топлива 225 кг/ч



Ил-76ТД [2]



Як-42Д [77]



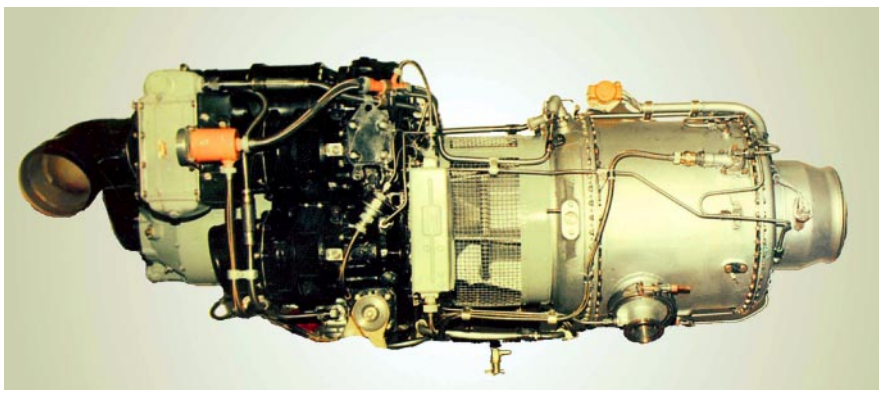
Ту-22М2 [21]

Высотность запуска 3000 м
Рабочий диапазон температур -60...+60°С
Масса без генератора 245 кг
Габаритные размеры 1585х620х735 мм
ТА-6А1 – модификация ТА-6А 1964 г. для самолета Ан-32. Дополнительно оборудован системой отбора воздуха в аварийном режиме (расход 1,8 кг/с, давление 4,5 кгс/см^2), генератор постоянного тока ГС-12ТО, генератор переменного тока отсутствует.

ВГТД **ТА-6Б**, разработанный в 1969 г. для применения на боевых самолетах и вертолетах, оснащен генератором переменного тока ГТ40ПЧ6 и постоянного тока ГС24А 3-й серии. Продолжительность его непрерывной работы может составлять до 24 часов.
На ВГТД **ТА-6В** (1974 г.) для самолета Як-42 установлен кожух воздухозаборника на входе в компрессор, генератор постоянного тока ГС-12ТО и генератор переменного тока ГТ40ПЧ6.
Расход отбираемого воздуха 1,18 кг/с
Абсолютное давление отбираемого воздуха 4,5 кгс/см^2
Эквивалентная воздушная мощность 235 кВт
Отбираемая мощность переменного тока 40 кВА
Расход топлива 220 кг/ч
Высотность запуска 3000 м
Рабочий диапазон температур -60...+60°С
Масса без генератора 255 кг
Габаритные размеры 1575х725х760 мм

ТА-8

вспомогательный газотурбинный двигатель



ТА-8К [76]



Ту-134Б-3 [77]



Ан-72 [20]



Ми-26 [9]

Разработан в 1968 г. для установки на самолет Ту-134.
Конструктивно состоит из одноступенчатого центробежного компрессора, центростремительной турбины и генератора постоянного тока ГС-12ТО.
Расход отбираемого воздуха 0,75 кг/с
Абсолютное давление отбираемого воздуха 3,3 кгс/см^2
Эквивалентная воздушная мощность 107 кВт
Расход топлива 145 кг/ч
Высотность запуска 3000 м
Рабочий диапазон температур -60...+60°С
Масса без генератора 165 кг
Габаритные размеры 1368х713х705 мм
Модификация **ТА-8В** устанавливается на самолете Ан-72 и вертолете Ми-26. На нем дополнительно установлен генератор переменного тока ГТ40ПЧ6.
Расход отбираемого воздуха 0,75 кг/с
Абсолютное давление отбираемого воздуха 3,3 кгс/см^2
Эквивалентная воздушная мощность 107 кВт
Отбираемая мощность переменного тока 40 кВА
Расход топлива 145 кг/ч
Высотность запуска 5000 м
Рабочий диапазон температур -60...+60°С
Масса без генератора 185 кг
Габаритные размеры 1368х701х717 мм
Модификация **ТА-8К** (1987 г.) для вертолета Ка-31 оснащена генератором переменного тока ГТ60ПЧ8Б и вентилятором В-6Б, который выдает продувочный воздух с расходом 0,9 кг/с при сопротивлении сети объекта 500 мм вод.ст.
Расход отбираемого воздуха 0,4 кг/с
Абсолютное давление отбираемого воздуха 3,2 кгс/см^2
Эквивалентная воздушная мощность 55 кВт



Ка-31 [2]

Отбираемая мощность переменного тока 60 кВА
Расход топлива 160 кг/ч
Высотность запуска 3500 м
Рабочий диапазон температур -60...+60°С
Масса без генератора 178 кг
Габаритные размеры 1478х717х765 мм

ТА-12

вспомогательный газотурбинный двигатель



Ту-204-100 [1]



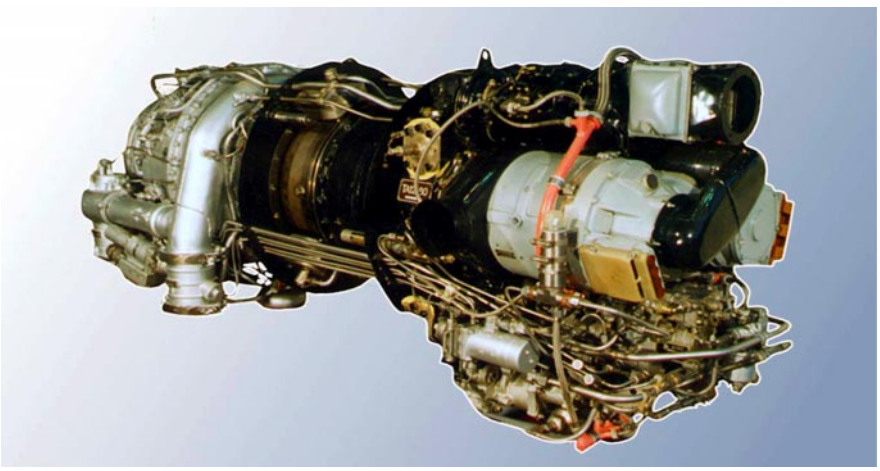
Ан-225 "Мрія" [104]

Разработан в 1979 г. для установки на самолеты Ан-74, Ан-124 "Руслан" и Ан-225 "Мрія".
Конструкция: четырехступенчатый осевой компрессор (колесо 1-й ступени диагональное), трехступенчатая осевая турбина, генератор постоянного тока ГС-12ТО1, генератор переменного тока ГТ40ПЧ8Б.
Расход отбираемого воздуха 1,6 кг/с
Абсолютное давление отбираемого воздуха 4,9 кгс/см^2
Эквивалентная воздушная мощность 287 кВт
Отбираемая мощность переменного тока 40 кВА
Расход топлива 250 кг/ч
Высотность запуска 7000 м
Рабочий диапазон температур -60...+60°С
Масса без генератора 290 кг
Габаритные размеры 1588х682х721 мм
Модификация **ТА-12А** (1979 г.) для самолетов Ту-154М, Ту-160, Ил-76МД, А-40 и вертолета Ми-26 отличается отсутствием кожуха воздухозаборника на входе в компрессор.

ТА-12-60

вспомогательный газотурбинный двигатель

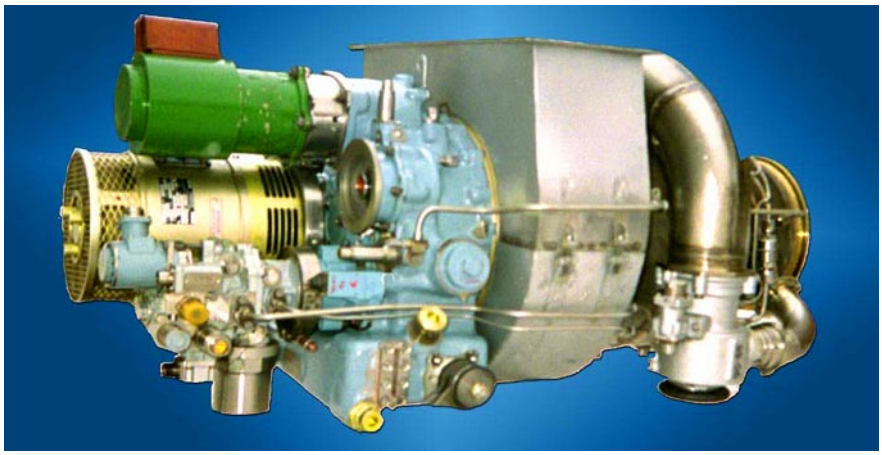
ВГТД **ТА-12-60** (1986 г.) – глубокая модификация ТА-12 для самолетов Ту-204, Ту-334, Бе-200, Ан-70. Он оснащен электростартером СТ-117 и генератором переменного тока ГТ60ПЧ8Б.
Расход отбираемого воздуха 1,6 кг/с
Абсолютное давление отбираемого воздуха 4,9 кгс/см^2
Эквивалентная воздушная мощность 287 кВт
Отбираемая мощность переменного тока 60 кВА
Расход топлива 250 кг/ч
Высотность запуска 7000 м
Рабочий диапазон температур -60...+60°С
Масса в состоянии поставки (с электро генератора) 335 кг
Габаритные размеры 1588х682х718 мм



ТА-12-60 [76]

ТА-14

вспомогательный газотурбинный двигатель



ТА-14 [76]



Ил-114Т [1]



Ка-62 [21]



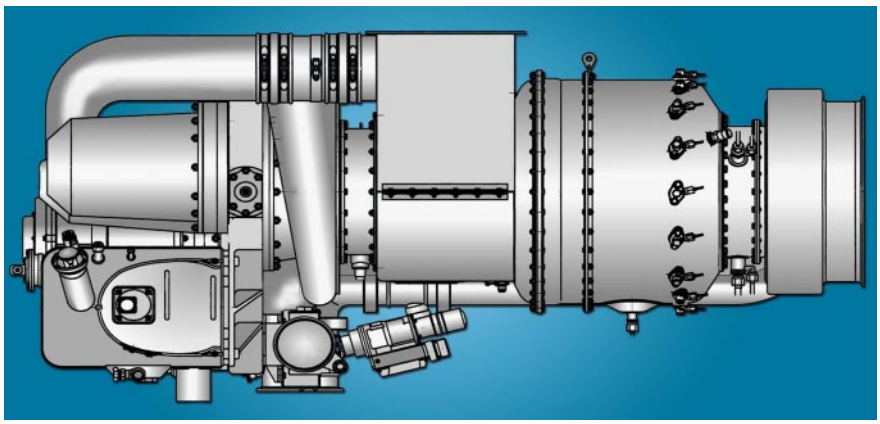
Ан-140 [42]

ВГТД **ТА-14** разработан в 1997 г. для применения на самолетах Ту-134, Ил-114, Як-130, Ан-140, на вертолете Ка-62.
Конструктивно состоит из одноступенчатого центробежного компрессора, центростремительной турбины и генератора переменного тока 20 кА.
Расход отбираемого воздуха 0,55 кг/с
Абсолютное давление отбираемого воздуха 3,7 кгс/см^2
Эквивалентная воздушная мощность 79 кВт
Отбираемая мощность переменного тока 20 кВА
Расход топлива 55 кг/ч
Высотность запуска 8000 м
Рабочий диапазон температур -50...+60°С
Масса без генератора 50 кг
Габаритные размеры 840х510х455 мм

ТА18-100

вспомогательный газотурбинный двигатель

Одновальный газотурбинный двигатель **ТА18-100** с отбором сжатого воздуха за компрессором применяется для воздушного запуска основных двигателей летательных аппаратов и кондиционирования кабин и салонов, а также для питания электроэнергией переменного тока бортовых потребителей.
Разработан в 2000 г.
Применение – Ту-334, Бе-200.
Расход отбираемого воздуха 1,27 кг/с
Абсолютное давление отбираемого воздуха 4,52 кгс/см^2
Температура отбираемого воздуха 210°С
Эквивалентная воздушная мощность 214 кВт
Отбираемая мощность переменного тока 60 кВА
Расход топлива 132 кг/ч



ТА18-100 [76]

Высотность запуска и режимной работы – до 11000 м
Масса (без генератора) 130+10 кг
Габариты 1160 х 630 х 650 мм

АВ-96

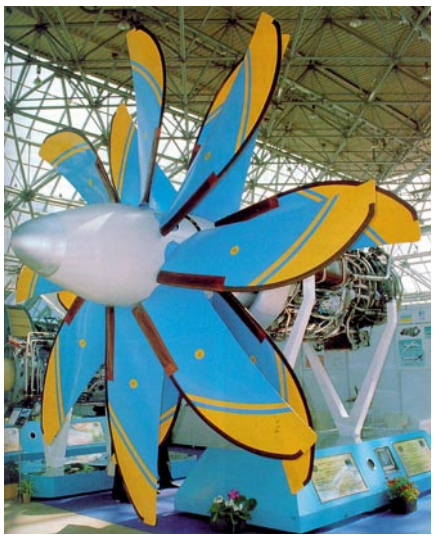
воздушный винт

Воздушный винт **АВ-96** установлен на КВП "Кальмар", "Мурена", "Касатка".
Тип – реверсивный, изменяемого шага
Вид – толкающий
Частота вращения на взлетном режиме 1490 об./мин
Диаметр 4200 мм
Масса 390 кг
Число лопастей винта 4
Мощность, преобразуемая винтом 6700 л.с.
Стартовая тяга 9150 кгс

СВ-27

винтовенилятор

Винтовентилятор **СВ-27** предназначен для создания силы тяги при полете, торможении при пробеге и маневрировании на земле. Принцип действия - гидромеханический. Винтовентилятор флюгерно-реверсивный, автоматический, соосный, оборудован электрической противообледенительной системой лопастей и обтекателя.
Применение – Ан-70, Ан-7Х.
Диаметр 4500 мм
Число лопастей винтовентилятора: переднего 8, заднего 6
Частота вращения на взлетном режиме 1000 об./мин.
Масса 1100 кг
Мощность взл. 13400 л.с.
Тяга 12150 кгс ($V_п$ = 0)
Лопасти изготовлены по современной технологии из композиционного материала.
Винтовентилятор применяется в общеклиматических условиях.



СВ-27 на ТВВД Д-27 [76]

СВ-92

винтовенилятор

Высокоэффективный закапотированный соосный флюгерно-реверсивный винтовентилятор **СВ-92** с композитными лопастями умеренной саблевидности для перспективного газотурбинного двигателя со сверхвысокой степенью двухконтурности НК-93.
Взлетная тяга 20000 кгс при мощности на валу 30000 л.с.
Крейсерский КПД 0,9
Крейсерская скорость полета 0,8 М
Диаметр винтовентилятора 2900 мм
Сухая масса – не более 1000 кг
Диапазон эксплуатационных скоростей – до 850 км/ч
Высотность аэродромов взлета и посадки 2500 м



СВ-92 на ТВВД НК-93 [1]

АВ-140

воздушный винт

Воздушный винт **АВ-140** с лопастями из ПКМ создан для регионального пассажирского самолета Ан-140. Винт сертифицирован.
Тип – флюгерно-реверсивный, изменяемого шага
Вид – тянущий
Максимальная частота вращения 1200 об./мин.
Диаметр 3720 мм
Масса 196 кг
Число лопастей 6
Мощность, преобразуемая винтом 2800 л.с.
Стартовая тяга 2880 кгс



АВ-140 на ТВД ТВ3-117ВМА-СБМ1 [1]

АВ-36

воздушный винт



АВ-36 [76]

Воздушный винт **АВ-36** с лопастями из полимерного композиционного материала разработан для легких многоцелевых самолетов.
Тип – флюгерно-реверсивный
Максимальная частота вращения 1700 об./мин.
Диаметр 2650 мм
Масса 130 кг
Число лопастей 6

Мощность, преобразуемая винтом 1400 л.с.
Ресурс 10000 часов
Эффективная противообледенительная система от генератора, входящего в систему винта.

АВ-17

воздушный винт



ТВД ТВД-20 с АВ-17 [1]

Воздушный винт **АВ-17** с лопастями из алюминиевого сплава предназначен для легкого многоцелевого самолета Ан-3. Винт сертифицирован.
Тип – реверсивный, изменяемого шага
Вид – тянущий
Максимальная частота вращения 1590 об./мин.

Диаметр 3600 мм
Масса 145 кг
Число лопастей 3
Мощность, преобразуемая винтом 1280 л.с.
Стартовая тяга 2300 кгс

АВ-24АН

воздушный винт



АВ-24АН [76]

Воздушный винт **АВ-24АН** с лопастями из алюминиевого сплава разработан для самолета местных авиалиний Ан-28.
Тип – флюгерно-реверсивный, изменяемого шага
Вид – тянущий
Максимальная частота вращения 1745 об./мин.

Диаметр 2800 мм
Масса 95,4 кг
Число лопастей 3
Мощность, преобразуемая винтом 960 л.с.
Стартовая тяга 1400 кгс

АВ-24М

воздушный винт

Воздушный винт **АВ-24М** установлен на КВП "Скат".
Тип – изменяемого шага
Вид – тянущий

Крейсерский КПД 0,8
Диаметр 3000 мм
Масса 105 кг
Число лопастей винта 3

Мощность, преобразуемая винтом 920 л.с.
Стартовая тяга 1450 кгс

СВ-34

воздушный винт

Воздушный винт **СВ-34** с лопастями из полимерных композиционных материалов предназначен для самолетов Ил-114 и Ил-114Т.
Конструктивное исполнение – одиночный
Тип – изменяемого шага
Вид – тянущий
Максимальная частота вращения 1200 об./мин.

Диаметр 3600 мм
Масса 215 кг
Число лопастей 6
Мощность, преобразуемая винтом 2500 л.с.
Стартовая тяга 3050 кгс
Получение свидетельства о летной годности – 1991 г.



ТВД ТВ7-117С с СВ-34 [1]

АВ-60К

воздушный винт

Воздушный винт **АВ-60К** установлен на самолетах Ту-95, Ту-142 и их модификациях.
Тип – флюгерный, изменяемого шага
Вид – тянущий
Частота вращения на взлетном режиме 730 об./мин.
Крейсерский КПД 0,89

Диаметр 5600 мм
Масса 1190 кг
Число лопастей винта: переднего 4, заднего 4
Мощность, преобразуемая винтом 13600 л.с.
Стартовая тяга 9600 кгс



ТВД НК-12М с АВ-60К [2]

АВ-68И с.04А

воздушный винт

Воздушный винт **АВ-68И с.04А** установлен на самолетах Ил-18, Ан-12, Ан-10, Ан-8
Тип – флюгерный, изменяемого шага
Вид – тянущий
Частота вращения на взлетном режиме 1075 об./мин.

Крейсерский КПД 0,87
Диаметр 4500 мм
Масса 370 кг
Число лопастей винта 4
Направление вращения – левое
Мощность, преобразуемая винтом 3780 л.с.
Стартовая тяга 3920 кгс



ТВД АИ-20М с АВ-68И [1]

АВ-92

воздушный винт

Соосный винт **АВ-92** установлен на катере на воздушной подушке "Джейран".
Тип – реверсивный, изменяемого шага
Частота вращения на взлетном режиме 795 об./мин.

Диаметр 6200 мм
Масса 1600 кг
Число лопастей винта: переднего 4, заднего 4

Мощность, преобразуемая винтом 13600 л.с.
Стартовая тяга 14300 кгс

АВ-68ДМ

воздушный винт

Воздушный винт **АВ-68ДМ** установлен на самолетах Ан-32(А,Б,П) и Ан-12БК.
Тип - флюгерный, изменяемого шага
Вид - тянущий
Частота вращения на взлетном режиме 1075 об./мин.
Крейсерский КПД 0,87
Диаметр 4700 мм
Масса 423 кг
Число лопастей винта 4
Направление вращения – левое
Мощность, преобразуемая винтом 5180 л.с.
Стартовая тяга 4620 кгс



ТВД АИ-20Д V серии с АВ-68ДМ [1]

АВ-72/72Т

воздушный винт

Воздушный винт **АВ-72/72Т** установлен на самолетах Ан-24 и Ан-26.
Тип – флюгерный, изменяемого шага
Вид – тянущий
Частота вращения на взлетном режиме 1245 об./мин. (1305 об./мин.)
Крейсерский КПД 0,88
Диаметр 3900 мм
Масса 265 кг
Число лопастей винта 4
Направление вращения – левое
Мощность, преобразуемая винтом 2560 л.с.
Стартовая тяга 3030 кгс



ТВД АИ-24 с АВ-72 [2]

АВ-90

воздушный винт

Соосный винт **АВ-90** установлен на самолете Ан-22 "Антей" и экраноплане "Орленок".
Тип – флюгерный, изменяемого шага
Вид – тянущий
Частота вращения на взлетном режиме 730 об./мин.
Крейсерский КПД 0,84
Диаметр 6200 мм
Масса 1600 кг
Число лопастей винта: переднего 4, заднего 4
Мощность, преобразуемая винтом 13600 л.с.
Стартовая тяга 14800 кгс



ТВД НК-12МА с АВ-90 [2]

АВ-98

воздушный винт

Воздушный винт **АВ-98** установлен на КВП "Зубр".
Тип – реверсивный, изменяемого шага
Вид – тянущий
Частота вращения на взлетном режиме 800 об./мин.
Диаметр 5500 мм
Масса 660 кг
Число лопастей винта 4
Мощность, преобразуемая винтом 10000 л.с.
Стартовая тяга 7450 кгс



ГП „Машиностроительное конструкторское бюро „Гранит“

Адрес: 105118 Россия, г. Москва, пр-т Буденного, 16
Тел.: (095) 369-8013
Факс: (095) 366-1010
Телетайп: 205390 НЕПТУН

Главный конструктор - Саркисов Семен Рафаэлович

"Гранит" берет начало от ОКБ-45, образованного в 1945 г. при авиамоторном заводе №45 (позднее Московское машиностроительное производственное предприятие "Салют"). В 1947-56 гг. в ОКБ под руководством Владимира Яковлевича Климова и Николая Георгиевича Мецхваришвили были внедрены в серийное производство одни из первых в стране турбореактивных двигателей: РД-45, ВК-1, ВК-1Ф и др. В 1957-69 гг. КБ руководил Эдуард Эдуардович Лусс.
В последующий период предприятие специализировалось на доводке, развитии и внедрении в серийное производство ТРД, разработанных в ОКБ Архипа Михайловича Люльки (АЛ-7 и др.) и Сергея Константиновича Туманского (Р15Б-300), а также на создании малогабаритных ТРД.
С 1963 г. предприятие носило название ОКБ-45-165, с 1966 г. - МКБ "Гранит". В 1982 г. КБ вошло в состав Научно-производственного объединения "Сатурн".

Материалы по МКБ "Гранит" предоставлены Центром истории авиационных двигателей.

ТС

семейство турбостартеров

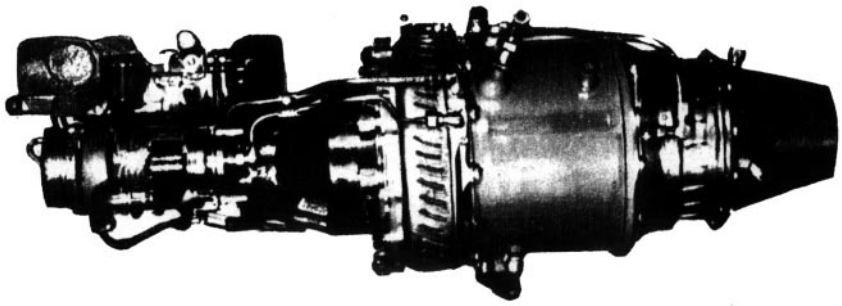
Для запуска ГТД марки АЛ и других в 1949 г. под руководством А.М.Люльки разработан турбостартер **ТС-17** мощностью 80 л.с., который послужил базой для разработки семейства турбостартеров **ТС-19**, **ТС-20**, **ТС-21** и **ТС-31**. Помимо вспомогательных функций турбостартеры ТС могут работать как самостоятельные малоразмерные ГТД.

Серийное производство турбостартеров осуществлялось в ОАО "Рыбинские моторы" и ММПП "Салют".

МД-45

авиационный газотурбинный двигатель

$P_{взл.}$ = 62 кгс
$С_{уд.взл.}$ = 1,25 кг/л.с.ч
$\pi_{к\ взл.}$ = 3,8
$G_{в}$ = 1,27 кг/с
n = 48000 об./мин.
H_{max} = 6000 м
$M_{п}$ = 0...0,6
Топливо - керосин
Смазка - керосин
$D_{дв.}$ = 245 мм
$L_{дв.}$ = 848 мм
$M_{дв.}$ = 26 кг
Применение - беспилотный летательный аппарат "Крыло".

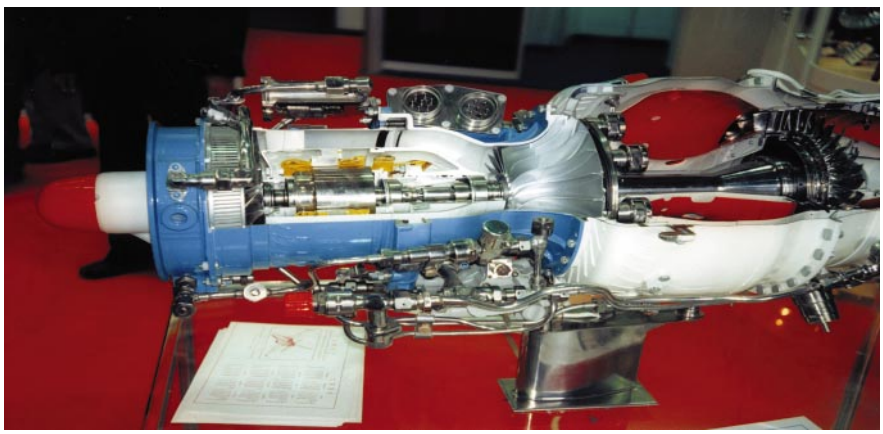


МД-45 [25]

МД-120

авиационный турбореактивный двигатель

Двигатель **МД-120** предназначен для установки на беспилотных летательных аппаратах, в частности БЛА "Дань".
Он представляет собой турбореактивный двигатель простого цикла, кратковременного применения.
МД-120 имеет двухступенчатый (осевой и центробежный) компрессор, который направляет поток воздуха через радиальный диффузор и направляющий аппарат в кольцевую камеру сгорания. Топливо подается в камеру через восемь форсунок. Одноступенчатая осевая турбина непосредственно соединена с компрессором. Вал поддерживается четырьмя подшипниками (смазка топливом).
Запуск двигателя осуществляется сжатым воздухом, подаваемым от внешнего источника. Привод топливного насоса и генератора осуществляется от вала двигателя. Работа двигателя обеспечивается электронной системой управления.
$P_{взл.}$ = 120 кг
$С_{уд.взл.}$ = 1,04 кг/л.с.ч
$\pi_{к\ взл.}$ = 7
$G_{в\ взл.}$ = 2,1 кг/с
$n_{макс.}$ = 52000 об./мин.
$H_{макс.}$ = 9000 м
$M_{п}$ = 0...0,75
$D_{дв.}$ = 265 мм
$L_{дв.}$ = 1290 мм
$M_{дв.}$ = 35 кг
Топливо - керосин
Смазка - керосином



МД-120 [1]



Беспилотный ЛА "Дань" [2]

ТВД-150

авиационный газотурбинный двигатель



ТВД-150 [12]

Двигатель **ТВД-150** предназначен для легких летательных аппаратов и мобильных энергоустановок мощностью до 100 кВт.

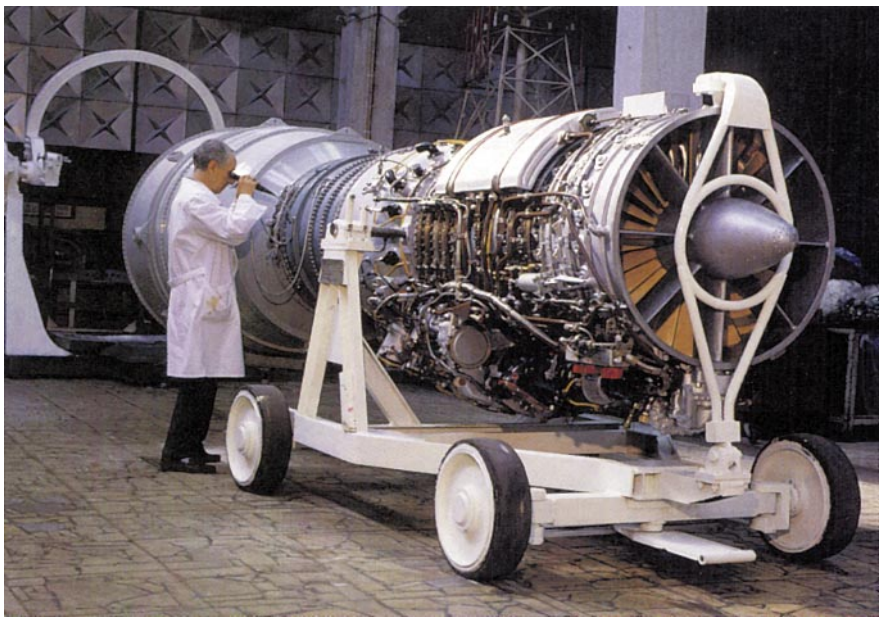
Разработан на базе серийных узлов. ТВД-150 относится к семейству малоразмерных газотурбинных двигателей, включающих ВСУ, ТРД и ТВД. Все это семейство создано на едином базовом газогенераторе простой конструкции: одноступенчатого центробежного компрессора, прямоточной камеры сгорания и одноступенчатой осевой турбины. В варианте ТВД к газогенератору присоединяется свободная турбина с редуктором.

Для удовлетворения требований заказчика на двигателе могут устанавливаться редукторы, обеспечивающие различные частоты вращения выходного вала от 2000 до 8000 об./мин. При этом в соответствии с назначением двигателя может обеспечиваться как переменная, так и постоянная частота вращения выходного вала независимо от загрузки.

$N_{макс.}$ = 150 л.с.
$C_{э\ взл.}$ = 0,5 кг/л.с.ч
Топливо - керосин, дизельное топливо (и в смеси с бензином), газ
$M_{дв.}$ = 50 кг
$n_{выходного\ вала}$ = 2500...8000 об./мин.
Воздушный винт - четырехлопастный
Один из вариантов применения - легкий учебно-тренировочный самолет "LARK".

ГТУ-89СТ-20

наземная газотурбинная установка



ГТУ89СТ-20 [25]

ГТУ предназначена для привода электрогенератора и утилизации тепла уходящих газов.

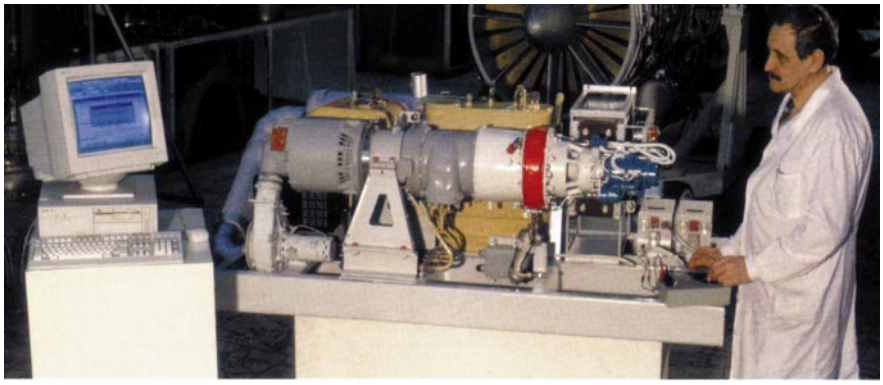
Десять поворотных управляющих аппаратов компрессора обеспечивают высокий КПД и газодинамическую устойчивость компрессора в широком диапазоне частоты вращения ротора газогенератора, а также позволяют резко изменять нагрузку газогенератора.

Система управления позволяет удерживать ГТУ на холостом ходу генератора или резком (аварийном) сбросе нагрузки.

Номинальная длительность пуска и нагружения 15 минут, ускоренная – 2 минуты.

$N_{ном.}$ = 20 МВт
$N_{тепловая\ уходящих\ газов}$ = 25 Гкал/ч
$\eta_{выработки\ электроэнергии}$ = 32,6%
$\eta_{суммарный\ использования\ топлива}$ = 80%
$G_{уходящих\ газов}$ = 100 кг/с
$n_{силовой\ турбины}$ = 3000 об./мин.
Топливо – природный газ ГОСТ 5542-87, дизельное топливо ГОСТ 305-82
$G_{природного\ газа}$ = 6820 нкуб.м/ч
$G_{дизельного\ топлива}$ = 5500 кг/ч
L с выхлопным устройством = 7700 мм
h с опорой выхлопного устройства = 2300 мм
$b_{дв.}$ = 2600 мм
$M_{дв.}$ = 3000 кг
Назначенный ресурс:
газогенератора 30000 часов,
силовой турбины 60000 часов

Малогабаритная газотурбинная теплоэлектростанция



МГТЭС [25]

МГТЭС-0.45/70

Габариты без преобразователя и утилизатора 1750 х 900 х 900 мм
Масса без преобразователя и утилизатора 400 кг
Топливо – дизельное, керосин, природный газ, попутные газы, газоконденсат
Полезная мощность 620 кВт
Тепловая мощность 550 кВт
Электрическая мощность 70 кВт
Частота тока 50/400 Гц
Напряжение переменное 230/380, 208/115 В
Постоянный ток/напряжение 100/27, 150/14

МГТЭС-1.0/200

Габариты без преобразователя и утилизатора 2000 х 900 х 900 мм
Масса без преобразователя и утилизатора 500 кг
Топливо – дизельное, керосин, природный газ, попутные газы, газоконденсат
Полезная мощность 1380 кВт
Тепловая мощность 1180 кВт
Электрическая мощность 200 кВт
Частота 50 / 400 Гц
Напряжение переменное 230/380; 208/115 В
Постоянный ток/напряжение 100/27; 150/14

МГТЭС разработана на базе авиационных малоразмерных двигателей в классе мощности до 250 кВт. Применение эффективных теплообменных аппаратов позволяет использовать МГТЭС в качестве тепловой станции мощностью до 1180 кВт с одновременной выработкой необходимого количества электрической мощности до 200 кВт.
Состав МГТЭС: газотурбинный модуль с генератором, байпас, утилизатор, циркулярный насос.
Назначение:
- высоконадежное теплоэнергетическое снабжение объектов (банки, медицинские учреждения, геологоразведочные экспедиции, монтажные и эксплуатационные организации, газоперекачивающие станции, фермерские хозяйства и др.), особенно в труднодоступных районах и при любых климатических условиях;
- мобильные передвижные ремонтные теплоэлектрогидравлические станции при проведении восстановительно-спасательных работ во время стихийных бедствий и катастроф;
- резервная теплоэлектростанция на действующих дизельных электростанциях и крупных автономных котельных в аварийных и чрезвычайных ситуациях и пр.
Надежность запуска обеспечивается при -50 …+50°С
$N_{выходная\ теплоэнергетическая}$ = 1380 кВт
$M_{дв.}$ = 500 кг
$C_{уд.}$ = 0,087 кг/кВт.ч

МГТЭС-250

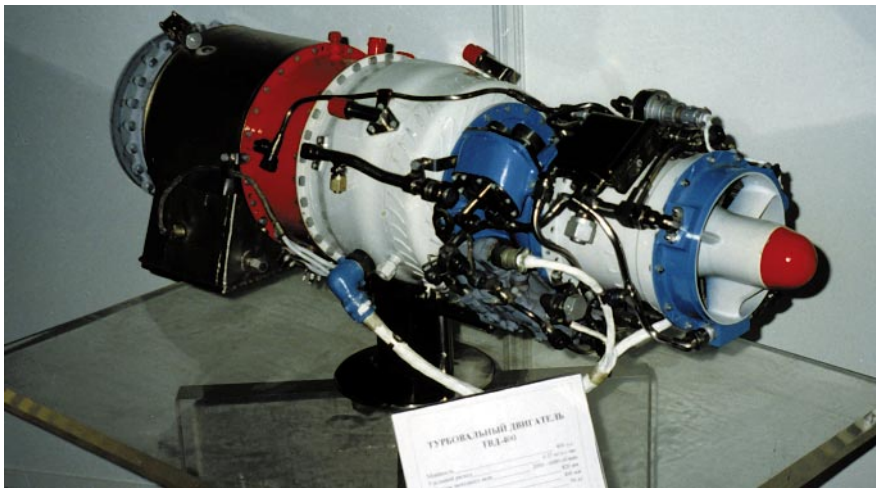
Расход топлива 120 кг/ч
Удельный расход топлива на кВт полезной мощности 0,087 кг/кВт
Удельная мощность 1,58 кВт/кг
Коэффициент полезного действия 77,14%
Срок службы 16000 часов
Период межрегламентных работ 200 часов
Время выхода на номинальный режим 10 с
Время выхода на номинальный режим с выдачей тепловой энергии 10 с
Уровень шума 60 дБ
Экологические параметры:
CO - не более 1,0 г/кВт.ч
HC - не более 0,2 г/кВт.ч
NO_x - не более 1,0 г/кВт.ч

МГТЭС-100

Расход топлива 60 кг/ч
Удельный расход топлива на кВт полезной мощности 0,097 кг/кВт
Удельная мощность 0,86 кВт/кг
Коэффициент полезного действия 69,16%
Срок службы 16000 часов
Период межрегламентных работ 200 часов
Время выхода на номинальный режим 10 с
Время выхода на номинальный режим с выдачей тепловой энергии 10 с
Уровень шума 60 дБ
Экологические параметры:
CO - не более 1,0 г/кВт.ч
HC - не более 0,2 г/кВт.ч
NOx - не более 1,0 г/кВт.ч

ТВД-400

авиационный турбовинтовой двигатель



ТВД-400 [12]

ТВД-400 предназначен для установки на легкие учебно-тренировочные самолеты: Д-12 "Сапсан", "LARK" и др.
В феврале 1999 г. ТВД-400 проходил стендовые испытания и наработал более 500 часов, развив мощность до 500 л.с. Ожидается, что после проведения испытаний серийный двигатель будет иметь максимальную мощность не 400 л.с. (как было заявлено ранее), а 500...560 л.с.
ТВД-400 будет применяться с двумя типами воздушных винтов: обычный и со сверхзвуковыми лопастями.
$C_{э\ взл.}$ = 0,37 кг/л.с.ч
$n_{выходного\ вала}$ = 2000...6000 об./мин.
$L_{дв.}$ = 620 мм
$M_{дв.}$ = 96 кг



ГУНПП
„Завод имени В.Я.Климова“

"ЗАВОД ИМЕНИ В.Я.КЛИМОВА"

Адрес: 194100 Россия, г. Санкт-Петербург, ул. Кантемировская, 11
Тел.: (812) 245-1586, 245-4310
Факс: (812) 245-4329
Телекс: 121282 JET RU
E-mail: klimov@klimov.spb.su
Http: //www.bestrussia.com/net/klimov

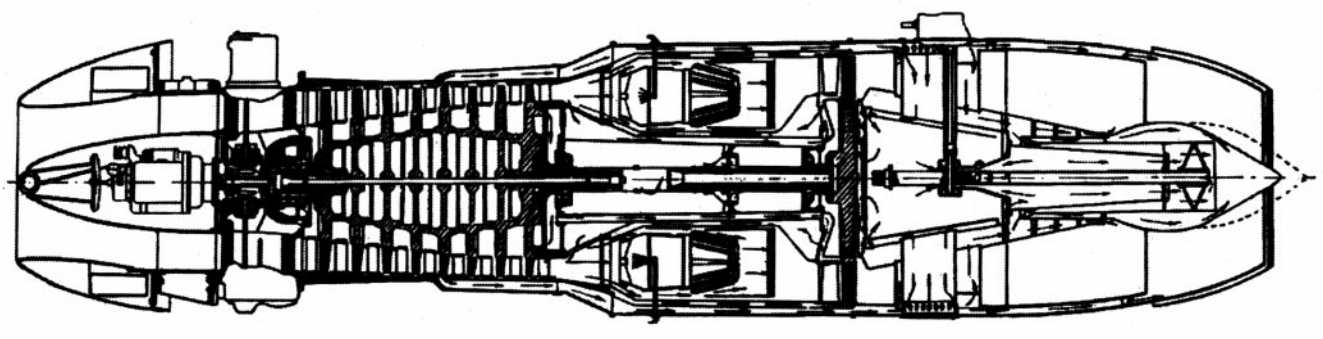
Генеральный конструктор - Саркисов Александр Александрович
Технический директор - Листратов Андрей Павлович
Главные конструкторы двигателей для:
гражданских самолетов - Петров Владимир Станиславович
энергетических установок - Морозов Валерий Аркадьевич
военных самолетов - Старовойтенков Валентин Викторович
вертолетов - Изотов Петр Сергеевич

Предприятие берет начало от завода "Русский Рено", основанного в 1914 г. в Петербурге. Завод производил сборку авиационных двигателей "Рено" мощностью 162 кВт, применявшихся на самолетах И.И.Сикорского и Д.П.Григоровича. В 1927 г. на его базе образован завод "Красный Октябрь", который изготовлял электрооборудование, запчасти для тракторов, узлы для танков, выполнял переборку танковых двигателей, выпустил в 1930 г. первый советский серийный мотоцикл Л-300. В 1939-40 гг. на заводе велась подготовка к производству авиационных поршневых двигателей М-105. В августе 1941 г. завод был перебазирован в Уфу, где влился в авиамоторостроительное предприятие, созданное на базе эвакуированного из Рыбинска Завода №26, в состав которого входило с 1935 г. КБ В.Я.Климова. В годы Великой Отечественной войны Уфимский завод выпускал ПД М-105 и ВК-107 конструкции Климова. В 1946 г. В.Я.Климов возглавил образованное в Ленинграде ОКБ, ориентированное на разработку ГТД. В 1963 г. предприятию присвоено имя В.Я.Климова. В 1975 г. на базе ОКБ создано Ленинградское научно-производственное объединение имени В.Я.Климова.
Предприятие награждено орденами Ленина (1969 г.) и Октябрьской Революции (1977 г.)
В настоящее время "Завод имени В.Я.Климова" специализируется на разработке и доработке авиационных турбореактивных, турбовинтовых и турбовальных двигателей, жидкостных ракетных двигателей, танковых и морских ГТД, бортовых энергоузлов.

Материалы по "Заводу имени В.Я.Климова" составлены по архивам Центра истории авиационных двигателей, книге "Двигатели НК", энциклопедии "Авиация" и рекламным материалам предприятия. Все тексты откорректированы и дополнены разработчиком.

РД-10

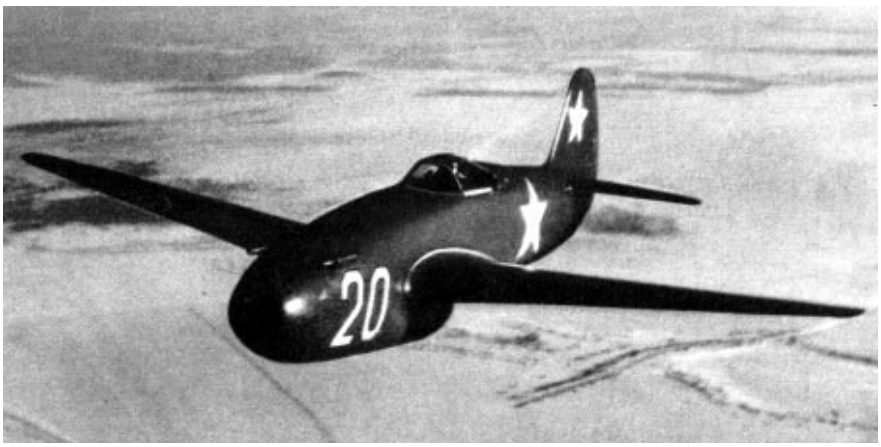
авиационный турбореактивный двигатель



Конструктивная схема JUMO-004 [100]



Me-262A-2a [28]



Як-15 [8]

Фирма Junkers получила заказ от Министерства авиации Германии на разработку ТРД **JUMO-109-004** в 1939 г. Разработанный под руководством доктора А.Франца, двигатель был рассчитан на то, чтобы его можно было быстро запустить в производство, несмотря на ухудшение некоторых его характеристик.

В ноябре 1940 г. **JUMO-109-004A** был испытан на стенде, а марте 1942 г. прошел летные испытания. Построено около тридцати экземпляров этой модификации. Серийный образец **JUMO-004B1** запущен в производство в марте 1944 г. Он имел следующие параметры:

$P_{взл.}$ = 900 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 1,4 кг/кгс.ч
$G_в$ = 21,2 кг/с
$\pi_к$ = 3,14
$T_г$ = 1048 К
$M_{дв.}$ = 745 кг
$L_{дв.}$ = 3860 кг
$D_{макс.}$ = 760 мм

Разрабатывались другие модификации двигателя: **JUMO-004D** ($P_{взл.}$ = 1050 кгс), **JUMO-004H** ($P_{взл.}$ = 1805 кгс), **JUMO-004G** ($P_{взл.}$ = 1693 кгс). В 1945 г. проведены испытания двигателя **JUMO-004E** с дожиганием топлива ($P_{взл.}$ = 1000 кгс, $P_{взл.с\ дожиг.}$ = 1200 кгс, $T_{г\ дожиг.}$ = 1143 К).

В производстве двигателей участвовали заводы, расположенные в городах Дессау, Магдебург, Кетен, Прага, Циттау и др. В связи с усилившейся бомбардировкой Германии эти предприятия были передислоцированы в подземные убежища, наиболее крупное из которых площадью 40000 м^2 располагалось вблизи г.Нордхаузен.

Всего в Германии изготовлено 6424 двигателя марки JUMO-004 (в 1943 г. - 41 шт., в 1944 г. - 1201 шт., в 1945 г. - 5182 шт.), которые устанавливались на самолеты Ме-262 и Ar-234B.

С целью знакомства с немецкими работами в области реактивных двигателей, а также для отправки в СССР образцов этой техники по окончании войны были организованы группы из советских специалистов, которые входили в состав Комиссии по изучению научных и технических достижений Германии. Председателем Комиссии назначен А.С.Яковлев, конструктор истребителей марки "Як", который занимал в то время должность заместителя министра по опытному самолетостроению.

В 1945-46 гг. Советское правительство решило возобновить производство двигателей на заводах фирмы Junkers в г. Дессау. В этом городе располагались опытные заводы фирмы по производству авиационных двигателей и самолетов.

На территории завода были найдены подорванные фаустпатронами двигатели JUMO-004. Предполагалось из имеющихся деталей построить двигатели JUMO-004, продолжить их совершенствование, а также возобновить разработку двигателей JUMO-012 и JUMO-022. Для этого было организовано Особое техническое бюро МАП, руководил которым Н.М.Олехнович.

Конструкторскому бюро под руководством доктора А.Шайбе в г. Дессау было дано задание закончить форсирование ТРД JUMO-004F с тягой на земле 1200 кгс в мае 1946 г. Двигатель был изготовлен в мае 1946 г. и в течение всего 1946 г. на двигателях велись испытательные и доводочные работы. Проведено несколько длительных испытаний в пределах от 10 до 25 часов. Но форсирования двигателя на ресурс 20-25 часов достигнуть не удалось из-за недостаточной прочности турбинных лопаток. Осенью 1946 г. КБ Шайбе было занято разработкой новой конструкции лопаток и дисков турбины.

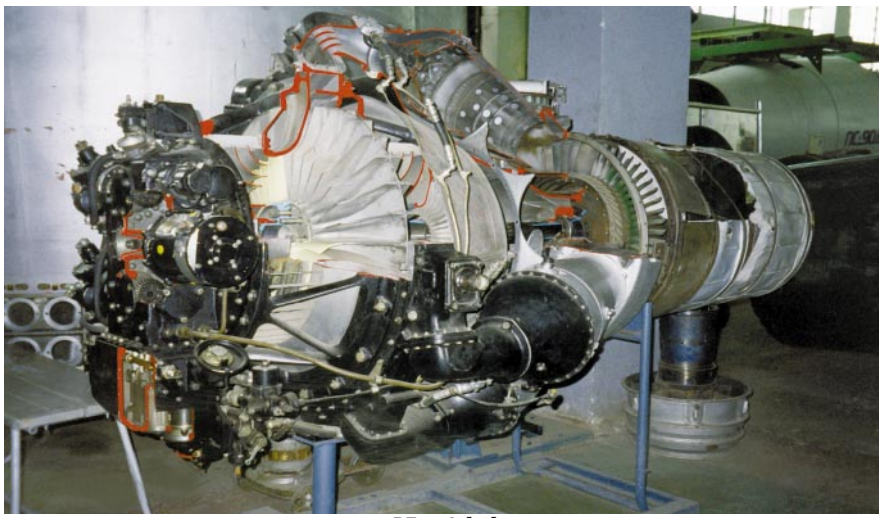
В октябре 1946 г. все работы в этом направлении были переведены на строящийся в г. Куйбышев завод №2. Доктор Шайбе возглавил ОКБ-1, в котором работали инженеры фирмы Junkers.
В 1945 г. ОКБ В.Я.Климова занялось внедрением в производство трофейного немецкого турбореактивного двигателя JUMO-004 под индексом **РД-10**. Двигатель имел осевой восьмиступенчатый компрессор, камеру сгорания с шестью индивидуальными жаровыми трубами, расположенными по окружности, и одноступенчатую турбину. Регулирование тяги осуществлялось единым рычагом за счет изменения подачи топлива и площади выходного сечения сопла путем перемещения в сопле подвижного конуса. В качестве основного топлива использовался керосин, для запуска двигателя применялся бензин. Раскрутка турбины при запуске осуществлялась специальным двухцилиндровым бензиновым пусковым двигателем с отдельной бензосистемой.
$P_{ном.}$ = 900 кгс
$C_{уд.ном.}$ = 1,43 кг/кгс.ч
$G_{в}$ = 23 кг/с
$\pi_{к}$ = 3,0
$L_{дв.}$ = 3935 мм
$D_{дв.}$ = 810 мм
$M_{дв.}$ = 720 кг
РД-10 серийно производился до 1953 г. и эксплуатировался на первых советских реактивных истребителях А.С.Яковлева (Як-15, Як-17, Як-19), С.А.Лавочкина ("150", "152", "156" и др.), П.О.Сухого (Су-9) и др.
В самолетостроительных ОКБ А.С.Яковлева и С.А.Лавочкина совместно с ЦИАМ были разработаны несколько конструкций двигателя **РД-10Ф** с дополнительным впрыском (дожиганием) топлива за турбиной – в реактивное сопло, что позволило увеличить тягу двигателя на старте на 20…25% и на 60…100% на максимальной скорости полета.
В 1946-49 гг. двигатели **РД-10А**/РД-10Ф выпускались на Уфимском заводе №26 (сейчас ОАО "Уфимское МПО"). В 1946 г. выпущено 59 двигателей, в 1947 г. - 447, в 1948 г. - 833.



Як-17УТИ [8]

РД-45Ф

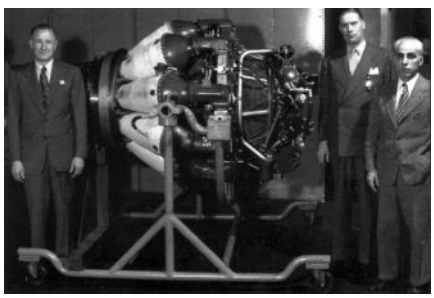
авиационный турбореактивный двигатель


РД-45Ф [12]


Ла-176 [97]



МиГ-15УТИ [1]


Nene-I [83]

Освоение производства двигателей английской фирмы Rolls-Royce Nene-I и Nene-II под обозначением соответственно **РД-45** и **РД-45Ф** началось в конце 1946 г. Работы по двигателям велись в ОКБ-45 совместно с ОКБ-117 под руководством Главного конструктора В.Я.Климова. ТРД РД-45 производился серийно с 1947 по 1958 г. на ряде авиационных заводов СССР (в 1953-58 г. – в Запорожье, в 1948-55 гг. – в Уфе).
РД-45 представлял собой одновальный ТРД с одноступенчатым центробежным двухсторонним компрессором, девятью индивидуальными трубчатыми камерами сгорания, одноступенчатой турбиной и выхлопной трубой с реактивным насадком. Двигатели РД-45 и РД-45Ф конструктивно отличались друг от друга в основном тем, что первый двигатель имел корпус газосборника сварной конструкции, второй - литой, что позволило не только уменьшить его массу, но и увеличить тягу с 2040 до 2270 кг.
Двигатели РД-45 главным образом эксплуатировались на истребителях МиГ-15, а также были установлены на ряде опытных самолетах: бомбардировщиках А.Н.Туполева и С.В.Ильюшина, истребителях П.О.Сухого (Су-15), С.А.Лавочкина ("168", "176"), А.И.Микояна (И-320), транспортно-десантном самолете Р.Л.Бартини Т-200 и др.
$P_{взл.}$ = 2040 кгс (РД-45Ф – 2270 кгс)
$C_{уд.взл.}$ = 1,06 кг/кгс.ч
$G_{в}$ = 40 кг/с
$\pi_{к}$ = 4,0
$T_{г\ макс.}$ = 1140 К
$L_{дв.}$ = 2460 мм
$D_{дв.}$ = 1255 мм
$M_{дв.}$ = 808 кг (РД-45Ф – 705 кг)

РД-500

авиационный турбореактивный двигатель

См. главу “Тушинское МКБ “Союз”.

ВК-1

авиационный турбореактивный двигатель



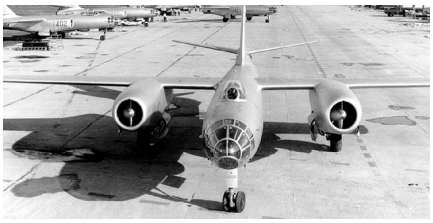
Ту-14 [11]



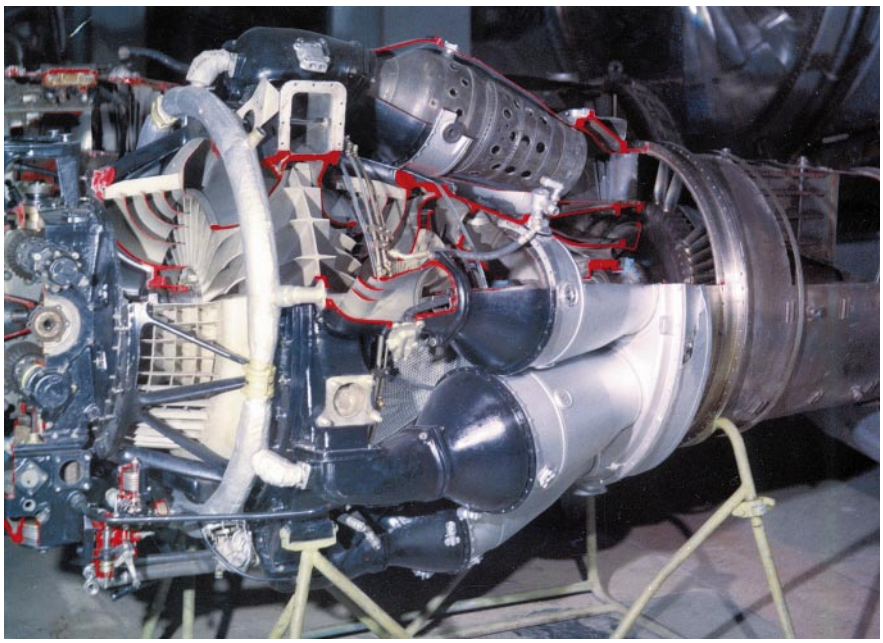
МиГ-17ИБ [99]



Ил-28 [48]



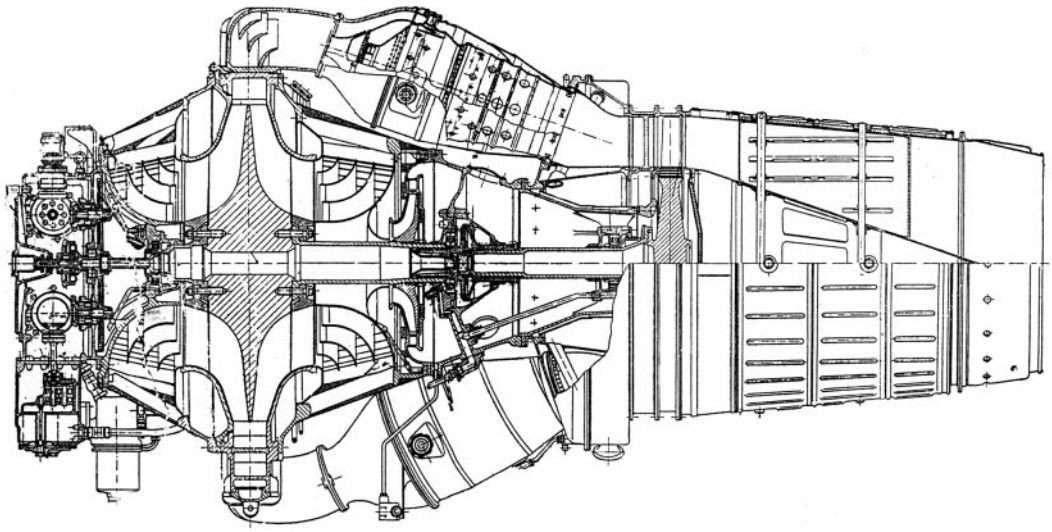
Н-5 [111]



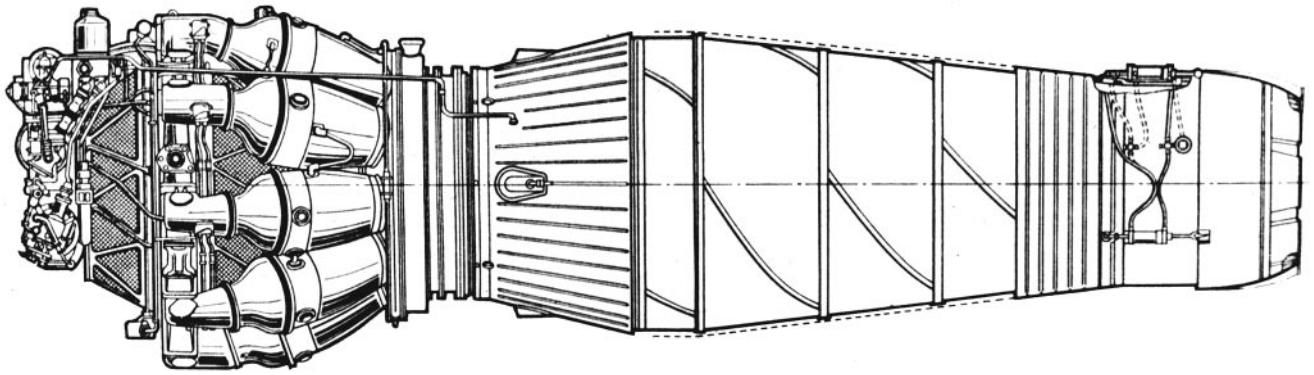
ВК-1 [12]

В 1946-47 гг. были проведены работы по созданию на базе РД-45 более мощного двигателя, который получил название **ВК-1**. В 1949 г. он прошел Госиспытания и стал первым в СССР крупносерийным турбореактивным двигателем.

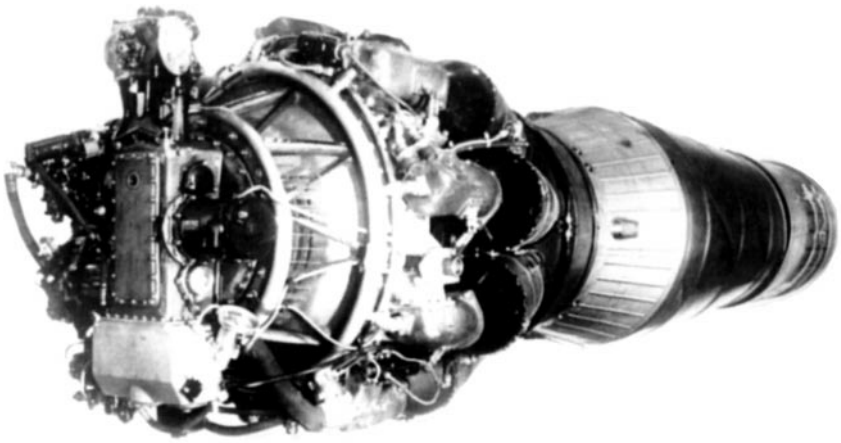
По конструкции ВК-1 подобен РД-45: одновальный ТРД с одноступенчатым центробежным двухсторонним компрессором, девятью индивидуальными трубчатыми камерами сгорания и одноступенчатой турбиной.



Конструктивная схема ВК-1 [20]



ВК-1Ф [7]



ВК-5Ф [47]



Ла-200Б [3]

ВК-1 и его модификация **ВК-1А** тягой 2700 кгс устанавливались на серийных самолетах МиГ-15бис, МиГ-17, Ил-28, Ту-14Т, а также большом количестве опытных самолетов всех самолетостроительных ОКБ СССР.
$P_{взл.}$ = 2700 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 1,07 кг/кгс.ч
$G_в$ = 48,2 кг/с
$\pi_к$ = 4,2
$T_{г\ макс.}$ = 1170 К
$L_{дв.}$ = 2640 мм
$D_{дв.}$ = 1270 мм
$M_{дв.}$ = 870 кг
В 1951 г. разработана и запущена в серийное производство модификация двигателя **ВК-1Ф** с дожиганием топлива в форсажной камере с кратковременным режимом тягой 3380 кгс.
ВК-1Ф устанавливался на истребителях МиГ-17Ф/ПФ.
Двигатели семейства ВК-1 серийно выпускались с 1949 по 1958 г. на заводах СССР (ОАО "Уфимское моторостроительное ПО", АО "Пермский моторный завод" и АО "ММП имени В.В.Чернышева"), Польши, Чехословакии, Китая. Всего было изготовлено более 20000 двигателей ВК-1 всех модификаций.
Дальнейшее развитие ВК-1 получил в опытных двигателях **ВК-5**, **ВК-5Ф**, **ВК-7**, тяга которых была на уровне 3100...5250 кгс.
В настоящее время отработавшие летный ресурс двигатели ВК-1 применяются на аэродромах для их очистки от снега и льда.
С июня 1956 г. в Китае на предприятии LEMC (Liming Engine Manufacturing Company) ВК-1Ф выпускался под маркой **WP5.** В 1957 г. там же начато производство **WP5A** (ВК-1А) для самолета Н-5 (Ил-28).

ВК-2

авиационный турбовинтовой двигатель

В 1947 г. началась разработка ТВД **ВК-2** для самолетов С.В.Ильюшина и А.Н.Туполева. В марте 1951 г. двигатель прошел Госиспытания, но в серии не строился.
ВК-2 стал первым отечественным турбовинтовым двигателем.
Конструктивно двигатель состоял из девяти индивидуальных трубчатых камер сгорания, двухступенчатой турбины, выхлопного сопла и редуктора привода винта.
$N_{э\ взл.}$ = 4800 э.л.с.
$C_{э\ взл.}$ = 0,320 кг/э.л.с.ч
$G_в$ = 28,5 кг/с
$\pi_к$ = 5,0
$T_{г\ макс.}$ = 1071 К
$L_{дв.}$ = 3677 мм
$D_{дв.}$ = 1115 мм
$M_{дв.}$ = 1400 кг

ВК-3

авиационный турбореактивный двигатель



И-3 (И-380) [99]

В 1952 г. ОКБ начало разрабатывать первый отечественный ТРДДФ **ВК-3** для истребителя-перехватчика И-3 (И-380) конструкции Микояна. Двигатель испытывался на стенде и в полете на опытном истребителе. В ходе летных испытаний в 1956 г. были достигнуты скорость 1960 км/ч и потолок 18000 м.

По конструкции ВК-3 – это одновальный ТРДДФ с 10-ступенчатым осевым компрессором (перепуск воздуха за турбину осуществлялся из-за второй ступени компрессора по 12 трубам), кольцевой камерой сгорания, трехступенчатой турбиной, регулируемым створчатым смесителем, форсажной камерой и регулируемым сверхзвуковым соплом. Компрессор двигателя имеет двухпозиционный, регулируемый входной направляющий аппарат восьмой ступени.

Серийно двигатель не производился.

$P_{ном.}$ = 5730 кгс

$P_{макс.\ ф.}$ = 8440 кгс

$C_{уд.кр.}$ = 0,739 кг/кгс.ч

$M_{дв.}$ = 1850 кг

Для истребителя И-1 (И-370) КБ Микояна создан ТРД **ВК-7**.

$P_{ном.}$ = 4200 кгс

$P_{макс.}$ = 6270 кгс

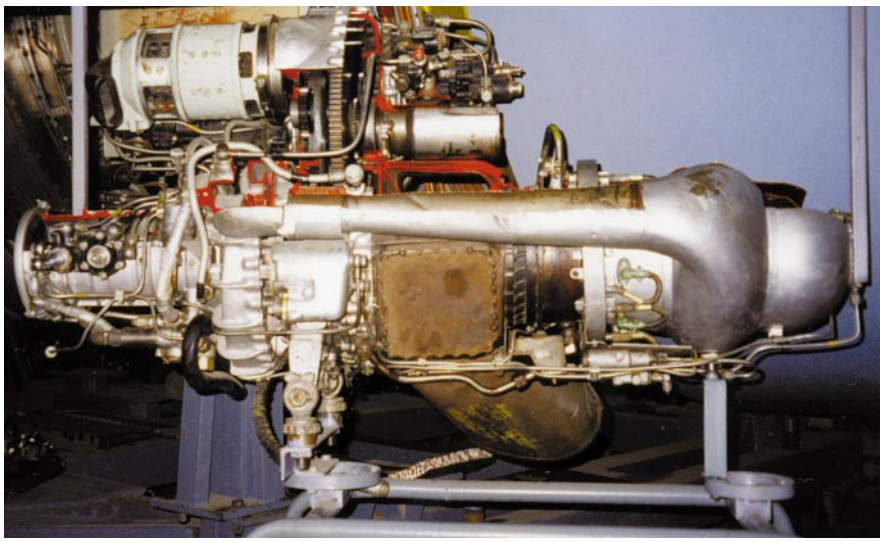
ГТД-350

авиационный турбовальный двигатель

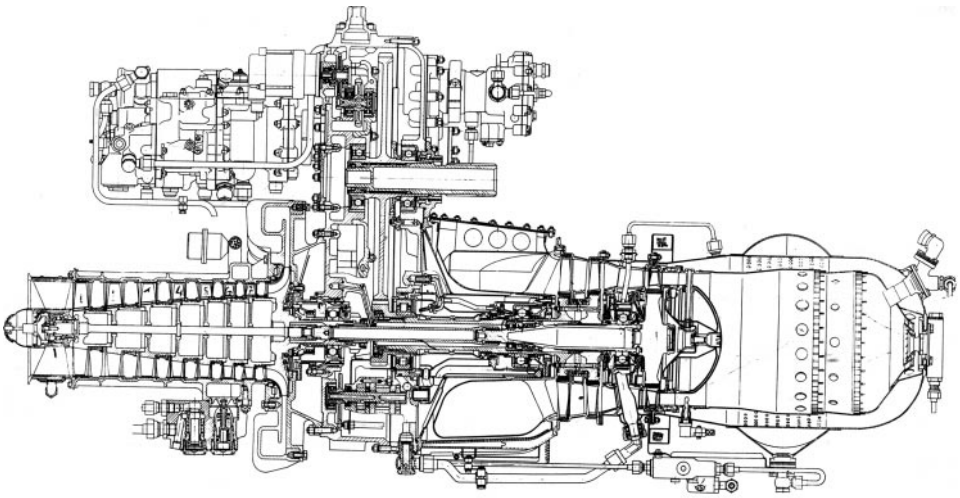
В 1959-60 гг. под руководством Главного (с 1981 г. - Генерального) конструктора С.П.Изотова начинается проектирование однокаскадного малоразмерного ГТД со свободной турбиной **ГТД-350** для вертолета Ми-2, в силовую установку которого входят два двигателя ГТД-350 и главный редуктор ВР-2.

Двигатель состоит из осецентробежного компрессора (семь ступеней осевых, одна центробежная), одноступенчатой турбины компрессора, двухступенчатой свободной турбины, промежуточного редуктора.

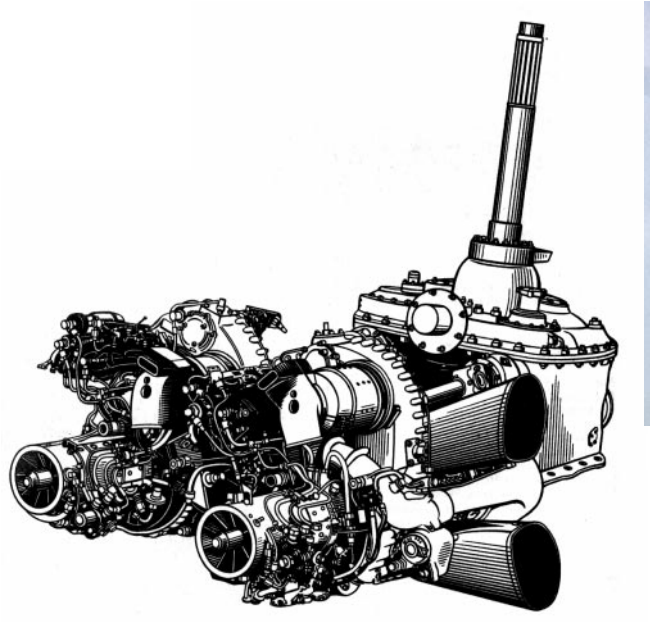
При создании ГТД-350 применены методы поузловой доводки с использованием экспериментальных установок, разработаны методики расчета и проектирования малоразмерных лопаточных аппаратов, а также конструктив-



ГТД-350 [12]



Конструктивная схема ГТД-350 [20]



ГТД-350 с редуктором ВР-2 [7]



Ми-2 [4]

ные мероприятия по демпфированию гибких высокооборотных роторов. На двигателе ГТД-350 применена система защиты свободной турбины от раскрутки.

В 1963 г. двигатель ГТД-350 прошел Госиспытания и в 1964 г. передан вместе с редуктором ВР-2 в серийное производство на польский завод WSK PZL Swidnik.

$N_{e\ взл.}$ = 400 л.с.
$C_{e\ взл.}$ = 0,365 кг/л.с.ч
$G_{в}$ = 2,2 кг/с
$\pi_{к}$ = 6,0
$T_{г\ макс.}$ = 1243 К
$L_{дв.}$ = 1350 мм
$b_{дв.}$ = 522 мм
$h_{дв.}$ = 680 мм
$M_{дв.}$ = 135 кг
Назначенный ресурс 4000 часов

На опытные вертолеты Ми-2М устанавливался двигатель **GTD-350P** взлетной мощностью 450 л.с., разработанный польской стороной.

На базе ГТД-350 был разработан целый ряд опытных двигателей морского и транспортного назначения: для катера на подводных крыльях конструкции Ленинградского НИИ судостроительной промышленности, железнодорожного ведущего вагона НИИ железнодорожного транспорта, вездеходов на воздушной подушке разработки Горьковского автозавода, спортивного гоночного автомобиля ХАДИ-7 Харьковского автодорожного института и др.

В настоящее время "Завод им. В.Я.Климова" совместно с Институтом радиофизики Армянской Академии наук занимается уникальной программой по использованию двигателя ГТД-350 в качестве привода для электростанции, работающей на солнечной энергии. Новизна проекта заключается в том, что не зеркало наводится на теплообменник, а подвижная ферменная конструкция с ГТД-350 "ловит" отраженные лучи. Установка идеальна с точки зрения экологии. Если будут подтверждены теоретические расчеты, эта электростанция может стать новым словом в энергетике.

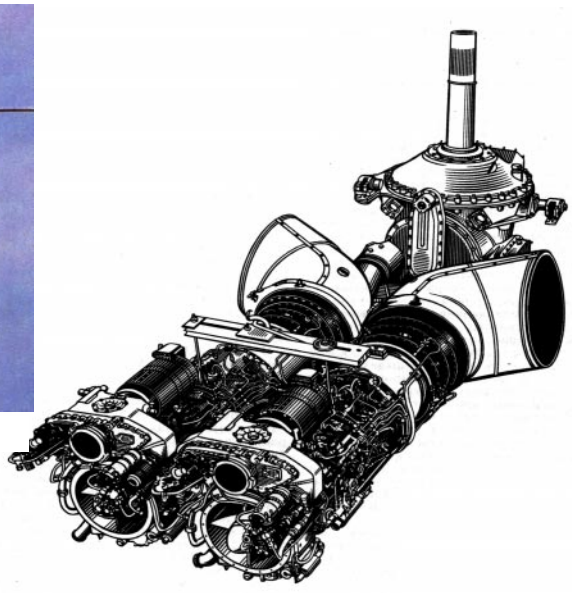
ТВ2-117

авиационный турбовальный двигатель



Ми-8 [7]

В 1959-64 гг. в ОКБ под руководством С.П.Изотова велись работы по созданию ГТД **ТВ2-117** со свободной турбиной и редуктора ВР-8 для силовой установки на вертолет Ми-8. В 1964 г. ТВ2-117 прошел Госиспытания.



ТВ2-117 с редуктором ВР-8А [7]

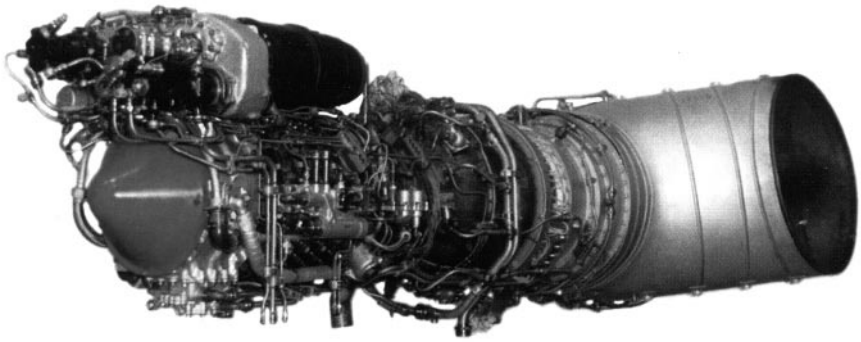
Более 22000 двигателей модификаций ТВ2-117, **ТВ2-117А**, **ТВ2-117АГ** выпущено с 1965 по 1997 гг. в АО "Пермский моторный завод".

ТВ2-117 имеет десятиступенчатый осевой компрессор с регулируемым входным направляющим аппаратом и направляющими аппаратами трех ступеней, прямоточную кольцевую камеру сгорания, двухступенчатую турбину компрессора и двухступенчатую свободную турбину, выхлопной патрубок с поворотом потока газов на 60°, стартер-генератор постоянного тока с противовзрывным кожухом на искрящем узле. В двигателе впервые в отечественной практике применены опущенные замки турбинных лопаток для улучшения охлаждения и снижения напряжений в дисках, полки турбинных лопаток с лабиринтами для увеличения к.п.д. и снижения переменных напряжений в лопатках (демпфирование). В конструкции ТВ2-117 применен жесткий цельноточенный ротор компрессора из титанового сплава. На двигателях ТВ2-117, ГТД-350 и всех последующих турбовальных двигателях КБ применена система защиты свободной турбины от раскрутки. На входе в двигатель может устанавливаться пылезащитное устройство.

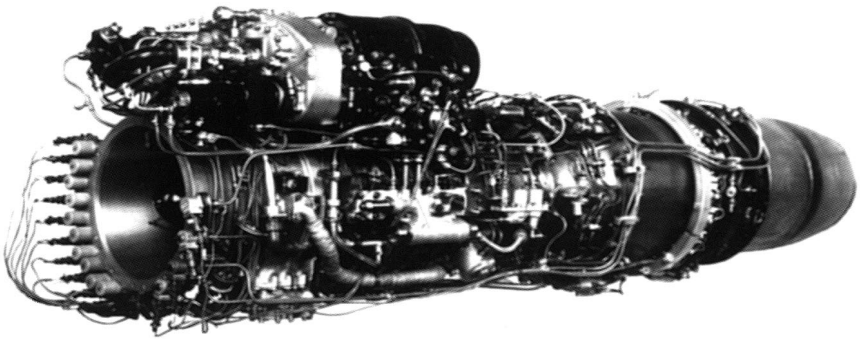
$N_{e\ взл.}$ = 1500 л.с.
$C_{e\ взл.}$ = 0,275 кг/л.с.ч.
$N_{e\ кр.}$ = 1000 л.с.
$C_{e\ кр.}$ = 0,310 кг/л.с.ч.
$G_в$ = 8 кг/с
$\pi_к$ = 6,6
$T_{г\ макс.}$ = 1153 К
$L_{дв.}$ = 2843 мм
$b_{дв.}$ = 550 мм
$h_{дв.}$ = 748 мм
$M_{дв.}$ = 334 кг

Гарантийный ресурс 1500 часов, ресурс по техсостоянию 2000 часов, назначенный ресурс 12000 часов.

В 1970-х гг. малой партией произведен и сертифицирован по американским нормам летной годности FAR-33 двигатель **ТВ2-117Ф** для вертолета Ми-8ФТ для работы в сложных климатических условиях. Двигатель отличается введением ПЗУ при сохранении взлетной мощности 1500 л.с., обеспечением гарантированной мощности 1440 л.с. с поддержанием до температуры наружного воздуха до +40°С, введением чрезвычайного режима мощностью 1700 л.с. (с ПЗУ) с многократным использованием в случае отказа одного из двигателей.



ТВ2-117 [47]



ТР2-117 [47]

В 80-х гг. под руководством Генерального конструктора В.Г.Степанова создан двигатель **ТВ2-117ТГ** для вертолета Ми-8ТГ, который надежно работает на различных топливах: сжиженном пропанбутановом газе и газовых конденсатах, моторном топливе наземного применения (бензине, керосине и их смесях с сжиженным газом), топливе водного транспорта (дизельном, флотском мазуте, сырой нефти и их смесях с моторным топливом наземного применения) и др. Двигатель оснащен топливорегулирующей аппаратурой, обеспечивающей запуск и останов на керосине, заполнение на стоянке агрегатов и трубопроводов керосином, автоматический переход с одного вида топлива на другой на рабочих режимах, двухкаскадными уплотнениями на приводе топливного насоса, системами дренажа сжиженного газа и других альтернативных топлив, автоматической противообледенительной системой. Давление топлива на входе в топливорегулирующую аппаратуру при работе на сжиженном газе должно превышать давление насыщенных паров примерно на 1,5 кг/см^2 во всем диапазоне возможных температур топлива (для исключения кавитации топлива в насосе). Особую роль политопливный двигатель приобретает в условиях военного времени, когда наблюдается дефицит и низкое качество моторного и авиационного топлив, трудности их оперативного снабжения.

На базе ТВ2-117 были изготовлены опытные двигатели: реактивный **ТР2-117** для беспилотного самолета-разведчика, двигатели для автопоезда "БелАЗ" и судна на подводных крыльях и др.

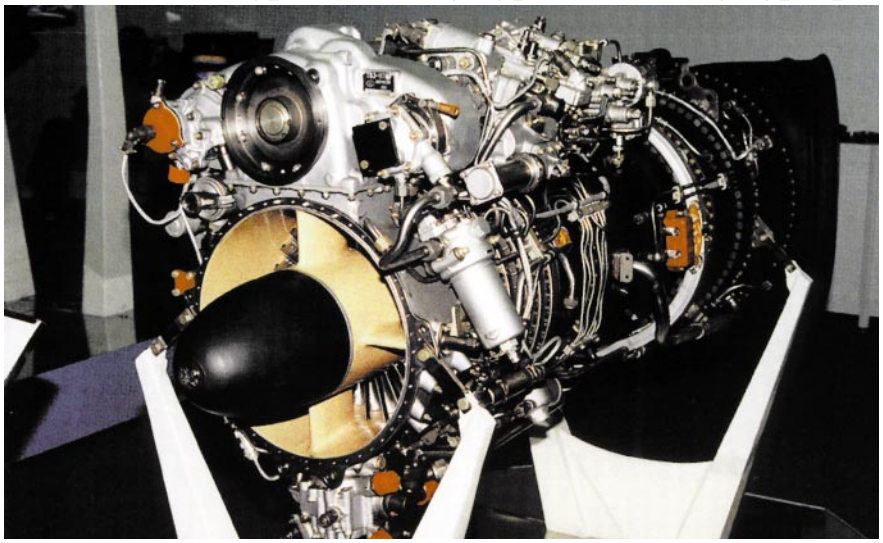
Двигатель ТВ2-117 может использоваться в качестве привода различных энергоустановок мощностью 0,9 МВт (ГТП-0,9) или 1,8 МВт (ГТП-1,8, спарка ТВ2-117).



Автопоезд "БелАЗ" [47]

ТВ3-117

авиационный турбовальный/турбовинтовой/турбореактивный двигатель



ТВ3-117ВМ [1]



Ка-28 [35]



Ка-29 [2]



Ка-32А [35]



Ка-50 [1]



Ка-52 [31]

В 1965 г. ОКБ под руководством Генерального конструктора С.П.Изотова и Главного конструктора С.В.Люневича начинает разрабатывать двигатель **ТВ3-117** в классе мощности 2000 л.с. и главные редукторы ВР-14 и ВР-24 к силовым установкам для вертолетов Ми-14 и Ми-24. В 1972 г. двигатель прошел Госиспытания. С 1972 г. в ОАО "Мотор Сич" и с 1999 г. на "Заводе им. В.Я.Климова" двигатель ТВ3-117 выпускается более, чем в 15 модификациях, среди которых: **ТВ3-117 II серии**, **III серии**, **-М**, **-МТ**, **-КМ**, **-В**, **-ВК**, **-ВКР**, **-ВМ**, **-ВМА**, **-ВМР**, **-ВМАР**, **-ВМ серии 02**, **-ВМА серии 02**, **-ВМА-СБ3** для вертолетов Ми-8МТ/Ми-17, Ми-14, Ми-24/Ми-25/Ми-35, Ми-28, Ка-27/Ка-28, Ка-29, Ка-31, Ка-32, Ка-50, Ка-52, Ка-50-2, которые эксплуатируются в 60 странах мира. В 1993-1999 гг. модификации ТВ3-117ВМ/ВМА (серии 02) сертифицированы в России, странах СНГ, Индии, Канаде и Китае.

Двигатели ТВ3-117 по своим параметрам, конструктивным решениям, эксплуатационным и техническим качествам стоят в первом ряду современных авиационных двигателей подобного класса. Двигатели успешно эксплуатируются в различных климатических условиях: морских, тропических, арктических, в условиях жаркого и сухого климата. У всех новейших модификаций мощность на взлетном режиме поддерживается постоянной до высоты Н = 3600...5500 м в условиях МСА, а при Н = 0 – до температуры окружающего воздуха +40°С.

ТВ3-117 является одним из лучших в мире двигателем по экономичности в своем классе, что достигнуто благодаря высоким к.п.д. агрегатов (компрессора 86%, турбины компрессора 91%, свободной турбины 94%).

Двигатель ТВ3-117 имеет осевой 12-ступенчатый компрессор с регулируемым входным направляющим аппаратом и направляющими аппаратами четырех ступеней, прямоточную кольцевую камеру сгорания, двухступенчатую турбину компрессора и двухступенчатую свободную турбину. Выхлопной патрубок поворачивает поток газов на 60°. Впервые в отечественной практике применены титановый ротор компрессора, сваренный из отдельных дисков электронно-лучевой сваркой, рабочие и направляющие лопатки компрессора из титанового сплава, полученные методом холодной вальцовки, малогабаритные контактные графитовые уплотнения масляных полостей, установлено пылезащитное устройство. В системе регулирования двигателя использованы электронные блоки. Применена система защиты свободной турбины от раскрутки. Система регулирования и управления гидромеханическая (на ранних модификациях) и электро-гидромеханическая (на новейших модификациях).

"Завод имени В.Я.Климова" определен головным предприятием в России по капитальному ремонту ТВ3-117 всех модификаций, а также выполняет работы по поддержанию двигателей в эксплуатации, продлению их ресурса и переделке одних модификаций в другие. Кроме этого, завод отработал оригинальную технологию локального ремонта двигателя, которая заключается в замене рабочих лопаток ротора компрессора без последующей балансировки в условиях эксплуатации. Первые проведенные ремонты показали сокращение сро-



Ту-243 "Рейс-Д" [2]



Ми-28 [13]



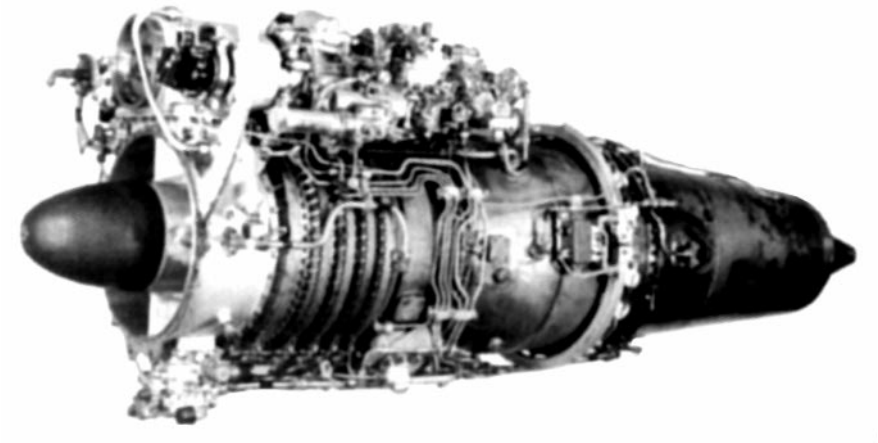
Ми-24 [22]



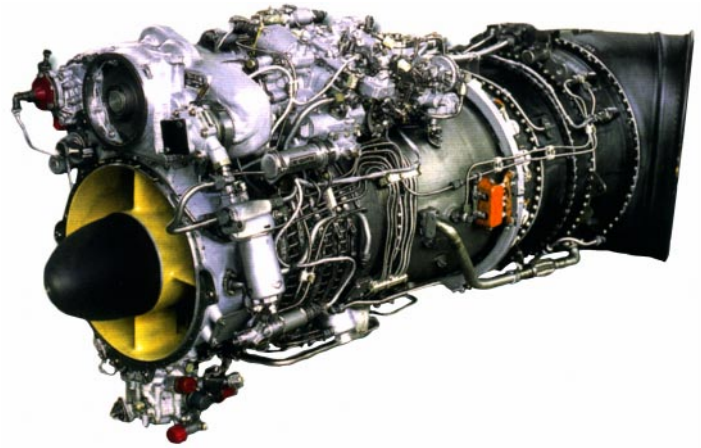
Ми-172 [50]



Ми-17М [50]



ТР3-117 [47]



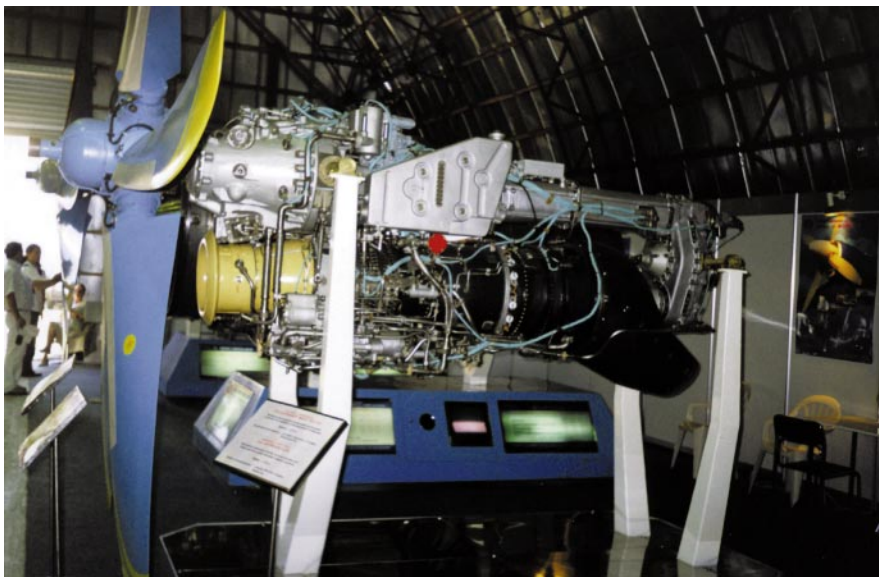
ВК-2500 [47]

ков и стоимости работ по сравнению с традиционным капремонтом в 3-5 раз. "Заводу имени В.Я.Климова" предоставлены авторские права на действующую ремонтную и эксплуатационную документацию по двигателям ТВ3-117, в том числе на ее корректировку и переиздание. Завод выпустил "Руководство по капитальному ремонту двигателя ТВ3-117", которому должны следовать все организации, занимающиеся ремонтом на территории России.

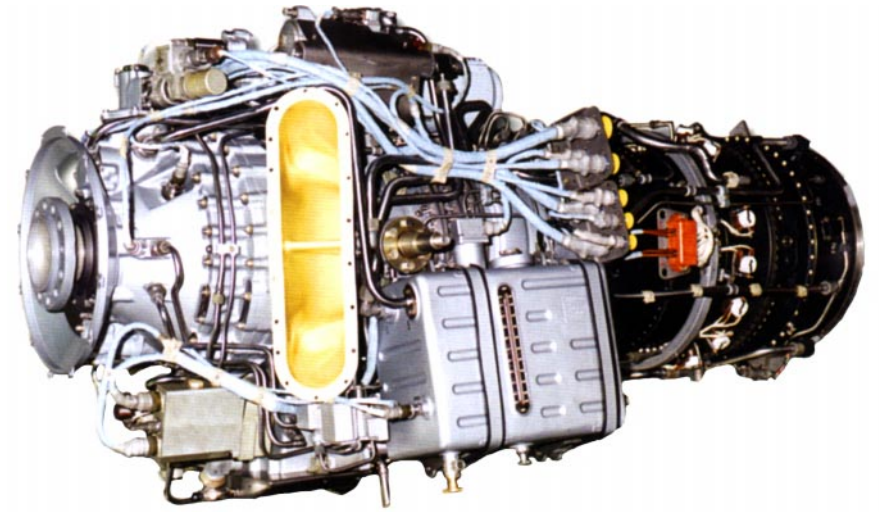
$N_{e\ чр.}$ = 2200...2400 л.с.
$N_{e\ взл.}$ = 2000...2200 л.с.
$C_{e\ взл.}$ = 0,210...0,230 кг/л.с.ч
$N_{e\ кр.}$ = 1500 л.с.
$C_{e\ кр.}$ = 0,250...0,270 кг/л.с.ч
$G_в$ = 9,1 кг/с
$\pi_к$ = 9,6
$T_{г\ макс.}$ = 1263 К
$L_{дв.}$ = 2055 мм
$b_{дв.}$ = 660 мм
$h_{дв.}$ = 728 мм
$M_{дв.}$ = 285...293 кг
Межремонтный ресурс 1500 часов
Назначенный ресурс 7500 часов

На базе ТВ3-117 создана реактивная модификация **ТР3-117** для самолетов-разведчиков ОКБ Туполева Ту-143 "Рейс" и Ту-243 "Рейс-Д" тягой на максимально форсированном режиме 590...640 кгс. На двигателе вместо модуля свободной турбины установлено реактивное нерегулируемое сопло, вместо воздушного стартера – стартер-генератор.

В 1998-2000 гг. "Завод им. В.Я. Климова" под руководством Генерального конструктора А.А.Саркисова совместно с ОАО "Мотор Сич" разработал форсированную модификацию **ВК-2500 (ТВ3-117ВМА-СБ3)**, которая предназначается для новых модификаций вертолетов Ми-17, Ми-24, Ми-28, Ка-32, Ка-50 и др. 28 мая 2000 г. на "Роствертоле" начались летные испытания вертолета Ми-24 с двигателями ВК-2500. На двигателе переконструирована турбина компрессора с применением первой рабочей лопатки турбины из материала ЖС-26 направленной кристаллизации, установлены новая цифровая система автоматического управления и контроля БАРК-78, обеспечивающая оптимизацию эксплуатационных характеристик двигателя, введение эксплуатации по техническому состоянию, повышение ресурса горячей части и надежности двигателя, снижение массы и объема электронной части САУ, и счетчик наработки и контроля СНК-78, позволяющий объективно вести контроль фактического времени работы двигателя на ограничиваемых по времени работы режимах. Сертификация двигателя ВК-2500 намечена на конец 2000 г.



ТВ3-117ВМА-СБМ1 [1]



ВК-1500 [47]

Ne чр. = 2700 л.с.
Ne взл. = 2400 л.с.
Ce взл. = 0,210 кг/л.с.ч
Ne кр. = 1750 л.с.
Ce кр. = 0,230 кг/л.с.ч
Gв = 9,3 кг/с
$\pi_к$ = 10
$T_г$ макс. = 1293 К
$L_{дв.}$ = 2055 мм
$b_{дв.}$ = 660 мм
$h_{дв.}$ = 728 мм
$M_{дв.}$ = 295 кг

С 1995 г. "Завод им. В.Я. Климова" совместно с украинскими предприятиями ОАО "Мотор Сич", ЗМКБ "Прогресс", СНПП "Юпитер" вел разработку турбовинтового двигателя на базе сертифицированной модификации ТВ3-117ВМА для двухдвигательного самолета местных воздушных линий фирмы "Антонов" Ан-140. Первоначальная взлетная мощность двигателя была определена в 1850 л.с., поэтому с целью максимального использования узлов и деталей базового двигателя и сокращения сроков его создания, была выбрана схема с внешним валом винта и задним выносным редуктором, являющимся одновременно коробкой самолетных агрегатов. Двигатель, получивший обозначение **ТВ3-117ВМА-СБ2**, в апреле 1997 г. поступил на стендовые испытания, а в сентябре 1997 г. первый опытный самолет Ан-140 совершил первый испытательный полет. В дальнейшем в связи с увеличением количества пассажиров с 44 до 52 необходимо было увеличить мощность двигателя до 2500 л.с. По объективным причинам и по взаимной договоренности доводкой этого двигателя, которому дали новое обозначение **ТВ3-117ВМА-СБМ1**, занялся коллектив ЗМКБ "Прогресс". В апреле 2000 г. двигатель ТВ3-117ВМА-СБМ1 получил Сертификат Типа АР МАК. Двигатель передан в серийное производство на завод "Мотор Сич".
$N_э$ чр. = 2800 л.с.



МиГ-110 [16]



Ан-140 [1]



Ан-3 [1]



Бе-32К [21]



Ка-60-I [2]

$N_{э\ взл.}$ = 2500 л.с.
$C_{э\ взл.}$ = 0,199 кг/э.л.с.ч
$N_{э\ кр.}$ = 1750 л.с. (H = 6000 м, Vп = 500 км/ч)
$C_{э\ кр.}$ = 0,188 кг/э.л.с.ч
$G_в$ = 9,3 кг/с
$\pi_к$ = 10
$T_{г\ макс.}$ = 1293 К
$L_{дв.}$ = 2860 мм
$b_{дв.}$ = 880 мм
$h_{дв.}$ = 1210 мм
$M_{дв.}$ = 570 кг

В 1998-99 гг. "Завод им. В.Я. Климова" спроектировал на базе узлов двигателей ТВ3-117ВМА и ВК-2500 турбовинтовой двигатель **ВК-1500** мощностью 1500 л.с. для самолетов МВЛ Ан-38-300, Ан-3, Бе-32 и др. По сравнению с базовыми двигателями ВК-1500 имеет 10-ти ступенчатый компрессор, два новых диска первых ступеней ротора компрессора, измененные геометрические размеры основных и покрывных дисков, вывод вала свободной турбины вперед без промежуточного межвального подшипника. Кроме этого, в конструкцию двигателя введена новая современная укороченная камера сгорания, которая уже прошла предварительные испытания и подтвердила расчетные данные, а также новая электронно-гидромеханическая система регулирования и контроля типа FADEC САУ-2000, разработанная ОАО "Стар" (электронная часть) и ОАО "НПП "ЭГА" (гидромеханическая часть). Большая унификация узлов и деталей позволит в кратчайшие сроки, к концу 2001 г., завершить сертификацию двигателя и внедрить его в массовое производство.

$N_{э\ взл.}$ = 1500 л.с.
$C_{э\ взл.}$ = 0,230 кг/э.л.с.ч
$N_{э\ кр.}$ = 1050 л.с. (H = 3000 м, Vп = 400 км/ч)
$C_{э\ кр.}$ = 0,230 кг/э.л.с.ч
$G_в$ = 7,3 кг/с
$\pi_к$ = 7,4
$T_{г\ макс.}$ = 1187 К
$L_{дв.}$ = 1714 мм
$b_{дв.}$ = 708 мм
$h_{дв.}$ = 847 мм
$M_{дв.}$ = 340 кг

На базе ВК-1500 спроектирован турбовальный двигатель **ВК-1500В** с возможностью вывода вала отбора мощности как вперед - для вертолетов Ка-60/Ка-62, так и назад - для перспективных вертолетов традиционной схемы.

Двигатель ТВ3-117 может использоваться в качестве привода электростанций, а также электрогенераторов и компрессоров нефтегазоперекачивающих станций мощностью 1,25 МВт (ГТП-1,5) и 2,5 МВт (ГТП-2,5 - спарка ТВ3-117), в реактивном варианте двигатель может применяться для сушки струей выхлопных газов помещений для скота, строящихся зданий, очистки от снега и льда на шоссейных и железных дорогах, аэродромах.

ТВ7-117

авиационный турбовинтовой/турбовальный/морской двигатель



Ил-114 [15]



Ил-114Т [2]



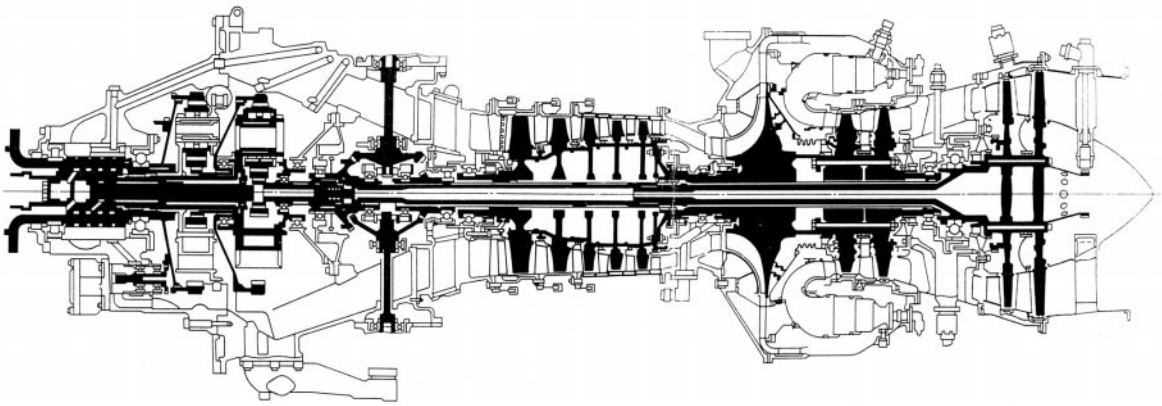
ТВ7-117С серии 2 [1]

С 1980-х гг. под руководством Генерального конструктора А.А.Саркисова в ОКБ велась работа по ТВД 4-го поколения **ТВ7-117С** для самолетов МВЛ на 45-65 пассажиров. В 1997 г. двигатель получил Сертификат Типа АР МАК и в настоящее время эксплуатируется на самолетах Ил-114 и Ил-114Т. Серийно двигатель выпускается на трех заводах: "Заводе имени В.Я.Климове", ОАО "ММП имени В.В.Чернышева" и ОАО "ОМП имени П.И.Баранова".

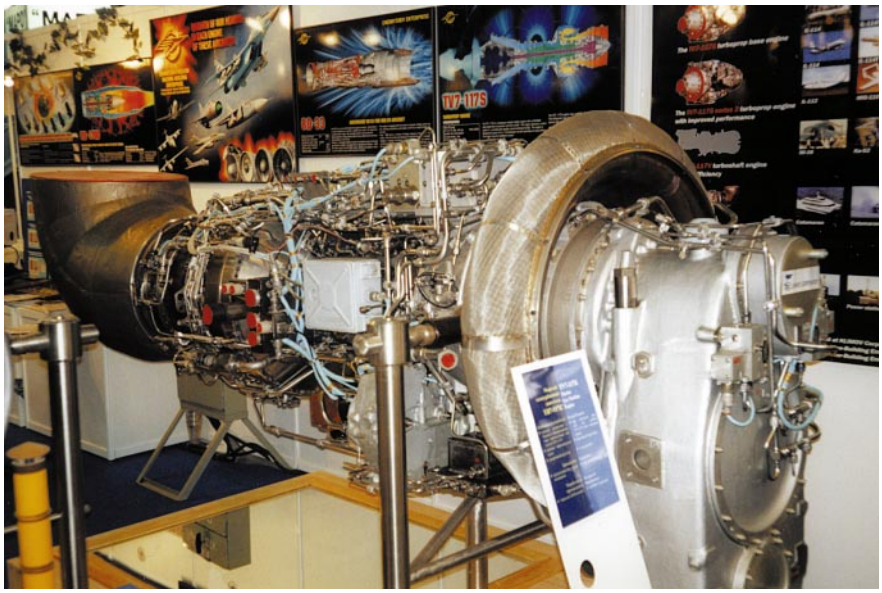
ТВ7-117С является одним из лучших двигателей в мире по экономичности в своем классе, которая обеспечивается высокими параметрами термодинамического цикла и высокой эффективностью узлов (к.п.д. компрессора > 81%, к.п.д. турбины > 88%, к.п.д. свободной турбины > 92%, полнота сгорания камеры сгорания 0,99). Двигатель имеет большие запасы газодинамической устойчивости.

ТВ7-117С выполнен модульным (редуктор, верхняя и нижняя коробки приводов, центральный привод, осевой компрессор, турбокомпрессор, свободная турбина, выходное устройство). Замена модулей не требует дополнительной балансировки и может быть выполнена в условиях аэропорта.

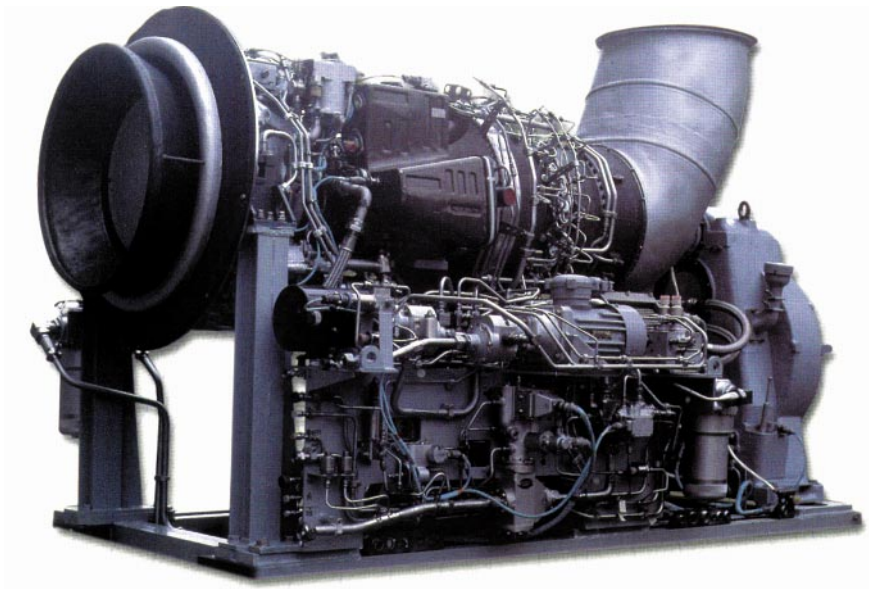
Конструктивные особенности: одновальный осецентробежный компрессор, состоящий из пяти осевых и одной центробежной ступеней, входной направляющий аппарат и направляющие аппараты первых двух ступеней - регулируемые, кольцевая противоточная камера сгорания, двухступенчатая осевая турбина компрессора с четырьмя охлаждаемыми венцами, двухступенчатая осевая свободная турбина, вал отбора мощности с выводами вперед, соосный редуктор винта,



Конструктивная схема ТВ7-117С [20]



ТВ7-117К [1]



ГТП-1,5 [47]

расположенный непосредственно перед компрессором. На двигателе применена двухканальная электронная система регулирования с полной ответственностью, гидромеханическое управление, обеспечивающее завершение полета при отказе электроники. Развитая автономная бортовая система контроля обеспечивает контроль параметров с выдачей экипажу информации о неисправностях и рекомендации по их устранению. Система предусматривает оперативный наземный послеполетный контроль двигателя.

ТВД ТВ7-117С работает с шестилопастным реверсивно-флюгерным винтом СВ-34 разработки ОАО "Аэросила" ($M_{вв}$ = 218 кг; $n_{вв}$ = 1200 об./мин.; $D_{вв}$ = 3600 мм).

$N_{э\ взл.}$ = 2500 л.с.
$C_{э\ взл.}$ = 0,200 кг/э.л.с.ч
$N_{э\ кр.}$ = 1800 л.с. (H = 6000 м, Vп = 500 км/ч)
$C_{э\ кр.}$ = 0,180 кг/э.л.с.ч
$G_{в}$ = 8 кг/с
$\pi_{к}$ = 16
$T_{г\ макс.}$ = 1500 К
$L_{дв.}$ = 2136 мм
$D_{дв.}$ = 940 мм
$M_{дв.}$ = 530 кг

В настоящее время разработана модификация **ТВ7-117С серии 2**, имеющая улучшенные эксплуатационные качества: увеличена взлетная мощность, введен чрезвычайный режим, улучшена топливная экономичность благодаря совершенствованию основных узлов и изменению конструкции самолетного воздухозаборника, введена новая цифровая система автоматического регулирования и контроля типа FADEC БАРК-65, установлены новые лопасти винта СВ-34М улучшенной аэродинамики, введены переменные обороты винта и его синхрофазация. Двигатель планируется эксплуатировать на самолетах Ил-112, Ил-114, МиГ-110 и др.

$N_{э\ чр.}$ = 3500 л.с.
$N_{э\ макс.\ взл.}$ = 3000 л.с.
$N_{э\ взл.}$ = 2800 л.с.
$C_{э\ взл.}$ = 0,190 кг/э.л.с.ч
$N_{э\ кр.}$ = 2100 л.с. (H = 6000 м, Vп = 500 км/ч)

$C_{э\ кр.}$ = 0,175 кг/э.л.с.ч
$G_в$ = 9.2 кг/с
$\pi_к$ = 17
$T_{г\ макс.}$ = 1510 К
$L_{дв.}$ = 2136 мм
$D_{дв.}$ = 940 мм
$M_{дв.}$ = 530 кг
Межремонтный ресурс 6000 часов
Назначенный ресурс 20000 часов.

На базе ТВ7-117С серии 2 создана турбовальная модификация **ВК-3000 (ТВ7-117В)** для вертолетов средней грузоподъемности. Вал отбора мощности может выполняться с выводом назад (для вертолетов типа Ка-52) или вперед (для вертолетов Ми-38, Ми-383), в связи с чем выхлопной патрубок имеет поворот потока газов на 60° или выполнен в виде осевого сопла. На двигателе также устанавливается САУ БАРК-65.

$N_{е\ 30\text{-сек.чр.}}$ = 3750 л.с.
$N_{е\ 2,5\text{-мин. чр.}}$ = 3500 л.с.
$N_{е\ 30\text{-мин. чр.}}$ = 3000 л.с.
$N_{е\ взл.}$ = 2800 л.с.
$C_{е\ взл.}$ = 0,199 кг/л.с.ч
$N_{е\ кр.}$ = 1800 л.с.
$C_{е\ кр.}$ = 0,225 кг/л.с.ч
$G_в$ = 9,2 кг/с
$\pi_к$ = 17
$T_{г\ макс.}$ = 1510 К
$L_{дв.}$ = 1780 мм
$b_{дв.}$ = 635 мм
$h_{дв.}$ = 727 мм
$M_{дв.}$ = 360 кг

Семейство двигателей ТВ7-117 включает в себя газотурбинный морской двигатель **ТВ7-117К**. Двигатель специально приспособлен и идеально подходит для высокоскоростных судов-катамаранов (скорость до 100 узлов) различного водоизмещения и назначения: морских спасательных служб МЧС, патрульных катеров милиции и Пограничных войск, гоночных катеров типа "Формула-1" и др. ТВ7-117К отличается относительно небольшой массой при высокой энерговооруженностью и имеет реверсивный редуктор с гидравлическими муфтами прямого и обратного хода. Основным преимуществом газотурбинного двигателя перед дизельным является значительное увеличение удельной мощности, что позволяет увеличить в полтора раза максимальную и крейсерскую скорости катера при том же водоизмещении и тех же показателях дальности плавания, мореходности, маневренности, устойчивости, непотопляемости и т.п.

$N_{макс.}$ = 2100 л.с.
$N_{ном.}$ = 1680 л.с.
$C_{уд.}$ = 0,250 кг/л.с.ч
$n_{макс.}$ = 2600 об./мин.
$G_в$ = 7,7 кг/с
$\pi_к$ = 12
$T_{г\ макс.}$ = 1540 К
$L_{дв.}$ = 2257 мм
$b_{дв.}$ = 960 мм
$h_{дв.}$ = 1350 мм
$M_{дв.}$ = 900 кг

Двигатель ТВ7-117С может применяться в качестве привода (ГТП-1.5, мощность 1.5 МВт) электростанций, высоконапорных гидравлических насосов, компрессоров и других приводных устройств. Он отличается высоким к.п.д., который обеспечивается высокими параметрами термодинамического цикла. Эффективная камера сгорания обеспечивает минимальные выбросы окислов азота и углерода. Высокопрочные титановые и никелевые сплавы, которые применяются для изготовления проточной части двигателя, исключают эрозийные и коррозийные повреждения и обеспечивают сохранение эксплуатационных характеристик в течение длительного периода.

РД-33

авиационный турбореактивный двигатель

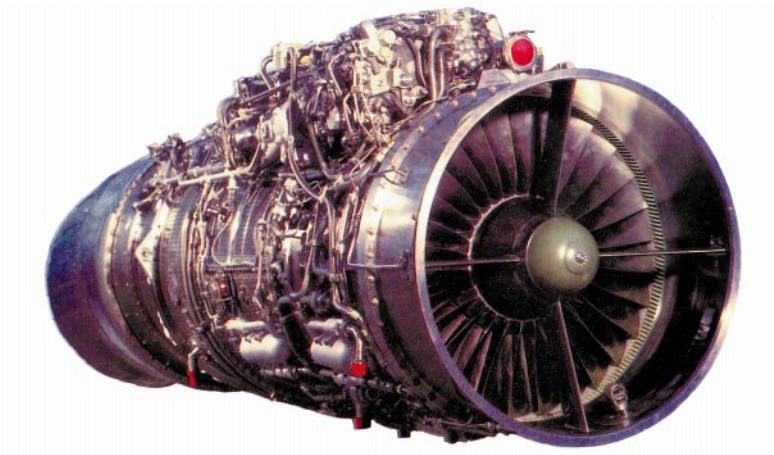
ДС начала 70-х гг. под руководством Генерального конструктора С.П.Изотова и Главного конструктора В.В.Старовойтенкова велась разработка двухвального ТРДДФ **РД-33** для двухдвигательной силовой установки истребителя МиГ-29 с общей выносной коробкой самолетных агрегатов, с индивидуальным для каждого двигателя сверхзвуковым регулируемым воздухозаборником.

Форсажная камера с карбюрированной подачей топлива и всережимное реактивное сопло с большим количеством литых деталей созданы в Тураевском машиностроительном КБ "Союз" под руководством Главного конструктора В.Г.Степанова. Вентилятор РД-33 разработан в Уфимском ГНПП "Мотор" под руководством С.А.Гаврилова. Госиспытания проведены в 1984 г. с участием "ММП имени В.В.Чернышева" и Тушинского МКБ "Союз".

Одновременно с серийным выпуском двигателей велась доводка двигателей, порученная Тушинскому МКБ "Союз" (Главные конструкторы К.Р.Хачатуров, Ю.В.Швецов и Р.Ю.Нусберг).

Серийное производство и ремонт ведутся в ОАО "ММП имени В.В.Чернышева" и ОАО "ОМП имени П.И.Баранова" (выпущено около 5000 двигателей).

Модульная конструкция двухконтурного двухвального турбореактивного двигателя со смешением потоков в общей форсажной камере и регулируе-



РД-33 [47]



МиГ-29 [104]

мым реактивным соплом позволяет обеспечить восстановление двигателей в условиях эксплуатации путем крупноблочной разборки-сборки (замена поврежденных лопаток вентилятора, компрессора, турбины, других деталей и модулей в целом), что сокращает оборотный фонд двигателей, уменьшает затраты при ремонте, а также позволяет проводить тщательное диагностирование практически всех узлов, локальный ремонт и устранение повреждений.

Двигатель состоит из следующих модулей: четырехступенчатого компрессора низкого давления, девятиступенчатого компрессора высокого давления с поворотными входным и первыми двумя направляющими аппаратами, кольцевой прямоточной камеры сгорания, двух одноступенчатых охлаждаемых турбин – высокого и низкого давления, общей для обоих контуров форсажной камеры со стабилизацией пламени на кольцевом и радиальном стабилизаторах, сверхзвукового регулируемого реактивного сопла, коробки приводов с верхним расположением агрегатов, замкнутой маслосистемы, обеспечивающей работы двигателя на режимах нулевых отрицательных перегрузок, автономной системы запуска. В сверхзвуковом реактивном сопле регулируются критическое и выходное сечения. Обеспечивается управление гидромеханическими агрегатами на режимах ограничения параметров двигателя, при розжиге форсажа и при помпаже. Программа регулирования с температурной раскруткой по температуре воздуха на входе позволяет на дозвуковых скоростях полета обеспечивать требуемые тяги при умеренных температурах газа перед турбиной, что повышает надежность работы двигателя. По мере повышения температуры воздуха на входе происходит интенсивный рост тяги благодаря раскрутке роторов, что важно при маневрах самолетов.

Время приемистости двигателя при переходе с малого газа на максимальный режим 3...4 секунды, с максимального на полный форсированный режим - 2...3 секунды, с малого газа на полный форсированный режим – 4...5 секунд.

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

По важнейшим показателям, характеризующим эффективность использования двигателя на истребителе (темп нарастания тяги по числу М полета, удельная масса и т.д.) РД-33 стоит в ряду лучших двигателей в своем классе. Двигатель эксплуатируется в широком диапазоне высот и скоростей полета. Устойчиво работает в экстремальных условиях по уровню неравномерности и пульсаций воздуха на входе, надежно и устойчиво работает на земле при температуре ±60°С, в полете при температуре на входе в двигатель не более 200°С, при максимальной приборной скорости до высоты 11000 м – 1500 км/ч, при максимальном М = 2,35 на высоте более 11000 м, при минимальной приборной скорости на высоте более 15000 м – 350 км/ч, а на высоте менее 15000 м – 300 км/ч. Статический потолок при максимальной расчетной высоте при истинной скорости более 1700 км/ч – не менее 20000 м. Динамический потолок выше статического на 1500 м. Благодаря высокому уровню газодинамической устойчивости к внешним возмущениям, в том числе и при применении бортового оружия, двигатель не накладывает никаких ограничений на пилотирование самолета, обладает высоким темпом нарастания тяги по скорости полета, что важно для фронтового истребителя.

$P_{полн.ф.}$ = 8300 кгс
$P_{макс.\ б/ф.}$ = 5040 кгс
$C_{уд.макс.б/ф.}$ = 0,77 кг/кгс.ч
$G_{в}$ = 77 кг/с
$\pi_{к}$ = 21
$T_{г\ макс.}$ = 1680 К
m = 0.48
$D_{дв.}$ = 1040 мм
$L_{дв.}$ = 4230 мм
$M_{дв.}$ = 1055 кг

С начала 80-х гг. под руководством Генеральных конструкторов В.Г.Степанова (1983-1988 гг.) и А.А.Саркисова (с 1988 г.) разработан целый ряд двигателей семейства РД-33, включающее в себя следующие:

1. **РД-33И** – бесфорсажная модификация двигателя для опытного штурмовика ОКБ С.В.Ильюшина Ил-102;
2. **РД-33К** – модификация с повышенным расходом воздуха, доработанными каскадом низкого давления и агрегатами топливной аппаратуры и элек-



МиГ-29К [1]



МиГ-29М (МиГ-33) [21]



Ил-102 [21]



Ил-102 [21]



Cheetah [112]

тронной системой управления, введенной антикоррозионной защитой узлов газовоздушного тракта. Разработан для модернизированного истребителя МиГ-29М и истребителя палубного базирования МиГ-29К. На РД-33К применена цифровая электронно-гидромеханическая система автоматического управления, основными элементами которой являются гидромеханический насос-регулятор НР-85, регулятор сопла и форсажа РСФ-85 и электронная система управления ЭСУ-21. Двигатель прошел Госиспытания.

$P_{взл.чр.}$ = 9400 кгс

$P_{полн.ф.}$ = 8800 кгс

$P_{макс.\ б/ф.}$ = 5500 кгс

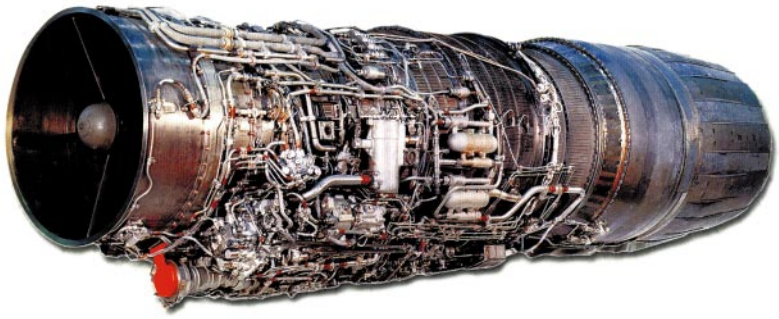
3. **РД-33 серии 3** – модификация с увеличенным до 2000 часов назначенным ресурсом. С 1999 г. выпускается серийно.

4. **РД-33 серии 3М** – модификация, разработанная для модернизированного корабельного истребителя МиГ-29К. Отличается от базового двигателя введением взлетного чрезвычайного режима тягой 8700 кгс, бездымной камеры сгорания, антикоррозионной защиты узлов газовоздушного тракта, аварийного слива топлива.

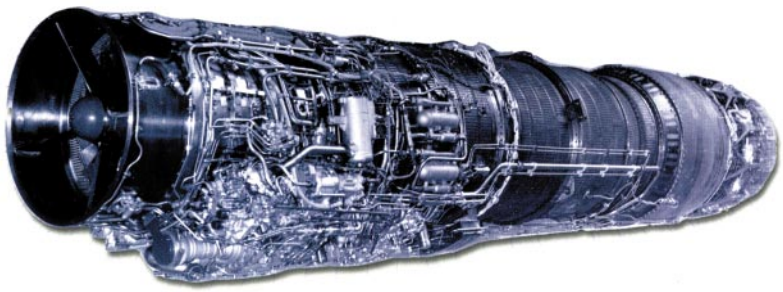
5. **РД-33Н** – модификация с нижним расположением коробки двигательных агрегатов для модернизации однодвигательных истребителей второго и третьего поколений типа Mirage III, Mirage F-I и др. В конструкцию двигателя между турбиной и форсажной камерой введена удлинительная проставка, определяемая габаритами фюзеляжа самолета, при этом длина двигателя увеличилась до 5440 мм, поставочная масса - до 1295 кг, остальные характеристики как у базового двигателя. В середине 90-х гг. РД-33Н успешно прошел стендовые и летные испытания на опытных истребителях ВВС ЮАР Super Mirage F-I и Super Cheetah D-2. При установке двигателя РД-33Н на эти самолеты вместо двигателей ATAR 9К-50 (тяга на полном форсаже увеличилась на 16%, удельный расход топлива уменьшился на 25%) летно-технические характеристики и эффективность боевого применения самолетов возросли в 1,2...3 раза.

6. **РД-93** – модификация с нижним расположением коробки двигательных агрегатов для однодвигательного китайского легкого истребителя FC-1. Технические характеристики РД-93 - такие же как у РД-33.

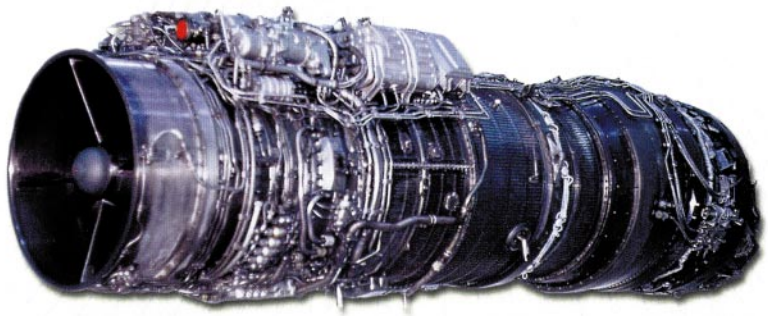
7. **РД-133** – форсированная модификация с $P_{полн.ф.}$ = 9300 кгс и соплом **КЛИВТ (КЛИмовский Вектор Тяги)** с управляемым вектором тяги (УВТ), которое существенно улучшает характеристики маневра и боевой эффективности самолета при полете на дозвуковых скоростях на закритических углах атаки. Осесимметричная схема выхлопного устройства с поворотом сверхзвуковой части реактивного сопла обеспечивает всеракурсное (угол отклонения вектора тяги во всех направлениях 15°) отклонение вектора тяги при высокой угловой скорости и наименьшем увеличении массы силовой установки. Двигатель имеет новый вентилятор с повышенным расходом воздуха.



РД-93 [47]



РД-33Н [47]



РД-133 [47]

Все новые двигатели (РД-33 серии 3М, РД-133, РД-93 и др.) оснащаются новой цифровой системой автоматического управления и контроля БАРК-88, наземные пульты обслуживания выполнены в виде единого информационно-диагностического комплекса ИДК-88 (персональный компьютер типа notebook). БАРК-88 и ИДК-88 позволяют оптимизировать высотно-скоростные характеристики самолета, повысить эксплуатационные характеристики двигателя и внедрить автоматизированную систему оценки технического состояния двигателя и его прогнозирования, ввести единую базу данных по всем двигателям в данной авиачасти, увеличить ресурс горячей части двигателя и надежность его работы, а также уменьшить массу силовой установки двухдвигательных истребителей на 100 кг, однодвигательных - на 50 кг.

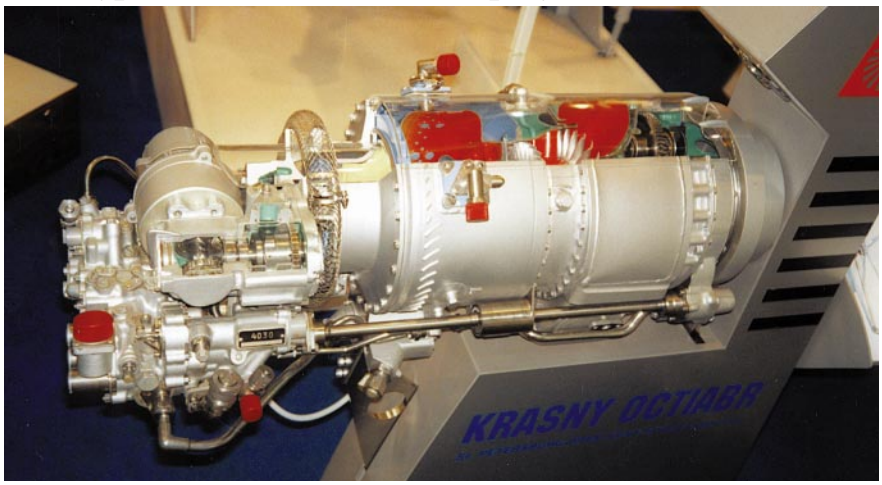
В состав силовых установок новых модификаций двухдвигательных истребителей МиГ-29 входит энергоблок самолетных агрегатов КСА-33М. Он в отличие от коробки самолетных агрегатов КСА-2/3 имеет две независимые КСА в едином корпусе, две независимые маслосистемы общие с основными двигателями (РД-33 серии 3М, РД-133 и др.), двойное резервирование основных агрегатов.



Управляемое сопло КЛИВТ [1]

ГТДЭ-117

газотурбинный двигатель-энергоузел



ГТДЭ-117 [1]

ГТДЭ-117 предназначен для запуска, холодной прокрутки, консервации и расконсервации газотурбинных двигателей. Он обеспечивает привод агрегатов самолета при неработающих двигателях. По сравнению с эксплуатирующимися в настоящее время двигателями-энергоузлами ГТДЭ-117 имеет более низкий удельный вес, высокие технические характеристики по надежности и ресурсу.

Применяется на двигателях РД-33 и АЛ-31Ф для истребителей МиГ-29 и Су-27 соответственно.

Производится в ОАО "Красный Октябрь".

$N_{стартерный\ режим}$ = 98 л.с.

$N_{режим\ энергоузла}$ = 70 л.с.

$n_{выводного\ вала\ в\ стартерном\ режиме}$ = 4540 об./мин.

$n_{выводного\ вала\ в\ режиме\ энергоузла}$ = 2500 об./мин.

$L_{дв.}$ = 708 мм

$b_{дв.}$ = 310 мм

$h_{дв.}$ = 339 мм

$M_{дв.}$ = 40 кг

ВК-3500

авиационный турбовальный двигатель



ВК-3500 [1]

Первый образец двигателя произведен при участии ММПП "Салют" и ОАО "НПП "Эга".

Газогенератор и свободная турбина ВК-3500 разработаны как базовые узлы двигателей для вертолетов (с возможностью вывода вала отбора мощности вперед или назад), самолетов и энергоустановок.

$N_{e\ чр-1}$ = 4000 л.с.

$N_{e\ чр-2}$ = 3500 л.с.

$N_{e\ взл.}$ = 3000 л.с.

$C_{e\ взл.}$ = 0,199 кг/л.с.ч

$L_{дв.}$ = 1495 мм

$b_{дв.}$ = 685 мм

$h_{дв.}$ = 895 мм

$M_{дв.}$ = 380 кг

В 90-х гг. под руководством Генерального конструктора А.А.Саркисова разработан экспериментальный газотурбинный двигатель 5-го поколения **ВК-3500 (ТВа-3000)**, который предназначается для новейших вертолетов среднего класса (типа Ми-38). На двигателе применен перспективный двухступенчатый одновальный центробежный компрессор, обеспечивший относительно малую длину двигателя, простую и надежную двухопорную систему роторов, высокую технологичность и сокращение деталей на 1000 единиц по сравнению с двигателями предыдущих поколений. ВК-3500 выполнен в модульной конструкции, оснащен цифровой САУ, отличается низкими уровнями шума и эмиссии загрязняющих веществ. Газогенератор двигателя прошел стендовые испытания, где подтвердил заявленные характеристики.



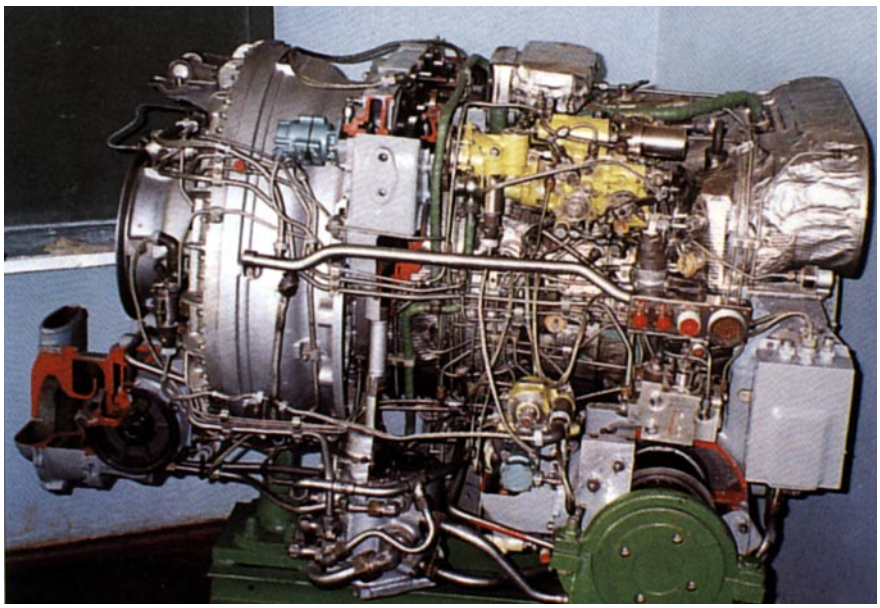
Ми-38 [45]

ГТД-1250

танковый газотурбинный двигатель



Т-80УК [52]



ГТД-1250 [52]

С 1968 г. на "Заводе имени В.Я.Климова" ведутся работы по танковым газотурбинным двигателям.

Первым результатом этой работы стало принятие на вооружение Советской Армии танка Т-80, оснащенного первым в мире серийным танковым ГТД **ГТД-1000Т**, разработанного под руководством Генерального конструктора С.П.Изотова и Главного конструктора П.Д.Гавры.

Конструктивные особенности двигателя: газогенератор с турбокомпрессором низкого и высокого давления; рабочие колеса компрессоров - центробежные, закрытого типа, литые зацело с покрывными дисками; камера сгорания - кольцевая, многофорсуночная, с поворотом газового потока на 180°; осевая одноступенчатая турбина компрессора высокого давления с охлаждаемым сопловым аппаратом; осевая одноступенчатая турбина компрессора низкого давления; осевая одноступенчатая силовая турбина с регулируемым сопловым аппаратом; выхлопной патрубок с поворотом потока газа соосно с продольной осью двигателя; теплоизоляция наиболее горячих корпусов двигателя и выхлопного патрубка; организованы места установки и крепления на двигателе масляного бака, электрогенератора, воздухоочистителя со встроенными воздушно-масляными радиаторами и вентиляторами системы охлаждения. Величины удельной габаритной мощности, удельного расхода топлива и веса созданной конструкции для выбранной схемы двигателя превосходят известные мировые образцы.

Создание танкового ГТД стало трамплином для многих нововведений в двигателестроении. Впервые для очистки двигателя от пылевых отложений применены специальные пневмоударники, которые позволяют двигателю пропускать за свой ресурс около полутонны пыли без обслуживания воздухоочистителя. Для торможения танка сконструирован регулируемый сопловой аппарат. Для обеспечения работы различных систем танка при выключенном основном двигателе использована вспомогательная силовая установка, существенно уменьшающая суммарный расход топлива на один час работы систем танка.

N = 1000 л.с.
$C_{уд.}$ = 0,240 кг/л.с.ч
$G_м \leqslant$ 0,2 л/ч
$G_в$ = 4 кг/с
$\pi_к$ = 9,5
$T_{г\ макс.}$ = 1240 К
$L_{дв.}$ = 1494 мм
$b_{дв.}$ = 1042 мм
$h_{дв.}$ = 888 мм
$M_{дв.}$ = 1050 кг

В дальнейшем двигатель был форсирован до 1100 л.с. и получил индекс **ГТД-1000ТФ**. Этот двигатель устанавливался на танки Т-80Б, Т-80БВ и Т-80У раннего выпуска.

N = 1100 л.с.
$C_{уд.}$ = 0,235 кг/л.с.ч
$G_м \leqslant$ 0,2 л/ч
$G_в$ = 4,2 кг/с
$\pi_к$ = 10,2
$T_{г\ мах}$ = 1260 К
$L_{дв.}$ = 1494 мм
$b_{дв.}$ = 1042 мм
$h_{дв.}$ = 888 мм
$M_{дв.}$ = 1050 кг

В 1990 г. на вооружение был принят модернизированный танк Т-80У с двигателем **ГТД-1250** мощностью 1250 л.с., который обеспечил танку максимальную скорость до 80 км/ч и удельную мощность 27,2 л.с./т. По маневренным, тягодинамическим и скоростным качествам Т-80У является мировым лидером, за что получил название "летающий танк". По сравнению с дизельным двигателем ГТД-1250 обеспечивает танку более высокую оперативную готовность, легкость пуска при низких температурах (до -40°С), лучшую проходимость на грунтах со слабой несущей способностью, снижение затрат мощности на систему охлаждения, луч-



"Черный орел" [96]

шие маскировочные качества, более низкий уровень шума, меньшую токсичность выхлопных газов, значительное снижение расхода масла, увеличение допустимого коэффициента пропуска пыли воздухоочистителем и т.д.

ГТД-1250 также установлен на опытные модификации танка нового поколения "Черный орел" и ремонтно-эвакуационной машины БРЭМ-80У.

Разработан двигатель **ГТД-1250Г** с гидрообъемной передачей, которая позволяет увеличить среднюю скорость танка на 10...15%, запас хода на 8...10%, а также маневренные качества танка. Двигатель прошел весь комплекс испытаний и рекомендован к серийному производству.

N = 1250 л.с.
$C_{уд.}$ = 0,225 кг/л.с.ч
$G_м \leqslant$ 0,2 л/ч
$G_в$ = 4,6 кг/с
$\pi_к$ = 10,5
$T_{г\ макс.}$ = 1270 К
$L_{дв.}$ = 1494 мм
$b_{дв.}$ = 1042 мм
$h_{дв.}$ = 888 мм
$M_{дв.}$ = 1050 кг

На базе ГТД-1250 согласно программе "Дебют" создан двигатель **"Изделие 29Д"** для специальной командно-штабной бронемашины с полностью герметичной кабиной и созданной на ее базе бронемашины "Ладога", которая, принимая участие в ликвидации последствий аварии на Чернобыльской АЭС, вплотную подъезжала к 4-му энергоблоку.

Кроме этого, были созданы экспериментальные двигатели с осевым и осецентробежными компрессорами, теплообменниками, а также двигатели для тягачей ракет Минского завода колесных тягачей.

Разработана модификация двигателя ГТД-1250 с кратковременным режимом в 1400 л.с.

В настоящее время заканчиваются работы по двигателю **ГТД-1500** (с возможностью установки гидрообъемной передачи) мощностью 1500 л.с.

ГТД-1500 создается с применением новейших материалов и технологий.

N = 1500 л.с.
$C_{уд.}$ = 0,215 кг/л.с.ч
$G_м \leqslant$ 0,2 л/ч
$G_в$ = 5,5 кг/с
$\pi_к$ = 12
$T_{г\ макс.}$ = 1340 К
$L_{дв.}$ = 1484 мм
$b_{дв.}$ = 1391 мм
$h_{дв.}$ = 937 мм
$M_{дв.}$ = 1300 кг

Танковые ГТД, кроме транспортных средств, могут быть применены в качестве газотурбинного привода для электрогенераторов, насосов, компрессоров, вентиляторов, а также для сушки струей выхлопных газов строящихся сооружений и крупных помещений, очистки от снега и льда с автомобильных и железных дорог и т.п.



ГП „Исследовательский центр имени М.В.Келдыша“

ИЦ ИМЕНИ М.В.КЕЛДЫША

Адрес: 125438 Россия, г. Москва, ул. Онежская, 8
Тел.: (095) 456-4608, 456-8756
Факс: (095) 456-8228
E-mail: kerc@elnet.msk.ru

Директор - Коротеев Анатолий Сазонович

Основан в 1933 г. как первый в стране научно-исследовательский центр по разработке ракетно-космической техники.
Направления работ в настоящее время:
• Расчетные и экспериментальные исследования в области термодинамики;
• Ракетные двигатели;
• Энергетические установки для космических аппаратов;
• Источники плазмы;
• Энергосберегающие технологии;
• Проблемы уничтожения токсичных и бытовых отходов, очистки и опреснения воды.
Проводит теплопрочностные и газодинамические испытания элементов конструкций.

Материалы по ИЦ имени М.В.Келдыша подготовлены редакцией с использованием материалов авиасалона МАКС-99 и статьи, опубликованной в журнале "Аэрокосмический курьер".

СЭДУ

солнечная энергодвигательная установка

В СЭДУ входит солнечный тепловой ракетный двигатель (СТРД).

СТРД – это экологически чистый двухрежимный двигатель с электронагревным тепловым аккумулятором (ТА), работающий как на горячем водороде, так и при дожигании горячего водорода с кислородом. Нагрев ТА осуществляется электроэнергией от солнечных батарей космического аппарата. ТА обеспечивает импульсный режим работы двигателя и реализацию энергетически оптимальных многоимпульсных схем выведения КА на рабочие орбиты.

Нагрев водорода в ТА до температуры 1500 К обеспечивает самовоспламенение компонентов топлива. Таким образом, производится надежный многократный запуск двигателя. На каждом орбитальном витке ТА заряжается электроэнергией от солнечных батарей. После выхода на рабочую орбиту СТРД вместе с ТА и топливными баками отделяются от КА, а система электропитания (с солнечными батареями) продолжает свою работу.

Маршевый двигатель СЭДУ на начальном этапе выведения работает в Режиме 1 – дожигание смеси подогретого в ТА водорода и кислорода. На конечном этапе используется горячий водород (Режим 2).

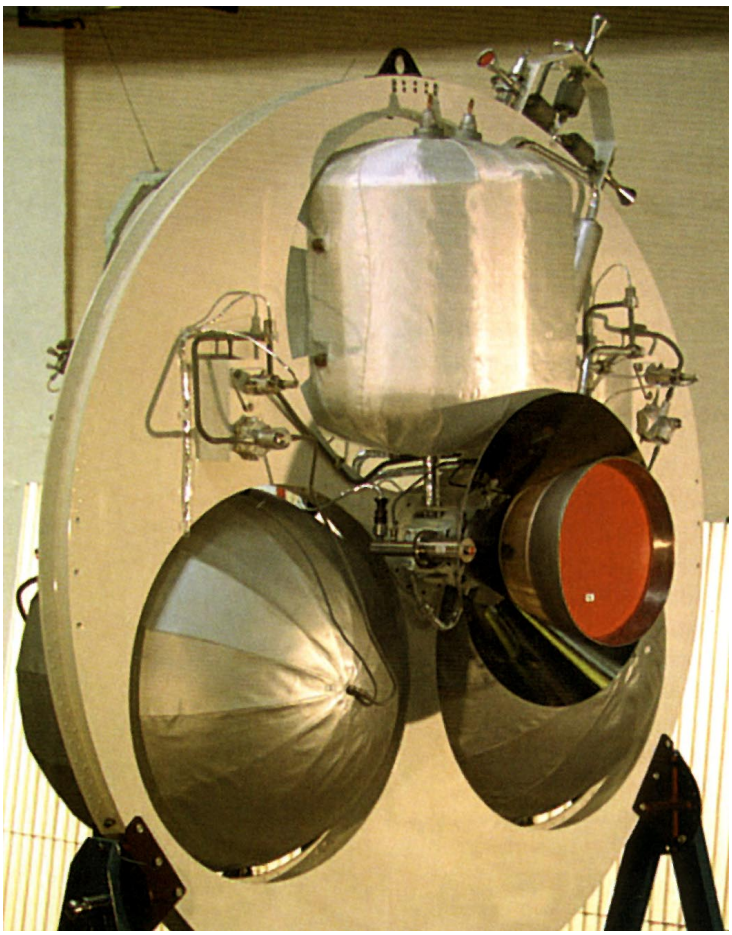
Электрическая мощность солнечных батарей: Режим 1 – 5...20 кВт

Полезная емкость теплового аккумулятора: Режим 2 – до 250 МДж

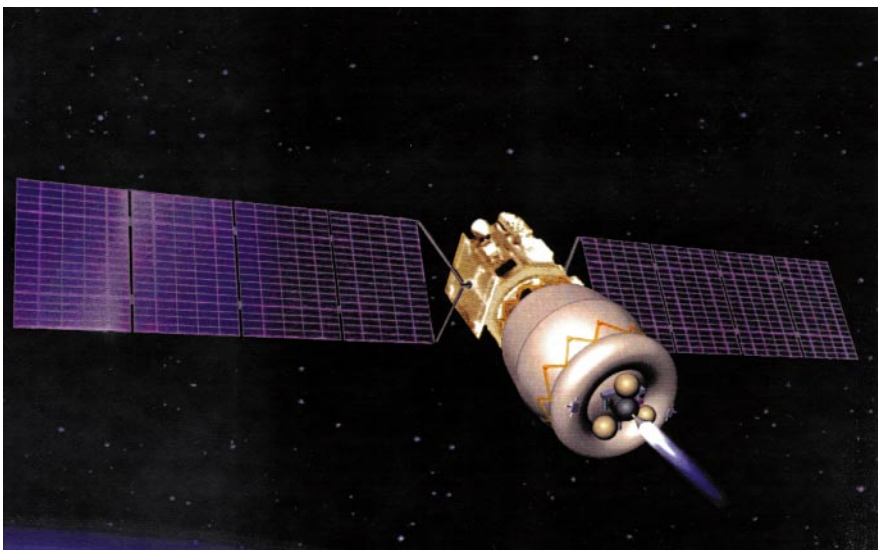
Компоненты топлива: Режим 1 – водород и кислород, Режим 2 – водород

Температура нагрева водорода в тепловом аккумуляторе: Режим 1 – 1500 К, Режим 2 – 2100 К

Соотношение расходов кислорода и водорода: Режим 1 – 2...4



СЭДУ [98]



Космический аппарат с СЭДУ [110]

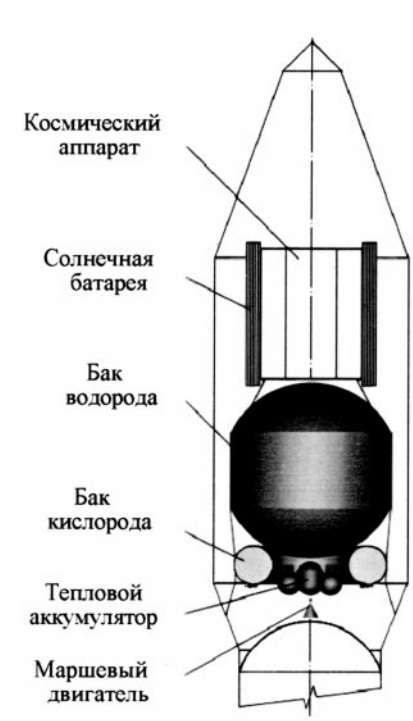


Схема установки КА с СЭДУ на ракете-носителе [110]

Удельный импульс тяги: Режим 1 – 560...520 с, Режим 2 – 770 с
Средняя тяга в импульсе: Режим 1 – 220...340 Н, Режим 2 – 100 Н
СЭДУ обеспечивает доставку космических аппаратов с низкой околоземной орбиты на высокоэллиптические и высокие круговые орбиты, включая геостационарную орбиту, и на межпланетные траектории за 20...60 суток.
В сравнении с бимодальными электродвигательными установками с концентраторами солнечной энергии СЭДУ имеет упрощенную систему приема-преобразования солнечной энергии, имеет в 100 раз меньшую точность наведения на Солнце, требуется в 50...100 раз меньший ресурс работы теплового аккумулятора, имеет более высокую адаптивность в применении с ракетами-носителями различных классов, требуется головной обтекатель РН существенно меньших габаритов.
В сравнении с солнечной электроракетной ДУ обеспечивает сокращение в 5...10 раз продолжительности выведения на геостационарную орбиту при одинаковой массе полезного груза, сокращает время пребывания КА и солнечных батарей в радиационных поясах Земли, требует в 2...3 раза меньшую мощность солнечных батарей.

ОАО „Калужское опытное конструкторское бюро моторостроения“

"КАЛУЖСКОЕ ОКБМ"

Адрес: 248633 Россия, г. Калуга, ул. Московская, 247
Тел.: (08422) 25298, 27174, 27823
Факс: (08422) 27174

Генеральный директор/Главный конструктор - Шлейников Николай Вячеславович
Заместители ГК:
Захаренков Вячеслав Константинович
Зюльков Иван Севастьянович

КБ основано в 1980 г. на базе существовавшего с 1966 г. ОКБ при Калужском опытном моторостроительном заводе.
Направления работ в настоящее время:
• Транспортные ГТД в виде агрегатизированных моноблоков мощностью 300...2000 л.с. для наземных, речных или морских транспортных средств;
• Автономные газотурбинные средства электроснабжения в диапазоне мощности 60...600 кВт, частотой 50, 60 и 400 Гц;
• Авиационные ВСУ эквивалентной мощностью 330 л.с;
• Турбовентиляторные агрегаты для создания воздушной подушки для наземных транспортных средств, речных и морских судов, экранопланов, самолетов на расход до 24 $м^3/с$ с напором 330...350 $кгс/м^2$;
• Испытания компрессоров с потребляемой мощностью до 2800 кВт;
• Разработка и изготовление опытных образцов;
• Проведение полного объема доводочных испытаний и передача в серийное производство.
КОКБМ тесно сотрудничает с ОАО "Калужский двигатель".

Материалы по КОКБМ предоставлены Центром истории авиационных двигателей.

2ПВ8

энергетический газотурбинный двигатель

ГТД **2ПВ8** мощностью 100 л.с. создан в 1966 г. для снабжения электрической энергией зенитных ракетных комплексов (привод генераторов напряжением 230 В и частотой тока 400 Гц).

Выпускался серийно в ОАО "Калужский двигатель".

9И56

энергетический турбореактивный/турбовинтовой двигатель

Двигатель **9И56** разработан в начале 70-х гг. для привода генераторов переменного тока для энергоснабжения зенитно-ракетных комплексов.

ГТД состоит из одноступенчатого центробежного компрессора, тангенциальной камеры сгорания, одноступенчатой осевой газовой турбины и редуктора. К корпусу редуктора через переходной фланец крепится электрогенератор или другой агрегат, а мощность двигателя передается от выходного вала редуктора. Конструкция редуктора позволяет при незначительной доработке производить отбор мощности на навесные агрегаты непосредственно с корпуса редуктора.

ГТД 9И56 надежно работает как в стационарных условиях, так и в условиях движущегося объекта. Специально разработанная система очистки воздуха от пыли позволяет ГТД длительно работать в условиях запыленности воздуха до 1,5 г/м^3, при этом мощность на выходном валу ГТД снижается лишь на 5%.

С 1975 г. 9И56 выпускается в ОАО "Калужский двигатель".

N = 100 л.с.

$n_{выходного\ вала}$ = 8000 об./мин.

Время готовности к принятию нагрузки 35 с

Продолжительность непрерывной работы 48 часов

$C_{уд.макс.}$ = 0,620 кг/л.с.ч

Ресурс 800...1200 часов

ГТД работает на любом из следующих видов топлива: бензин, керосин, дизельное топливо.

ГТД уверенно запускается и надежно работает на высоте до 3000 м над уровнем моря при температуре окружающего воздуха от -50 до +50°С.

$L_{дв.}$ = 1034 мм

$b_{дв.}$ = 577 мм

$h_{дв.}$ = 660 мм

$M_{дв.}$ = 150 кг

СЭС-60

газотурбинное автономное средство электроснабжения

Газотурбинное автономное средство электроснабжения **СЭС-60** предназначено для использования в качестве основного или аварийного автономного средства электроснабжения, обеспечивающего функционирование больниц, родильных домов, жилых комплексов, животноводческих и птицеводческих ферм, тепличных хозяйств, поселений геологических партий, буровых и прочих объектов.

Номинальная мощность 60 кВт

Максимальная мощность 66 кВт

Номинальное линейное напряжение 400 В

Номинальный ток 109 А

Частота тока 50/60 Гц

Число фаз 3

Мощность по постоянному току 1 кВт

Напряжение постоянного тока 28,5 В

Время готовности к принятию нагрузки не более 60 с.

Время работы без дозаправки топливом 4 часа

Время работы с дозаправкой топливом (без дозаправки маслом) - 48 часов

Топливо:

• Дизельное ГОСТ 305-82, Т-2, РТ, ТС-1, ГОСТ 10227-86;

• Бензин А-76 ГОСТ 2084-77, с добавлением дизельного топлива в количестве 10% объема.

По требованию потребителя обеспечивается работа на природном газе.

Масло:

• МС-8П ОСТ 38.011.63-78;

• ВНИИНП 50-1-4Ф ГОСТ 13076-86;

• ВНИИНП 50-1-4У ТУ 38.4011590-86.

Средство имеет в своем составе автоматические защиты при выходе параметров за опасные значения (по частоте, температуре газов, давлению масла, напряжению и т.д.)

Обеспечивается работоспособность в условиях запыленности до 0.5 г/м^3.

Условия применения:

Высота над уровнем моря - до 3000 м

Температура окружающего воздуха -50...+50°С.

Ресурс 10000 часов

Габариты 2500х1130х1400 мм

Сухая масса - не более 1100 кг.

Состав: газотурбинный двигатель **9И56** (обороты 38000 об./мин.; тип турбины - осевая, одноступенчатая; тип компрессора - центробежный, одноступенчатый; промежуточный редуктор); генератор БГ-60К (частота вращения 1500 об/мин.; топливный бак; воздухоочиститель; аккумуляторная батарея; рама; контейнер; щит управления с пультом управления.

ДГ-4М

энергетический турбореактивный двигатель

ДГ-4М создан в 1965 г. для привода генераторов переменного тока (230 В, 400 Гц) для обеспечения электроэнергией зенитных ракетных комплексов.

9И57

энергетический турбореактивный двигатель

9И57 мощностью 177 л.с. разработан в начале 70-х гг. для привода генераторов переменного тока систем электроснабжения зенитно-ракетных комплексов.
$C_{уд.}$ = 0,7 кг/л.с.ч

ВГТД-2

вспомогательный газотурбинный двигатель

Одновальный **ВГТД-2** с дополнительным компрессором разработан в 1989 г. для запуска современных маршевых двигателей типа Д-436 и Д-27 (Ту-334-100, Бе-200 и др.) и обеспечения работы системы кондиционирования с одновременным отбором электроэнергии переменного тока. Рассматривается как замена ВСУ ТА-12-60.
$N_{э\ взл.}$ = 330 л.с.
$C_{уд.взл.}$ = 0,368 кг/л.с.ч.
$T_{г\ взл.}$ = 1300 К
$\pi_{к\ взл.}$ = 6
$G_{в}$ = 1,26 кг
В ОАО "Калужский двигатель" изготовлена опытная партия ВГТД-2.



Ту-334 [1]


Бе-200 [2]

ТВА-200

турбовентиляторный агрегат

В 1992 г. были изготовлены два экспериментальных образца **ТВА-200** для установки на самолет "Динго" с шасси на воздушной подушке для создания под его центропланом воздушной подушки. Агрегат в то же время является вспомогательной силовой установкой для получения постоянного тока для электрического запуска маршевого двигателя.
ТВА-200 подает воздух с давлением около 250 кг/м^2.
Воздушный винт маршевого двигателя - пятилопастный.
$G_{в}$ = 24 м^3/ч
Избыточное давление за вентилятором 350 кгс/м^2
$C_{уд.}$ = 0,4...0,5
$T_{г}$ = 1250 К
$\pi_{к}$ = 6
ТВА-200 представляет собой одновальный газотурбинный двигатель с вентилятором, который приводится от вала газогенератора.
Рабочие лопатки вентилятора поворотные.



"Динго" [1]



ФГУП „Конструкторское бюро химического машиностроения имени А.М.Исаева“

Адрес: 140070 Россия, г. Королев Московской обл., Лесопарковый тупик, 2
Тел.: (095) 513-4413
Факс: (095) 516-8001
Телетайп: 346757Фиалка

Генеральный конструктор / Генеральный директор - Леонтьев Николай Иванович
Первый заместитель по зарубежным связям - Селезнев Евгений Петрович

КБХМ основано в 1943 г. на базе ОКБ, основанного Алексеем Михайловичем Исаевым. Разработало более 120 типов ЖРД для изделий ракетно-космической техники, 100 из которых принято в эксплуатацию, а более 40 – эксплуатируются до настоящего времени.
Направления работ в настоящее время:
• Двигатели для жидкотопливных ракет тягой до 50 тс;
• ЖРД тягой до 10 тс для ракетных блоков, стартующих с орбиты;
• Элементы двигателей и двигательных установок для КА;
• Импульсные одно- и двухкомпонентные двигатели со значениями тяги от 0,5 до 250 кгс;
• Турбонасосные агрегаты;
• Газогенераторы;
• Агрегаты автоматики ЖРД.
Структурно включает в себя КБ, технологические отделы и экспериментальное производство.

Глава по КБХМ подготовлена редакцией по энциклопедиям "Космонавтика" и Encyclopedia Astronautica. Размещение всех текстов и фотографий согласовано с разработчиком.

ДМТ-600

жидкостный ракетный двигатель малой тяги

Компоненты топлива - тетраоксид азота и НДМГ
$P_п$ = 0,061 тс (0,6 кН)
$I_п$ = 301 с
t = 5000 с
$M_{дв.}$ = 4 кг
Количество камер сгорания 1
$p_к$ = 0,9 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 46,5
Km = 1,85
Количество запусков - до 6000

ДОК-10

жидкостный ракетный двигатель малой тяги

Однокомпонентный ЖРД, в котором используется процесс термического распада гидразина с помощью катализатора на основе иридия.
Топливо - гидразин
$P_п$ = 0,001 тс (0,01 кН)
$I_п$ = 229 с
t = 1500 с
Количество камер сгорания 1
$p_к$ = 1 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 46
$M_{дв.}$ = 1 кг

ДОК-50

жидкостный ракетный двигатель малой тяги

Однокомпонентный ЖРД, в котором используется процесс термического распада гидразина с помощью катализатора, нагретого до 620 К.
Топливо - гидразин
$P_п$ = 0,005 тс (0,05 кН)
$I_п$ = 229 с
t = 1500 с
$M_{дв.}$ = 1 кг
Количество камер сгорания 1
$p_к$ = 0,8 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 42,0
Количество запусков - до 40000

ДОТ-25

жидкостный ракетный двигатель малой тяги

Однокомпонентный ЖРД, в котором используется процесс термического распада гидразина с помощью катализатора, нагретого до 620 К.
Топливо - гидразин
$P_п$ = 0,003 тс (0,03 кН)
$I_п$ = 235 с
t = 25000 с
$M_{дв.}$ = 1 кг
Количество камер сгорания 1
$P_к$ = 0,45 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 55,0
Количество запусков - до 60000

ДОТ-5

жидкостный ракетный двигатель малой тяги

Двигатель использует реакцию распада гидразина при взаимодействии с катализатором, нагретым до 620 К.
Топливо - гидразин
$P_п$ = 0,001 тс (0,01 кН)
$I_п$ = 230 с
t = 120000 с
$p_к$ = 0,38 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 60,0
Количество камер сгорания 1
Количество зажиганий - до 550000
Мдв. = 1 кг

ДСТ-100

жидкостный ракетный двигатель малой тяги

Компоненты топлива - азотный тетраоксид и НДМГ
$P_п$ = 0,010 тс (0,1 кН)
$I_п$ = 276 с
t = 10000 с
Количество камер сгорания 1
$p_к$ = 1,5 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 43
Km = 1,85
$M_{дв.}$ = 1 кг
По сравнению с базовым двигателем **ДСТ-100А** имеет сопло большего размера, меньшее давление в камере сгорания и возможность большего количества запусков (до 450000).
Компоненты топлива - азотный тетраоксид и НДМГ
$P_п$ = 0,010 тс (0,1 кН)
$I_п$ = 304 с
t = 50000 с
Количество камер сгорания 1
$p_к$ = 0,77 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 100
Km = 1,85
$M_{дв.}$ = 2 кг

ДСТ-200

жидкостный ракетный двигатель малой тяги

Компоненты топлива - тетраоксид азота и НДМГ
$P_п$ = 0,020 тс (0,2 кН)
t = 5000 с
$M_{дв.}$ = 1 кг
Количество камер сгорания 1
$p_к$ = 1,5 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 43,0
K_m = 1,85
Количество запусков - до 10000
Модификация **ДСТ-200А** отличается меньшим давлением в камере сгорания, большей степенью расширения сопла (100) и большим ресурсом (100000).

ДСТ-25

жидкостный ракетный двигатель малой тяги

Компоненты топлива - тетраоксид азота и НДМГ
$P_п$ = 0,003 тс (0,03 кН)
$I_п$ = 285 с
t = 25000 с
$M_{дв.}$ = 1 кг
Количество камер сгорания 1
K_m = 1,85
Количество запусков - до 3000

С2.253

жидкостный ракетный двигатель



Старт ракеты Р-11ФМ с подводной лодки [53]

Однокамерный ЖРД **С2.253** создан в 1949-55 гг. для ракет Р-11/Р-11М.
Компоненты топлива - азотная кислота и керосин
$P_п$ = 9,514 тс (93,3 кН)
$P_з$ = 8,300 тс (81,37 кН)
$I_з$ = 219 с
t = 95 с
$D_{дв.}$ = 1000 мм
Модификация **С2.253А** разработана в 1953-59 гг. для ракеты Р-11ФМ.
$P_п$ = 9,5 тс (93,0 кН)
$P_з$ = 8,3 тс (81,37 кН)
$I_з$ = 218 с
K_m = 3,76
t = 95 с
$D_{дв.}$ = 1000 мм
С2.253 был также предложен для первой ступени экспериментальной крылатой ракеты "ЭКР" КБ Королева.

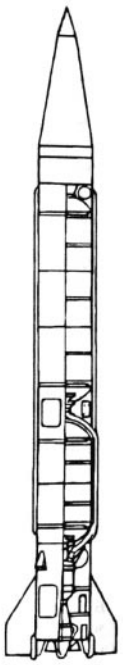
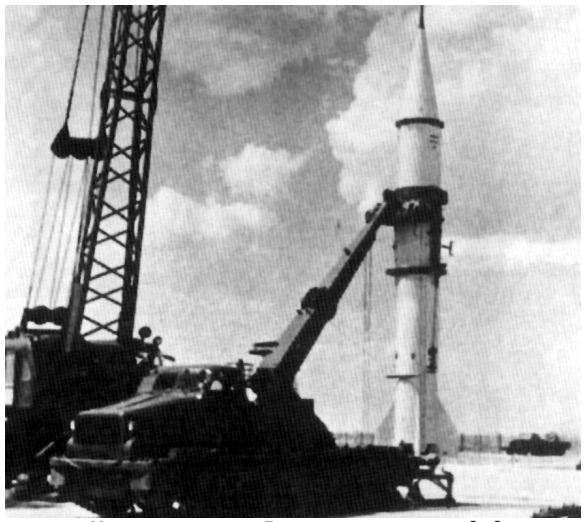


Схема ракеты Р-11ФМ [53]



Установка ракеты Р-11 на пусковой стол [53]

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин
$P_п$ = 10,945 тс (93,2 кН)
$I_п$ = 250 с
$I_з$ = 217 с
t = 127 с

С09.29

жидкостный ракетный двигатель

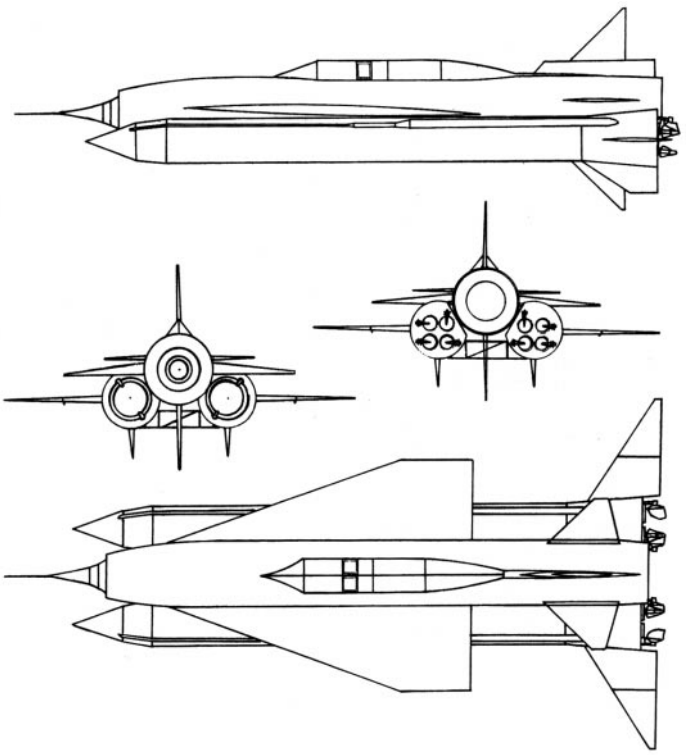
Четырехкамерный ЖРД разработан в 1950-55 гг. для сухопутного стационарного зенитного ракетного комплекса "Беркут" С-25.
Компоненты топлива - азотная кислота и амин
$P_п$ = 9,0 тс (88 кН)



С-25 "Беркут" [53]

С2.1100 / С2.1150

жидкостный ракетный двигатель

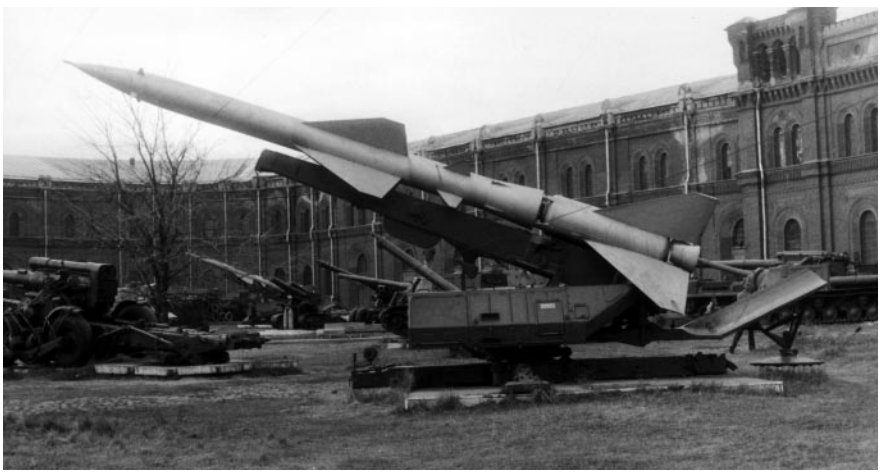


МКР "Буря" [53]

С2.1100 разработан в 1955-60 гг. для межконтинентальной крылатой ракеты "Буря" (первый вариант).
$P_з$ = 68,4 тс (670,6 кН) – 1-й режим
$P_з$ = 48,6 тс (476,5 кН) – 2-й режим
t = 80 с
$M_{дв.}$ = 650 кг
$L_{дв.}$ = 1870 мм
$D_{дв.}$ = 1200 м
В дальнейшем С2.1100 сменил **С2.1150**. Он создан в 1953-59 гг. для разгонной ступени МКР "Буря" (до включения ПВРД). Двигатель разработан на базе ЖРД С2.253 ракеты Р-11.
Компоненты топлива - азотная кислота и амин
$P_п$ = 68,44 тс (671,2 кН)
$I_п$ = 250 с
$I_з$ = 218 с
t = 70 с
$p_к$ = 5,3 МПа
Количество камер сгорания 4
$M_{дв.}$ = 650 кг
$D_{дв.}$ = 1200 мм
$L_{дв.}$ = 1900 мм

С2.720

жидкостный ракетный двигатель



С-75 [2]

Однокамерный ЖРД с ТНА создан для установки на сухопутный возимый одноканальный зенитный ракетный комплекс "Волхов" С-75М (маршевый).
Компоненты топлива - азотная кислота и амин
$P_п$ = 3,498 тс (34,3 кН)
$P_з$ = 2,081 кгс (20,4 кН)
$I_з$ = 233 с
t = 55 с
$M_{дв.}$ = 48 кг
$D_{дв.}$ = 500 мм
$L_{дв.}$ = 900 мм

С5.1

жидкостный ракетный двигатель

Разработка конца 50-х гг. для ракеты С-25М сухопутного зенитного ракетного комплекса.

Компоненты топлива - азотная кислота и амин
$P_п$ = 17 тс (167 кН)
Количество камер сгорания 1

$M_{дв.}$ = 122 кг
$D_{дв.}$ = 600 мм
$L_{дв.}$ = 1000 мм

С2.711В / С2.721 / С2.722В

жидкостные ракетные двигатели

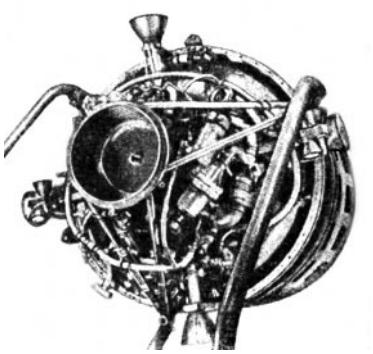
Разработка 1956 г. для авиационных крылатых противокорабельных ракет.
Компоненты топлива - азотная кислота и амин
$P_з$ = 1200 кгс (11,8 кН)
ЖРД **С2.711В** создан для крылатой ракеты системы К-16 (высота пуска 4000...10000 м, дальность стрельбы 140...150 км, скорость полета 1250 км/ч.)
ЖРД **С2.721** предназначен для крылатой противорадиолокационная ракеты системы К-11 (высота пуска 4000...10000 м, дальность стрельбы 200 км, скорость полета 1200 км/ч.) и самолета-снаряда КС системы "Комета" (высота пуска 10000 м, дальность стрельбы 160 км, скорость полета 1200 км/ч.)
ЖРД **С2.722В** (маршевый) устанавливался на крылатых противокорабельных ракетах морского базирования (катера проектов "183" и "205") системы П-15 (дальность стрельбы 8...40 км; скорость полета 1100...1200 км/ч).



П-15 [99]

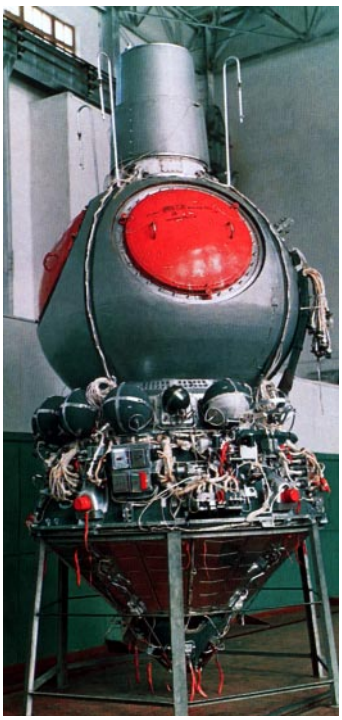
ТДУ-1 (С5.4)

жидкостный ракетный двигатель

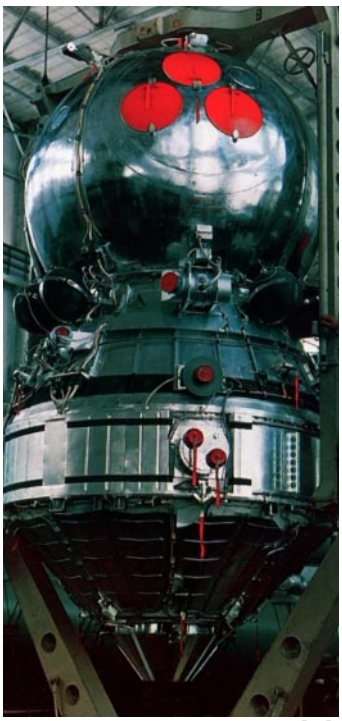


ТДУ-1 [63]

Тормозная двигательная установка **ТДУ-1** разработана в 1959 г. как управляющий двигатель КК "Восток", "Восход", "Зенит" для обеспечения тормозного импульса при их спуске с околоземной орбиты.
ТДУ-1 содержит однокамерный ЖРД с насосной подачей самовоспламеняющегося топлива (компоненты топлива - азотная кислота и горючее на основе аминов).
Камера ЖРД установлена неподвижно вдоль оси торовых топливных баков. Отработанный газ турбины ТНА истекает через неподвижные рулевые сопла. Для наддува баков и управления агрегатами автоматики ДУ используется сжатый азот, хранящийся в сферических баллонах.
Начальное поступление топлива в ЖРД без газовых включений обеспечивается установленными в баках эластичными разделителями, работающими только при запуске ЖРД (в дальнейшем газ наддува воздействует на топливо непосредственно, минуя разделители). Нормальное воспламенение топлива достигается созданием в камере сгорания избыточного давления. С этой целью она изолирована от окружающей среды тонкой металлической заглушкой с предохранительным клапаном, впаянной в сопла, и при запуске наддувается азотом. С началом работы ЖРД заглушка выбрасывается продуктами сгорания топлива. Пуск ДУ может осуществляться как автоматически (по команде с Земли), так и вручную.



Космический корабль "Восход" [60]



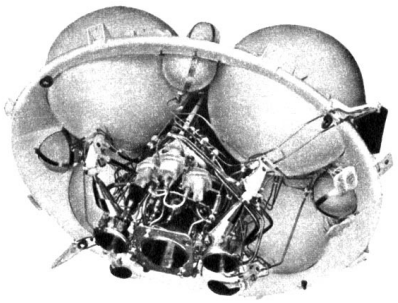
Космический корабль "Зенит" [60]

$P_п$ = 1,614 тс (15,83 кН)
$I_п$ = 266 с
t = 45 с
$p_к$ = 5,59 МПа
K_m = 3,07
$M_{дв.}$ = 98 кг
$D_{дв.}$ = 900 мм
$L_{дв.}$ = 1100 мм

КТДУ-35

жидкостный ракетный двигатель

Корректирующая тормозная двигательная установка **КТДУ-35** разработана в 1962-67 гг. для орбитальной станции "Салют-4" и КК "Союз".
Модификации: КТДУ-53 и КТДУ-66 (см. соответствующие текстовые блоки).
ДУ обеспечивает маневрирование КК на орбите ИСЗ (в том числе при сближении с другим КА) и торможении КК при спуске на Землю.
КТДУ-35 содержит два ЖРД – основной **С5.60 0000-0** и резервный **С5.35 2000-0** (работает при отказе основного или при недопустимых отклонениях в работе вспомогательных двигателей). Насосная подача самовоспламеняющегося топлива (компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ), размещенного в четырех сферических баках. Баки наддуваются азотом, смешение которого с компонентами топлива предотвращено установкой эластичных разделителей. Азот используется также для управления агрегатами автоматики ДУ.
Основной ЖРД – однокамерный.
$P_п$ = 0,417 тс (4,09 кН)
$I_п$ = 2725 м/с
$p_к$ = 3,92 МПа
t = 500 с
K_m = 1,85
$M_{дв.}$ = 305 кг
$D_{дв.}$ = 2500 мм
$L_{дв.}$ = 1100 мм
Число включений – до 25 (при длительности работы от долей секунды до нескольких сотен секунд)

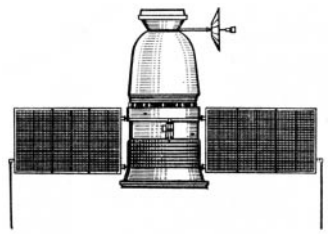


КТДУ-35 [63]

Резервный ЖРД – двухкамерный с рулевыми соплами, работающими на генераторном газе.
$P_п$ = 0,416 тс (4,03 кН)
$I_п$ = 2650 м/с

КТДУ-53 (С5.53)

жидкостный ракетный двигатель



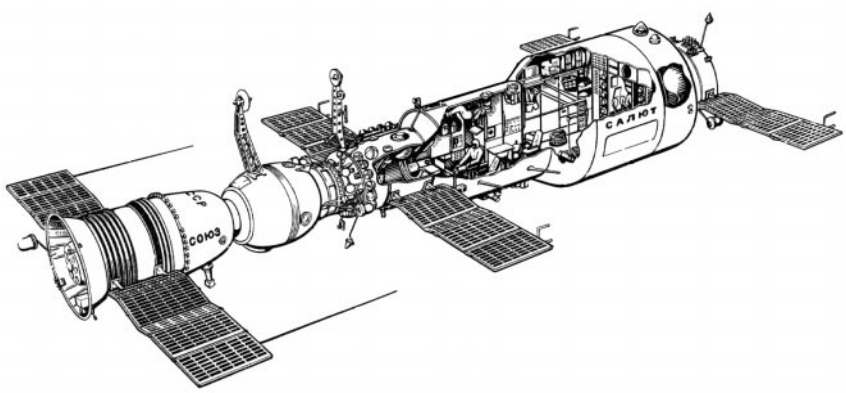
"Зонд-6" [63]

Создан в 1962-67 гг. как корректирующий двигатель для КА "Зонд 4...7" и "Союз-7".
Является развитием КТДУ-35 (без вспомогательного ЖРД).
Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ

$P_п$ = 0,417 тс (4,09 кН)
$I_п$ = 280 с
$D_{дв.}$ = 2500 мм
$L_{дв.}$ = 1100 мм
Количество камер сгорания 1
$p_к$ = 3,92 МПа
K_m = 1,85

КТДУ-66 (С5.66)

жидкостный ракетный двигатель



Орбитальная станция "Салют-1" [113]

Корректирующая тормозная ДУ **КТДУ-66** – разработка 1970-71 гг. для орбитальной станции "Салют-1".
Представляет собой модификацию КТДУ-35 с удвоенным запасом топлива и газа, наддувом баков для t = 1000 с.
Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ
$P_п$ = 0,417 тс (4,09 кН)
$I_п$ = 280 с
Количество камер 1 + 2 (однокамерный основной + двухкамерный вспомогательный тягой 4,03 кН)
$p_к$ = 3,92 МПа
K_m = 1,85
$M_{дв.}$ = 305 с
$D_{дв.}$ = 2500 мм
$L_{дв.}$ = 1100 мм

КТДУ-426 (11Д426)

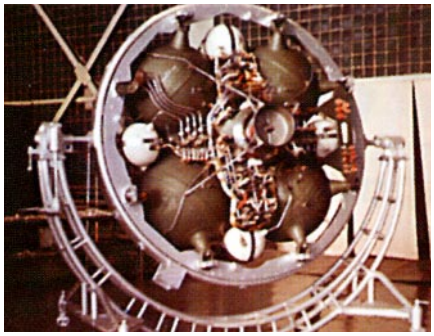
жидкостный ракетный двигатель

Создан в 1968-74 гг. как орбитальной корректирующий двигатель КК "Союз-Т".
Компоненты топлива - тетраоксид азота и НДМГ

$P_п$ = 0,315 тс (3,09 кН)
$I_п$ = 292 с
t = 570 с
$M_{дв.}$ = 270 кг
$D_{дв.}$ = 2100 мм
$L_{дв.}$ = 1200 мм
Количество камер сгорания 1
$p_к$ = 0,88 МПа
K_m = 1,85

КТДУ-80 (С5.80)

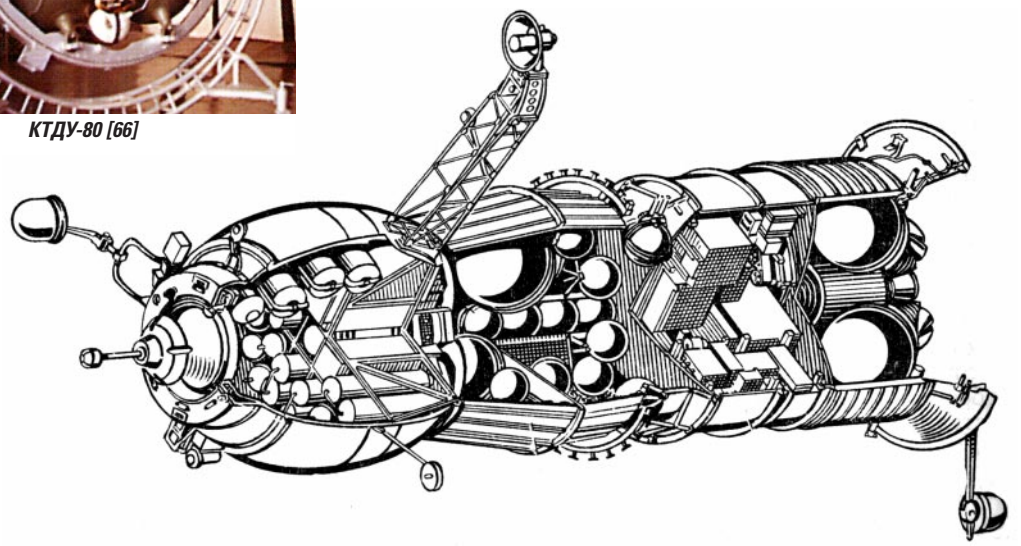
жидкостный ракетный двигатель



КТДУ-80 [66]

Создан в 1977 г. для КК "Союз-ТМ" и "Прогресс-М".
Компоненты топлива - тетраоксид азота и НДМГ
$P_п$ = 0,300 тс (2,94 кН)
$I_п$ = 302 с
t = 890 с
Количество камер сгорания 1

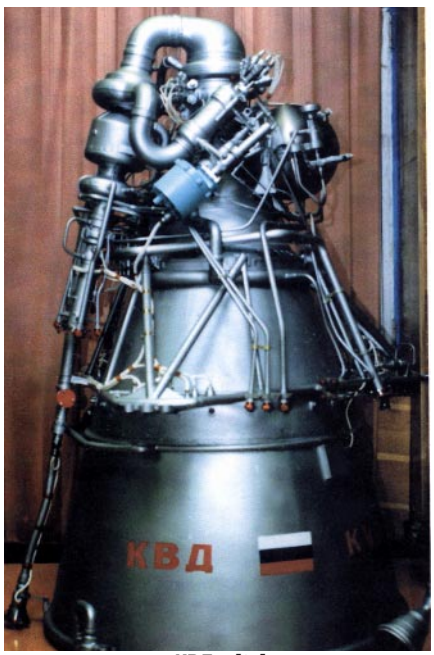
Геометрическая степень расширения сопла 153,8
K_m = 1,85
$M_{дв.}$ = 310 кг
$D_{дв.}$ = 2100 мм
$L_{дв.}$ = 1200 мм



Космический корабль "Прогресс" [70]

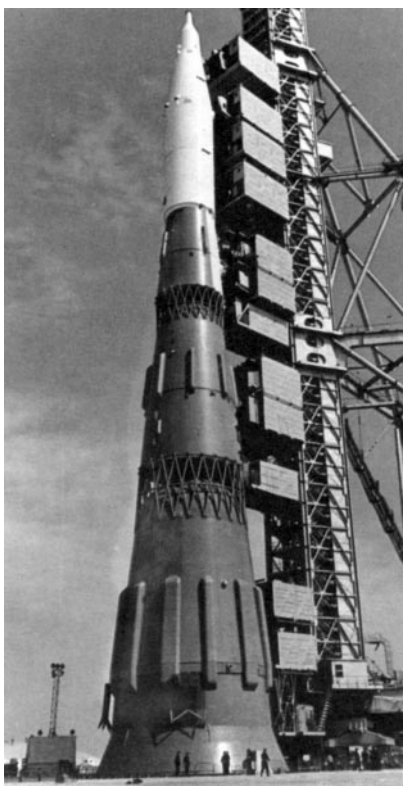
КВД-1

жидкостный ракетный двигатель



КВД-1 [67]

КВД-1 создан в 1960-77 гг. для криогенных разгонных блоков (блок "Р" РН Н1). Он представляет собой однокамерный двигатель с турбонасосной системой подачи компонентов топлива, выполнен по схеме с дожиганием восстановительного генераторного газа. Поддержание и изменение режима работы двигателя по тяге и соотношению массовых расходов компонентов топлива осуществляется при помощи дросселей, установленных на магистралях питания окислителем генератора и камеры. Дросселирующие элементы дросселей перемещаются электрическими приводами по командам от системы управления разгонного блока. Запуск и останов двигателя осуществляется при помощи агрегатов автоматики, управляемых гелием, подаваемым через функционирующие по программе электропневмоклапаны пневмосистемы РБ. В процессе запуска и останова двигателя производится продувка полостей окислителя камеры и газогенератора гелием, подаваемым из пневмосистемы разгонного блока. Воспламенение компонентов топлива в камере и газогенераторе осуществляется при помощи пиротехнических устройств.
Двигатель может работать совместно с бустерными турбонасосными агрегатами окислителя и горючего, создающими необходимые давления компонентов топлива для бескавитационной работы насосов его турбонасосного агрегата.
Двигатель снабжен шар-баллоном, в который закачивается гелий высокого дав-



РН Н1 [100]



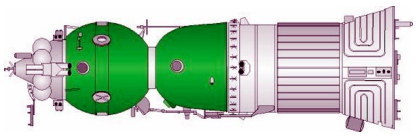
Разгонный блок КВРБ [72]

ления, необходимый для раскрутки ротора бустерного ТНА горючего при первом запуске ЖРД. Для последующих запусков шар-баллон может быть заполнен водородом высокого давления, отбираемым из выходного коллектора камеры двигателя.
КВД-1 огневых испытаний на проходил. Документация продана Индии.
Компоненты топлива - жидкий кислород и жидкий водород
Управляющий газ - гелий
$P_п$ = 7,100 тс (69,6 кН)
$I_п$ = 462 с
t = 800 с (одного включения - 600 с)
$p_к$ = 57 кгс/см^2
$p_{гг}$ = 82,3 кгс/см^2
K_m = 6,0
$n_{ТНА}$ = 42000 об./мин.
$T_{окисл.}$ = 81 К
$T_{гор.}$ = 21,9 К
Число включений 3
$M_{дв.}$ = 282 кг
$D_{дв.}$ = 1580 мм
$L_{дв.}$ = 2140 мм
Государственный космический научно-производственный центр имени М.В.Хруничева ведет разработку кислородно-водородного разгонного блока (КВРБ) для модернизированной ракеты-носителя "Протон-М". Создание кислородно-водородного разгонного блока базируется на основе разработанного в КБХМ жидкостного ракетного двигателя КВД-1.
Конструкция разгонного блока позволяет выполнять длительный полет в условиях космического пространства (до 7, 5 часов) и осуществлять многократное (до 5 раз) включение маршевого двигателя в процессе полета.
Маршевый двигатель устанавливается неподвижно в конической нише, расположенной на нижнем днище бака окислителя. В качестве маршевого двигателя КВРБ используется модернизированный жидкостный ракетный двигатель **КВД-1М** с турбонасосной системой подачи топлива и дожиганием генераторного газа в камере сгорания.
Для управления КВРБ на активных участках полета используются две рулевые камеры, установленные в кардановых подвесах, допускающих отклонение камер в двух плоскостях. Питание рулевых камер основными компонентами топлива осуществляется от турбонасосного агрегата маршевого двигателя.
На нижнем днище бака окислителя установлены два блока двигательной установки малой тяги для стабилизации и ориентации кислородно-водородного блока на пассивных участках полета, а также осадки топлива перед запусками маршевого двигателя. В качестве компонентов топлива в двигательной установке малой тяги используются азотный тетраоксид и несимметричный диметилгидразин.
В составе двигательной установки имеется система регулирования соотношения расходуемых компонентов топлива, которая обеспечивает одновременное и полное расходование топлива из баков.
Наддув бака окислителя и управление пневмоклапанами осуществляется гелием, хранящимся в шаробаллонах, расположенных в баке окислителя. Наддув бака горючего осуществляется газообразным водородом, отбираемым от маршевого двигателя.
Конструкция и характеристики КВРБ позволяют использовать его совместно не только с РН "Протон-М", но и с целым рядом существующих и перспективных РН среднего и тяжелого классов "Ангара", "Зенит", "Энергия-М", а также Ariane-5.
Начало летных испытаний КВРБ с модернизированной РН "Протон-М" планируется в 2003 г.
$P_п$ = 7,503 тс (73,58 кН)
$I_п$ = 461 с
Количество включений – до 5
Впервые в мире в августе 1997 г. испытан ЖРД на основе КВД-1, в котором вместо жидкого водорода используется сжиженный природный газ. В двигателе осуществляется дожигание газогенераторного газа (с избытком горючего) после турбины. Он оснащен системой обеспечения многократного запуска. Специально разработана рулевая камера небольшой тяги, работающая на СПГ и ЖК.
Второе испытание двигателя на СПГ проведено в мае 1998 г. Рулевая камера прошла испытания на 5 включений общей продолжительностью 250 с.
$P_п$ = 5,500...6,800 тс (53,92...66,66 кН)
$I_п$ = 355 с
$p_к$ = 3,2...4,4...6,3 МПа
K_m = 2,0...2,2
Для рулевой камеры:
$P_п$ = 200 кгс (1,96 кН)
K_m = 1,4...1,6

С5.51 (11Д68)

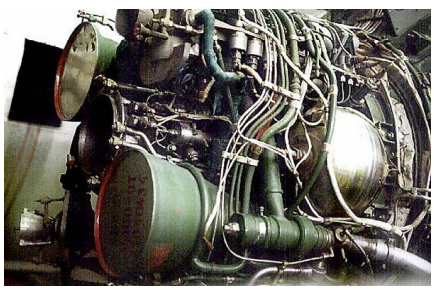
жидкостный ракетный двигатель

Разработка 1964-72 гг. для лунного орбитального корабля "Союз-7К". Впервые применен в 1969 г.



"Союз-7К" [66]

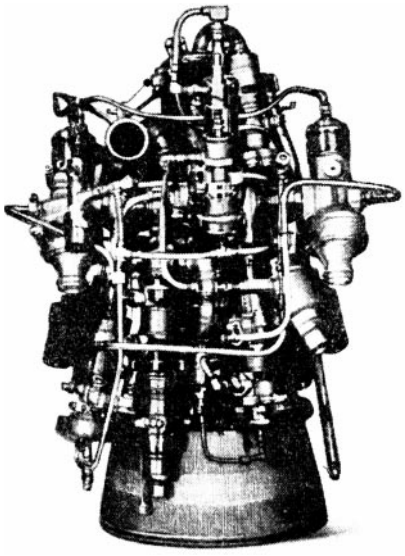
Компоненты топлива - азотный тетраоксид и НДМГ
$P_п$ = 3,388 тс (33,2 кН)
$I_п$ = 314 с
t = 700 с
Количество камер сгорания 2 + 1
$p_к$ = 1,5 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 43
K_m = 1,76/1,85
$M_{дв.}$ = 480 кг



С5.51 [66]

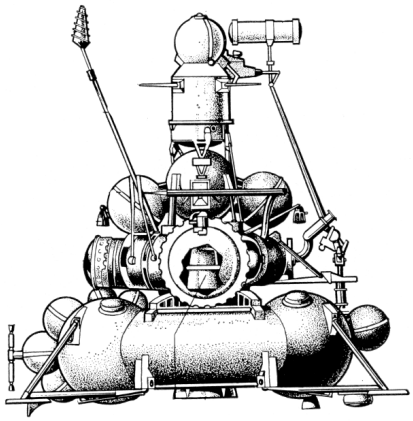
КРД-61 (С5.61)

жидкостный ракетный двигатель



КРД-61 [63]

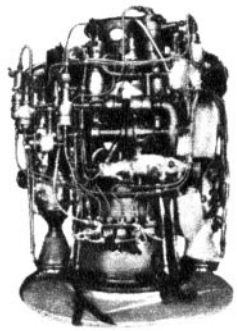
Космический ракетный двигатель **КРД-61** создан в 1968-70 гг. для взлета с Луны возвращаемых КА "Луна-16", "Луна-20", "Луна-24".
Представляет собой однокамерный ЖРД с насосной подачей самовоспламеняющегося топлива (компоненты топлива - тетраоксид азота и НДМГ).
Снабжен неподвижными рулевыми соплами, работающими на генераторном газе. Для наддува топливных баков и управления агрегатами автоматики ДУ используется гелий, хранящийся в сферических баллонах.
$P_п$ = 1,918 тс (18,8 кН)
$I_п$ = 3070 м/с
t = 53 с
$p_к$ = 9,22 МПа
K_m = 1,84
$M_{дв.}$ = 42 кг
$D_{дв.}$ = 500 мм
$L_{дв.}$ = 700 мм



"Луна-16" [69]

КТДУ-417 (11Д417, КРД-417)

жидкостный ракетный двигатель



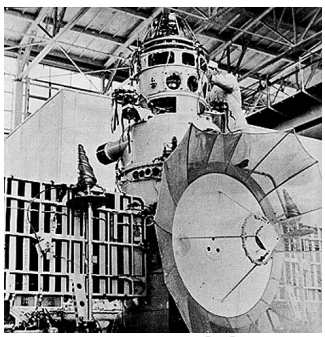
КТДУ-417 [63]

Корректирующая тормозная двигательная установка КТДУ-417 разработана в 1960-65 гг. для использования на КА "Луна-15...24".
Силовая установка КА состоит из двух автономных блоков: основного **КТДУ-417** и малой тяги РДМТ **КТДУ-417-Б** (**11Д417Б**).
КТДУ-417 обеспечивает коррекцию траектории КА, вывод его на орбиту ИСЛ и маневрирование его на орбите (в некоторых КА серии "Луна" и посадки на Луну).
Блок содержит однокамерный ЖРД многократного включения с насосной подачей самовоспламеняющегося топлива (компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ). ЖРД снабжен рулевыми соплами, работающими на генераторном газе.
$P_п$ = 1,929...0,75 тс (18,92...7,35 кН)
$I_п$ = 3080...3020 м/с
t = 650 с
$p_к$ = 8,3 МПа
K_m = 1,8
Число включений – свыше 11
$M_{дв.}$ = 81 кг
$D_{дв.}$ = 700 мм
$L_{дв.}$ = 800 мм
Блок малой тяги КТДУ-417-Б обеспечивает мягкую посадку на Луну. Он содержит двухкамерный ЖРД однократного включения с вытеснительной подачей топлива (компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ).
$P_п$ = 0,350...0,210 тс (3,43...2,06 кН)
$I_п$ = 2490...2440 м/с
t = 30 с
$p_к$ = 0,89 МПа
K_m = 2,4
Основная камера используется как силовой элемент, к которому крепятся агрегаты обоих ЖРД. Для наддува топливных баков и управления агрегатами автоматики ДУ используется сжатый гелий, хранящийся в сферических баллонах.

С5.45

жидкостный ракетный двигатель

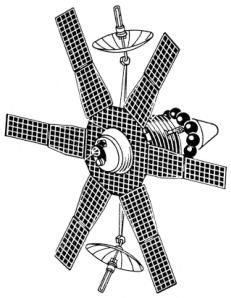
Корректирующий ЖРД с ТНА для КА "Зонд-1", "Венера-2...8" и др.
Компоненты топлива - азотный тетраоксид и НДМГ
$P_п$ = 200,0 тс (1961 кН)
$I_п$ = 267 с
t = 53 с
$p_к$ = 1,18 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 16,0
Количество камер сгорания 1
K_m = 2,6
$M_{дв.}$ = 52 кг



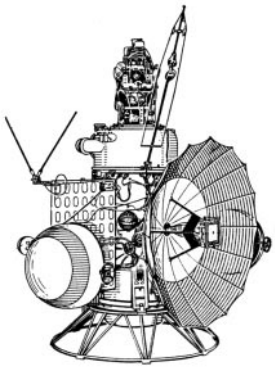
"Венера-8" [69]

КДУ-414 (11Д414, С5.19)

жидкостный ракетный двигатель

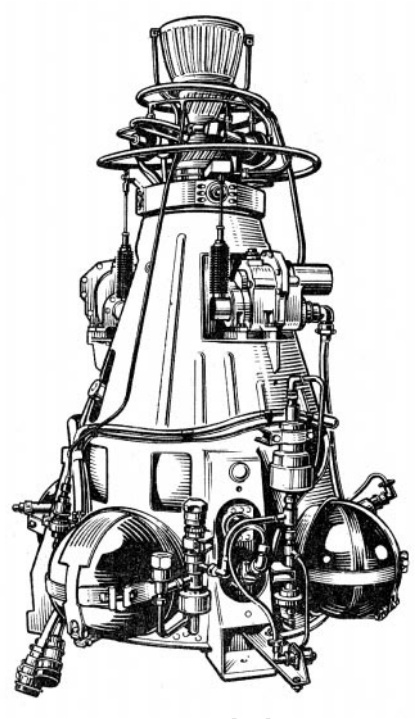


"Молния-1" [63]



"Марс-1" [63]

КДУ-414 разрабатывался в 1960-65 гг. и устанавливался как корректирующий ЖРД на спутниках "Молния-1", КА "Марс-1", "Венера-1", "Зонд-2/3" и некоторых КА серии "Космос".
КДУ-414 содержит однокамерный ЖРД с вытеснительной подачей самовоспламеняющегося топлива, компоненты которого (азотная кислота и НДМГ) размещены в половинах сферического бака, расположенного внутри конического корпуса. Бак наддувается поступающим из баллонов азотом, смешение которого с компонентами топлива предотвращено установкой эластичных разделителей. Азот используется также для управления агрегатами автоматики ДУ. ЖРД установлен в карданном подвесе, расположенном у форсуночной головки камеры.
$P_п$ = 0,200 тс (1,96 кН)
$I_п$ = 2661 м/с
t = 40 с
Количество камер сгорания 1
$p_к$ = 1,18 МПа
K_m = 2,6
$M_{дв.}$ = 61 кг
$D_{дв.}$ = 700 мм
$L_{дв.}$ = 1000 мм



КДУ-414 [105]

11Д49

жидкостный ракетный двигатель

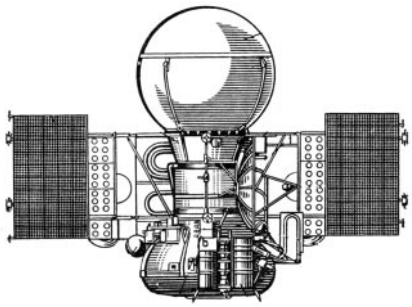


РН "Космос" [66]

Создан как развитие ЖРД 11Д47 в 1960-64 гг. для второй ступени РН "Космос".
Впервые применен в 1964 г. Совершено 800 пусков.
Состоит из одного основного ЖРД и четырех рулевых тягой 25 кН.
Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ
$P_п$ = 16,06 тс (157,5 кН)
$I_п$ = 303 с
t = 4305 с
Количество камер сгорания 1 + 4
$p_к$ = 9,81 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 103,4
K_m = 2,65
$M_{дв.}$ = 185 кг
$D_{дв.}$ = 1900 мм
$L_{дв.}$ = 1800 мм

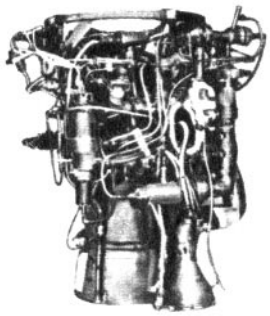
КТДУ-425 (11Д425)

жидкостный ракетный двигатель



"Венера-9" [63]

Корректирующая тормозная двигательная установка **КТДУ-425** с ТНА разработана в 1970-73 гг. для КА "Марс-2/3".
Компоненты топлива - тетраоксид азота и горючее на основе аминов
$P_п$ = 1,922 тс (18,85 кН)
$I_п$ = 312 с
t = 560 с
Количество камер сгорания 1
$p_к$ = 13,32 МПа
K_m = 1,9
Корректирующая тормозная ДУ **КТДУ-425А** (**11Д425А**), разработанный в 1973 г., предназначен для коррекции

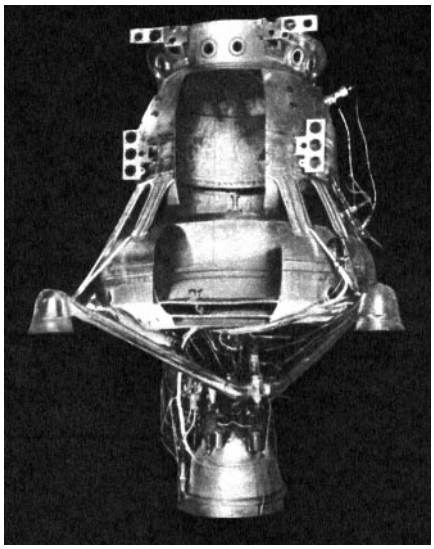


КТДУ-425А [63]

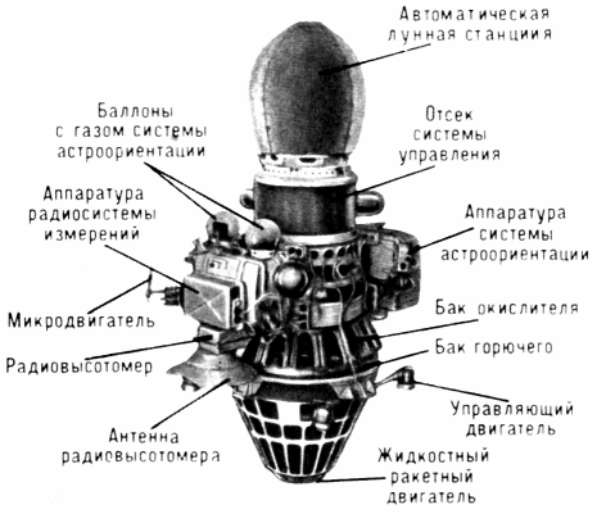
траектории КА "Марс-4/5/6/7", "Венера-9/10/11/12/13/14", "Вега-1/2", "Фобос-1/2" и их торможения вблизи планеты для перевода на орбиту ИС.
КТДУ-425А содержит однокамерный ЖРД многократного включения с насосной подачей самовоспламеняющегося топлива (компоненты топлива - тетраоксид азота и горючее на основе аминов). Камера ЖРД установлена в карданном подвесе. Отработанный газ турбины ТНА истекает через неподвижные сопла. Для наддува топливных баков и управления агрегатами автоматики ДУ используется сжатый гелий, хранящийся в сферических баллонах.
$P_п$ = 1,005...1,928 тс (9,86...18,89 кН)
$I_п$ = 2870-3090 м/с
t = 560 с
Количество камер сгорания 1
$p_к$ = 14,9 МПа
K_m = 1,9
Число включений – свыше 7
$M_{дв.}$ = 70 кг
$D_{дв.}$ = 700 мм
$L_{дв.}$ = 1900 мм

КТДУ-5А (С5.5А)

жидкостный ракетный двигатель

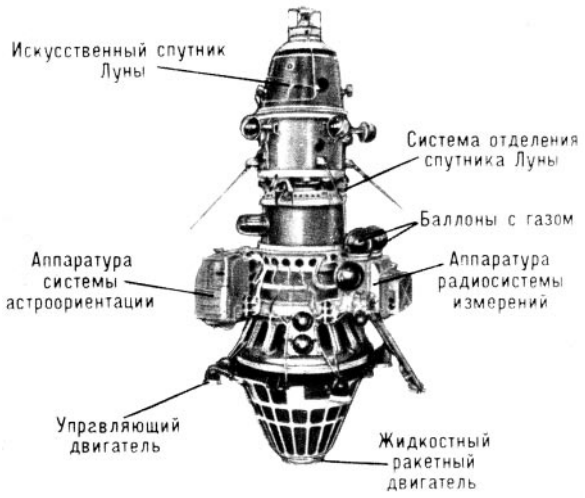


КТДУ-5А [69]



"Луна-9" [63]

Корректирующая тормозная двигательная установка **КТДУ-5А** создана в 1960-65 гг. Предназначена для использования на КА "Луна-4...14".
КТДУ-5А содержит однокамерный ЖРД с насосной подачей самовоспламеняющегося топлива (компоненты топлива - азотная кислота и горючее на основе аминов).
Сферический бак окислителя является силовым элементом ДУ. К нему крепится торовый бак горючего.
ЖРД снабжен неподвижными рулевыми соплами, работающими на генераторном газе. Имеются сферические баллоны с газообразным гелием, использующиеся для наддува баков и управления агрегатами автоматики ДУ.
В полете ДУ включается дважды: для коррекции траектории КА и для торможения его вблизи Луны с целью осуществления мягкой посадки или вывода искусственного спутника Луны.
Начальное поступление топлива в ЖРД без газовых включений обеспечивается установленными в баках металлическими сетчатыми разделителями, действие которых основано на эффекте поверхностного натяжения жидкости в мелких ячейках. При запуске ЖРД камера сгорания наддувается гелием с целью создания в ней давления, необходимого для нормального воспламенения топлива.



"Луна-10" [63]

ЖРД при посадке КА на Луну работает вначале в номинальном режиме, затем на малой тяге (245 Н), обеспечиваемой рулевыми соплами при выключенной камерой.
$P_п$ = 4,643 тс (45,5 кН)
$I_п$ = 287 с
$I_з$ = 117 с
t = 43 с
Количество камер сгорания 1
$p_к$ = 6,28 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 43,4
K_m = 3,6
$M_{дв.}$ = 48 кг
$D_{дв.}$ = 1700 мм
$L_{дв.}$ = 1900 мм

КРД-79 (С5.79)

жидкостный ракетный двигатель



Служебный модуль "Звезда" [66]

Корректирующий ЖРД **КРД-79** объединенной двигательной установки для орбитальных станций "Салют-6", "Салют-7" и "Мир" создавался с использованием разработок, примененных в ЖРД КДУ-426, в соответствие с техническим заданием РКК "Энергия".

КРД-79 - это однокамерный многоразовый однорежимный ЖРД с вытеснительной системой подачи топлива. Он состоит из камеры сгорания, карданного подвеса, приводов для качания камеры, арматуры, элементов контроля работы и бортовой кабельной сети.

Запуск двигателя осуществляется в две команды: в течение 0,8 с от команды "Пуск-1" двигатель работает на пониженном режиме, по команде "Пуск-2" двигатель переходит на основной режим работы.



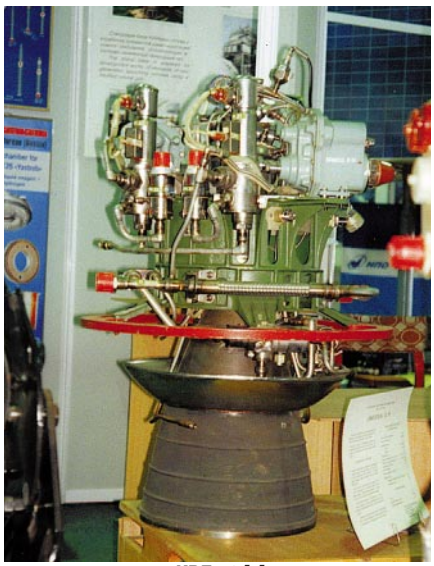
Орбитальная станция "Салют-7" и КК "Союз-Т" [60]

Для уменьшения импульса последействия на головке камеры установлены клапаны, закрывающие доступ компонентам из межрубашечных полостей в головку камеры после останова.

Управление двигателем осуществляется подачей напряжения на электропневмоклапаны, которые обеспечивают подачу и стравливание газа из управляющих полостей агрегатов.

Компоненты топлива - тетраоксид азота (АТИН) и НДМГ

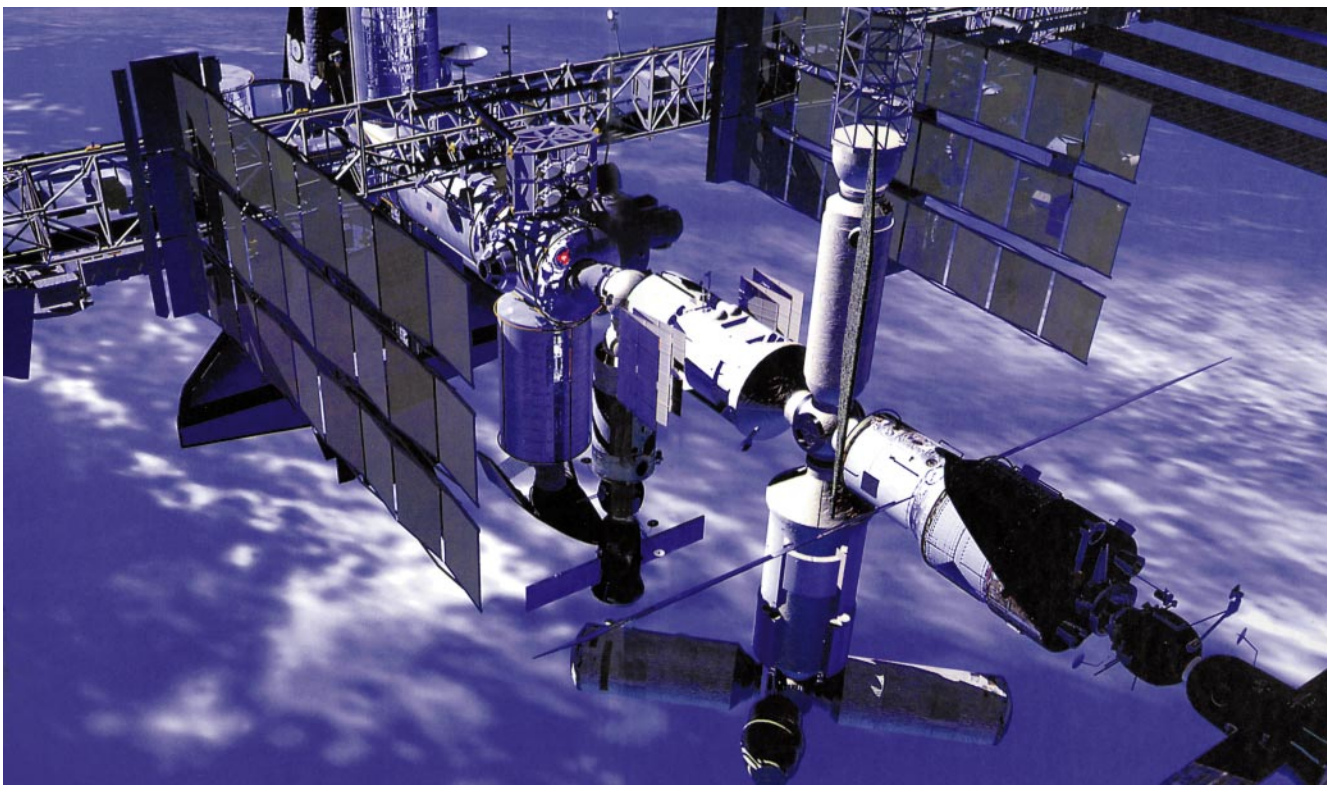
Управляющий газ – азот



КРД-79 [1]

$P_п$ = 0,315 тс (3,09 кН)
$I_п$ = 293,7 с
K_m = 1,85
$p_к$ = 1,75 МПа
$p_{упр.газа}$ = 2,00 МПа
t = 2700 с
Число включений – до 70
$M_{дв.}$ = 38,5 кг
$D_{дв.}$ = 840 м
$L_{дв.}$ = 550 м

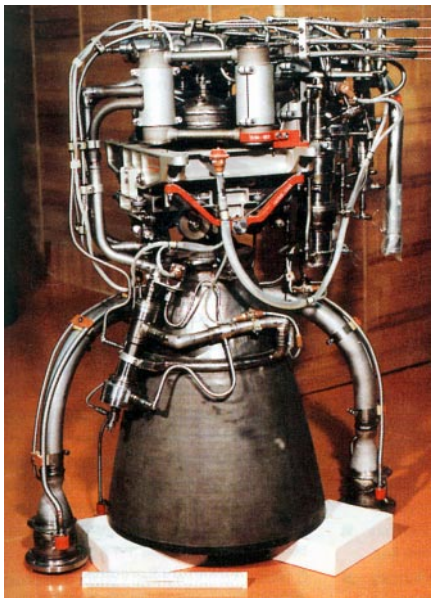
КРД-79 установлен на служебном модуле "Звезда" Международной космической станции.



Орбитальная станция "Мир" (проект) [61]

С5.92

жидкостный ракетный двигатель



С5.92 [66]



Разгонный блок "Фрегат-2" [1]

Двигатель **С5.92** построен по открытой схеме. Это однокамерный ЖРД с турбонасосной подачей компонентов топлива. Турбина ТНА работает на основных компонентах топлива. Выхлоп осуществляется через неподвижные рулевые сопла. Камеры двигателя установлены не в карданном подвесе, как обычно, а в шарнире, обеспечивающем плоскопараллельное движение ЖРД внутри двигательной установки. Этим достигается смещение вектора тяги двигателя по отношению к центру масс, расположенному у данной двигательной установки очень близко к головке двигателя (карданный шарнир не обеспечивал в данном случае необходимого плеча для создания момента тяги).

Двигатель С5.92 способен работать в двух режимах: большой (БТ) и малой (МТ) тяги.

На первом режиме осуществляются маневры аппарата, связанные с большим изменением скорости, на втором – маневры, требующие большой точности "выборки" импульса скорости.

Компактность ЖРД достигается прежде всего за счет оптимального сочетания параметров турбонасосного агрегата, давления в камере, степени расширения сопла. Открытая схема позволяет создать ЖРД, вертикальные габариты которого не превышают размеров камеры сгорания.

НПО им. С.А.Лавочкина предлагает установить С5.92 на универсальном ракетном блоке "Фрегат" для использования в составе существующих ("Протон", "Молния") и перспективных ("Русь", "Урал", "Ангара") ракет-носителей в качестве верхней ступени для выведения полезной нагрузки на различные орбиты ИСЗ, в т.ч. солнечно-синхронные, высокоэллиптические (геопереходные), высокие, геостационарные и на траектории полета к Солнцу, Луне, планетам, кометам и астероидам. Разгонный блок "Фрегат" может выполнять функции маршевой двигательной установки космических аппаратов, межорбитальных буксиров, орбитальных или орбитально-посадочных модулей.

С5.92 использовался на марсианских КА "Фобос-1" и "Фобос-2".

Аналог этого двигателя используется в разгонном блоке "Бриз-М" ракет "Рокот" и "Протон-М".

Компоненты топлива - тетраоксид азота и НДМГ



Разгонный блок "Бриз-М" [97]

Возможное число включений 50
Пауза между включениями:
минимальная 6 мин.
максимальная 300 суток
$M_{дв.}$ = 75 кг
$M_{уд.}$ = 37,5 кг/тс
Габариты 677 х 838 х 1028 мм
$D_{кр.}$ = 36,9 мм
$D_{с}$ = 457,6 мм

РЕЖИМ БОЛЬШОЙ ТЯГИ
$P_{п}$ = 2,0 тс (19,6 кН)
$P_{выхлопных\ сопел}$ = 0,04 тс (0,4 кН)
$I_{п}$ = 327 с
K_{m} = 1,95...2,05
$G_{т}$ = 6,12 кг/с
$p_{к}$ = 98 атм.
$p_{гг}$ = 118 атм.
$n_{ТНА}$ = 58000 об./мин.
t = 2000 с

РЕЖИМ МАЛОЙ ТЯГИ
$P_{п}$ = 1,4 тс (13,72 кН)
$P_{выхлопных\ сопел}$ = 0,019 тс (0,2 кН)
$I_{п}$ = 316 с
K_{m} = 2,0...2,1
$G_{т}$ = 4,43 кг/с
$p_{к}$ = 68,5 атм.
$p_{гг}$ = 61 атм.
$n_{ТНА}$ = 43000 об./мин.
t = 2000 с

14Д30

жидкостный ракетный двигатель



Старт РН "Союз" [32]



Разгонный блок "Бриз-М" [72]



Разгонный блок "Бриз" [66]

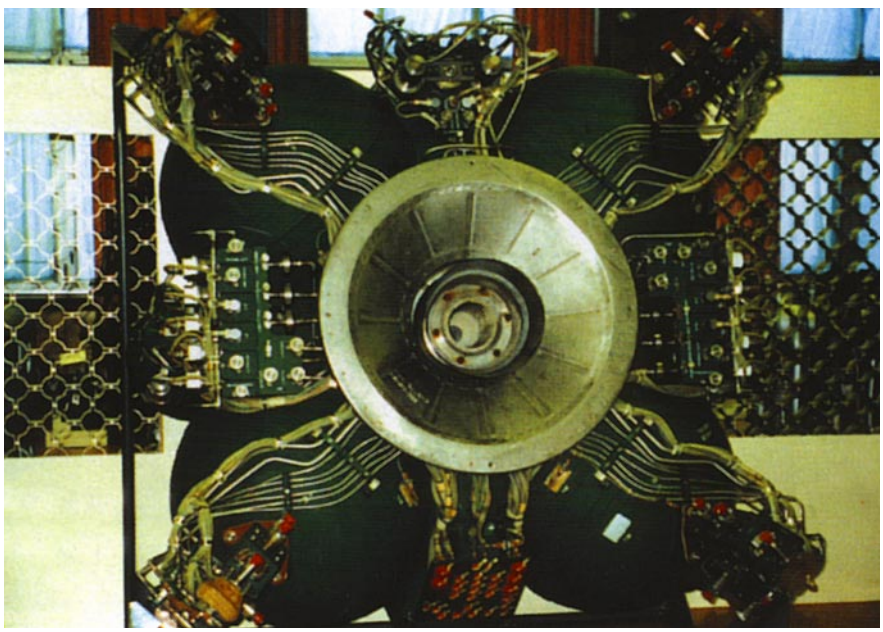
Создан на базе ЖРД С5.92 для использования в разгонных блоках "Бриз" РН "Рокот-3" и "Союз-2", а также "Бриз-М" РН "Протон" 9К82КМ и "Ангара".
Впервые применен в 1990 г.
Силовая установка РБ "Бриз" состоит из маршевого ЖРД 14Д30, четырех ЖРД 11Д58 и двенадцати РДМТ 11Д458.

Компоненты топлива - азотный тетраоксид + НДМГ
$P_п$ = 2,0 тс (19,62 кН)
$I_п$ = 326 с
t = 3200 с
Количество камер сгорания 1
K_m = 2,0
$M_{дв.}$ = 95 кг

17Д61 "Икар"

двигательная установка

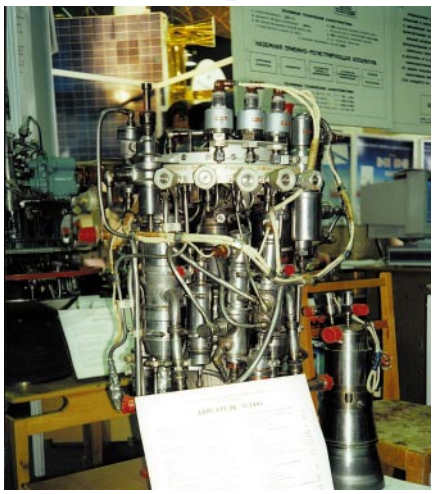
Универсальная многофункциональная двигательная установка **17Д61** создана по заказу ГНПРКЦ "ЦСКБ-Прогресс".
ДУ оснащена двигателем коррекции тягой 0,3 тс и 24 ЖРДМТ (16 тягой 0,0006 тс, 4 тягой 0,0055 тс и 4 тягой 0,01 тс) и способна выполнять выдачу импульсов тяги: двигателем коррекции для изменения или поддержания орбиты КА, а также для его торможения; ЖРДМТ для ориентации КА в пространстве при работе двигателей коррекции, программных разворотов и его стабилизации в ориентированном полете.
Конструкция двигателя коррекции позволяет отклонять вектор тяги в двух взаимно перпендикулярных плоскостях на угол 50°.
Топливная система ДУ вмещает запас компонентов топлива, обеспечивающий выдачу двигателем коррекции суммарного импульса до 270 тс.
Срок активного существования ДУ – до двух лет.
Компоненты топлива - тетраоксид азота и НДМГ
17Д61 находится в штатной эксплуатации с 1981 г. в качестве комплексной ДУ орбитальных КА. С января 1999 г. ДУ используется еще и в качестве блока выведения в системе "Союз"-"Икар"-"Глобалстар".



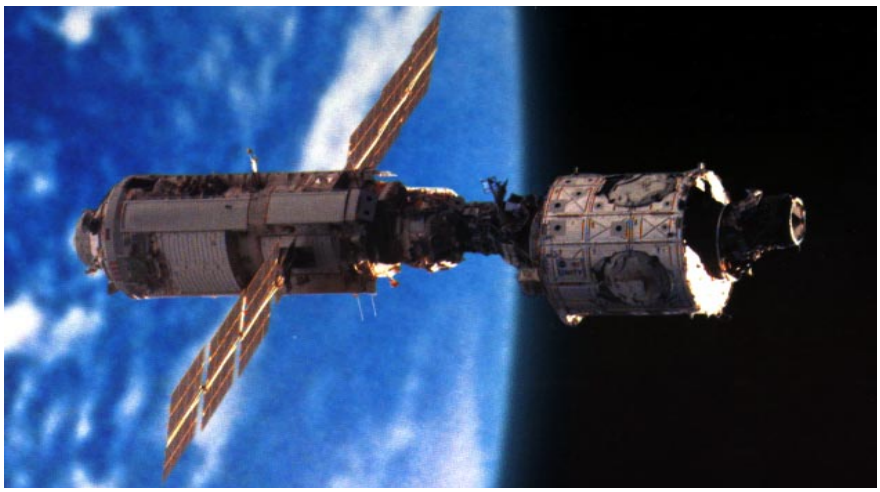
17Д61 [97]

КРД-442 (11Д442)

жидкостный ракетный двигатель



КРД-442 [1]



Международная космическая станция: модули ФГБ "Заря"(Россия) и Unity (США) [71]

Однокамерный ЖРД **11Д442** многократного включения с турбонасосной подачей топлива разработан в 1972-77 гг. как орбитальный маршевый двигатель. Использовался в КА "Алмаз" и орбитальных станциях "Салют". В настоящее время установлен в модулях орбитальной космической станции "Мир": "Квант", "Квант-2", "Кристалл", "Природа", "Спектр". На ФГБ "Заря" Международной космической станции используются два ЖРД такого типа.

ЖРД 11Д442 создает импульсы тяги для сближения со станцией и для коррекции орбиты модулей.

Двигатель имеет "открытую" схему подачи топлива в камеру и газогенератор и систему подачи перекачиваемых компонентов.

Компоненты топлива подаются в камеру и ГГ (на режиме тяги), перекачиваются и подаются в газогенератор (на режиме перекачки) турбонасосным агрегатом. ТНА использует энергию газа, поступающего из газогенератора.

В ГГ вырабатывается газ с избытком горючего при сгорании окислителя и горючего.

Двигатель создает силу тяги, направленную вдоль оси объекта (на режиме тяги) и перекачивает компоненты топлива из баков НД в баки ВД (на режиме перекачки).

При пуске двигателя ротор ТНА раскручивается продуктами сгорания компонентов топлива, подаваемых в ГГ поршневыми насосами.

Для управления клапанами двигателя и для привода насосов подачи топлива в ГГ при пуске используется газ из пневмосистемы двигательной установки.

Двигатель управляется подачей электрических команд.

Режим работы двигателя поддерживается золотником, серводросселем и стабилизатором.

Компоненты топлива - азотный тетраоксид и НДМГ

Управляющий газ – гелий

Температура компонентов топлива и газа -5...+30°С

Давление компонентов на входе в двигатель: окислителя 3,5...8,0 кгс/см^2, горючего 3,5...6,0кгс/см^2

$P_п$ = 0,447 тс (4,38 кН) на режиме тяги

$P_п$ = 0,017 тс (0,17 кН) на режиме перекачки

$p_к$ = 3,92 МПа

K_m = 1,76 на режиме тяги

K_m = 1,58 на режиме перекачки

Расход топлива через двигатель:

на режиме тяги

окислителя 0,92 кг/с

горючего 0,49 кг/с

на режиме перекачки

окислителя 0,87 кг/с

горючего 0,55 кг/с

$M_{дв.}$ = 52 кг (залитого компонентами топлива)

$D_{дв.макс.}$ = 230 мм

$L_{дв.}$ = 729 мм



ФГУП „Конструкторское бюро химавтоматики“

Адрес: 394055 Россия, г. Воронеж, ул. Ворошилова, 22
Тел.: (0732) 333673, 334711
Факс: (095) 251-4449
Телекс: 153212 RAVOR SU

Генеральный конструктор/Генеральный директор - Рачук Владимир Сергеевич

Конструкторское бюро химавтоматики (КБХА), начав свою деятельность 59 лет назад с разработки агрегатов для боевых самолетов в период Великой Отечественной войны, стало разработчиком ЖРД самого высокого технического уровня, известным в нашей стране и за рубежом.
Предприятие Российского авиационно-космического агентства, КБХА является одним из мировых лидеров по созданию жидкостных ракетных двигателей и энергетических установок для различных видов ракетной техники оборонного, научного и народнохозяйственного назначения.
КБХА создало около 60 образцов ЖРД на разных топливах для различных условий применения, 30 из которых доведено до серийного производства. Часть из них не имеет мировых аналогов.
На ранней стадии создания ракетно-космической техники, используя свой опыт разработки ЖРД для самолетов и зенитных управляемых ракет, КБХА создало целый ряд двигателей для ракет-носителей С.П.Королева ("Луна", "Восток", "Молния", "Восход", "Союз"). За этим последовали разработки целого ряда более совершенных и мощных ЖРД для ракеты-носителя "Протон" и ракет стратегического назначения сухопутного и морского базирования – РС-10, РС-18, РС-20, РСМ-54, разработанных в КБ генеральных конструкторов В.Н.Челомея, М.К.Янгеля, В.Ф.Уткина, В.П.Макеева.
Каждый вновь созданный ЖРД отличался от предыдущего удобством в эксплуатации и лучшими энергомассовыми характеристиками.
На предприятии создан единственный в стране ядерный ракетный двигатель, который несомненно, найдет применение в будущих полетах к планетам Солнечной системы, а также мощный газодинамический лазер.
Большим успехом в деятельности предприятия явилась разработка самого мощного в стране однокамерного кислородно-водородного ЖРД РД-0120 тягой 2000 кН, используемого в качестве маршевого двигателя второй ступени универсального многоразового ракетно-космического комплекса "Энергия-Буран".
Значительное количество двигателей КБХА успешно эксплуатируется в настоящее время. В них заложен определенный стиль работы КБХА: совершенство, высокий уровень параметров, простота эксплуатации, надежность.
Пуски ракет различного назначения обеспечили ЖРД разработки КБХА, изготовленные на опытном заводе КБХА, Воронежском механическом заводе, Пермском моторостроительном заводе им. Я.М.Свердлова, Пермском агрегатном заводе им. М.И.Калинина, Ленинградском заводе "Красный Октябрь", Уфимском моторостроительном заводе, Усть-Катавском вагоностроительном заводе, Красноярском машиностроительном заводе.
КБХА - современное научно-производственное объединение, включающее в себя изготовление, отработку, испытания не только ракетных двигателей, но и высокоэффективных насосов для металлургической и химической промышленности, энергетических установок, нефтегазовых агрегатов, медицинского оборудования, озонаторных станций и оборудования для агропромышленного комплекса.

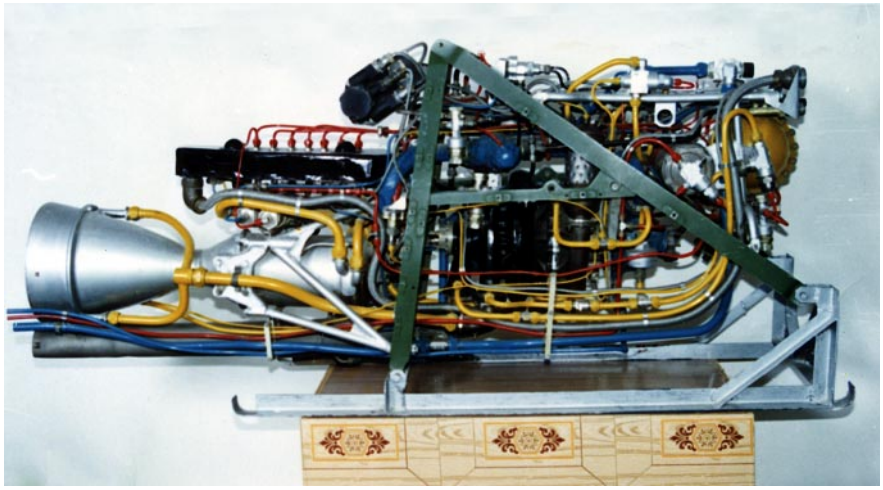
Материалы по КБХА получены непосредственно от разработчика.

РД-0101 / РД-0102

жидкостные ракетные двигатели



Е-50-I [99]



РД-0102 [74]

Предназначены для использования в качестве дополнительных автономных силовых установок самолетов, запускаемых в полете.

РД-0101: самолет Е-50А; тяга 39,2 кН (4,0 тс), компоненты топлива – этиловый спирт и жидкий кислород.

РД-0102: самолет Як-27; тяга 39,2 кН (4,0 тс), компоненты топлива – керосин и жидкий кислород.

Отработка этих ЖРД позволила решить ряд новых технических проблем: электрозажигание с помощью авиасвечей, многократное включение, многоразовое использование, большой ресурс работы (до 3 часов). Двигатели успешно прошли стендовые испытания, но оказались невостребованными в связи с тем, что в этот период было отдано предпочтение разработке и принятию на вооружение зенитных управляемых ракет вместо самолетов с комбинированными силовыми установками.

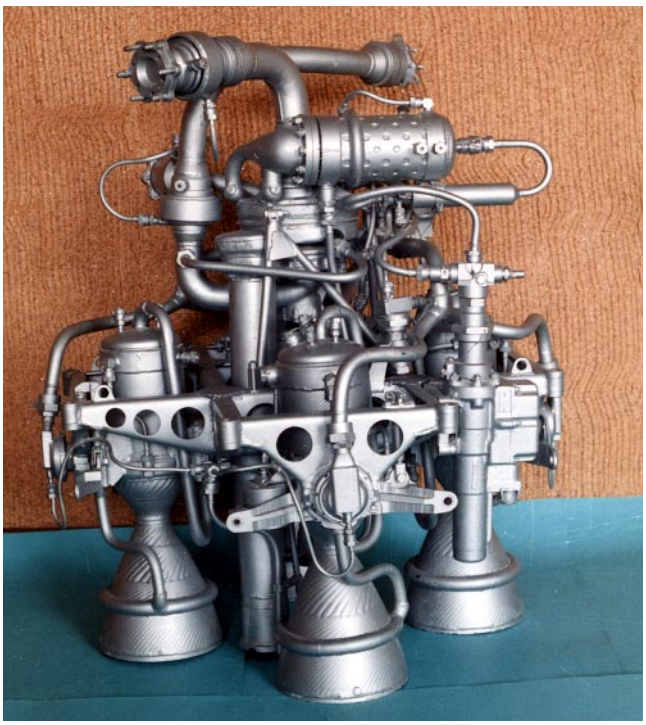
Ведущий конструктор Поздняков Л.А.

РД-0200 / РД-0201

жидкостные ракетные двигатели



РД-0200 [74]



РД-0201 [74]

Жидкостные ракетные двигатели на самовоспламеняющихся компонентах топлива (окислитель АК-27И и горючее ТГ-02) предназначены для маршевых ступеней зенитных управляемых ракет (ЗУР).

РД-0200: вторая ступень ЗУР 5В11; тяга 59...5,9 кН (6,0...0,6 тс).

РД-0201: третья ступень ЗУР 1100В; тяга 59...28 кН (6,0...2,85 тс).

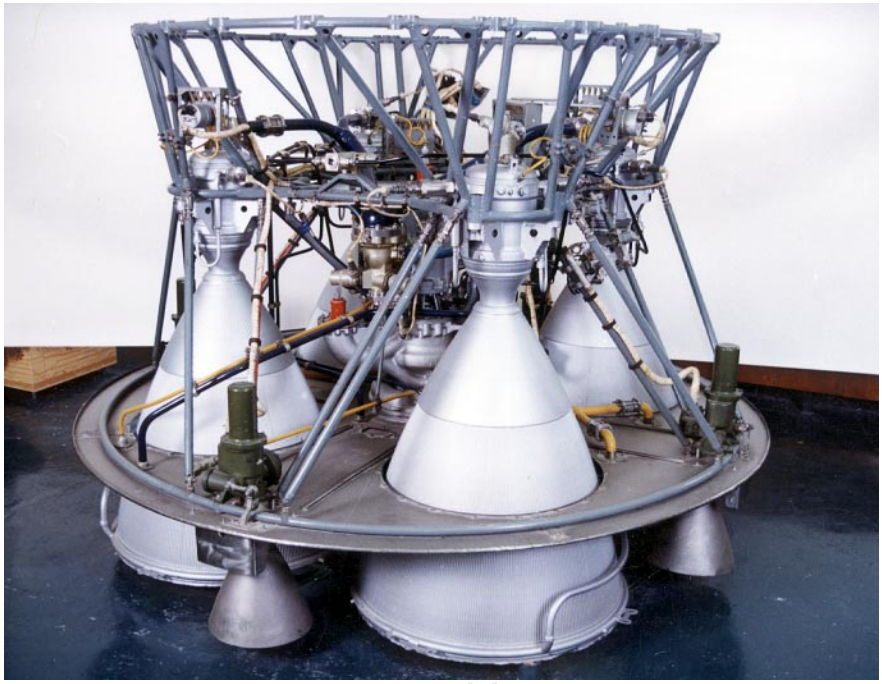
Двигатели прошли стендовые испытания, а двигатель РД-0200 успешно прошел летные испытания и изготавливался серийно.

Ведущий конструктор РД-0200 – Голубев А.А.

Ведущий конструктор РД-0201 – Поздняков Л.А.

РД-0106

жидкостный ракетный двигатель



РД-0106 [74]

Кислородно-керосиновый ЖРД **РД-0106** предназначен для второй ступени (блок "Б") боевой стратегической ракеты второго поколения Р-9.
Прошел полный цикл отработки, изготавливался серийно и находился в эксплуатации в составе ракеты.
Ведущий конструктор – Гершкович Я.И.



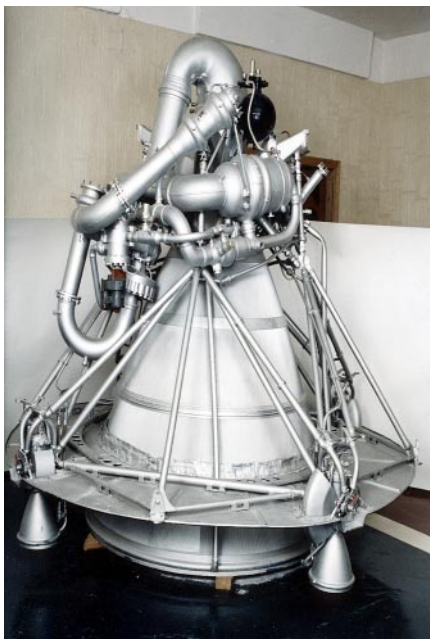
Р-9А [53]

РД-0203 / РД-0204 / РД-0205

жидкостные ракетные двигатели



РД-0203 [74]



РД-0205 [74]

Предназначены для боевой стратегической ракеты УР-200:
РД-0203 и **РД-0204** – для первой ступени,
РД-0205 – для второй ступени (состоит из основного **РД-0206** и рулевого **РД-0207**).
РД-0203, РД-0204 и РД-0205 – жидкостные ракетные двигатели на высококипящих компонентах топлива (несимметричный диметилгидразин и азотный тетраоксид).
Двигатели РД-0203, РД-0204 и РД-0206 выполнены по схеме с дожиганием генераторного газа. Применение этой схемы позволило увеличить давление в камере более чем в 2 раза до 15 МПа (вместо 7 МПа в двигателях открытых схем) и исключить потери удельного импульса тяги на привод турбины турбонасосного агрегата.
РД-0207 выполнен по открытой схеме.
Двигатели прошли полный цикл стендовой обработки, частично летные испытания и послужили прототипом двигателей II и III ступени ракеты-носителя "Протон".
Ведущий конструктор РД-0203 и РД-0204 – Козелков В.П.
Ведущий конструктор РД-0205 – Поздняков Л.А.

РД-0216 / РД-0217

жидкостные ракетные двигатели

Жидкостные ракетные двигатели с бесстартерным запуском **РД-0216** и **РД-0217** предназначены для первой ступени боевой ракеты РС-10 (SS-11).

Двигатели прошли полный цикл обработки, изготавливались серийно и длительное время находились в эксплуатации в составе ракеты.
Ведущий конструктор – Кошельников В.П.



РД-0216 [74]

РД-0233 / РД-0234

жидкостные ракетные двигатели



РС-18 [53]

РД-0233 и **РД-0234**, жидкостные ракетные двигатели с более высоким давлением в камере сгорания, предназначены для первой ступени боевой ракеты РС-18 (SS-19).
Двигатели прошли полный цикл отработки, изготавливались серийно и находятся в эксплуатации в составе ракеты.
Главный конструктор – Козелков В.П.
Ведущий конструктор – Ежов В.А.



РД-0233 [74]

РД-0235 / РД-0236

жидкостные ракетные двигатели

Предназначены для второй ступени боевой ракеты РС-18.
РД-0235 – основной двигатель. Выполнен по замкнутой схеме. Разработан на базе ЖРД РД-0216 и отличается от него схемно-конструктивными и технологическими особенностями, повышающими его надежность.

РД-0236 – рулевой двигатель. Выполнен по открытой схеме.
Двигатели прошли полный цикл отработки, изготавливались серийно и находятся в эксплуатации в составе ракеты.
Главный конструктор – Козелков В.П.
Ведущий конструктор – Гарманов Ю.А.



РД-0235 и РД-0236 [74]

РД-0237

жидкостный ракетный двигатель



РД-0237 [74]

РД-0237 – жидкостный ракетный двигатель с вытеснительной системой подачи, оригинальной конструктивной особенностью которого является узел поворота, позволяющий осуществить качание камеры сгорания на угол 45°.
Предназначен для третьей ступени ракеты РС-18.

Двигатель прошел полный цикл отработки, изготавливался серийно и находится в эксплуатации в составе ракеты.
Главный конструктор – Козелков В.П.
Ведущий конструктор – Бородин В.М.

РД-0231

жидкостный ракетный двигатель



РД-0231 [74]

Однокамерный ЖРД **РД-0231** выполнен по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа.
Предназначен для стартовой разгонной ступени ракеты морского базирования.
Компоненты топлива – азотный тетраоксид и НДМГ

$P_п$ = 29,4 кН (3,0 тс)
$I_п$ = 2695 м/с
$p_к$ = 12,3 МПа
t = 16 с
$M_{дв.}$ = 28 кг
$h_{дв.}$ = 580 мм
$b_{дв.}$ = 500 мм

РД-0242

жидкостный ракетный двигатель

РД-0242 - жидкостный ракетный двигатель со специально отработанным покрытием поверхностей для длительного хранения в условиях морской среды.
Предназначен для стартовой разгонной ступени ракеты морского базирования.

Двигатель прошел полный цикл стендовой обработки, летные испытания и изготавливался серийно.
Главный конструктор – Козелков В.П.
Ведущий конструктор – Гарманов Ю.А.



РД-0242 [74]

РД-0228

жидкостный ракетный двигатель

РД-0228 – жидкостный ракетный двигатель разработан на базе ЖРД РД-0212 для третьей ступени РН "Протон", однако, по сравнению с ним более мощный и отличается условиями эксплуатации в составе ступени.

Предназначен для второй ступени мощной боевой ракеты РС-20 (SS-18 mod.1).
Двигатель прошел полный цикл отработки, изготавливался серийно и находится в эксплуатации в составе ракеты.
Ведущий конструктор - Гершкович Я.И.



РД-0228 [74]

РД-0255

жидкостный ракетный двигатель



Р-36М УТТХ (РС-20) [52]



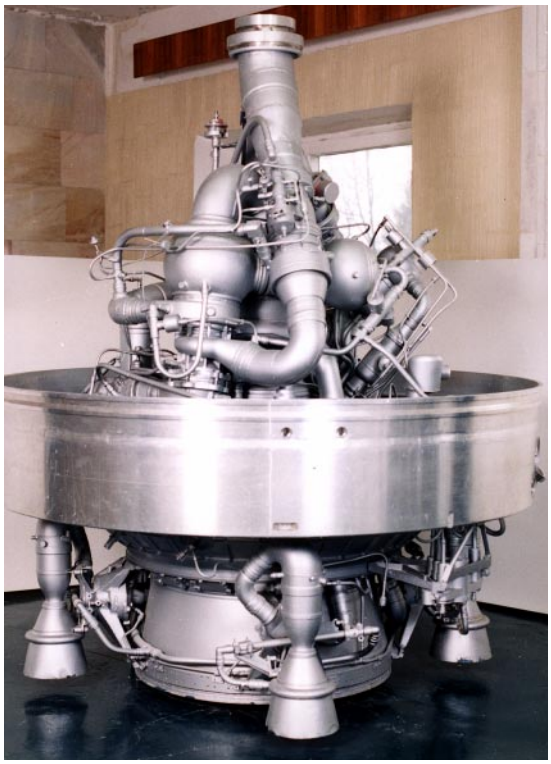
РД-0255 [74]

РД-0255 предназначен для второй ступени самой мощной боевой ракеты РС-20 (SS-18, mod.4).
В основе разработки двигателя положены конструктивные, технологические и эксплуатационные характеристики двигателя РД-0228.

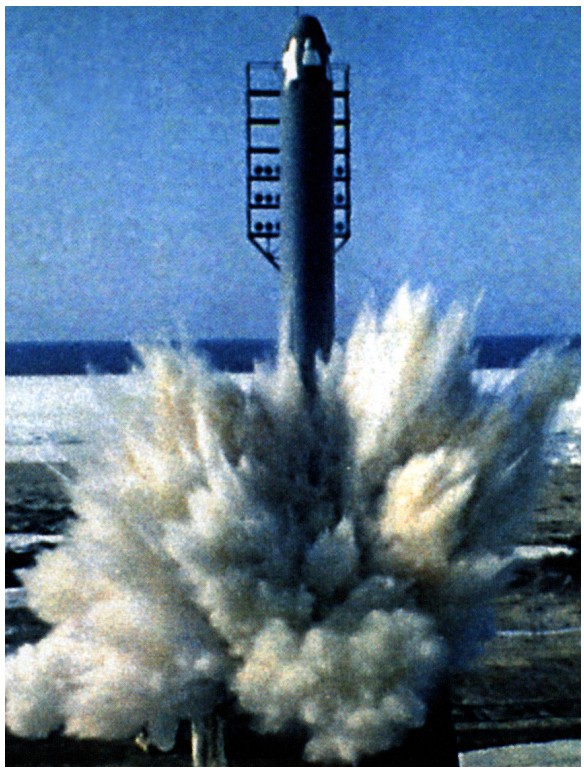
Основная часть двигателя размещается в баке горючего.
Двигатель прошел полный цикл отработки, изготавливался серийно и находится в эксплуатации в составе ракеты.
Ведущие конструкторы –
Пилипенко В.П., Сверчков Ю.Н.

РД-0243

жидкостный ракетный двигатель



РД-0243 [74]



РН "Волна" / Р-29РМ (РСМ-54) [52]

РД-0243 предназначен для первой ступени боевой ракеты морского базирования РСМ-54 (SS-N-23).
По своим энергомассовым характеристикам является наиболее совершенным из всех существующих двигателей данного класса.
Двигатель прошел полный цикл отработки, изготавливается серийно и находится в эксплуатации в составе ракеты.
Главный конструктор – Козелков В.П.
Ведущий конструктор – Ежов В.А.

РД-0105

жидкостный ракетный двигатель



РД-0105 [74]

РД-0105 - жидкостный кислородно-керосиновый двигатель, выполнен по открытой схеме, включает в себя камеру сгорания, турбонасосный агрегат, газогенератор, агрегаты регулирования и управления, агрегаты наддува баков ракеты, газовые дроссели для подачи генераторного газа после турбины на рулевые сопла ступени ракеты, пиросредства для раскрутки турбины ТНА, воспламенения топлива при запуске двигателя и срабатывания агрегатов управления.
Предназначен для третьей ступени (блок "Е") ракеты-носителя "Луна".
Применение двигателя позволило увеличить массу искусственного спутника Земли с 1400 до 4500 кг, достигнуть второй космической скорости и впервые осуществить доставку объекта на Луну, ее облет и фотографирование ее обратной стороны.
Разработка двигателя обеспечила решение ряда принципиально новых технических задач:
- отработку метода обеспечения надежного запуска в пустоте;
- отработку и внедрение газогенератора, работающего на основных компонентах топлива двигателя;
- применение способа наддува топливных баков ступени ракеты газами, вырабатываемыми в специальных агрегатах двигателя из основных компонентов топлива.

Компоненты топлива – керосин и жидкий кислород
$P_п$ = 49,5 кН (5,0 тс)
$I_п$ = 3100 м/с
$p_к$ = 4,5 МПа
t = 454 с
$M_{дв.}$ = 130 кг
$h_{дв.}$ = 1620 мм
$D_{дв.}$ = 1100 мм
Ведущий конструктор – Кошельников В.П.

РД-0107 / РД-0108

жидкостные ракетные двигатели

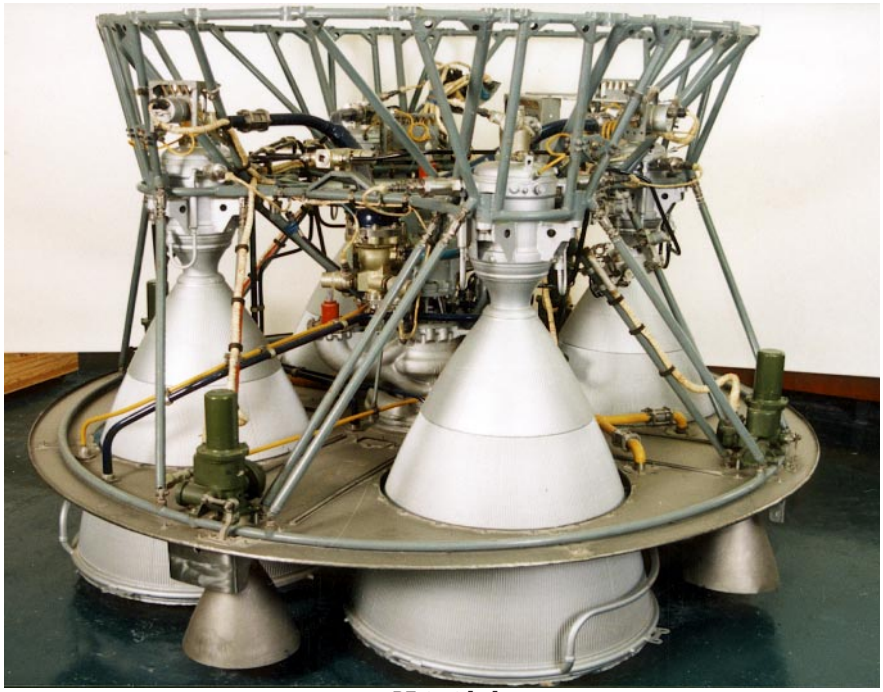
Жидкостные кислородно-керосиновые двигатели **РД-0107** и **РД-0108** разработаны на базе двигателя РД-0106.
Предназначены для третьих ступеней (блок "И") РН "Молния" и "Восход".
Четырехкамерные двигатели с одним ТНА выполнены по открытой схеме.
В состав двигателей входят: газогенератор, агрегаты наддува баков ракеты, четыре рулевых сопла, пиросредства для раскрутки турбины ТНА, воспламенения топлива при запуске двигателей и срабатывания агрегатов управления.
Запуск осуществляется через предварительную ступень тяги.
См. характеристики в РД-0110.
Применение двигателей РД-0107 и РД-0108 позволило увеличить массу выводимых объектов на околоземную орбиту до 7000 кг.
Ведущий конструктор – Гершкович Я.И.

РД-0110

жидкостный ракетный двигатель



РН "Союз" [66]



РД-0110 [74]

РД-0110, разработанный на базе ЖРД РД-0108, предназначен для третьей ступени (блок "И") РН "Союз".
Основные характеристики РД-0110 (РД-0107, РД-0108):
Компоненты топлива – керосин и жидкий кислород
$P_п$ = 298 кН (30,4 тс)
$I_п$ = 3195 м/с
$p_к$ = 6,8 МПа
t = 240 с
$M_{дв.}$ = 410 кг
$h_{дв.}$ = 1575 мм
$D_{дв.}$ = 2240 мм
Ведущий конструктор – Гершкович Я.И.

РД-0109

жидкостный ракетный двигатель

РД-0109 разработан на базе двигателя РД-0105 и является более совершенным и надежным. Предназначен для третьей ступени (блок "Е") РН "Восток".
Двигатель имеет меньшую массу, больший удельный импульс тяги за счет новой, экономичной, меньшей массы камеры сгорания с открытым гофром (без наружной оболочки) на значительной части высотного сопла и применения в смесительной головке двухкомпонентных форсунок.
Компоненты топлива – керосин и жидкий кислород
$P_п$ = 54,5 кН (5,5 тс)
$I_п$ = 3170 м/с
$p_к$ = 5 МПа
t = 430 с
$M_{дв.}$ = 121 кг
$h_{дв.}$ = 1555 мм
$D_{дв.}$ = 1100 мм
Ведущий конструктор – Кошельников В.П.



РН "Восток" [66]



РД-0109 [74]

РД-0124

жидкостный ракетный двигатель



РД-0124 [74]

РД-0124 предназначен для третьей ступени РН "Союз-2" для замены двигателя РД-0110. Новый ЖРД имеет практически одинаковые габаритно-стыковочные размеры и массовые характеристики с прежним двигателем, но отличается более высокими параметрами, находящимися на уровне лучших разработок ЖРД данного класса.

Спроектирован по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа и имеет больший удельный импульс тяги, что позволяет выводить на орбиту большие по массе (на 950 кг) полезные грузы, а также обеспечивать запуски РН "Союз-2" с космодромов, расположенных севернее Байконура.

Двигатель РД-0124 включает в себя четыре камеры сгорания, газогенератор, систему подачи компонентов топлива (ТНА, бустерные насосные агрегаты горючего и окислителя), систему запуска и выключения, систему регулирования и управления, систему наддува баков ракеты, систему подачи горючего к рулевым машинам.

Воспламенение топлива при запуске обеспечивается пусковым горючим. Управление агрегатами автоматики производится пиросредствами, ракетоносителем в полете - отклонением камер, каждой в одной плоскости. С 1996 г. успешно ведутся огневые доводные испытания.

Компоненты топлива – керосин и жидкий кислород
$P_п$ = 294 кН (30,0 тс)
$I_п$ = 3520 м/с
$p_к$ = 15,7 МПа
t = 300 с
$M_{дв.}$ = 460 кг
$h_{дв.}$ = 1575 мм
$D_{дв.}$ = 2400 мм
Главный конструктор – Козелков В.П.
Ведущий конструктор – Бородин В.М.

РД-0208 / РД-0209

жидкостные ракетные двигатели



РД-0208 [74]

РД-0208 и **РД-0209** предназначены для второй ступени двухступенчатой РН "Протон", обеспечивающей вывод на орбиту тяжелых объектов массой до 20 т.

Выполнены по замкнутой схеме, с одним турбонасосным агрегатом (ТНА). В состав двигателей входят: газогенератор, агрегаты регулирования и управления. Срабатывание агрегатов управления обеспечивается пиросредствами. Запуск двигателей - двухступенчатый. Раскрутка турбины ТНА производится пневмостартером.

Компоненты топлива – азотный тетраоксид и НДМГ
$P_п$ = 575 кН (58,6 тс)
$I_п$ = 3200 м/с
$p_к$ = 14,7 МПа
t = 150 с
$M_{дв.}$ = 540 кг (РД-0208), 560 кг (РД-0209)
$h_{дв.}$ = 2327 мм
$D_{дв.}$ = 1470 мм
Ведущий конструктор – Козелков В.П.

РД-0210 / РД-0211

жидкостные ракетные двигатели

Предназначены для второй ступени трехступенчатой РН "Протон". На ней установлены три двигателя **РД-0210** и один **РД-0211**.
РД-0210 и РД-0211 - однокамерные жидкостные ракетные двигатели. Управление полетом второй ступени РН осуществляется отклонением двигателей.
Разработаны на базе ЖРД РД-0208 и РД-0209.

Компоненты топлива – азотный тетраоксид и НДМГ
$P_п$ = 582 кН (59,3 тс)
$I_п$ = 3210 м/с
$p_к$ = 14,7 МПа
t = 230 с
$M_{дв.}$ = 566 кг (РД-0210), 582 кг (РД-0211)
$h_{дв.}$ = 2327 мм
$D_{дв.}$ = 1470 мм, 1470 мм
Ведущий конструктор – Козелков В.П.



РД-0210 [74]

РД-0212

жидкостный ракетный двигатель

РД-0212 – двигательный блок, состоящий из основного двигателя **РД-0213** и рулевого **РД-0214**.
Предназначен для третьей ступени трехступенчатой РН "Протон".
Управление полетом третьей ступени осуществляется отклонением четырех камер двигателя РД-0214.
РД-0213 аналогичен двигателю РД-0211.
РД-0214 - четырехкамерный жидкостный ракетный двигатель, выполнен по открытой схеме, с одним ТНА, газогенератором, агрегатами управления и пиросредствами для их срабатывания.

Раскрутка ротора ТНА производится пороховым стартером.
Газ после турбин ТНА двигателя РД-0214 используется для наддува топливных баков третьей ступени.
Тип двигателя: РД-0213 / РД-0214
Компоненты топлива – азотный тетраоксид и НДМГ
$P_п$ = 482 кН (49,1 тс) / 30,9 кН (3,1 тс)
$I_п$ = 3210 / 2870 м/с
$p_к$ = 14,7 / 5,3 МПа
t = 250 / 270 с
$M_{дв.}$ = 550 / 90 кг
$h_{дв.}$ = 2327 / 524 мм
$D_{дв.}$ = 1470 / 3780 мм
Ведущий конструктор – Поздняков Л.А.



РД-0212 [74]

РД-0221

жидкостный ракетный двигатель

РД-0221 предназначен для разгонного блока лунного комплекса Л3 системы Н1-Л3.
Однокамерный ЖРД многократного включения выполнен по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа.
Компоненты топлива – азотный тетраоксид и НДМГ

$P_п$ = 78,4 кН (8,0 тс)
$I_п$ = 3234 м/с
$p_к$ = 12,3 МПа
$M_{дв.}$ = 150 кг
t = 800 с
$h_{дв.}$ = 1710 мм
$D_{дв.}$ = 900 мм
Ведущий конструктор – Бородин В.М.



РД-0221 [74]

РД-0225

жидкостный ракетный двигатель



РД-0225 [74]

РД-0225 предназначен для разгона, маневра и коррекции орбиты космического корабля "Алмаз".
Однокамерный ЖРД с вытеснительной системой подачи топлива, многократного включения, с длительным временем пребывания на орбите.
Компоненты топлива – азотный тетраоксид и НДМГ

$P_п$ = 3,92 кН (0,4 тс)
$I_п$ = 2852 м/с
$p_к$ = 0,88 МПа
$M_{дв.}$ = 23 кг
t = 1200 с
$h_{дв.}$ = 985 мм
$D_{дв.}$ = 470 мм
Ведущий конструктор – Бородин В.М.

РД-0120

жидкостный ракетный двигатель



РД-0120 [74]

РД-0120 - однокамерный кислородно-водородный жидкостный ракетный двигатель. Предназначен для использования в качестве маршевого двигателя второй ступени универсального ракетно-космического комплекса "Энергия-Буран".

Выполнен по замкнутой схеме с дожиганием восстановительного газа после турбины в камере сгорания. Двигатель включает в себя: камеру, систему подачи компонентов топлива, газогенератор, систему управления, систему регулирования, систему продувки, систему зажигания, систему наддува баков, подвеску, гибкие элементы, обеспечивающие качание. Кроме создания осевой тяги, двигатель обеспечивает возможность получения боковых усилий за счет отклонения в двух взаимноперпендикулярных плоскостях на угол ±11°. Двигатель обеспечивает подачу на борт ракеты газообразного водорода для наддува бака окислителя.
По своей надежности, энергомассовым характеристикам, уровню достигнутых параметров, ресурсу работы и многократности включений, новизне конструкторских и технологических решений, экологической чистоте топлива, применяемым материалам превосходит все ранее созданные ЖРД подобного типа.
Проведенная на самом высоком уровне отработка двигателя является основанием для использования РД-0120 в перспективных ракетах-носителях (типа "Ангара"), а также при разработке на его основе двигателей нового поколения XXI века.



РН "Энергия" [60]

Компоненты топлива – жидкий водород и жидкий кислород
$P_п$ = 2,0 МН (203,8 тс)
$I_п$ = 4462 м/с
$p_к$ = 21,8 МПа
K_m = 6,0
t = 500 с
$M_{дв.}$ = 3450 кг
$h_{дв.}$ = 4550 мм
D_a = 2420 мм
Главные конструкторы - Чурсин Г. И., Рачук В.С.
Ведущий конструктор – Никитин Л.Н.

РД-0410

ядерный ракетный двигатель

ЯРД **РД-0410** предназначен для использования в качестве силовой установки в космических аппаратах и создания на его базе многорежимных ядерных энерго-двигательных установок (ЯЭДУ).

В основу конструкции реактора ЯРД на тепловых нейтронах принята гетерогенная схема. При таком решении материал замедлителя расположен отдельно от содержащих уран тепловыделяющих (ТВЭЛов), что обеспечивает возможность получения высокого удельного импульса тяги за счет повышения температуры нагрева рабочего тела при оптимальном выборе состава топливной композиции ТВЭЛов на основе тугоплавких карбидов.

В конструкции реактора реализован принцип блочного построения. Уранносодержащие узлы реактора, тепловыделяющие сборки (ТВС), представляющие собой отдельные блоки из высокотемпературных карбидных и карбидографитных материалов, располагаются равномерно в замедлителе из гидрида циркония, где происходит охлаждение наружных стенок их корпусов потоком водорода. Бериллиевый отражатель содержит органы управления в виде поворотных барабанов с поглощающими элементами на основе карбида бора.

Двигатель выполнен по замкнутой схеме. Рабочее тело, водород и гексан, подаются в реактор центробежными насосами, привод которых осуществляется осевыми турбинами. Потребная мощность на привод обеспечивается при температуре водорода на входе в турбины, не превышающей допустимую для материала замедлителя.

Состояние отработки - проведены стендовые испытания на полигоне.

Рабочее тело - водород с добавкой гексана

$P_п$ = 35,2 кН (3,59 тс)

$I_п$ = 8920 м/с

Тепловая мощность реактора 196 МВт

t = 3600 с

Число включений 10

$M_{дв.}$ = 2000 кг (с радиационной тепловой защитой)

$L_{дв.}$ = 3500 мм

$D_{макс.}$ = 1600 мм

Главный конструктор - Чурсин Г. И.

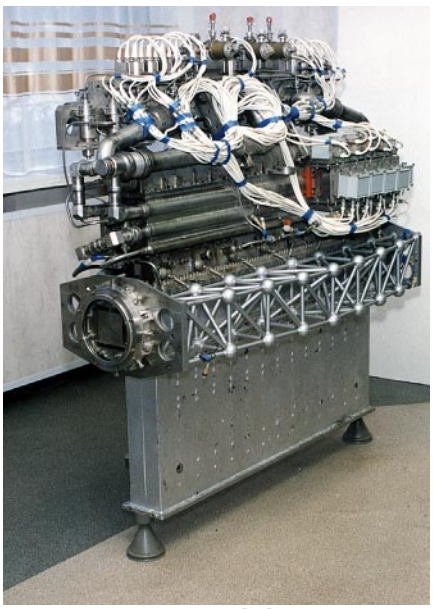
Ведущие конструкторы –
Никитин Л.Н., Белогуров А.И.



РД-0410 [74]

РД-0600

газодинамический лазер



РД-0600 [74]

Газодинамический лазер (ГДЛ) **РД-0600** на газообразных компонентах топлива разработан на базе непрерывных газодинамических CO_2-лазеров большой мощности, работающих по принципу преобразования тепловой энергии активной газовой среды, полученной при неравновесном расширении в сверхзвуковой сопловой решетке, в электромагнитное излучение с длиной волны 10,6 мкм.

Создано семейство стендовых образцов ГДЛ с мощностью излучения 10...600 кВт при удельном энергосъеме 5...10 Дж/г.

Изготовлены и поставлены товарные образцы.

С целью создания лазерной установки с повышенными удельно-энергетическими характеристиками проведен комплекс теоретических и экспериментальных исследований ГДЛ CO_2-лазеров на жидких компонентах (дицианацетилене и закиси азота).

Компоненты топлива – окись углерода, воздух, азот, этиловый спирт

Мощность излучения 100 кВт

Температура газа в генераторе 1580К

Суммарный расход топлива 12 кг/с

Масса 750 кг

Длина 1600 мм

Ширина 1600 мм

Высота 900 мм

Ведущие конструкторы –
Кошельников В. П., Завизион Г. И., Гутерман В. Ю.

Гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель



ГПВРД [74]

Экспериментальный гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ГПВРД) предназначен для исследования рабочего процесса двигателя при летных испытаниях и на наземных стендах в диапазоне изменения числа Маха набегающего потока от 3,0 до 6,5 и на высотах от 10 до 35 км.

Камера сгорания – кольцевая, представляет из себя блочную паяносварную конструкцию, имеющую тракт охлаждения как наружного, так и внутреннего корпуса, и три последовательные зоны форсунок. Водород с температурой около 30 К подается на вход в тракт охлаждения, затем поступает в регулятор, определяющий расход в зону горения в зависимости от скорости полета и подающий водород в три зоны форсунок. В первой зоне горение происходит в дозвуковом потоке воздуха, поступившем из воздухозаборника, в двух других – сверхзвуковом. Зажигание компонентов топлива – электроискровое.

Изготовлены экспериментальные образцы, проведены первые летные испытания, подтвердившие (впервые в мире) работоспособность ГПВРД.

Накопленный опыт проектирования, изготовления и отработки экспериментального ГПВРД позволит осуществить создание двигателя для летательных аппаратов космического применения с плоскими воздухозаборниками.

Диапазон числа Маха при испытаниях 3,0...6,5

Скоростной напор 0,05...0,07 МПа

Расход топлива (максимальный) 0,15 кг/с

Давление потока в камере сгорания 0,5 МПа

Температура в камере сгорания 2680К

Время работы в полете 120 с

Длина:

- двигателя 2307 мм,
- камеры сгорания, с воздухозаборником 1707 мм

Максимальный диаметр камеры сгорания 402 мм

Масса:

камеры 45 кг,
двигателя 180 кг

Ведущие конструкторы – Липлявый И.В., Мартыненко Ю.А.

РД-0126

жидкостный ракетный двигатель



РД-0126 [74]

РД-0126 предназначен для использования в качестве маршевого двигателя разгонных блоков. Двигатель многократного включения, он впервые спроектирован с кольцевой камерой сгорания, с тарельчатым соплом и неохлаждаемым сопловым насадком по безгенераторной схеме с двумя турбонасосными агрегатами.

Такая схема обеспечивает: более высокий уровень надежности, увеличение количества включений, уменьшение затрат материальной части на отработку.

Кольцевая камера с тарельчатым соплом в отличие от традиционных камер с соплом типа Лаваля обладает более высоким удельным импульсом тяги, обеспечивает существенно больший подогрев охладителя, являющегося рабочим телом турбин ТНА в безгенераторной схеме, имеет меньшие габариты по высоте, не требует специальных стендовых устройств для имитации высотных условий при огневых испытаниях на стенде.

Рабочим телом турбин ТНА является водород, подогретый в тракте охлаждения камеры.

Проведены стендовые огневые испытания камеры, подтвердившие ее работоспособность.

Компоненты топлива – жидкий водород и жидкий кислород

$P_п$ = 39,24 кН (4,0 тс)

$I_п$ = 4670 м/с

$p_к$ = 7,16 МПа

$M_{дв.}$ = 300 кг

$h_{дв.}$ = 4600 мм

$D_{дв.}$ = 1580 мм

Ведущий конструктор – Липлявый И.В.

РД-0134

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный жидкостный ракетный двигатель **РД-0134** на экологически чистых компонентах топлива сжиженном природном газе (СПГ) и жидком кислороде предназначен для использования на первых ступенях ракет-носителей.

Он спроектирован по схеме с дожиганием восстановительного генераторного газа.
Стадия работ – проект и экспериментально-исследовательские работы.

$P_п$ = 1800 кН (183,5 тс)
$I_п$ = 3512 м/с
$M_{дв.}$ = 1800 кг
$h_{дв.}$ = 3500 мм

РД-0142

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный жидкостный ракетный двигатель **РД-0142** на экологически чистых компонентах топлива сжиженном природном газе (СПГ) и жидком кислороде предназначен для использования на вторых ступенях ракет-носителей.

Он спроектирован по схеме с дожиганием восстановительного генераторного газа.
Стадия работ – проект и экспериментально-исследовательские работы.

$P_п$ = 2345 кН (239,0 тс)
$I_п$ = 3620 м/с
$M_{дв.}$ = 2060 кг
$h_{дв.}$ = 4510 мм

РД-0143

жидкостный ракетный двигатель

Четырехкамерный жидкостный ракетный двигатель **РД-0143** на экологически чистых компонентах топлива сжиженном природном газе (СПГ) и жидком кислороде предназначен для использования на верхних ступенях ракет-носителей.

Спроектирован по схеме с дожиганием восстановительного генераторного газа.
Прототипом двигателя является ЖРД РД-0124.
Однокамерная модификация - **РД-0143А**.
Стадия работ – проект и экспериментально исследовательские работы.

$P_п$ = 343 кН (34,9 тс)
$I_п$ = 3650 м/с
$M_{дв.}$ = 530 кг
$h_{дв.}$ = 1725 мм

РД-0144

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный жидкостный ракетный двигатель **РД-0144** на экологически чистых компонентах топлива сжиженном природном газе (СПГ) и жидком кислороде предназначен для использования на верхних ступенях ракет-носителей.

Спроектирован по схеме с дожиганием восстановительного генераторного газа.
Стадия работ – проект и экспериментально-исследовательские работы.

$P_п$ = 148 кН (15,1 тс)
$I_п$ = 3670 м/с
$M_{дв.}$ = 250 кг
$h_{дв.}$ = 1445 мм

РД-0148

жидкостный ракетный двигатель

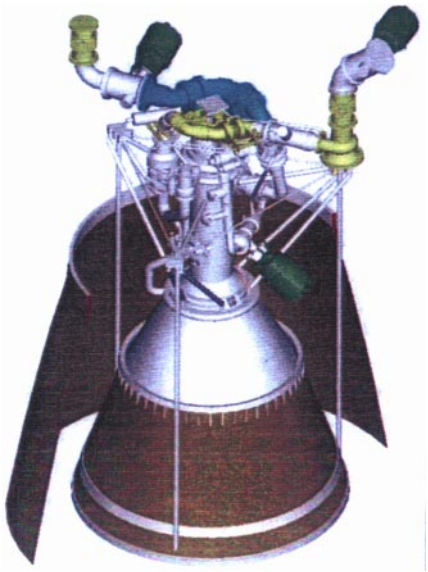
РД-0148 предназначен для использования в качестве маршевого двигателя кислородно-водородного разгонного блока и универсального кислородно-водородного блока ракет-носителей "Протон-М" и "Ангара".

Двигатель спроектирован по схеме с дожиганием восстановительного генераторного газа и насосами окислителя и горючего, размещенными на одном валу ТНА.
Стадия работ - проект и экспериментально-исследовательские работы.

$P_п$ = 122,5 кН (12,5 тс)
$I_п$ = 4550 м/с
$M_{дв.}$ = 242 кг
$h_{дв.}$ = 2200 мм
$D_{дв.}$ = 1256 мм
Ведущий конструктор – Липлявый И.В.

РД-0146

жидкостный ракетный двигатель



РД-0146 [74]

Предназначен для кислородно-водородного разгонного блока ракет-носителей "Протон-М" и "Ангара".
Двигатель спроектирован по безгенераторной схеме с раздельными ТНА окислителя и горючего. Камера – с неохлаждаемым сопловым насадком из углерод-углеродного композиционного материала.
Стадия работ – проект и экспериментально-исследовательские работы.

$P_п$ = 98 кН (10,0 тс)
$I_п$ = 4500 м/с (с выдвижным сопловым насадком - 4630 м/с)
$M_{дв.}$ = 261 кг
$h_{дв.}$ = 2200 мм
$D_{дв.}$ = 1256 мм (с выдвижным сопловым насадком - 1856 мм)
Ведущий конструктор – Мартыненко Ю.А.

РД-0149

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный жидкостный ракетный двигатель многократного включения **РД-0149** на экологически чистых компонентах топлива сжиженном природном газе (СПГ) и жидком кислороде для использования в разгонных блоках.

Спроектирован по схеме с дожиганием восстановительного генераторного газа.
Стадия работ - проект и экспериментально-исследовательские работы.

$P_п$ = 49,8 кН (5,1 тс)
$I_п$ = 3630 м/с (с выдвижным сопловым насадком - 3700 м/с)
$M_{дв.}$ = 125 кг (с выдвижным сопловым насадком - 156 кг)
$h_{дв.}$ = 1575 мм



ОАО „А.Люлька-САТУРН“

Адрес: 129301 Россия, г. Москва, ул. Касаткина, 13
Тел.: (095) 283-9493, 283-9564, 283-9555
Факс: (095) 286-7566

Генеральный директор/Генеральный конструктор - Чепкин Виктор Михайлович
Первый заместитель Д/Управляющий директор - Лебедев Валерий Алексеевич
Первый заместитель ГК/Главный конструктор - Марчуков Евгений Ювенальевич
Главный конструктор - Волков Альберт Иванович
Начальник отдела внешних связей и протокола - Нестеров Виктор Георгиевич, тел. (095) 283-1374
Заместитель начальника отдела внешних связей и протокола - Андриякин Евгений Алексеевич

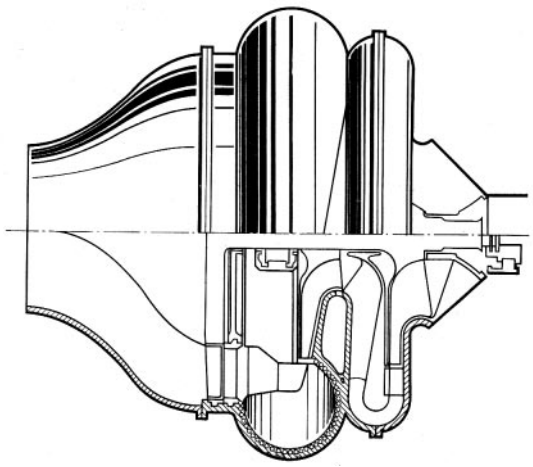
Основано в 1946 г. как опытный завод. Впоследствии носило название Машиностроительный завод "Сатурн". В 1982 г. образовано НПО "Сатурн", в состав которого входило и МКБ "Гранит". С 1984 г. КБ носит имя Архипа Михайловича Люльки, который был Генеральным конструктором предприятия с 1957 по 1984 гг.

Специализация:
• авиационные ГТД четвертого и пятого поколений;
• газотурбинные установки наземного применения;
• турбовинтовые двигатели;
• силовые установки ракетно-космического применения.

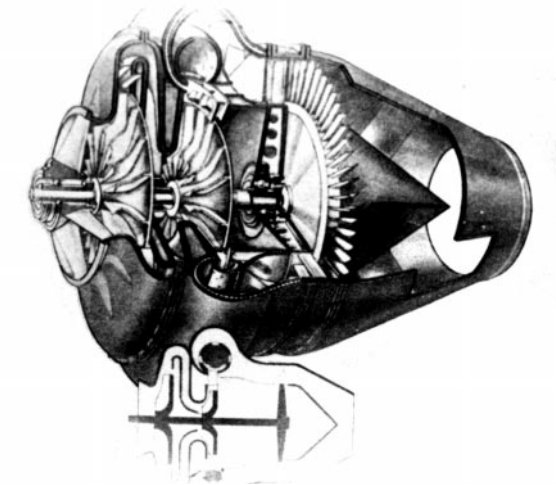
Материалы по ОАО "Люлька-САТУРН" подготовлены редакцией с использованием архивов Центра истории авиационных двигателей, книг "Развитие авиационной науки и техники в СССР" п/ред. И.Ф.Образцова, 1980 г. и энциклопедия "Авиация", а также выставочных материалов ОАО "Люлька-САТУРН" и ОАО "Уфимское МПО". Все тексты и иллюстрации согласованы с разработчиком.

РТД-1

авиационный турбореактивный двигатель



Конструктивная схема РТД-1 [56]



Разрез РТД-1 [20]

Проект "реактивного турбодвигателя **РТД-1**" с центробежным компрессором был разработан в 1938 г. А.М.Люлькой на кафедре авиадвигателей Харьковского авиационного института. Различные варианты двигателя предусматривали применение одно- и двухступенчатого центробежного компрессора с приводом от газовой турбины и реактивного сопла.

Большое внимание при разработке проекта уделялось возможности скорейшего создания двигателя. С этой целью предусматривалось использование в нем узлов, уже проверенных в практике турбокомпрессостроения для поршневых двигателей, и узлов, разработанных при создании паротурбинных установок. В связи с этим была обоснована возможность получения хорошей эффективности цикла при температурах газа перед турбиной до 923 К. Обоснование возможности применения ТРД с такой сравнительно низкой температурой газа было тем более важно, что этим решалась возможность постройки работоспособной турбины при существовавших в то время материалах без применения специальных систем охлаждения.

РТД-1 предполагалось установить на скоростном истребителе ХАИ-2. Расчеты показывали, что на ХАИ-2 с двигателем РТД можно было развить скорость до 900 км/ч, что в 1,5-2 раза превышало скорости, достигнутые самолетами в 30-е годы.

Мощность двигателя при скорости полета 900 км/ч составляла 800 л.с.

РД-1

авиационный турбореактивный двигатель

Турбореактивный двигатель с осевым компрессором **РД-1** (1939 г.) спроектирован А.М.Люлькой в Ленинградском конструкторском бюро, где были централизованы работы по созданию этого ТРД, и в 1940 г. частично изготовлен на Кировском заводе. При проектировании и изготовлении компрессора и камеры сгорания РД-1 использовался опыт постройки паротурбинных установок.

В течение 1941 г. планировалось проведение стендовых испытаний, но с началом Великой Отечественной войны дальнейшие разработки были прекращены. Было изготовлено лишь 75% деталей и узлов.

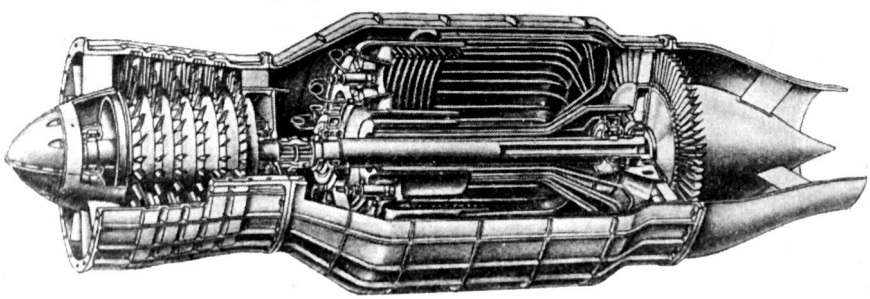
$P_{взл.}$ = 530 кгс

$\pi_к$ = 3,2

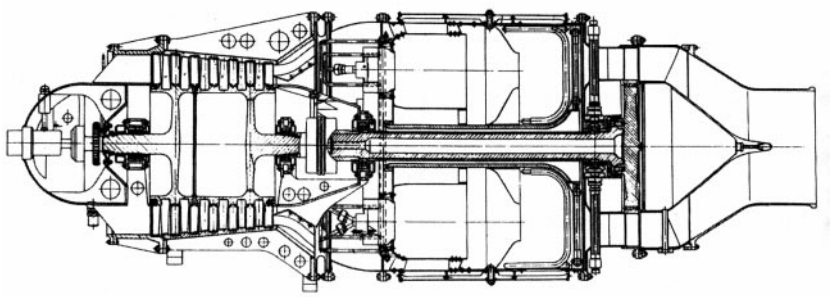
$T_г$ = 940 К

$C_{уд.взл.}$ = 1,43 кг/кгс.ч

Не был осуществлен и проект более мощного двигателя **ВРД-2** со взлетной тягой 2000 кгс.



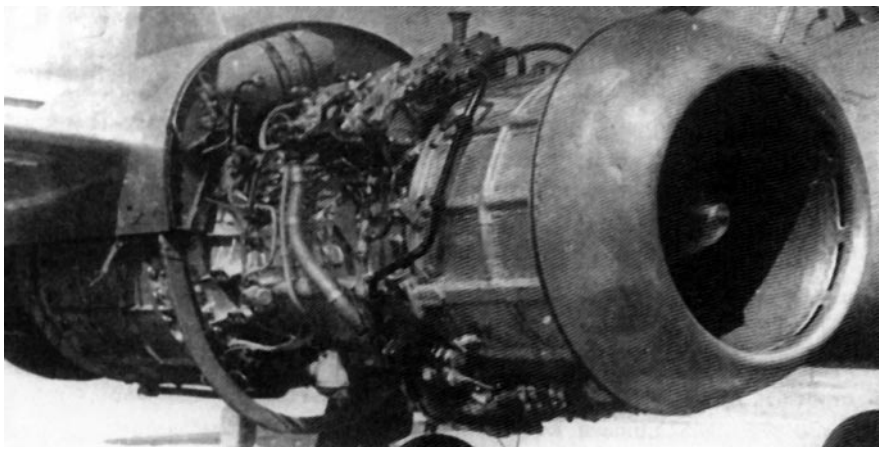
Разрез РД-1 [20]



Конструктивная схема РД-1 [67]

ТР-1

авиационный турбореактивный двигатель



ТР-1 [67]

Основанию ОКБ Люльки предшествовали поисковые работы по реактивным двигателям, начатые им с группой инженеров в 1937 г. в Харьковском авиационном институте и продолженные в Ленинграде на Кировском заводе и в Центральном котлотурбинном институте.

В начале Великой Отечественной войны работы были прерваны и возобновлены в лишь в 1943 г. в ЦИАМ, а затем в 1944 г. в специальном отделе ТРД НИИ Наркомата авиационной промышленности. Руководителем отдела стал А.М.Люлька.

В 1945 г. по чертежам отдела на опытном заводе изготовлен стендовый ТРД **С-18** (при его разработке использовался опыт создания РД-1), который в этом же году прошел стендовые испытания. Летный вариант двигателя С-18 получил обозначение **ТР-1**.

24-27 февраля 1947 г. двигатель ТР-1 прошел государственные испытания.

Он изготавливался малой серией и предполагался для истребителей "154", Су-10, Су-11 (первый), И-211 С.М.Алексеева и И-305 (КБ А.И.Микояна), бомбардировщика Ил-22.

Однако, самолеты не поднялись в воздух, поскольку двигатель тогда еще не был доведен, постоянно ломался на стендовых испытаниях.

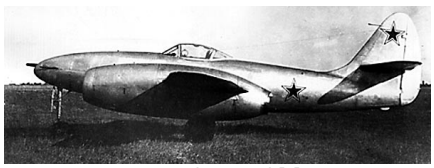
На Ил-22 двигатели были отрегулированы на тягу 940 кгс для увеличения ресурса. Первоначальное же требование по тяге для ТР-1 составляло 1600 кгс.

Ил-22 в серию не пошел и в дальнейшем использовался при создании Ил-28.

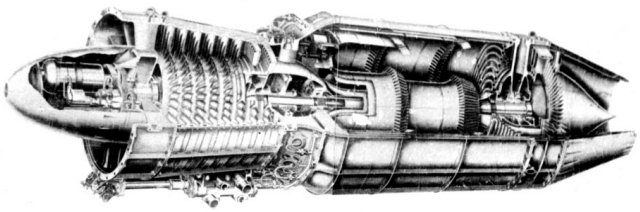
Двигатель выполнен по прямоточной схеме с осевым одновальным восьмиступенчатым компрессором, кольцевой камерой сгорания и одноступенчатой турбиной.

$P_{взл.}$ = 1300...1400 кгс (ТР-1)
1500 кгс (**ТР-1А**)
$C_{уд.взл.}$ = 1,27...1,35 кг/кгс.ч
(расчеты показывали 1,2 кг/кгс.ч)
$C_{уд.кр.}$ = 1,29 кг/кгс.ч
$G_{в\ взл.}$ = 31,5 кг/с
$\pi_{к\ взл.}$ = 3,16
$T_{г\ взл.}$ = 1050 К
$M_{дв.}$ = 856 кг
$D_{дв.}$ = 856 мм
$L_{дв.}$ = 3860 мм

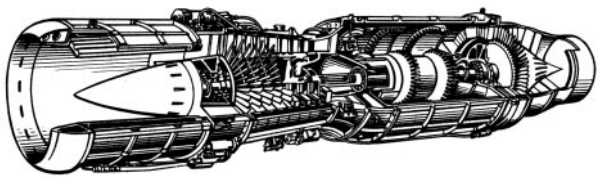
Ресурс ТР-1 даже с пониженной тягой составлял всего около 20 часов.



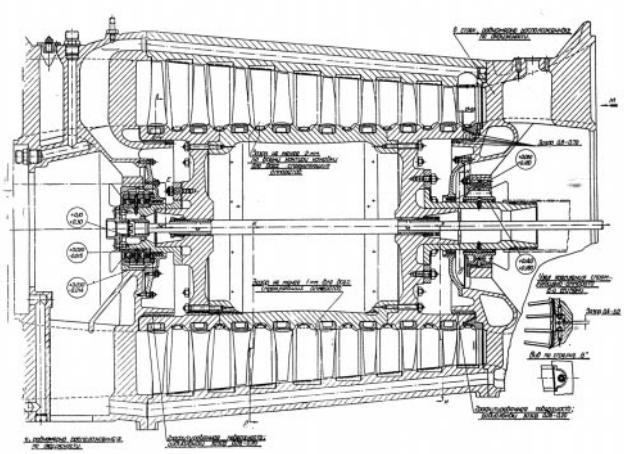
Су-11 (первый) [6]

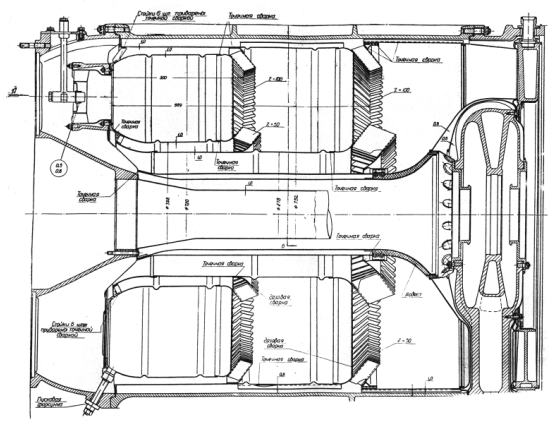


Разрез С-18 [20]



Разрез ТР-1 [7]

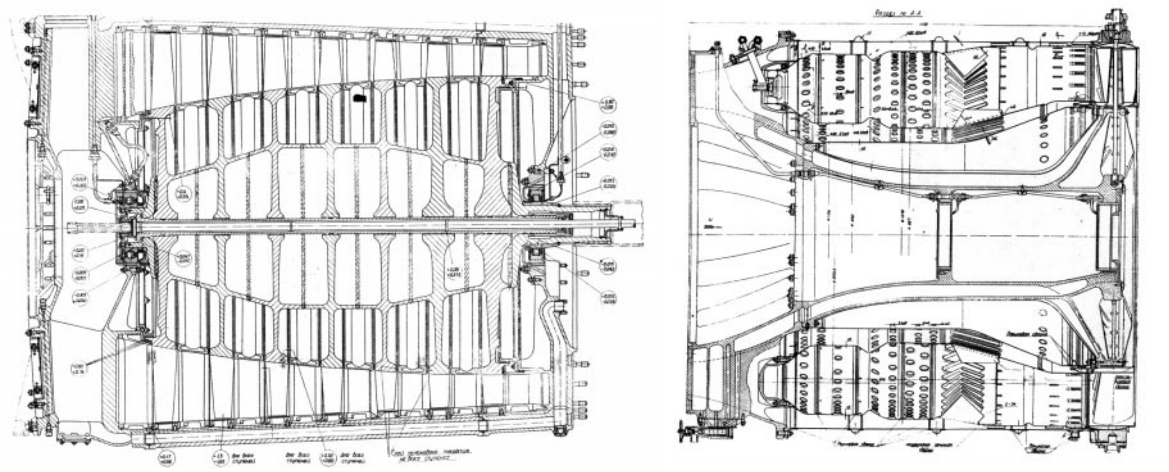




Конструктивная схема ТР-1 [20]

ТР-2/3

авиационные турбореактивные двигатели



Конструктивная схема ТР-3 [20]

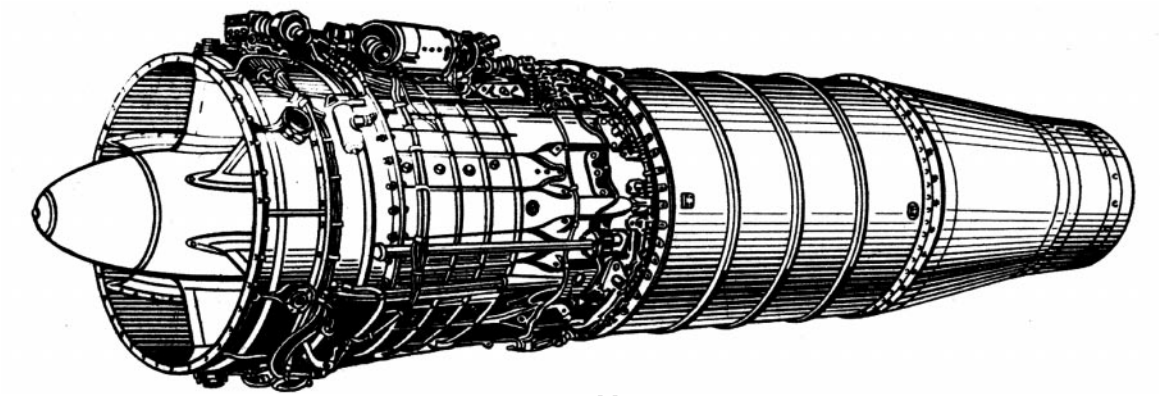
В 1947-48 гг. спроектирован и изготовлен более совершенный ТРД **ТР-2** тягой 2500 кгс, который прошел только стендовые испытания.

В 1948-50 гг. создается ТРД **ТР-3 (АЛ-3)** тягой 4500 кгс. В 1950 г. он прошел Государственные испытания и предполагался к установке на опытных самолетах Ил-30 и Су-17, которые так и не поднялись в воздух.

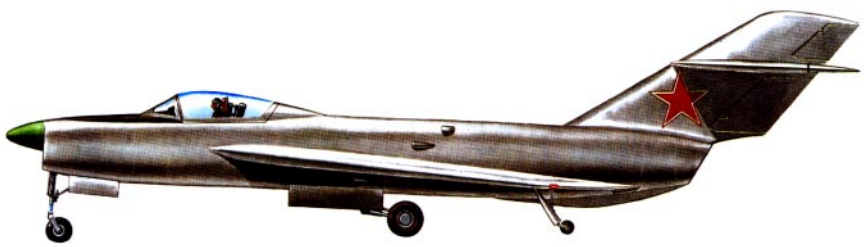
Ресурс двигателя ТР-3 составлял 50 часов.

АЛ-5

авиационный турбореактивный двигатель



АЛ-5 [7]



Ла-190 [57]

Двигатель **АЛ-5** (иногда его называют ТР-3А) создан в 1947-53 гг.

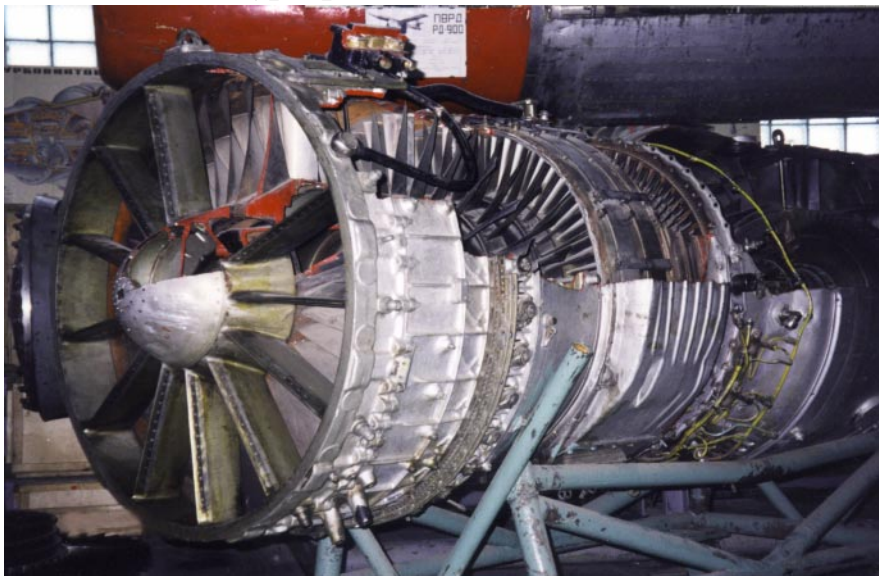
В 50-е гг. АЛ-5 был одним из самых мощных ТРД в мире. Он имел осевой семиступенчатый компрессор, кольцевую камеру сгорания с 24 вихревыми горелками, одноступенчатую турбину и жесткое коническое сопло. Запуск двигателя осуществляется автономно с помощью турбостартера типа ТС.

В начале 1952 г. АЛ-5 прошел летные испытания на самолете Ил-46. После прохождения Государственных испытаний двигатель изготавливался малой серией для установки на самолеты Ил-46 и Ла-190, которые выполнили только опытные полеты и реализованы не были.

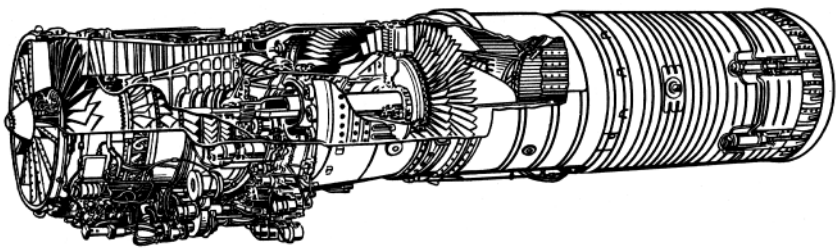
$P_{взл.}$ = 5000 кгс
$C_{уд.кр.}$ = 0,95 кг/кгс.ч
$G_{в\ взл.}$ = 95 кг/с
$\pi_{к\ взл.}$ = 4,5
$T_{г\ взл.}$ = 1100 К
$M_{дв.}$ = 1770 кг
$D_{дв.}$ = 1200 мм
$L_{дв.}$ = 4310 мм

АЛ-7

авиационный турбореактивный двигатель



АЛ-7 [12]



Разрез АЛ-7Ф-1 [7]



Ил-54 [44]



И-75Ф [99]



Су-7Б [1]



Су-9 [2]

В марте 1953 г. было завершено изготовление двигателя второго поколения **АЛ-7** тягой 6830 кгс, состоящего из девятиступенчатого одновального компрессора, кольцевой камеры сгорания с 18 вихревыми горелками, двухступенчатой турбины, конического нерегулируемого сопла. Он имел масляную систему закрытого типа (масло охлаждалось топливом), автономную систему запуска. Раскрутка двигателя осуществлялась турбостартером. Розжиг основного топлива в камере сгорания производился с помощью двух пусковых блоков, снабженных центробежными форсунками и искровыми свечами.

На двигателе установлен всережимный гидромеханический регулятор топлива. Противообледенительная система основана на подогреве горячим воздухом (отобранным за седьмой ступенью компрессора) деталей двигателя и самолета, подверженных обледенению при эксплуатации.

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

При проектировании и изготовлении теплонапряженной камеры сгорания и газовой турбины, работающей при высоких температурах с большими теплоперепадами в одной ступени, решались вопросы стабилизации процесса горения в камере, достижения оптимального поля температур газа перед турбиной, охлаждения конструкции и др.

Был разработан ряд новых конструктивных решений турбины: спицевая конструкция статора, соединение вала с диском с помощью радиальных штифтов, термическая развязка в статоре, конструкция уплотнений, работающих при высоких температурах, осевая разгрузка и др.

В августе 1955 г. АЛ-7 прошел Государственные 100-часовые испытания и устанавливался на самолетах Ил-54 и Ту-98.

Дальнейшие работы по АЛ-7 велись в направлении совершенствования его узлов и повышения энергонапряженности путем сжигания дополнительного топлива за турбиной, в форсажной камере. Двигатель получил обозначение **АЛ-7Ф-1** и в 1959 г. был запущен в серийное производство.

АЛ-7Ф-1 (1953-57 гг.) - это ТРД с высоконапорным осевым компрессором со сверхзвуковой первой ступенью, автоматическим регулированием компрессора, двухступенчатой газовой турбиной, форсажной камерой. Форсажная камера прямоточная, с разделением потока газа на две части (малого и большого контура) с кольцевыми стабилизаторами пламени и противовибрационным экраном. Сопло регулируемое, двухпозиционное снабжено 24 створками. Для подачи топлива в форсажную камеру и регулирования форсажного режима установлен специальный агрегат.

В 1960 г. проведены Государственные 100-часовые испытания двигателя и двигатель был запущен в серийное производство на ММПП "Салют" и ОАО "Рыбинские моторы" в качестве силовой установки самолетов Су-9, Су-7Б, Су-17 КБ Сухого, И-7 и И-75 КБ Микояна.

Выпущено более 2000 двигателей АЛ-7Ф-1.

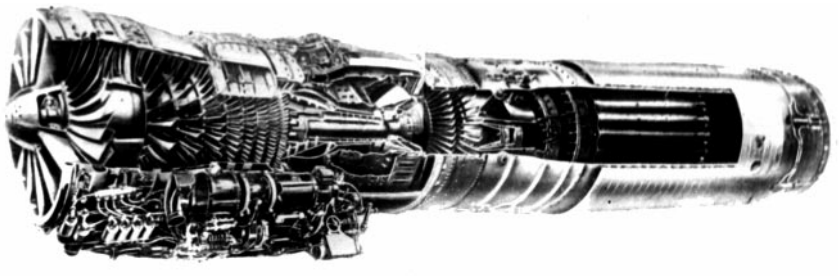
$P_{взл.}$ = 9200 кгс (АЛ-7Ф-1)

9600 кгс (**АЛ-7Ф-1-100/100У**)

$C_{уд.ф.взл.}$ = 2,0 кг/кгс.ч



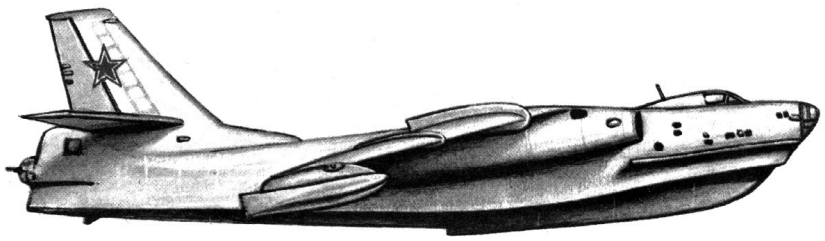
Су-11 [2]



Разрез АЛ-7Ф-2 [7]



Ту-128 [2]



Бе-10 [7]

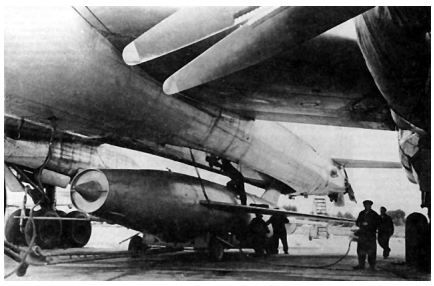
Суд.кр. = 0,91 кг/кгс.ч
Ркр. = 6240 кгс (АЛ-7Ф-1)
6800 кгс (АЛ-7Ф-1-100/100У)
Gв взл. = 114 кг/с
πк взл. = 9,1
Тг взл.макс. = 1200 К
Тг взл. = 1133 К
Мдв. = 2010 кг
Dдв. = 1250 м
Lдв. = 6630 мм
Ресурс 250 часов

В конце 50-х гг. АЛ-7Ф-1 модернизируется с целью улучшения основных данных и повышения надежности работы. В модификации двигателя, получившей обозначение **АЛ-7Ф-2** (1956-62 гг.), 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 повышения напорности. Рабочие колеса первой и второй ступеней изготовлены из титана. В масляной системе вместо коловратных насосов применены центробежно-шестеренные. Усовершенствована система регулирования: введены ограничители максимальной температуры газа перед турбиной и максимальной приведенной частоты вращения ротора.



Ту-110 [11]



Х-20 [99]



Ла-250 [2]

Двигатель АЛ-7Ф-2 имел несколько больший ресурс, чем АЛ-7Ф-1: 300 часов против 250.

В конце 1963 г. АЛ-7Ф-2 прошел Государственные испытания на самолете Су-11, после чего было начато его серийное производство. Устанавливался АЛ-7Ф-2 на самолеты Су-11 и Ту-128.

Рф.взл. = 10100 кгс
Суд.ф.взл. = 2,0 кг/кгс.ч
Суд.кр. = 0,89 кг/кгс.ч
Gв взл. = 115 кг/с
πк взл. = 9,3
Тг взл. = 1200 К
Мдв. = 2100 кг
Dдв. = 1300 мм
Lдв. = 6650 мм

В 1962 г. форсажную тягу АЛ-7Ф-2 увеличивают до 11200 кгс. Двигатель с такой тягой имел обозначение **АЛ-7Ф-4**.

Другие модификации:

• **АЛ-7П** (первый летный экземпляр лайнера Ил-62 и Ту-110, модификация Ту-104);

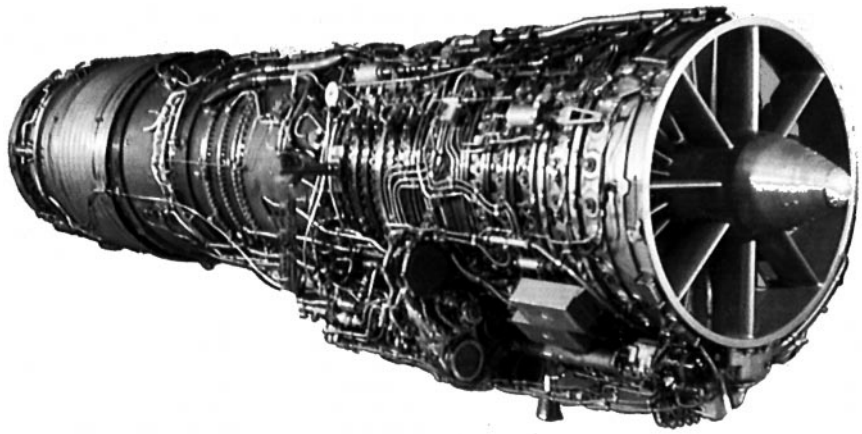
• **АЛ-7ПБ** (гидросамолет Бе-10)
Рвзл. = 7260 кгс
Суд.взл. = 0,97 кг/кгс.ч
Суд.кр. = 0,872 кг/кгс.ч
Gв взл. = 114 кг/с
πк взл. = 9,1
Тг взл. = 1133 К
Тг макс. = 1200 К
Мдв. = 1746 кг
Dдв. = 620 мм
Lдв. = 3310 мм

• **АЛ-7Ф** (самолеты Ла-250, И-7/75 КБ Микояна); Рб/ф. = 6420 кгс; Рф. = 9215 кгс

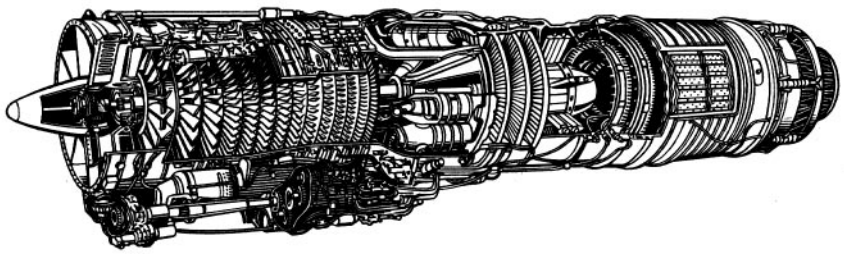
• **АЛ-7ФК** (крылатые ракеты Х-20/20М; высота пуска - до 15000 м; дальность стрельбы 350-800 км; скорость полета 1850 км/ч.)

АЛ-21Ф

авиационный турбореактивный двигатель



АЛ-21Ф-3 [20]



Разрез АЛ-21Ф-3А [7]

В 1965 г. началась разработка проекта ТРД третьего поколения. В конце 1966 г. изготовлены первые экземпляры **АЛ-21Ф** для самолета Су-17. Двигатель производился на ММПП "Салют".

$P_{взл.}$ = 8900 кгс
$C_{уд.ф.}$ = 1,901 кг/кгс.ч
$C_{уд.кр.}$ = 0,725 кг/кгс.ч
$G_в$ = 88,5 кг/с
$\pi_к$ = 12,7
$T_г$ = 1263 К
$M_{дв.}$ = 1580 кг
$D_{дв.}$ = 1030 мм
$L_{дв.}$ = 5340 мм

В 1969 г. АЛ-21Ф форсирован по тяге на 25-30%. Форсирование достигнуто увеличением расхода воздуха, повышением давления и температуры газа перед турбиной. Для этого во все узлы были введены значительные изменения.

В марте 1970 г. изготовлен первый экземпляр модифицированного АЛ-21Ф – двигатель **АЛ-21Ф-3**, состоящий из осевого 14-ступенчатого компрессора, осевой одновальной активно-реактивной трехступенчатой турбины, форсажной камеры, систем регулирования, питания топливом и маслом, электрооборудования, противообледенения и др.



Су-17М4 [2]

В компрессоре получена степень повышения 15, что в одновальной схеме достигнуто применением развитой механизации. Десять направляющих аппаратов, включая входной, имеют поворотные лопатки, управляемые регулятором в зависимости от приведенной частоты вращения ротора компрессора. Ротор компрессора барабанно-дисковый. На торцах барабанных участков дисков выполнены шлицы, по которым диски соединяются друг с другом. Пакет дисков стягивается при помощи трех телескопических труб. Ротор компрессора со шлицевыми соединениями дисков, обладающих при сравнительно малой массе большой жесткостью, является конструктивной особенностью всех двигателей марки АЛ. Надроторная часть статора компрессора покрыта "мягкой" специальной смесью, которая защищает торцы рабочих лопаток от износа, поддерживает минимальные радиальные зазоры.

Камера сгорания трубчато-кольцевая с 12 жаровыми трубами, имеющими центробежные форсунки.

Рабочие лопатки первой ступени и сопловые лопатки первой и второй ступени турбины охлаждаются воздухом, отбираемым за компрессором. На крейсерских режимах с целью повышения экономичности двигателя охлаждающий воздух в турбину не подается. Над рабочими лопатками всех трех ступеней турбины и по лабиринтам дисков применено сотовое уплотнение для поддержания минимальных зазоров.

Форсажная камера состоит из фронтового устройства, форсажной трубы и всережимного сверхзвукового сопла. Фронтовое устройство имеет три кольцевых стабилизатора и шесть топливных коллекторов с центробежными и струйными форсунками. Стенки форсажной трубы, в которой происходит горение 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. Детали, работающие при высоких температурах, изготовлены из жаропрочных сплавов.

Детали компрессора, за исключением заднего корпуса и диска последней ступени, выполнены из титана, что существенно снизило массу конструкции.

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.
АЛ-21Ф-3 выпускался на ММПП “Салют” и Омском моторостроительном ПО имени П.И.Баранова. Устанавливался на самолеты Су-17М, Су-24 и МиГ-23Б.
$P_{ф.взл.}$ = 11215 кгс
$P_{взл.}$ = 7800 кгс
$C_{уд.ф.взл.}$ = 1,86 кг/кгс.ч
$C_{уд.взл.}$ = 0,88 кг/кгс.ч
$C_{уд.кр.}$ = 0,76 кг/кгс.ч
$G_в$ = 104 кг/с
$\pi_{к\ взл.}$ = 14,6
$T_г$ = 1385 К
$M_{дв.}$ = 1800 кг
$D_{дв.}$ = 1030 мм
$L_{дв.}$ = 5340 м
В **АЛ-21Ф-3А** установлен осевой 14-ступенчатый компрессор с поворотными лопатками направляющих аппаратов, прямоточная трубчато-кольцевая камера сгорания, трехступенчатая осевая активно-реактивная турбина, прямоточная трехстабилизаторная форсажная камера, регулируемое всережимное со сверхзвуковой расширяющейся частью реактивное сопло.

РЕЖИМ МАКСИМАЛЬНОГО ФОРСАЖА
P = 11250 + 225 кгс
n = 8316 об./мин.
$\pi_к$ = 14,55
$C_{уд.}$ = 1,86 + 0,03 кг/кгс.ч
$G_в$ = 104 + 0,5...2,0 кг/с

РЕЖИМ МИНИМАЛЬНЫЙ ФОРСАЖ
P = 9700 кгс
n = 8316 об./мин.
$\pi_к$ = 14,55
$C_{уд.}$ = 1,36 + 0,03 кг/кгс.ч
$G_в$ = 104 + 0,5...2,0 кг/с

РЕЖИМ МАКСИМАЛЬНОГО УДЕЛЬНОГО РАСХОД ТОПЛИВА
P = 7800 + 234 кгс
n = 8316 об./мин.
$\pi_к$ = 14,55
$C_{уд.}$ = 0,88 + 0,5 кг/кгс.ч
$G_в$ = 104 + 0,5...2,0 кг/с

РЕЖИМ МИНИМАЛЬНОГО УДЕЛЬНОГО РАСХОД ТОПЛИВА
P = 3300...4500 кгс
n = 6890...7400 об./мин.
$\pi_к$ = 9,0...11,35
$C_{уд.}$ = 0,76 + 0,03 кг/кгс.ч
Gв = 75...90 кг/с
РЕЖИМ МАЛОГО ГАЗА


Су-24М [22]

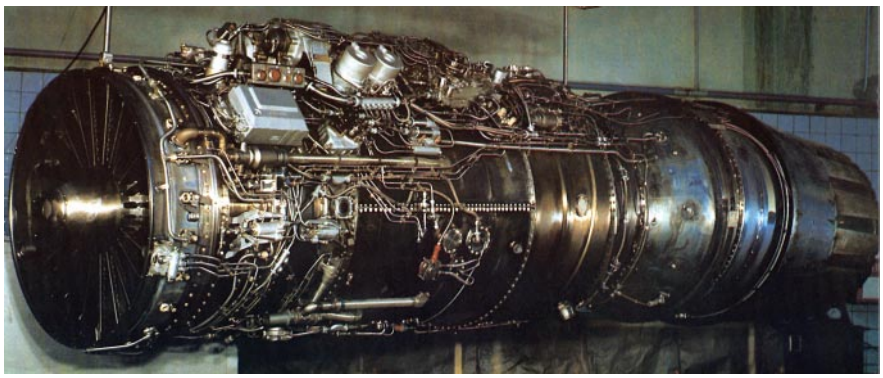
P = 350 кгс
n = 5630 об./мин.
$\pi_к$ = 3,3
$C_{уд.}$ = 900 кг/ч
$G_в$ = 30 кг/с

$L_{дв.с\ форс.камерой}$ = 5160 мм
$D_{макс.}$ = 885 мм
$M_{дв.}$ = 2005 кг

АЛ-31Ф

авиационный турбореактивный двигатель

Разработка **АЛ-31Ф** началась в 1976 г. под руководством А.М.Люльки. В 1984-85 гг. двигатель прошел доводку и Госиспытания под руководством В.М.Чепкина, ставшего Генеральным конструктором предприятия в 1984 г.
Данный ТРДДФ предназначен для установки на истребитель Су-27 и его модификации Су-27УБ, Су-32ФН, Су-34 и др.
АЛ-31Ф представляет собой двухвальный ТРДД со смешением потоков за турбиной. Конструктивно он состоит из четырехступенчатого регулируемого компрессора низкого давления, девятиступенчатого компрессора высокого давления (управление радиальным зазором), камеры сгорания кольцевого типа, одноступенчатой турбины высокого давления, одноступенчатой турбины низкого давления (управление радиальным зазором), форсажной камеры, сверхзвукового регулируемого сопла.
Воздуховоздушный теплообменник системы охлаждения турбин установлен в наружном контуре двигателя. Он оснащен устройством отключения части воздуха на дроссельных бесфорсажных режимах.
Двигатель характеризуется верхним расположением агрегатов, замкнутой маслосистемой и автономной системой запуска.
Серийное производство осуществляется на ММПП “Салют” и Уфимском моторостроительном ПО с 1981 г.


АЛ-31Ф [20]


Су-27 [104]

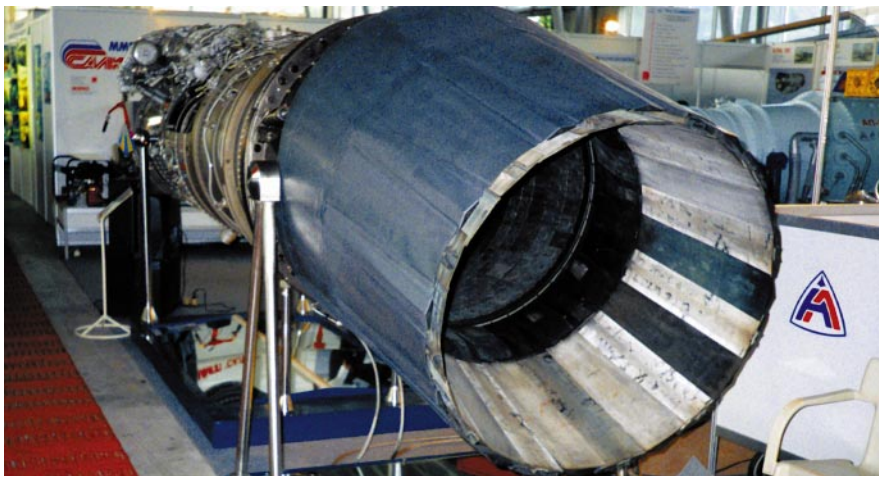




Су-32ФН [95]



Су-27УБ [104]



АЛ-31ФП [1]



Су-37 [31]

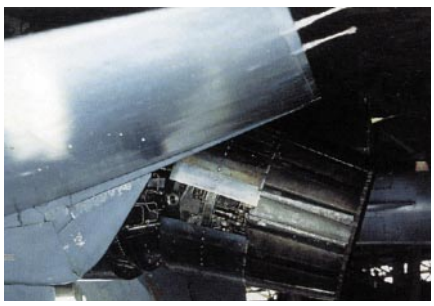
Рф.взл. = 12500 кгс
Суд.ф.взл. = 1,96 кг/кгс.ч
Рвзл. = 7850 кгс
Суд.кр. = 0,666 кг/кгс.ч
Gв = 112 кг/с
πк взл. = 23,0
mвзл. = 0,571
Tг взл.= 1660 К
Мдв. = 1530 кг
Lдв. = 4945 мм
Lдв. = 1240 мм
Dдв. = 910 мм
Назначенный ресурс 900 часов
Межремонтный ресурс 300 часов

Модификация **АЛ-31ФП** (1988 г.) – это высокоэкономичный, высокотемпературный двухконтурный двигатель модульной конструкции с поворотным реактивным соплом. Устанавливается на самолеты Су-37, Су-30МК и другие модификации самолета Су-27.

АЛ-31ФП эксплуатируется в широком диапазоне высот и скоростей полета, устойчиво работает в режимах глубокого помпажа воздухозаборника при Мп до 2, а также в условиях плоского, прямого и перевернутого штопора, обеспечивает уникальные маневренные характеристики самолета, в том числе при выполнении фигур высшего пилотажа в динамическом режиме работы на минусовых скоростях до 200 км/ч.

Двигатель обладает высокой газодинамической устойчивостью и прочностью, что позволяет ему надежно работать в экстремальных условиях по уровню неравномерности и пульсаций давления воздуха на входе.

При создании двигателя разработан ряд мер по снижению инфракрасной заметности на бесфорсажном режиме. На первом образце самолета Су-30МКИ под обозначением Су-30И-1 с бортовым номером "56", в отличие от силовой установки самолета Су-37, вектор тяги правого и левого двигателей отклоняется вокруг оси, расположенной между вертикальной и горизонтальной осями симметрии двигателя. Таким образом при отклонении сопла появляются горизонтальная и вертикальная составляющие вектора тяги. На самолете Су-37, где сопла отклоняются в вертикальной плоскости, момент для выполнения горизонтально-



АЛ-31ФП на Су-37 [97]



Поворотное сопло АЛ-100 [1]



Су-30МКК [2]

го маневра получается за счет разной тяги левого и правого двигателя. Кроме того, на самолете "56" система УВТ работает на керосине, а на самолете Су-37 номер "711" – на гидросмеси.

Отклонение сопел может производиться синхронно или дифференциально с поворотом горизонтального оперения Су-37. Одним из наиболее сложных узлов АЛ-31ФП является уплотнение в месте сочленения поворотного сопла с концевой частью форсажной камеры, где температура достигает 2000°С, а давление 5...7 атмосфер. В ближайшем будущем планируется заменить стальное поворотное устройство на конструкцию из титана.

На опытном самолете с бортовым номером "711" установлены модифицированные двигатели типа АЛ-31ФП с системой УВТ с осесимметричным поворотным соплом, закрепленным на поворотном устройстве из стали. Все силовые элементы управления соплом - гидравлические.

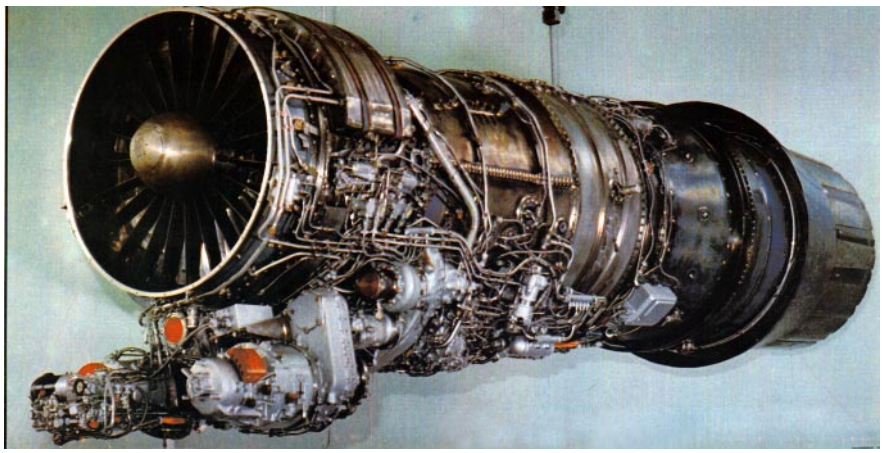
На серийных двигателях планируется использование топливной системы управления механизацией сопла. Система управления двигателем интегрирована в ЭДСУ самолета. Для управления силовой установкой летчик использует только тензоРУД.

Резервная пневматическая система автоматически возвращает сопла в горизонтальное положение в случае отказа основной системы.

Сопло **АЛ-100** представляет собой сопло с управляемым в двух плоскостях вектором тяги двигателя: угол поворота вектора тяги в вертикальной плоскости ±15°, в горизонтальной плоскости ± 8°.

Ресурс двигателя до первого ремонта составляет 1000 часов, а поворотного сопла – 250 часов. После проведения полного цикла стендовых испытаний ресурс отклоняемого сопла будет повышен до 500 часов и после его выработки сопло может быть заменено на новое.

Конструкторская документация для подготовки серийного производства АЛ-31ФП разработана и серийное производство могло быть начато еще в 1997 г. Ближайшей целью разработчика является доводка двигателя, т.е. достижение максимальной тяги на форсажном и бесфорсажном режиме, минимального удельного расхода топлива. АЛ-31ФП изготавливается на ММПП "Салют" и АО "Уфимское моторостроительное ПО" в обычном и тропическом исполнении.



АЛ-31ФН [20]

$P_{полн.ф.}$ = 12500 кгс
$C_{уд.мин.}$ = 0,67 кг/кгс.ч
$M_{дв.}$ = 1570 кг
$L_{дв.}$ = 4990 мм
$D_{дв.вх}$ = 910 мм
$D_{дв.макс.}$ = 1280 мм
$M_{уд.}$ = 0,115

Двухконтурный турбореактивный двигатель модульной конструкции **АЛ-31ФН** (1992-94 гг.) является другой модификацией ТРДДФ АЛ-31Ф. Это высокотемпературный, двухвальный двигатель со смешением потоков за турбиной, с нижним расположением коробки двигательных агрегатов. Коробка самолетных агрегатов расположена на двигателе.

Двигатель эксплуатируется в широком диапазоне высот и скоростей полета.

Системы ликвидации помпажа, автоматического запуска в полете, встречного запуска основной и форсажной камер обеспечивают устойчивую работу силовой установки при применении бортового оружия.

Модульная схема двигателя вместе с оригинальными конструкторскими решениями обеспечивает простоту эксплуатации двигателя и замену поврежденных элементов в условиях аэродрома, в том числе и лопаток компрессора высокого давления.

$P_{взл.ф.}$ = 12500 кгс
$C_{уд.мин.}$ = 0,705 кг/кгс.ч
$M_{дв.}$ = 1538 кг
$L_{дв.}$ = 5000 м
$D_{дв.вх}$ = 910 мм
$D_{дв.макс.}$ = 1180 мм



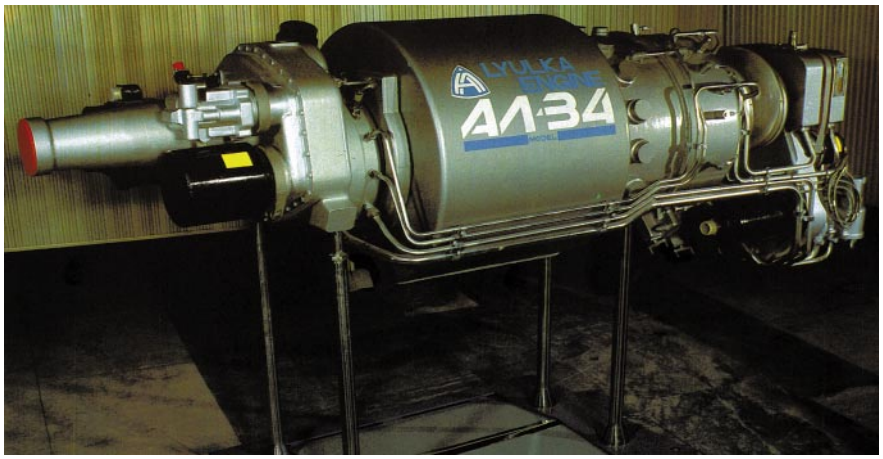
Су-35 [1]



Су-33 [2]

АЛ-34-1

авиационный турбовинтовой двигатель



АЛ-34-1 [43]



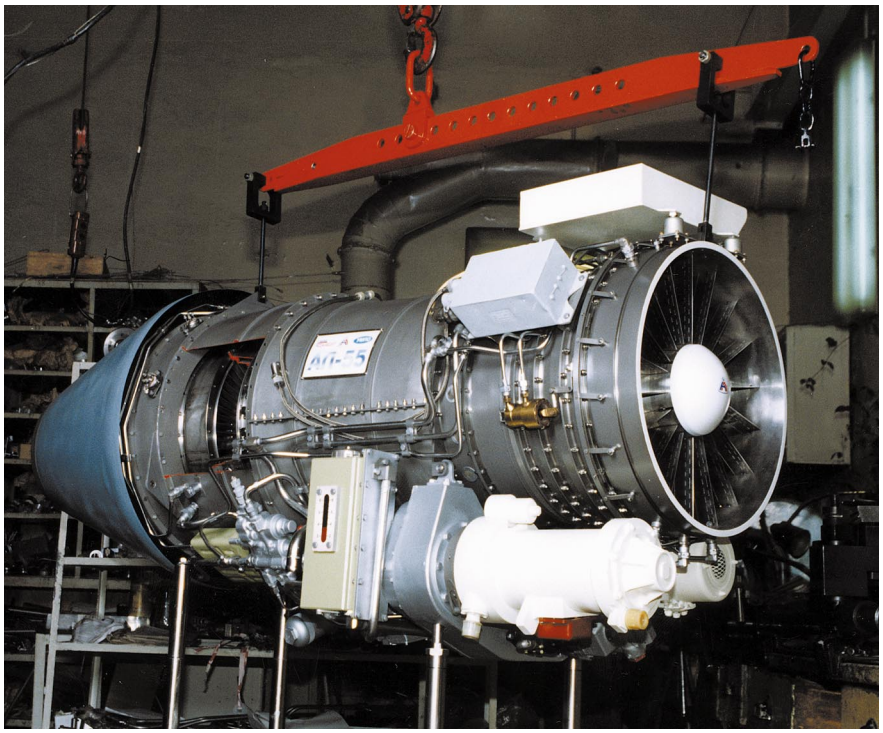
М-101 "Гжель" [2]

АЛ-34 – это первый в мире двигатель с управляемой регенерацией, высокоэкономичный, безопасный на взлете за счет значительного увеличения мощности, с низким уровнем шума. Предназначен для легких многоцелевых самолетов и вертолетов (в частности, для самолетов Т-108, М-101Т "Гжель", "Молния-100", "Молния-200", "Витязь", "Гераклит" и др.), а также энергетических установок широкого применения.

$N_{кр.}$ = 550 л.с. (H = 5180 м, Мп = 0,478)
$N_{взл.макс.}$ = 1000 л.с.
$C_{уд.кр.}$ = 0,159 кг/л.с.ч
Габариты 640 х 676 х 1609 мм
$M_{дв.}$ = 178 кг

АЛ-55

авиационный турбореактивный двигатель



АЛ-55 [43]

АЛ-55 – это многофункциональный ГТД для учебно-тренировочных и легких военных самолетов. Один из вариантов применения – УТС Як-130.

Разрабатывается на базе моделирования ТРДД АЛ-31Ф.
Опытное производство осуществляется на ММПП "Салют" и АО "Уфимское моторостроительное ПО".

Модификации:

АЛ-55 (бесфорсажный)
$P_{взл.}$ = 2220 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,71 кг/кгс.ч
$G_{в}$ = 29,5 кг/с
$M_{дв.}$ = 315 кг
$D_{дв.}$ = 590 мм
$L_{дв.}$ = 1210 мм

АЛ-55Ф (форсажный)
$P_{взл.}$ = 3500 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 1,65 кг/кгс.ч
$G_{в}$ = 29,5 кг/с
$M_{дв.}$ = 385 кг
$D_{дв.}$ = 590 мм
$L_{дв.}$ = 2520 мм

АЛ-55 с управлением вектором тяги (бесфорсажный)
$P_{взл.}$ = 2220 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,71 кг/кгс.ч
$G_{в}$ = 29,5 кг/с
$M_{дв.}$ = 325 кг
$D_{дв.}$ = 620 мм
$L_{дв.}$ = 1340 мм

АЛ-55Ф с управлением вектором тяги (форсажный)
$P_{взл.}$ = 3500 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 1,65 кг/кгс.ч
$G_{в}$ = 29,5 кг/с
$M_{дв.}$ = 405 кг
$D_{дв.}$ = 620 мм
$L_{дв.}$ = 2590 мм

АЛ-31СТ

наземная газотурбинная установка

АЛ-31СТ изготавливается с 1994 г. на основе газогенератора авиационного двигателя АЛ-31Ф для применения в качестве привода центробежного нагнетателя в составе газоперекачивающих агрегатов ГПА-Ц-16/76, ГПА-Ц-16Л, “Нева 16”, ГПА-16 "Урал", ГПА-16РМ. Она может также применяться в качестве привода электрогенератора.

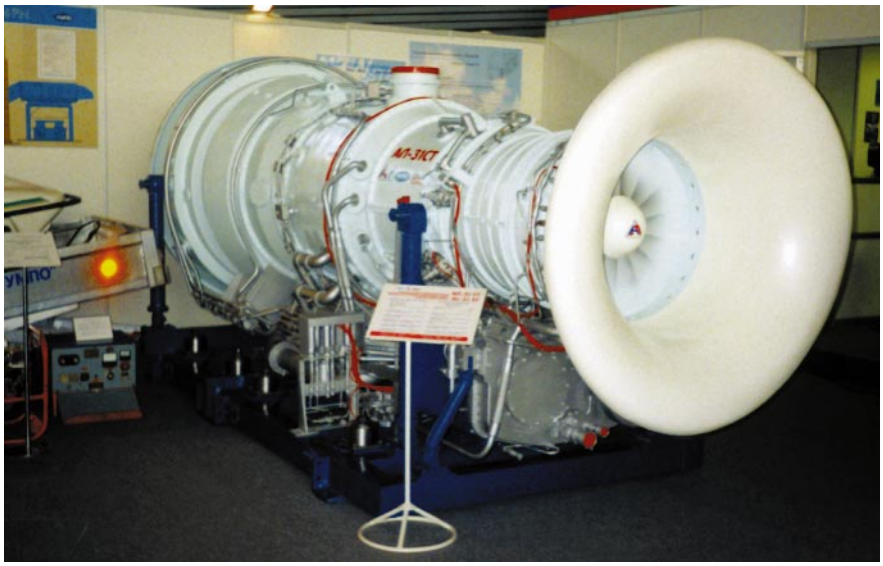
АЛ-31СТ в настоящее время успешно работает в системе “Газпрома”.

Представляет собой двухвальный одноконтурный ГТД, состоящий из легкозаменяемых модулей газогенератора и свободной турбины (см. АЛ-31Ф). Двигатель имеет высокий уровень параметров, экологичность, способность к работе в любых климатических условиях и автоматическое поддержание оптимальных режимов работы.

Межведомственные испытания пройдены в 1996 г. Выпускается в АО “Уфимское моторостроительное ПО”.

Мощность на приводном валу свободной турбины 16,8 МВт
Эффективный КПД на приводном валу свободной турбины 37%
Частота вращения ротора свободной турбины 5300 об./мин.
Топливо - очищенный природный газ
Уровень выбросов NO_x 25 ppm
Уровень выбросов CO 80 ppm
Температура газа на выходе из свободной турбины 763 К
Расход топливного газа 0,965 кг/с
Длина 5236 мм
Высота 2103 мм
Ширина 1950 мм
Масса 4990 кг
Межремонтный ресурс 25000 часов
Общетехнический ресурс 75000 часов

Совместно с итальянской компанией Nuovo Pignone на основе АЛ-31СТ разработан газоперекачивающий агрегат **PGT-21S**.



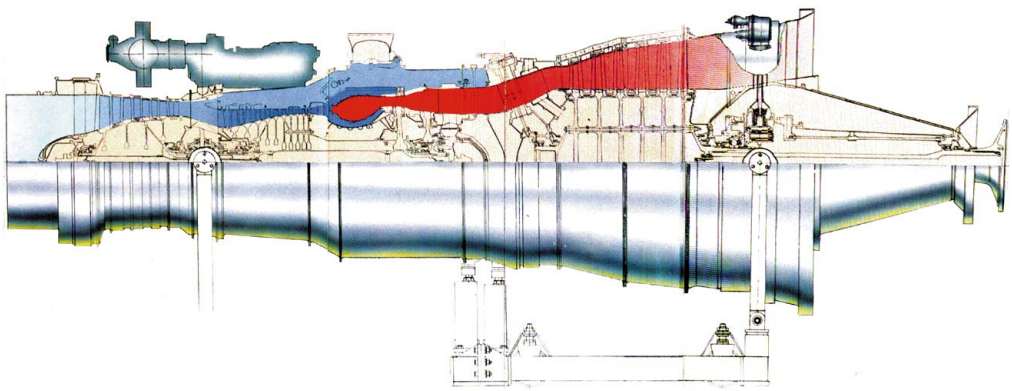
АЛ-31СТ [1]

ГТД **АЛ-31СТЭ** (1997 г.) как привод электрогенератора мощностью 20 МВт является модификацией высокоэффективного двигателя АЛ-31СТ со специально спроектированной силовой турбиной, предназначенной для совместной работы с электрогенератором.

АЛ-31СТЭ используется в составе блочно-модульных электростанций и обеспечивает выработку электроэнергии и тепла, получаемого с помощью котла-утилизатора, работающего на выхлопных газах.

Двигатель состоит из трех модулей: газогенератора, силовой турбины, модуля приводных и неприводных агрегатов, устанавливаемых на раме.

Мощность силовой турбины на валу 20 МВт
Эффективный КПД 35%
Частота вращения ротора силовой турбины 3000 об./мин.
Топливо - очищенный природный газ
Температура газов на выхлопе (перед котлом-утилизатором) 788 К
Уровень выбросов NO_x 50 г/куб.нм
Длина по оси 4880 мм
Максимальная высота 2118 мм
Максимальная ширина 1950 мм
Масса (с рамой) 5260 кг
Межремонтный ресурс 15000...25000 часов
Общетехнический ресурс 45000...75000 часов
Общетехнический ресурс силовой турбины 60000...100000 часов



Конструктивная схема АЛ-31СТЭ [43]

АЛ-41Ф

авиационный турбореактивный двигатель



АЛ-41Ф на МФИ [2]



Многофункциональный истребитель ("Изделие 1.44") [2]

Истребитель пятого поколения, который должен был поступить на вооружение в середине 90-х гг., планировалось оснастить новым реактивным двигателем, значительно превосходившим своих предшественников по основным параметрам.

Задание на разработку такого двигателя было дано НПО "Сатурн" в 1982 г. В 1986 г. начались полномасштабные работы по ТРДД, который получил название **АЛ-41Ф**.

Достичь заданных параметров можно было лишь значительным увеличением удельных нагрузок за счет уменьшения числа ступеней при повышении степени сжатия воздуха, увеличения температуры газа перед турбиной, применения новых материалов, использования цифровой системы управления с полной ответственностью (типа FADEC) и гидромеханическим резервом. Характеристики АЛ-41Ф должны были обеспечить самолету длительный полет на сверхзвуковой скорости на бесфорсажном режиме. Для обеспечения сверхманевренности МФИ в двигатель было заложено управление вектором тяги.

С момента разработки АЛ-41Ф был предназначен для конкретного самолета – многофункционального истребителя (МФИ) Российской самолетостроительной корпорации "МиГ".

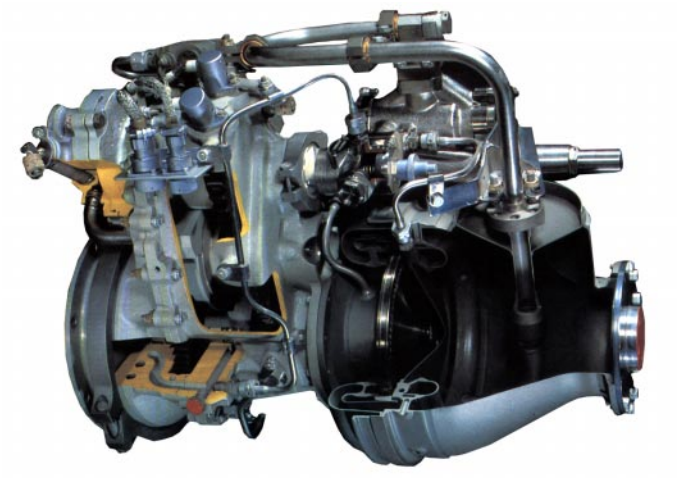
АЛ-41Ф прошел летные испытания на летающей лаборатории МиГ-25.

29 февраля 2000 г. совершен первый полет на опытном самолете "Изделие 1.44" (МФИ), на котором установлены два ТРДД АЛ-41Ф.

Серийное производство двигателя разворачивается в ОАО "Рыбинские моторы".

ТП-22

турбопривод



ТП-22 [43]

Турбопривод **ТП-22** – автономный источник энергии для привода насосов гидросистем или других потребителей мощности. Он работает на газообразном водороде с параметрами: $p_{вх.}$ = 50…300 кг/см^2, $T_{вх.}$ = 230…430 К. Он способен обеспечивать поддержание заданной частоты вращения выходного вала при изменении загрузки в 10-15 раз с градиентом до 700 кВт/с.

Поддержание постоянной частоты вращения выходного вала в большом диапазоне изменения загрузки производится релейно-импульсной системой регулирования изменения частоты и длительности импульсов подачи газа.

ТП-22 устойчиво работает в широких диапазонах внешних воздействий.

Рабочим телом ТП-22 может быть любой газ, например, гелий или подогретый сжатый воздух. При работе на сжатом воздухе ($p_{вх.}$ = 50…300 кг/см^2, $T_{вх.}$ = 273…323 К) располагаемая мощность на выходном валу – до 70 кВт при частоте вращения не менее 2000 об./мин.

ТП-22 может использоваться в качестве источника энергии для любого потребителя мощности при наличии газа высокого давления.

Турбоприводы ТП-22 устанавливались на универсальной ракетно-космической транспортной системе "Энергия-Буран".

Мощность 10…150 кВт

Частота вращения выходного вала 4500 ($^{+117}/_{-383}$) об./мин.

Удельный расход топлива 1,26 г/кВт.с

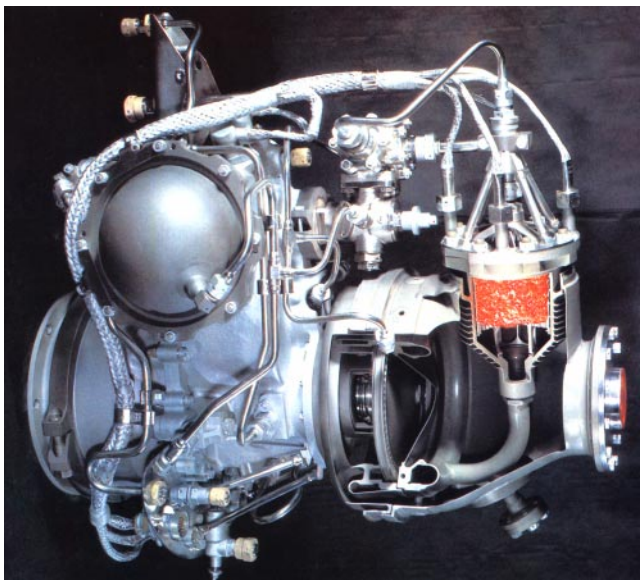
Масса 46 кг

РТВД-14

ракетно-турбовальный двигатель



"Энергия-Буран" [60]

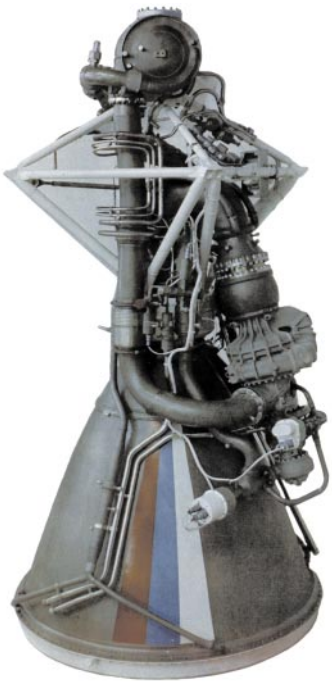


РТВД-14 [43]

Автономный источник энергии **РТВД-14** для привода насосов гидросистем ЛА или других потребителей мощности разрабатывался с 1981 г.
Двигатель работает на однокомпонентном топливе (гидразине) с давлением на входе $p_{вх.}$ = 28...37 кг/см^2 и способен обеспечивать поддержание заданной частоты вращения выходного вала при изменении загрузки в 10-15 раз с градиентом до 700 кВт/с. Поддержание постоянной частоты вращения выходного вала в большом диапазоне изменения загрузки производится релейно-импульсной системой регулирования изменения частоты и длительности импульсов подачи топлива.
РТВД-14 устойчиво работает в широких диапазонах внешних воздействий и может использоваться в качестве источника мощности для любого потребителя, в качестве аварийного источника энергии, работающего без использования окружающего воздуха.
Двигатели РТВД-14 устанавливались на корабле многоразового использования "Буран".
Мощность 10...150 кВт
Частота вращения выходного вала 4500 ($^{+450}/_{-315}$) об./мин.
Удельный расход топлива 1,13 г/кВт.с
Масса 63 кг

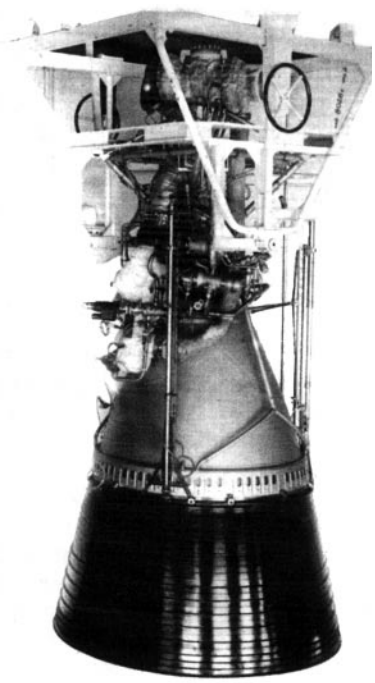
Д-57 (11Д57)

жидкостный ракетный двигатель

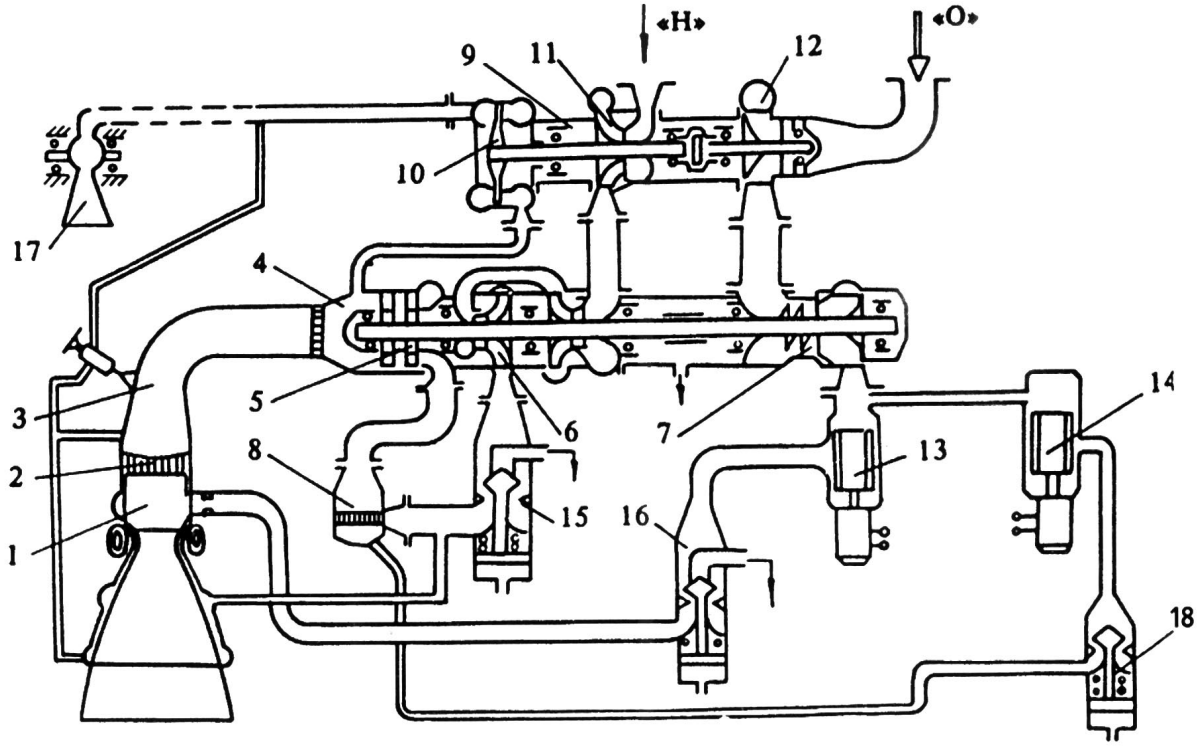


Д-57 [43]

В 1960 г. КБ начало разработку проекта кислородно-водородного ЖРД **РДУ-165**. Когда работы уже подходили к концу, было получено новое задание – начать разработку кислородно-водородного ЖРД **11Д54** для третьей ступени РН Н1. Впоследствии по требованию С.П.Королева этот двигатель был переориентирован в маршевый для полета пилотируемого корабля, выводимого также РН Н1, на Луну. Двигатель получил индекс **11Д57**.
Три года ушло на перестройку опытного производства и создание испытательных стендов. С 1964 по 1967 гг. велись поисковые работы по выбору оптимальных решений организации рабочего процесса и технических задач – охлаждения и конструирования узлов.
Огневые испытания 11Д57 были начаты в июле 1967 г. в НИИ химического машиностроения и шли 100 месяцев. Вплоть до января 1976 г. проведено 416 испытаний 101 двигателя с общей наработкой 48067 секунд.
Всеми работами по 11Д57 руководил Михаил Афанасьевич Кузьмин.



Д-57М [114]



1 – камера сгорания; 2 – головка камеры сгорания; 3 – газовод; 4 – ТНА; 5 – турбина ТНА; 6 – насос горючего; 7 – насос окислителя; 8 – ГГ; 9 – бустерный насосный агрегат (БНА); 10 – турбина БНА; 11 – насос водорода БНА; 12 – насос кислорода БНА; 13, 14 – регуляторы кислорода; 15 – клапан водорода; 16 – клапан кислорода; 17 – поворотное сопло; 18 – клапан кислорода ГГ

Схема Д-57 [114]

Многоразовый ЖРД Д-57 работает по замкнутой схеме с дожиганием генераторного газа. Охлаждение камеры ЖРД обеспечивается жидким водородом и жидким кислородом. Сброс водорода из камеры производится не в газогенератор, а в камеру сгорания через головку и завесы охлаждения. Схема охлаждения камеры обеспечивает работу газогенератора на "стабильных" компонентах, т.е. нет переменного разогрева водорода при изменении режима, зависящего от разогрева в сопле камеры сгорания. Такая схема охлаждения камеры дает возможность отработать "стабильный" режим дросселирования ЖРД от 20% до номинальной тяги.

Выбранная схема двигателя позволила создать за основными насосами ТНА давление в 175...240 атм.

За счет охлаждаемого сопла двигатель стабильно работает во всем диапазоне рабочих режимов. Это позволяет профилировать и изготавливать сопла с различной степенью расширения. Такая схема позволяет удовлетворять потребности двигателя в топливе с помощью одновального, однотурбинного ТНА.

Наличие бустерного насосного агрегата в системе питания позволяет применять легкие баки с низким давлением и обеспечивать бескавитационную работу основных насосов. Бустерные насосы можно размещать непосредственно в баках горючего и окислителя, что сократит размеры двигателя и уменьшит расход компонентов на захолаживание системы при запуске.

Карданная подвеска двигателя обеспечивает его качание в двух взаимно перпендикулярных плоскостях.

Компоненты топлива – жидкий кислород и жидкий водород.

$P_п$ = 40 тс (393 кН)

$I_п$ = 456,5 с

K_m = 5,8 (± 10%)

Диапазон изменения давления в камере сгорания +5,5...-7,5%

$p_к$ = 10 МПа (+10%...-20%)

t = 800 с

$M_{дв.}$ = 840 кг

$L_{дв.}$ = 3660 мм

D_c = 1860 мм

Геометрическая степень расширения сопла 143,3

Количество испытанных двигателей 105

Общее количество испытаний 470

Суммарная наработка 53500 с

Максимальная наработка одного двигателя 5293 с

Максимальное число запусков одного двигателя 11

Первый в мире однокамерный ЖРД со сдвижным соплом (соплом изменяемой геометрии) **Д-57М (11Д57М)** разработан в 1976 г. для установки на РН "Вулкан".

Компоненты топлива – жидкий кислород и жидкий водород

$P_п$ = 44 тс (432 кН)

$I_п$ = 461 с

$p_к$ = 11,5 МПа

K_m = 6,2

Геометрическая степень расширения сопла 170

$M_{дв.}$ = 874 кг

$D_{дв.}$ = 2000 мм

$L_{дв.}$ = 4100 мм



ФГУП
„Научно-производственное предприятие „Мотор“

ГНПП "МОТОР"

Адрес: 459039 Россия, Башкортостан, г. Уфа, ул. Сельская Богородская, 2
Тел.: (3472) 388665
Факс: (3472) 381600

Генеральный конструктор — Ивах Александр Федорович

Предприятие образовано на основании Постановления Правительства СССР от 12 августа 1955 г. № 1510-845 и Приказа министра авиационной промышленности от 26 сентября 1955 г. №638 и получило наименование "Опытно-конструкторское бюро №26 Министерства авиационной промышленности" (ОКБ-26 МАП).
С 1999 г. предприятие носит нынешнее наименование.
НПП "Мотор" разработало около 70 типов двигателей и их модификаций, из которых 21 тип двигателей выпускался серийно, в частности:
• двигатель РД-9Ф для сверхзвукового самолета Як-27Р, переданный в серийное производство в 1956 г.;
• более 10 модификаций двигателя РД-9Б, разработанных в 1956-61 гг. для различных модификаций самолетов МиГ-19;
• модифицированные двигатели РД-9И и РД-9Е для опытных самолетов Е-4 и Е-5 (прототипы самолета МиГ-21);
• ряд двигателей для беспилотных ЛА различного назначения;
• семейство двигателей Р13-300, Р13Ф-300, Р25-300, созданных в 1965 г. для различных модификаций истребителя МиГ-21, а также для самолетов Су-15М и Су-15ТМ;
• вентилятор двигателя РД-33, устанавливаемого на самолеты МиГ-29 (работы проводились с 1973 по 1972 гг. в рамках кооперации с головным разработчиком РД-33 — НПП "Завод им. В.Я.Климова");
• двигатели Р9-300 и Р95Ш, созданные в 1975-78 гг. для самолетов-штурмовиков Су-25 различных модификаций;
• двигатели Р195, созданные в 1982-86 гг. для самолетов Су-25Т (Су-34), Су-25ТК и Су-39.
С 80-х гг. предприятие проводит работы по созданию отдельных узлов для перспективных авиадвигателей с применением в их конструкции композиционных материалов различного класса, высоконапорных малоступенчатых вентиляторов и компрессоров, высокотемпературных камер сгорания и турбин, выходных устройств, в том числе многофункциональных, позволяющих существенно улучшить взлетно-посадочные и маневренные характеристики самолетов, оптимальную интеграцию силовой установки и самолета.
Для модернизации самолета МиГ-21бис, обеспечивающей в соответствии с принятой РСК "МиГ" концепцией многократное увеличение его боевой эффективности за счет оборудования новой авионикой и современным ракетным вооружением, НПП "Мотор" проводит в настоящее время модернизацию двигателя Р25-300. Новая модификация двигателя Р25-300-94 для модернизированного самолета МиГ-21-93 предусматривает установку и обеспечение работы систем привод-генератора ПГЛ-21И для питания борта самолета переменным током постоянной частоты 400 Гц и мощностью, увеличенной в более чем в два раза. Предусматривается также установка системы поддержания устойчивости работы двигателя при пуске ракет.
В рамках конверсии предприятия широко внедряются технологии для развития и модернизации топливно-энергетического комплекса.
НПП "Мотор" осуществляет проектирование и создание авиационных двигателей в основном для истребительной и штурмовой авиации, обеспечивает конструкторское сопровождение серийного производства авиадвигателей, авторский контроль в эксплуатации и при ремонте, занимается повышением ресурсов и сроков службы двигателей, их календарных сроков хранения и модернизацией авиадвигателей при изменении условий применения самолетов.
В 1984 г. предприятие награждено орденом Трудового Красного Знамени.
Главное направление работ сосредоточено на использовании в качестве базовых высоконадежных двигателей Р95Ш и Р13-300 для создания теплоэнергетических установок, работающих на жидком топливе и природном газе. Установка ГТЭ 10/95, вырабатывающая до 10 МВт электроэнергии и 18 Гкал/ч тепла проходит испытания.
Другое направление в области энергетики связано с созданием турбодетандерных установок мощностью 0,5...2,5 МВт, использующих энергию магистрального газа при редуцировании его давления до потребительского уровня.
С 1994 г. предприятие разрабатывает на основе технологий и поставляет для региональных энергосистем России (Мосэнерго, Тюменьэнерго, Свердловэнерго, Башкирэнерго и других) и ряда зарубежных стран оборудования высокого качества для ТЭЦ и ГРЭС, позволяющее в десятки раз повысить ресурс оборудования.
Для малых ГЭС Республики Башкортостан предприятие разработало осевые гидротурбины мощностью 45-100 и 200-400 кВт.
Разработанные предприятием поршневые двигатели малой мощности УМЗ-340, УМЗ-341 и УМЗ-342 предназначены для хозяйственных нужд при полезной мощности до 8 л.с. и привода электроагрегатов при мощности 6 л.с.

Материалы по ГНПП "Мотор" предоставлены архивом Центра истории авиационных двигателей при Самарском государственном аэрокосмическом университете и самим разработчиком. Использованы рекламные материалы предприятия и данные из книги Jane's All the World's Aircraft. Тексты и иллюстрации согласованы с разработчиком.

Р11К

авиационный турбореактивный двигатель

Турбореактивные двигатели **Р11К**, **Р11К1**, **Р11К2**, **Р11КА** разработаны в 1959 г. Их производство начато в 1960 г. Уфимским моторостроительным ПО и продолжалось до 1980 г. Двигатели устанавливались на самолеты Ла-17 и их модификации.

$P_{взл.}$ = 2450 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,99 кг/кгс.ч
$\pi_{к\ взл.}$ = 8,85
$T_{г\ взл.}$ = 870 К

Р13-300

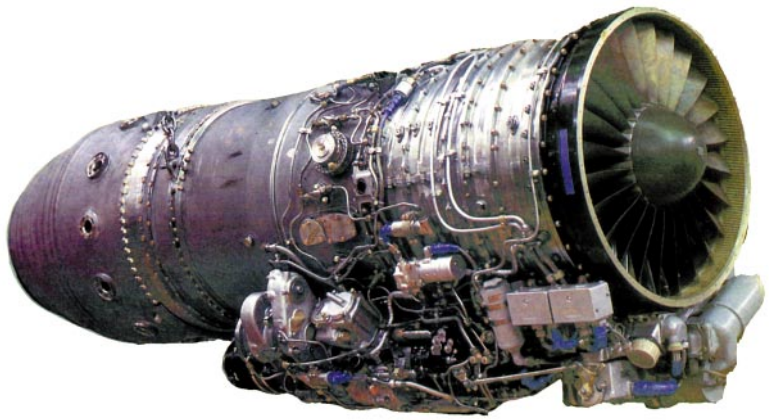
авиационный турбореактивный двигатель



МиГ-21СМТ [99]



Р13Ф-300 [99]



Р13-300 [30]



Су-15ТМ [2]

Авиационный турбореактивный двигатель **Р13-300** с форсажной камерой выполнен по двухвальной схеме с трехступенчатым КНД и пятиступенчатым КВД. Для повышения запасов устойчивости на двигателе впервые применена щелевая проставка над первым рабочим колесом КНД. Форсажная камера с радиально-кольцевыми стабилизаторами пламени имеет теплозащитный экран, перфорированный отверстиями малого диаметра.

Серийно выпускался Уфимским моторостроительным производственным объединением с 1968 по 1986 гг.

Устанавливался на ряд модификаций истребителя МиГ-21 (МиГ-21СМ, МиГ-21СМТ и МиГ-21МФ) и самолеты Су-15М и Су-15ТМ.

ПЕРВЫЙ ФОРСАЖНЫЙ РЕЖИМ
(H = 0, Mп = 0)
P = 6600 кгс
$C_{уд.} \leqslant$ 2,25 кг/кгс.ч
$\pi_к$ = 9,25
$T_г$ = 1223 К

МАКСИМАЛЬНЫЙ РЕЖИМ
(H = 0, Mп = 0)
P = 4100 кгс
$C_{уд.} \leqslant$ 0,96 кг/кгс.ч
$\pi_к$ = 9,15
$T_г$ = 1193 К

Ремонт всех модификаций Р13-300 выполняется на 218 Авиационном ремонтном заводе МО РФ, ГП "Одессаавиаремсервис" и заводе-изготовителе.

ТРДДФ **Р13Ф-300** является модификацией двигателя Р13-300 и на основных режимах работы имеет аналогичные рабочие параметры. На Р13Ф-300 установлен дополнительный форсажный насос и новая форсажная камера с тремя кольцевыми стабилизаторами. Сопло имеет дополнительный теплозащитный экран. Эти конструктивные изменения позволяют реализовать на двигателе режим повышенной форсированной тяги – "чрезвычайный режим", включаемый в полете. При этом тяга увеличивается на малых высотах до 1900 кгс).

$P_{ф.}$ = 6600 кгс (H = 0, Mп = 0)
$P_{ном.}$ = 3400 кгс
$P_{макс.}$ = 4100 кгс
$C_{уд.ф.}$ = 2,25 кг/кгс.ч
$C_{уд.ном.}$ = 0,91 кг/кгс.ч
$C_{уд.макс.}$ = 0,96 кг/кгс.ч
$T_{г\ взл.}$ = 1223 К
$G_{в\ взл.}$= 66 кг/с



F-8IIM [55]

$\pi_{к\ взл.}$ = 8,8
$L_{дв.}$ = 4600 мм
$D_{дв.}$ = 907 мм
$M_{дв.}$ = 1134,6 кг
Удельный вес 0,171
Межремонтный ресурс 500 часов
Назначенный ресурс 1500 часов
Серийное производство двигателя осуществлялось с 1971 по 1978 гг. на Уфимском моторостроительном ПО.
Устанавливался на самолетах МиГ-21СМФ и МиГ-21СМТ.
Р13Ф2-300 с максимальной тягой 6600 кгс предназначен для самолета Су-15ТМ.
Р13-300 производился в Китае на LMC (Liyang Machinery Corporation). Разработка двигателя для установки на самолеты F-7 и F-8 под обозначением **WP13** начата в 1978 г. В 1985 г. двигатель был сертифицирован. Позднее на LMC создан двигатель **WP13A II**, в котором введено охлаждение лопаток турбины высокого давления, модифицирована камера сгорания и форсажная камера, за счет чего длина двигателя увеличена на 550 мм, а масса снизилась на 10 кг.
Модификация **WP13F** ($P_{макс.}$ = 3458 кгс) устанавливалась на истребитель F-7MG. При производстве WP13F были внесены

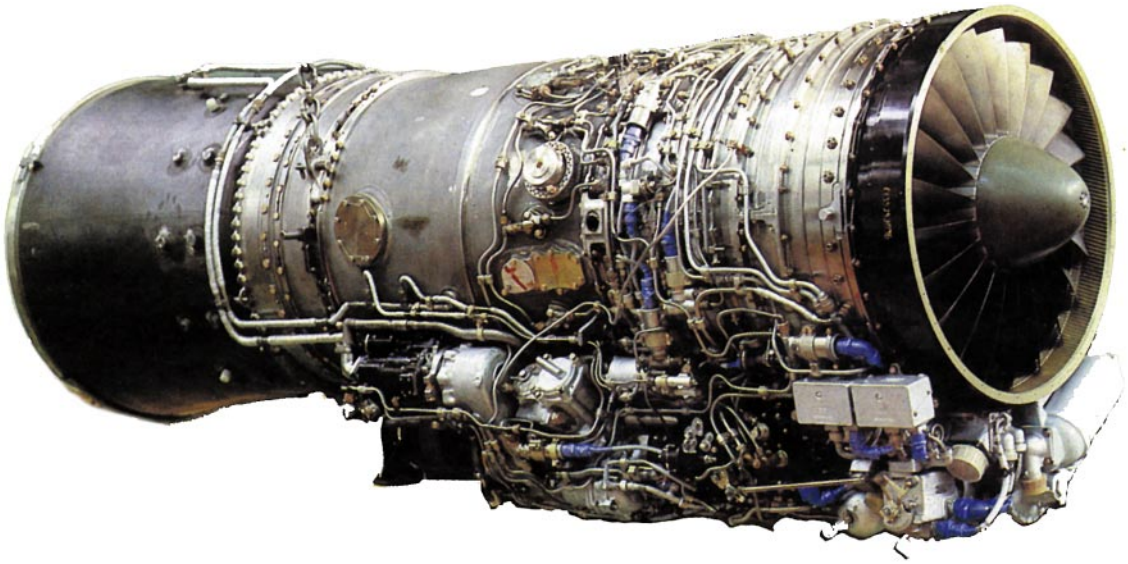


F-7MG [55]

технологические усовершенствования: увеличен расход воздуха, повышена степень сжатия в компрессоре, использованы титановые сплавы при производстве дисков и корпуса компрессора и т. д.

P25-300

авиационный турбореактивный двигатель


P25-300 [30]

Авиационный турбореактивный двухвальный двухкаскадный двигатель **P25-300** с форсажной камерой является развитием двигателя Р13-300. Это самый форсированный среди отечественных ТРДФ. Он имеет по сравнению с Р13-300 увеличенный расход воздуха. Повышенное форсирование двигателя достигается благодаря модернизации форсажной камеры, улучшению системы ее охлаждения и увеличению расхода форсажного топлива, подаваемого двумя форсажными насосами с одинаковой максимальной производительностью.

Авіас

Украина, 65121, г. Одесса,
ул. Маршала Жукова, 32а
Тел./Факс: +(0482) 470537

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ УКРАИНЫ "ОДЕССКОЕ АВИАЦИОННО–РЕМОНТНОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ

"ОДЕССААВИАРЕМСЕРВИС"

Государственное предприятие Министерства Обороны Украины "Одесское авиационно-ремонтное предприятие "ОДЕССААВИАРЕМСЕРВИС" осуществляет ремонт и модернизацию самолетов МиГ-21 (всех модификаций) и МиГ-29, ремонт авиационных двигателей Р11, Р13, Р25, АИ-25ТЛ и их агрегатов, оборудование салонов улучшенной комфортности для транспортной авиации и вертолетов



МиГ-21бис [2]



МиГ-21-93 [1]

Р25-300 серийно выпускался Уфимским моторостроительным ПО с 1972 по 1986 гг.
Устанавливался на истребители МиГ-21бис, значительно улучшив скороподъемность и маневренные характеристики этой наиболее совершенной модификации МиГ-21.
Ремонт Р25-300 выполняется на 218 Авиационном ремонтном заводе МО РФ, ГП "Одессаавиаремсервис" и заводе-изготовителе.
Конструкция: КНД - 3 ступени (на диск первой ступени установлена 21 широкохордная титановая лопатка), КВД - 5 ступеней, камера сгорания трубчато-кольцевого типа, ТНД - 1 ступень, ТВД - 1 ступень, нерегулируемое сопло.

ПЕРВЫЙ ФОРСАЖНЫЙ РЕЖИМ
(H = 0, M = 0)
P = 6850 кгс
$C_{уд.} \leqslant 2{,}25$ кг/кгс.ч
$\pi_к = 9{,}55$
$T_г = 1310$ К

ЧРЕЗВЫЧАЙНЫЙ РЕЖИМ
P = 7100 кгс
$\pi_к = 9{,}8$
$T_г = 1360$ К

$G_{в\ взл.} = 68{,}5$ кг/с
$L_{дв.} = 4615$ мм
$D_{дв.} = 907$ мм
$M_{дв.} = 1215$ кг
Удельный вес 0,171
Основными достоинствами являются удобство обслуживания, бесступенчатый диапазон режимов "Форсаж" с плавным изменением тяги, простота управления режимами единой ручкой РУД в кабине. Большой бесступенчатый диапазон режимов "Форсаж" с плавным изменением тяги достигнут благодаря конструктивной особенности электрогидравлической системой управления реактивным соплом ЭГСУ. Кроме того, двигатель оснащен двухступенчатой форсажной камерой, что позволяет самолету вести бой на больших высотах.
Разрабатываемая в настоящее время модификация **Р25-300-94** обеспечивает увеличенный отбор мощности и принципиальное изменение системы энергоснабжения самолета МиГ-21-93 для существенного расширения его боевых возможностей.
Р25-300 производится по лицензии компанией HAL (Индия) для установки на самолеты МиГ-21бис индийского производства.

Р95Ш

авиационный турбореактивный двигатель

Авиационный турбореактивный двухвальный одноконтурный двигатель **Р95Ш** разработан под руководством С.А.Гаврилова в 1979 г. и предназначен для установки на самолеты Су-25, Су-25УБ, Су-25УТГ, Су-25БМ.
Выпускается в ОАО "Уфимское моторостроительное ПО" с 1980 г.
Двигатель характеризуется простотой в эксплуатации, высокой надежностью и высокой боевой живучестью, что подтверждено непосредственно в ходе боевых действий.

МАКСИМАЛЬНЫЙ РЕЖИМ ($H = 0$, $M_п = 0$)
P = 4100 кгс
$C_{уд.} \leqslant 0{,}86$ кг/кгс.ч
$\pi_к = 8{,}66$
$T_г = 1148$ К

$C_{уд.кр.} = 1{,}28$ кг/кгс.ч
$L_{дв.} = 3300$ мм



Су-25УБ [2]

$D_{дв.} = 914$ мм
$M_{дв.} = 990$ кг
На базе Р95Ш в 1998 г. создана газотурбинная энергетическая установка **ГТЭ-10/95** номинальной электрической мощностью 10 МВт и тепловой мощностью 18 Гкал.ч.

Р195

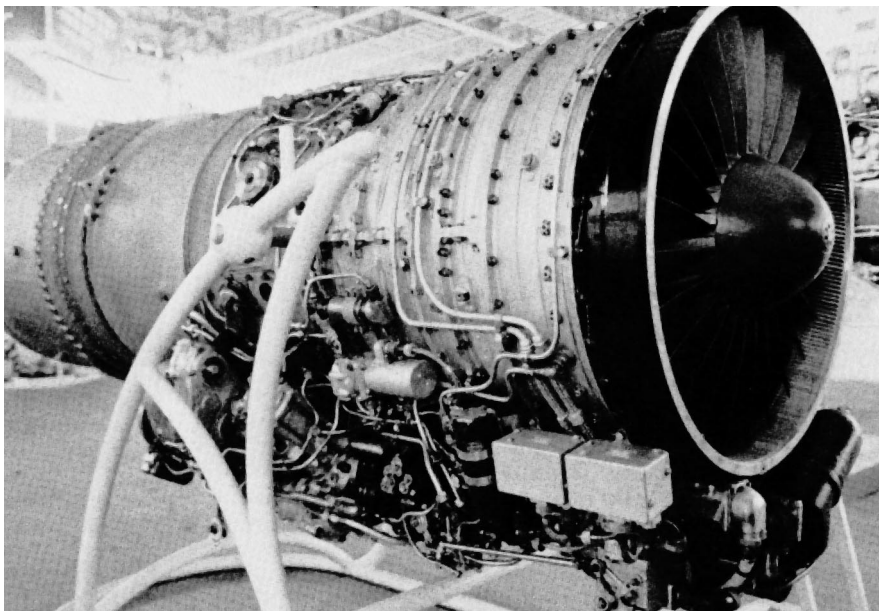
авиационный турбореактивный двигатель



Су-25Т [2]



Су-39 [6]



Р-195 [20]



С-54 [2]

Авиационный турбореактивный двухвальный одноконтурный двигатель **Р195** разработан под руководством С.А.Гаврилова в 1986 г. на базе двигателя Р95Ш, с которым он полностью взаимозаменяем.

Предназначен для установки на истребители-штурмовики Су-25Т, Су-25ТК, Су-25УБ, Су-39.

По сравнению со своим предшественником Р195 имеет повышенные тяговые характеристики, улучшенную эксплуатационную технологичность, сниженную ИК-заметность, повышенную устойчивость работы при пуске ракет. На двигателе установлен привод-генератор для энергопитания систем самолета, оборудованного новейшей авионикой.

Конструкция двигателя разрабатывалась специально, чтобы противостоять попаданию 23-мм пушки и сохранять работоспособность после значительных повреждений.

Конструкция: КНД - 3 ступени (без ВНА, нерегулируемые лопатки статора), КВД - 5 ступеней (автоматический отбор воздуха, нерегулируемые лопатки статора), камера сгорания трубчато-кольцевого типа со спаренными форсунками, ТНД - 1 ступень, ТВД - 1 ступень, форсажная камера отсутствует, нерегулируемое сопло.

Серийное производство в ОАО "Уфимское моторостроительное ПО" начато в 1987 г.

МАКСИМАЛЬНЫЙ РЕЖИМ ($H = 0$, $M_п = 0$)
$P = 4300$ кгс
$C_{уд.} \leqslant 0{,}88$ кг/кгс.ч
$\pi_к = 9{,}0$
$T_г = 1188$ К

ЧРЕЗВЫЧАЙНЫЙ РЕЖИМ ($H = 0$, $M_п = 0$)
$P = 4500$ кгс
$\pi_к = 9{,}35$
$T_г = 1250$ К

$G_{в\ взл.} = 66$ кг/с
$L_{дв.} = 2880$ мм
$D_{дв.} = 805$ мм
$M_{дв.} = 860$ кг
Ресурс 500 часов

Ремонт Р25-300 выполняется на 218 Авиационном ремонтном заводе МО РФ и заводе-изготовителе.

ТРД **Р195ПФ** тягой 6200 кгс планируется установить на сверхзвуковом учебно-тренировочном самолете С-54.



АО „Омское моторостроительное конструкторское бюро“

Адрес: 644021 Россия, г. Омск, ул. Б.Хмельницкого, 283
Тел.: (3812) 330084
Факс: (3812) 579129
Телекс: 133112 MARS
Телетайп: 216274 МАРС

Главный конструктор - Костогрыз Валентин Григорьевич, тел. (3812) 334984
Заместитель Главного конструктора - Устюгов Владимир Иванович, тел. (3812) 337086

Омское машиностроительное конструкторское бюро (МКБ), организованное в 1956 г., начало в 1957 г. работы по созданию малоразмерных газотурбинных двигателей.
В настоящее время МКБ является ведущим в отрасли по малоразмерным ГТД:
• турбовальным и турбовинтовым двигателям мощностью 400...1500 л.с.;
• ТРД и ТРДД тягой 200...500 кгс;
• турбостартерам мощностью 50...200 л.с.
Предприятие выполняет капитальный ремонт двигателя ТВД-10Б.
В рамках конверсии занимается теплоэлектрическими станциями малой мощности.
Проводит сертификацию и инжиниринг в эксплуатации.
Имеет опытный завод.

Текстовые и иллюстративные материалы по ОМКБ предоставлены Центром истории авиационных двигателей. Частично использованы рекламные проспекты предприятия и информация из книги Jane's All the World's Aircraft.

ВСУ-10

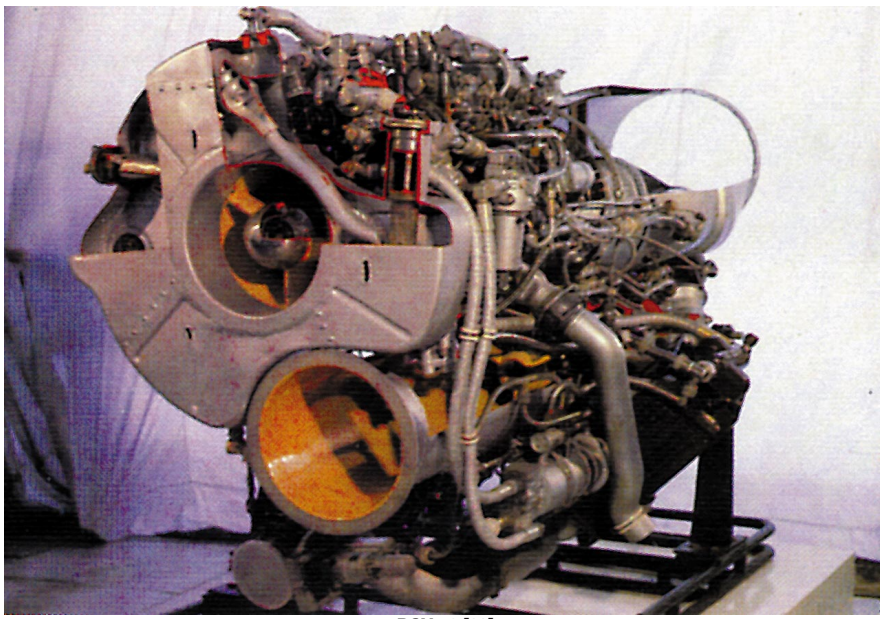
вспомогательный газотурбинный двигатель



Ил-86 [15]



Ил-96-300 [34]



ВСУ-10 [33]

Вспомогательный газотурбинный двигатель **ВСУ-10** устанавливается на самолетах Ил-86 и Ил-96-300. Государственные испытания прошел в 1979 г. Выпускается на Омском моторостроительном ПО имени П.И.Баранова.

Двигатель создан на базе газогенератора двигателя ТВД-10Б.

На ВСУ-10 установлен осецентробежный компрессор. Число ступеней увеличено на одну по сравнению с базовым генератором. Свободная турбина имеет две ступени. Передача мощности от свободной турбины на приводной компрессор производится через быстроходный редуктор. Приводной компрессор двухконтурный, восьмиступенчатый, осевой, однорежимный (создан на базе основного компрессора). Система топливопитания и автоматического регулирования гидромеханическая с электронным блоком защиты двигателя по предельным параметрам. Система управления отбором воздуха от приводного компрессора пневматическая. Запуск и управление двигателем автоматические.

$M_{дв.}$ = 500 кг
Габаритные размеры 1035 x 1264 x 2224 мм

ПАРАМЕТРЫ ОТБИРАЕМОГО ВОЗДУХА
$G_в$ = 3,5 кг/с
$P_{полн.}$ = 0,467 МПа
$T \leqslant 430{,}5$ К

ПАРАМЕТРЫ ОТБИРАЕМОЙ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ
Мощность 40...60 кВт
Напряжение 208/120 В
Частота 400 Гц

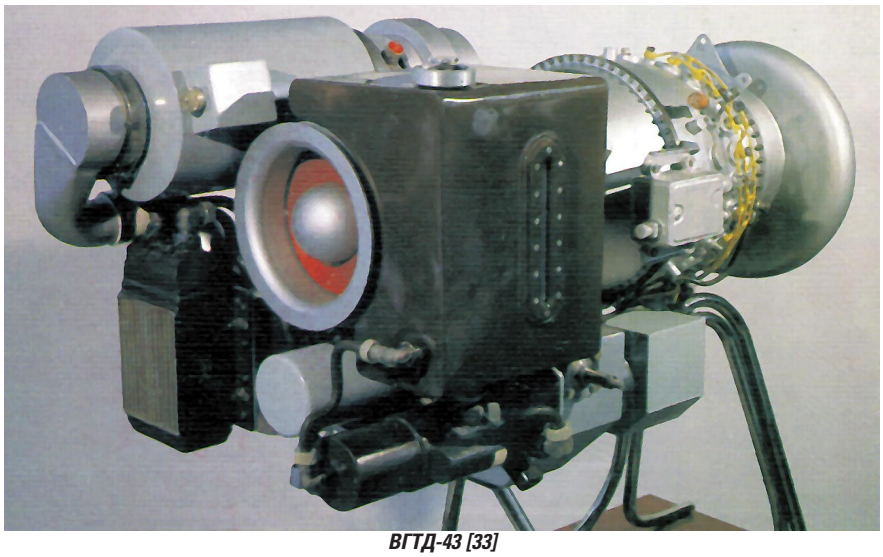
ВГТД-43

вспомогательный газотурбинный двигатель

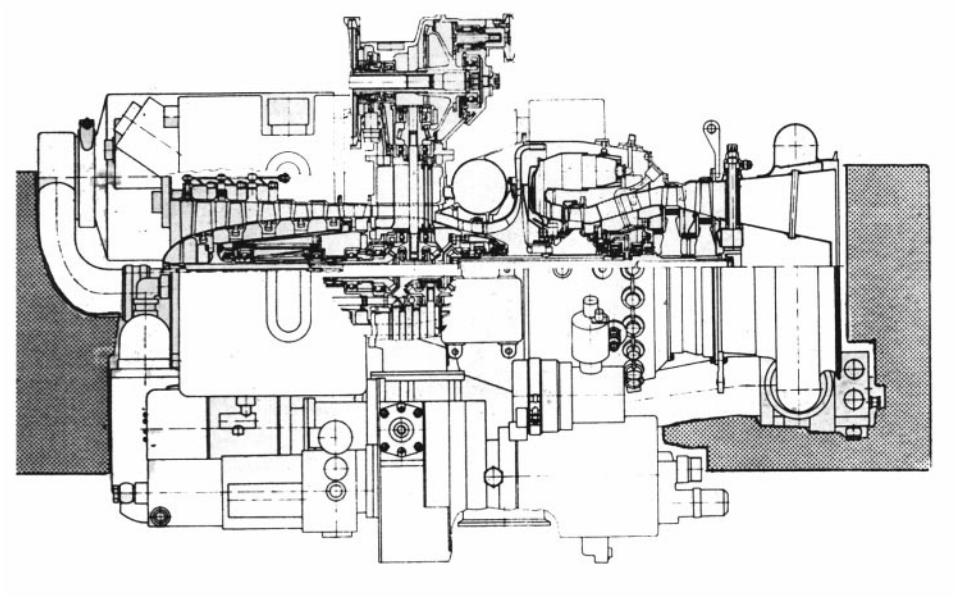
ВГТД-43 устанавливается на пассажирский среднемагистральный самолет Ту-204.

Он представляет собой двигатель двухкаскадной соосной схемы, с отбором воздуха между каскадами и приводом электрического генератора от вала ротора низкого давления, вращающегося с постоянной скоростью.

Компрессор низкого давления: осевой пятиступенчатый с развитой механизацией. Компрессор высокого давления – центробежный, одноступенчатый. Камера сгорания – кольцевая, противоточная с двумя контурами топливных форсунок. Турбина высокого давления – осевая, одноступенчатая с охлаждаемыми рабочими и сопловыми лопатками. Турбина низкого давления – осевая, одноступенчатая, неохлаждаемая. Система топливопитания, автоматического регулирова-



ВГТД-43 [33]



Конструктивная схема ВГТД-43 [20]

ния – электронная цифровая, с гидромеханической исполнительной частью (имеется резервная гидромеханическая система). Система управления отбора воздуха – пневматическая. Запуск и управление двигателем – автоматическое. Конструкция двигателя – модульная.

ПАРАМЕТРЫ ОТБИРАЕМОГО ВОЗДУХА
$G_в$ = 1,9 кг/с
$P_{полн.}$ = 4,9 кгс/см
$T_{полн.}$ = 523 К

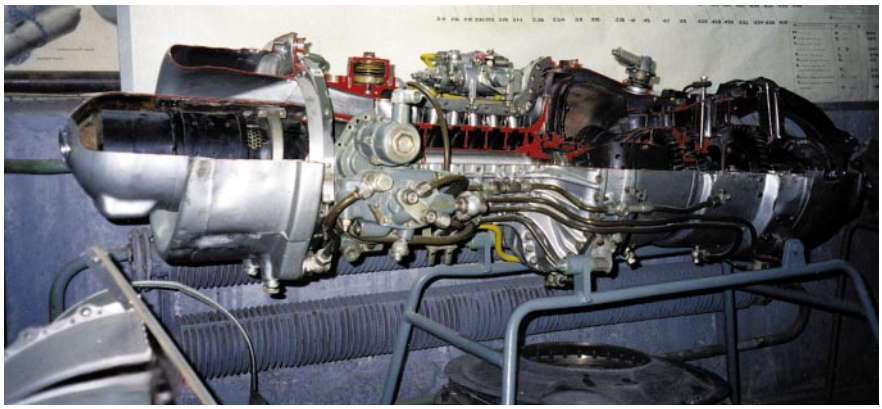


Ту-204 [45]

ПАРАМЕТРЫ ОТБИРАЕМОЙ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ
Мощность 30 кВт при максимальном отборе воздуха, длительно, не более 4 часов, без отбора воздуха до Н = 11000 – 90 кВт
$C_{уд.}$ = 0,316 кг/л.с.ч
Высотность запуска до 10000 м
$M_{дв.без\ генератора}$ = 229 кг (с системами запуска, контроля, автоматического управления, отбора и перепуска воздуха)
Габаритные размеры 650х720х1300 мм

ГТД-3

авиационный турбовальный двигатель



ГТД-3Ф [12]



Ка-25ПЛ [35]

Летные испытания ТВаД **ГТД-3** для корабельного противолодочного/многоцелевого вертолета Ка-25 завершены в 1964 г. В 1966 г. он был передан в серийное производство. За 20 лет на Омском моторостроительном ПО имени П.И.Баранова выпущено около 1000 ГТД-3.
На первых опытных образцах Ка-25 устанавливались двигатели ГТД-3 мощностью 750 л.с., позднее - **ГТД-3Ф** мощностью 900 л.с. (с редуктором РВ-3Ф) и **ГТД-3М** мощностью 1000 л.с. (с редуктором РВ-3М).
$N_{e\ взл.}$ = 900 л.с.
$N_{e\ кр.}$ = 479 л.с.
$C_{e\ взл.}$ = 0,300 кг/л.с.ч
$C_{e\ кр.}$ = 0,378 кг/л.с.ч
$G_{в\ взл.}$ = 4,65 кг/с
$\pi_{к\ взл.}$ = 6,5
$T_{г\ взл.}$ = 1142 К
$M_{дв.}$ = 240 кг

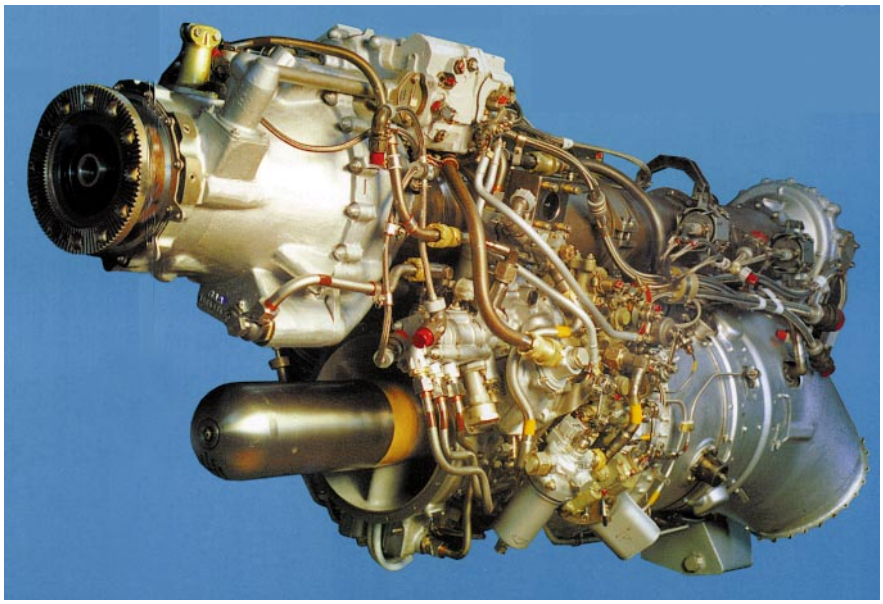
Ширина 900 мм
Длина 2295 мм
Высота 580 мм
Модификация **ГТД-3БМ** имела мощность 990 л.с.

ТВД-10

авиационный турбовитовой двигатель



Бе-32 [2]



TWD-10B [36]

ТВД-10 мощностью 920 л.с. разработан в 1970 г. для самолета местных воздушных линий Бе-30 "Скат". Двигатель работал с трехлопастными реверсивно-флюгерными ВИШ АВ-24Б/М (диаметр 3,0 м; частота вращения на взлетном режиме 1590 об./мин.; КПД 80%; масса ВИШ 105 кг).

TWD-10B создан на базе двигателя ТВД-10. В 1978 г. он прошел государственные стендовые испытания и сертифицирован в составе самолета Ан-28 и рассчитан также на применение с самолетом Бе-32. Серийно TWD-10B изготавливается в Польше на заводах PZL Rzeszow и PZL Kalisz.

Двигатель устанавливается на самолеты Т-101 "Грач", Т-106 "Орел-2" и др.

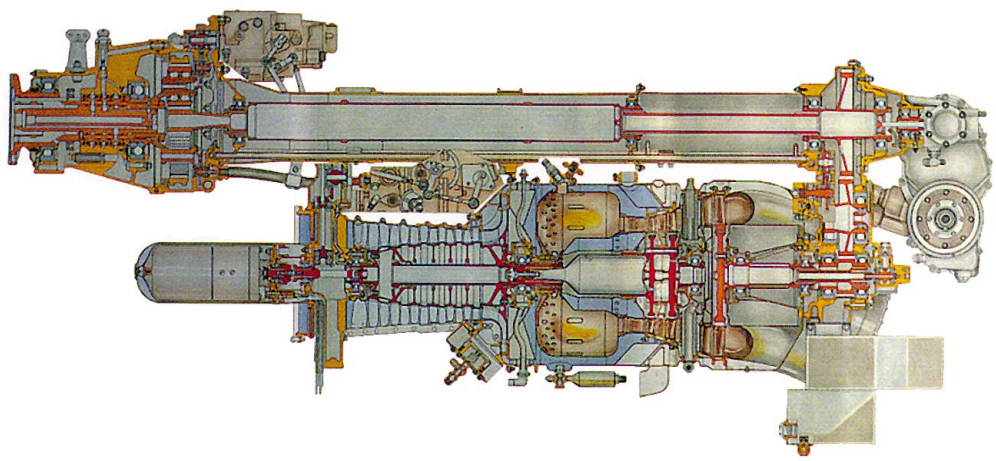
На входе в двигатель имеются три радиальные стойки, входной направляющий аппарат и стартер, который защищен от обледенения воздухом, подаваемым из камеры сгорания. Компрессор TWD-10B состоит из шести осевых ступеней и одной центробежной ступени. Он приводится двухступенчатой турбиной с охлаждаемыми лопатками направляющего аппарата. Камера сгорания кольцевого типа с центробежной главной форсункой, две свечи зажигания.

Мощность с одноступенчатой осевой приводной турбины передается быстроходным редуктором, промежуточным валом и планетарным редуктором на винт переменного шага.

Воздушный винт флюгерно-реверсивный трехлопастный АВ-25Б или АВ-24АН (диаметр 2,8 м; частота вращения на взлетном режиме 1800 об./мин., на крейсерском 1620; КПД 85%; масса 95,4 кг). Система топливопитания, автоматического регулирования и управления воздушным винтом гидромеханическая с электронным регулятором температуры газа и блоком защиты от раскрутки свободной турбины. Запуск автоматический от электростартера. Питание от бортовых аккумуляторов или аэродромно-



Ан-28 [1]



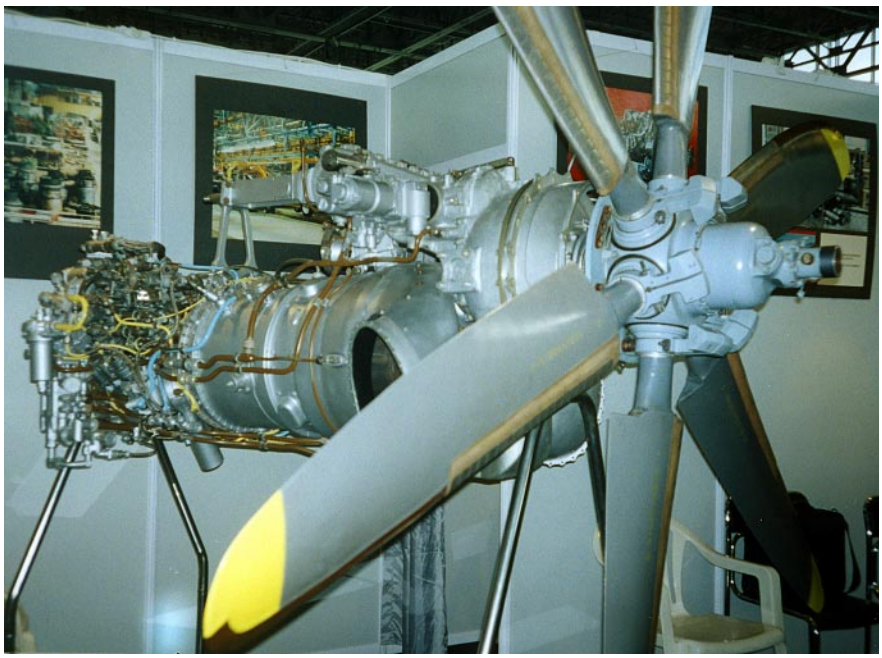
Конструктивная схема TWD-10B [36]

го источника постоянного тока напряжением 27 В.
$N_{э\ взл.}$ = 960 л.с.
$N_{э\ кр.}$ = 510 л.с.
$C_{э\ взл.}$ = 0,255 кг/л.с.ч
$C_{э\ кр.}$ = 0,335 кг/л.с.ч
$\pi_{к\ взл.}$ = 7,4
n = 1745 об./мин.
Gв = 4,58 кг/с
nгг = 29600 об./мин.
Tг = 1160 К
Топливо – Т-1, Т-2, ТС-1, Jet A-1
$M_{дв.}$ = 225 кг
$b_{дв.}$ = 555 мм
$h_{дв.}$ = 900 мм
$L_{дв.}$ = 2060 мм

PZL-10W представляет собой турбовальную модификацию TWD-10B для вертолета PZL Swidnik W-3 "Sokol". Двигатель сертифицирован в США, России, Польше, Германии. Производится в PZL Rzeszow (Польша).
Газогенератор PZL-10W тот же, что и у TWD-10B. Однако турбина имеет одну ступень (количество оборотов уменьшено до 22490 об./мин.), введена "свободная" турбина, модифицирована система подачи топлива и др.
$N_{e\ взл.}$ = 888 л.с.
$N_{e\ макс.}$ = 1134 л.с. (2,5 мин.)
$N_{e\ кр.}$ = 736 л.с. (30 мин.)
$C_{e\ взл.}$ = 0,268 кг/л.с.ч
$M_{дв.}$ = 141 кг
$L_{дв.}$ = 1875 мм
$b_{дв.}$ = 595 мм
$h_{дв.}$ = 765 мм

ТВД-20

авиационный турбовинтовой/турбовальный двигатель



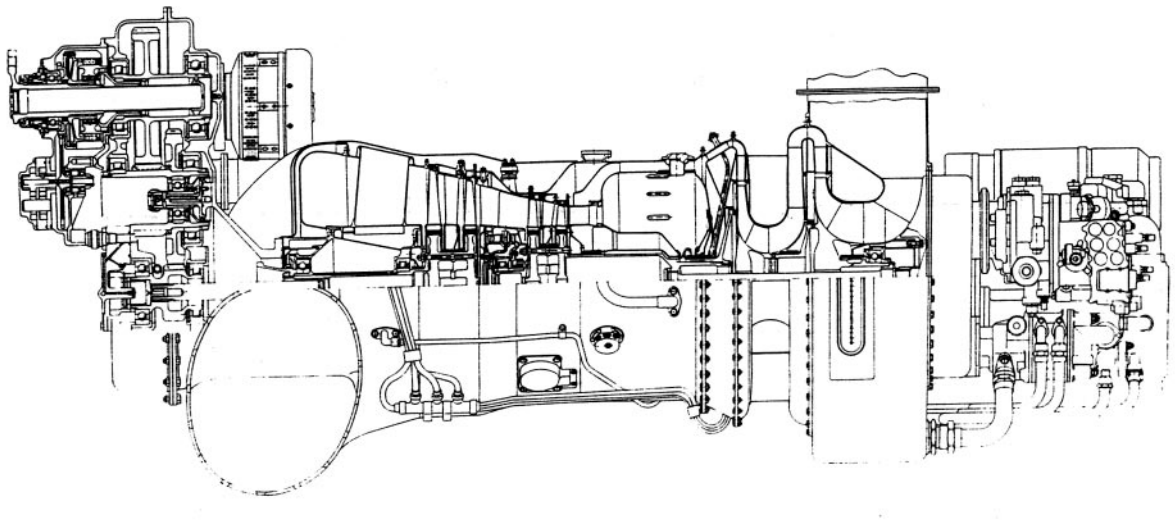
ТВД-20 [1]

Двигатель **ТВД-20** со свободной турбиной предназначен для одно- или двухмоторного многоцелевого самолета с толкающим и тянущим воздушными винтами.
Производится Омским моторостроительным ПО имени П.И.Баранова для установки на самолет Ан-3 и другие самолеты подобного класса.
ТВД-20 оснащен 7-ступенчатым осецентробежным компрессором, кольцевой камерой сгорания с вращающейся форсункой, двухступенчатой неохлаждаемой осевой турбиной компрессора. Свободная турбина также осевая, двухступенчатая. Маслосистема автономная. Воздушный винт флюгерно-реверсивный, низкошумный, шестилопастной, тянущий и толкающий (типа АВ-106, АВ-36). Система управления электронная с резервной гидромеханической частью.
Имеются электронная система контроля и диагностики, встроенный измеритель крутящего момента. Автоматический запуск от источника постоянного тока напряжением 27 В и питание борта постоянным током напряжением 27 В осуществляется с помощью стартера-генератора. Двигатель имеет привод генератора переменного тока мощностью до 16 кВт.
$N_{э\ взл.}$ = 1450 л.с.
$N_{вв\ взл.}$ = 1400 л.с.
n = 1700 об./мин.
$C_{э\ взл.}$ = 0,220 кг/э.л.с.ч
$M_{дв.}$ = 240 кг (с системами запуска, контроля, автоматического и ручного управления)
$L_{дв.}$ = 1900 мм
$b_{дв.}$ = 800 мм
$h_{дв.}$ = 850 мм

Турбовинтовой двигатель **ТВД-20М** со свободной турбиной и тормозом винта предназначен для самолета сельскохозяйственной авиации Ан-3.
Компрессор осецентробежный, число ступеней увеличено на одну по сравнению с базовым генератором. Свободная турбина двухступенчатая. Передача мощности на вал винта осуществляется через редуктор, расположенный за свободной турбиной и соединенный с ней рессорой. Двигатель работает с флюгерно-реверсивным трехлопастным воздушным винтом АВ-17 (реверсивный ВИШ; $D_{вв}$ = 3600 мм; $n_{вв\ взл.}$ = 1590 об./мин., $n_{вв\ кр.}$ = 1200 об./мин; $\eta_{вв}$ = 78%; $M_{вв}$ = 145 кг). Запуск автоматический от двух электростартеров. Питание от бортовых аккумуляторов или аэродромного источника постоянного тока с напряжением 27 В.
Двигатель имеет перевернутую схему, т. е. входное устройство расположено сзади двигателя, а выхлопное устройство и вывод мощности спереди (по полету). На двигателе установлен тор-



Ан-3Т [1]



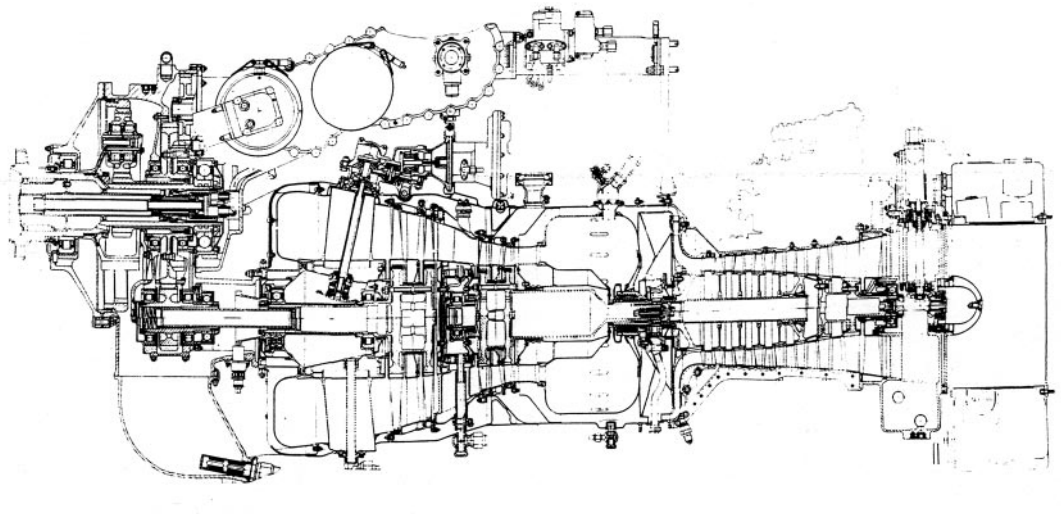
Конструктивная схема ТВД-20В [20]

моз винта, что обеспечивает ценное эксплуатационное свойство самолету – возможность производить заправку средствами для опыления при работающем на малом газу двигателе.
$N_{э\ взл.}$ = 1430 л.с.
$N_{вв\ взл.}$ = 1375 л.с.
n = 1581 об./мин.
$C_{э\ взл.}$ = 0,245 кг/э.л.с.ч
$M_{дв.}$ = 285 кг (с системами запуска, контроля, автоматического и ручного управления)
$L_{дв.}$ = 1770 мм
$b_{дв.}$ = 850 мм
$h_{дв.}$ = 845 мм

ТВД-20В предназначен для многоцелевых вертолетов. Он имеет модульную конструкцию. Оснащен пылезащитным устройством. Автоматический запуск от источника постоянного тока напряжением 27 В и питание борта постоянным током напряжением 27 В осуществляется с помощью стартера-генератора (в генераторном режиме N = 12 кВт). На двигатель устанавливается электронная система автоматического управления. Двигатель оснащен измерителем крутящего момента, автономной маслосистемой. Компрессор центробежный, состоящий из 2-х ступеней. Он создан на базе газогенератора двигателей ТВД-10Б и ВСУ-10.
$N_{чр.}$ = 1500 л.с.
$N_{э\ взл.}$ = 1375 л.с.
n = 3115 об/мин.
$C_{э\ взл.}$ = 0,230 кг/л.с.ч
$M_{дв.}$ = 210 кг
$L_{дв.}$ = 1850 мм
$b_{дв.}$ = 745 мм
$h_{дв.}$ = 855 мм

Двигатель модульной конструкции **ТВД-20-03** создан на базе газогенератора двигателей ТВД-10Б и ВСУ-10 для самолета Ан-38 (воздушный винт АВ-36). Оснащен пылезащитным устройством. Схема двигателя перевернутая, т. е. входное устройство расположено сзади, выхлопное устройство и вывод мощности спереди (по полету). Воздушный винт флюгерно-реверсивный, низкошумный, шестилопастной, тянущий и толкающий (типа АВ-106, АВ-36). Автоматический запуск от источника постоянного тока напряжением 27 В и питание борта постоянным током напряжением 27 В осуществляется с помощью стартера-генератора. В генераторном режиме N = 12 кВт. Маслосистема автономная. Имеет стояночный тормоз винта.
$N_{э.взл.}$ = 1430 л.с.
$N_{вв\ взл.}$ = 1375 л.с.
$M_{дв.}$ = 250 кг (с системами запуска, контроля, автоматического и ручного управления)
n = 1100...1700 об./мин.
$C_{уд.взл.}$ = 0,225 кг/э.л.с.ч
$b_{дв.}$ = 850 мм
$h_{дв.}$ = 845 мм
$L_{дв.}$ = 1900 мм

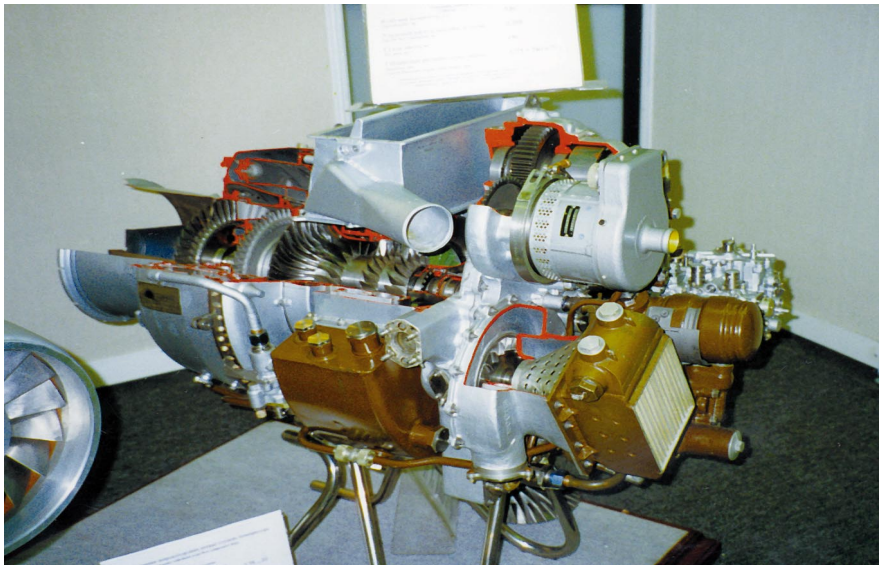
ТВД **ТВД-10М** предназначен для кораблей на воздушной подушке (подъемный и маршевый).



Конструктивная схема ТВД-20-03 [20]

ТВ-0-100

авиационный турбовальный/турбовинтовой двигатель



ТВ-0-100 [12]



Ка-126 [35]

Конструкция двигателя **ТВ-0-100** и его систем разработана ОМКБ и АМНТК "Союз" с учетом технических решений и опыта, накопленного при создании серийно выпускаемых двигателей ТВД-10Б, ВСУ-10 и ТРДД-50.

ТВаД ТВ-0-100 представляет собой низкошумный ГТД модульной конструкции с передним расположением вала отбора мощности для установки на вертолет Ка-126.

Компрессор состоит из двух осевых и одной центробежной ступени. Камера сгорания противоточная. Турбина высокого давления одноступенчатая. Силовая турбина также одноступенчатая.

ТВ-0-100 оборудован встроенным пылезащитным устройством и аварийной системой смазки (обеспечение работы двигателя в течение шести минут). Редуктор оснащен измерителем крутящего момента, муфтой свободного хода.

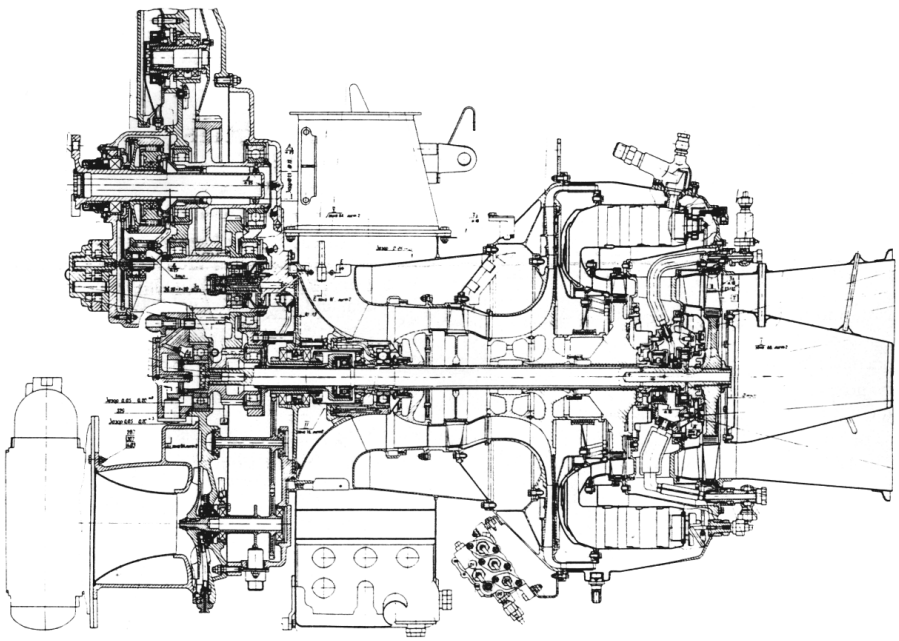
Имеет свободный резервный привод. Оснащен дублированной адаптивной цифровой электронно-гидравлической САУ и гидромеханическим ручным приводом.

Может выпускаться в варианте ТВД, может быть форсирован до $N_{взл.}$ = 1150 л.с., $C_э$ = 0,220 кг/л.с.ч с поддержанием установленной мощности до $t_н$ = +35°С.

ТВ-0-100 прошел сертификационные испытания. Наработка опытных образцов составляет более 8300 часов, включая 400 часов летной наработки.

$N_{e\ взл.}$ = 720 л.с.
$C_{e\ взл.}$ = 0,259 кг/л.с.ч
$N_{e\ кр.}$ = 461 л.с.
$C_{уд.кр.}$ = 0,291 кг/л.с.ч
$G_в$ = 2,66 кг/с
n = 6000 об./мин.
$T_{г\ взл.}$ = 1300 К
$\pi_{к\ взл.}$ = 9,2
$\sigma_{вх}$ = 0,970
$\eta_{кнд}$ = 0,765
$\eta_г$ = 0,980
$\sigma_{кс}$ = 0,950
$\eta_{твд}$ = 0,850
$\eta_{тнд}$ = 0,890
$M_{дв.}$ = 125 кг
$h_{дв.}$ = 780 мм
$b_{дв.}$ = 735 мм
$L_{дв.}$ = 1275 мм

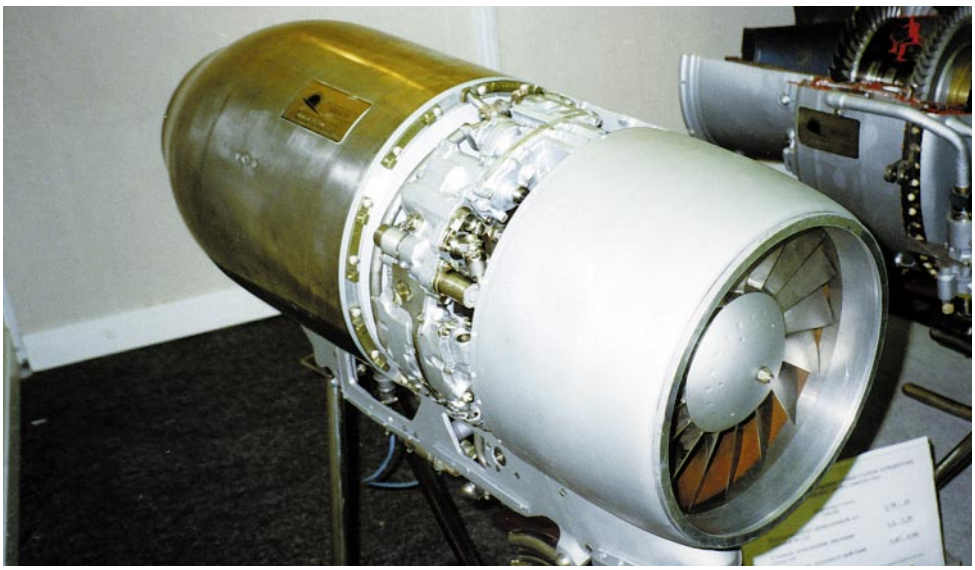
Рассматриваются две модификации ТВ-0-100 тягой 830 л.с. ($T_г$ = 1350 К, $\pi_к$ = 10,2) и 710 л.с. для вертолета Ка-118.



Конструктивная схема ТВ-0-100 [20]

ТРДД-50

авиационный турбореактивный двигатель



ТРДД-50 [12]

Двухконтурный двухвальный двигатель **ТРДД-50** предназначен для легких многоцелевых самолетов, беспилотных летательных аппаратов и мотопланеров.

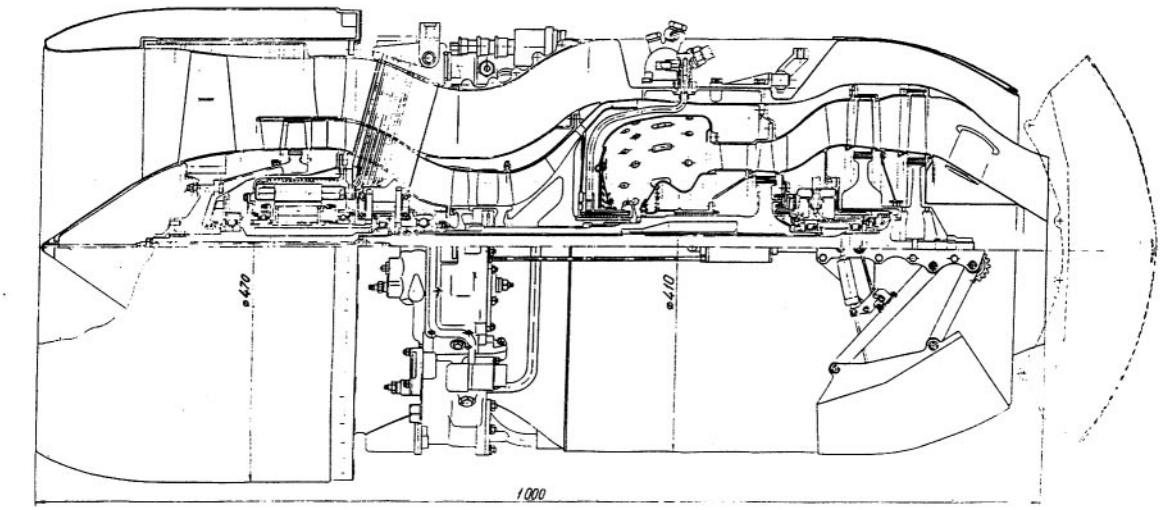
Представляет собой двигатель с соосными валами каскадов низкого и высокого давления. Каскад низкого давления - это одноступенчатый вентилятор с широкохордными лопатками и одноступенчатая осевая турбина. Кольцевая камера сгорания с вращающейся форсункой, которая при минимальном количестве узлов обеспечивает полноту сгорания топлива и хорошую равномерность температурного поля. Маслосистема автономная. Система регулирования электронно-гидравлическая. Встроенный электрогенератор развивает мощность 4 кВт. Двигатель имеет высокую устойчивость при воздействии внешних возмущений.

P_{max} = 450...500 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,65 кг/кгс.ч
$M_{дв.}$ = 95 кг
$D_{дв.}$ = 330 мм
$L_{дв.}$ = 850 мм

Модификация **ТРДД-50М** предназначена для применения на самолетах местных авиалиний. Это двухконтурный, двухвальный, турбореактивный двигатель с соосными валами каскадов высокого и низкого давления, со встроенными системами запуска, электроснабжения, регулирования, смазки.

Каскад низкого давления – одноступенчатый вентилятор с широкохордными лопатками и подпорной ступенью, одноступенчатая осевая турбина. Каскад высокого давления - осециагональный компрессор и одноступенчатая осевая турбина. Кольцевая камера сгорания – с вращающейся форсункой, которая при минимальном количестве узлов обеспечивает полноту сгорания топлива и хорошую равномерность температурного поля. Маслосистема автономная. Система регулирования электронно-гидравлическая. Электрогенератор – встроенный, мощностью 12 кВт.

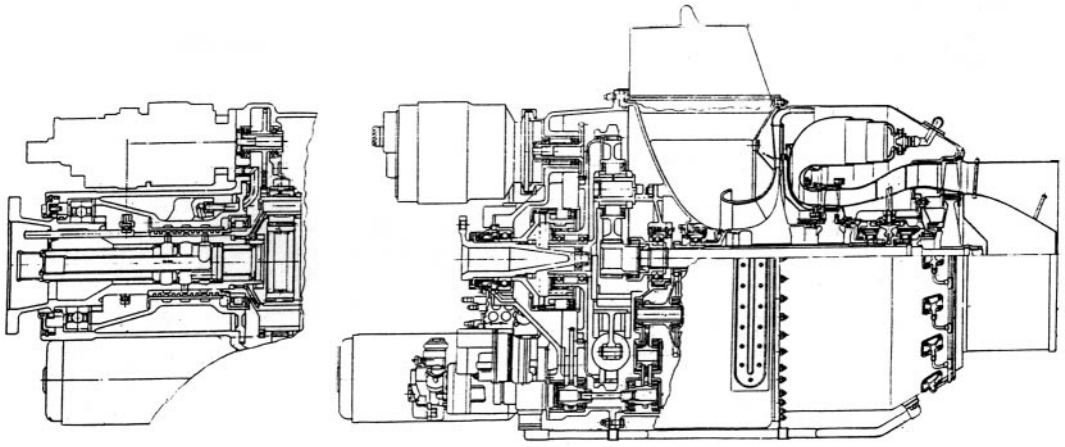
$P_{макс.}$ = 600 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,49 кг/кгс.ч
$M_{дв.}$ = 130 кг
$D_{дв.}$ = 470 мм
$L_{дв.}$ = 1000 мм



Конструктивная схема ТРДД-50М [20]

ГТД-400

авиационный турбовинтовой /турбовальный двигатель



Конструктивная схема ГТД-400 [20]

Конструктивная схема двигателя **ГТД-400**, его узлы и детали выбраны с учетом опыта создания двигателей ТВД-10Б, ВСУ-10 и ТВ-0-100.
Конструкция двигателя модульная. Оборудован пылезащитным устройством. Система автоматического управления электронно-гидравлическая с гидромеханическим резервом, с функциями контроля и диагностики двигателя.
N_e = 350 л.с.
(до $t_н$ = 303 К и $P_н$ = 730 мм.рт.ст.)
$N_{чр.}$ = 500 л.с.
Частота вращения вала:
- вертолетный вариант 6000 об./мин.
- самолетный вариант 1100...2000 об./мин.

$C_{e\ взл.}$ = 0,243 кг/л.с.ч
$M_{дв.}$ = 85 кг
Габаритные размеры 840x420x450 мм
Начало разработки относится к 1994 г.
Окончание планируется на 2001 г.



АООТ
„Опытно-конструкторское бюро моторостроения“

Адрес: 394086 Россия, г. Воронеж, ул. Ворошилова, 22
Тел.: (0732) 771194, 348296
Факс: (0732) 334137

Генеральный директор/Генеральный конструктор - Баканов Анатолий Георгиевич
Заместитель ГД - Антоненков Анатолий Иванович, тел. (0732) 771556
Заместитель ГК - Шерстюков Виктор Дмитриевич, тел. (0732) 348748
Заместитель ГД - Баканов Михаил Анатольевич, тел. (0732) 348669
Коммерческий директор - Сысоев Валерий Алексеевич, тел. (0732) 338603

КБ основано в 1960 г. на базе серийно-конструкторского отдела завода №154 (ныне Воронежский механический завод). В 1963 г. преобразовано в филиал ОКБ А.Г.Ивченко (ныне ЗМКБ "Прогресс"). С 1966 г. КБ снова обрело самостоятельность. В 1960-67 гг. разработан ряд модификаций поршневых двигателей АИ-14 (АИ-14ВФ, АИ-14РФ, АИ-14ЧР). После переключения КБ Ивченко на разработку газотурбинных двигателей ОКБМ самостоятельно продолжило развитие вышеуказанного двигателя, но уже в варианте М-14.
В 1960-73 гг. КБ возглавлял И.М.Веденеев. А.Г.Баканов руководит предприятием с 1973 г.
ОКБМ специализируется на разработке поршневых двигателей воздушного охлаждения, а также главных вертолетных редукторов ВР-226, ВР-60А и ХВР-600А, редукторных механизмов РШ-38, РШ-41, РШ-43.
Разработки используются следующими предприятиями: "ОКБ имени А.С.Яковлева", "ОКБ Сухого", АО "АВИАКОР", АО "Камов", "МВЗ имени М.Л.Миля", "АНТК имени А.Н.Туполева", "ЭМЗ имени В.М.Мясищева", "АК имени С.В.Ильюшина", "ОКБ имени Микояна", ОКБ "Крылья", ООО "Техноавиа", НПО "Молния", АО "Авиа, Лтд.", КБ "Тайфун", ОКБ "Пегас", НПК "САУ" и др.

Материалы главы подготовлены на основе рекламных материалов и согласованы с разработчиком.

М14

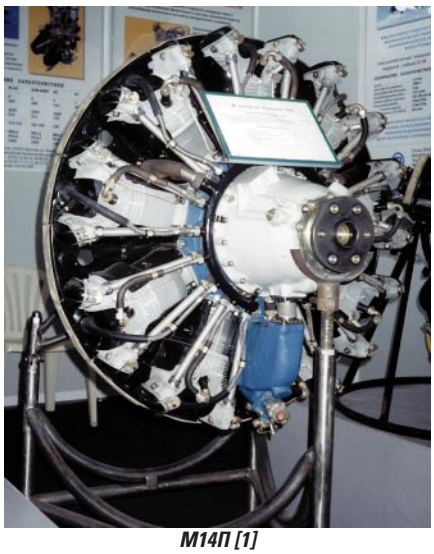
авиационный поршневой двигатель



Су-26 [2]



Як-58 [1]



М14П [1]



Су-29 [2]



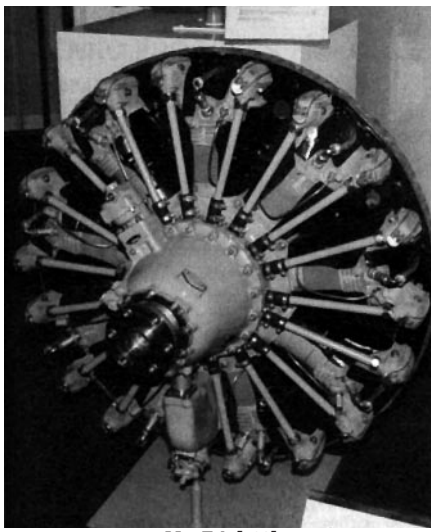
Як-54М [1]



Су-31 [2]



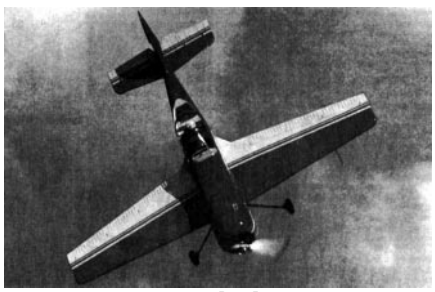
Як-18Т [2]



М14ПФ [103]



СМ-92 "Финист" [1]



И-3 [103]

Авиационный поршневой 9-цилиндровый четырехтактный двигатель воздушного охлаждения **М14П** может эксплуатироваться на самолетах в прямом и перевернутом положении.

Общие характеристики двигателей семейства М14П:

$n_{коленчатого\ вала}$ = 2950 об./мин.

$M_{дв.}$ = 214 кг

$D_{дв.}$ = 985 мм

$L_{дв.}$ = 924 мм

Межремонтный ресурс 1000 часов

Модификации М14Х, М14ПТ, М14ПФ, М14ПС, М14ПР, М14ПМ/ПМ1, М14СХ, М9Ф/ФТ предназначены для установки на спортивно-акробатических, административных и сельскохозяйственных самолетах.

М14Х имеет вал с гладким фланцем, оснащен системой автоматизированного запуска и удаления конденсата. Устанавливается на самолетах Су-26, Су-29, Су-31, Як-54, Т-401, СМ-92 "Финист".

$N_{эф.}$ = 360 л.с.

$C_{е\ взл.}$ = 0,210 кг/л.с.ч

$M_{уд.}$ = 0,594 кг/л.с.

М14ПМ - это двигатель с толкающим воздушным винтом без редуктора, измененным оребрением головок цилиндров для улучшения охлаждения. Применяется на самолете "Молния-1".

$N_{эф.}$ = 315 л.с.

$C_{е\ взл.}$ = 0,210 кг/л.с.

$n_{вала\ вв}$ = 2575 об./мин.

$M_{уд.}$ = 0,66 кг/л.с.

На **М14ПМ1** установлен модернизированный редуктор. Устанавливается на самолете "Молния-1".

$N_{эф.}$ = 360 л.с.

$C_{е\ кр.}$ = 0,210 кг/л.с.ч

$n_{вала\ вв}$ = 2600 об./мин.

М14ПТ имеет вал с гладким фланцем. Оснащается толкающим воздушным винтом. Установлен генератор мощностью 6 кВт. Имеется дополнительный при-



"Молния-01" [1]



Су-38 [6]

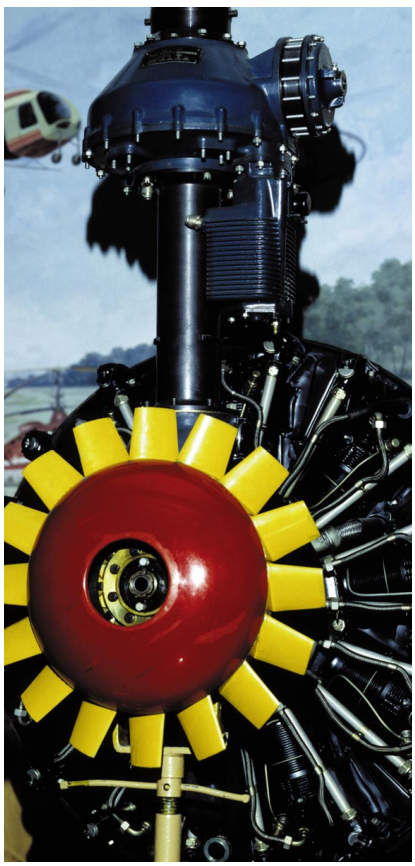


А-27 "Лагуна" [1]

вод отбора мощности до 5 кВт на компрессор системы кондиционирования. Область применения - самолет Як-58.
$N_{эф.}$ = 360 л.с.
$C_{е\ кр.}$ = 0,210 кг/л.с.ч
$n_{вала\ вв}$ = 1900 об./мин.
$M_{уд.}$ = 0,6 кг/л.с.
Поршневой, четырехтактный ПД воздушного охлаждения **М14ПФ** может эксплуатироваться на самолетах в прямом и перевернутом положениях. По сравнению с базовым двигателем изменена конструкция приводного нагнетателя. Область применения - многоцелевые и спортивные самолеты Су-26М, Су-29, Су-31, Су-31М, С-84, Як-18Т, Як-50, Як-52, Як-54, Як-55, Як-58, СМ-92 "Финист", Pitts, Hellio Courier.
$N_{эф.}$ = 400 л.с.
$C_{е\ кр.}$ = 0,215 кг/л.с.ч
$n_{вала\ вв}$ = 1975 об./мин.
$M_{дв.}$ = 214 кг
Габаритные размеры 985 х 924 мм
В **М14ПР** изменена конструкция генератора и введен отбор топлива для струйных насосов. Применение – самолет Т-401.
$N_{эф.}$ = 360 л.с.
$C_{е\ взл.}$ = 0,210 кг/л.с.ч
$M_{уд.}$ = 0,6 кг/л.с.
В **М14ПС** изменена конструкция привода генератора. Вал с гладким фланцем. Предназначен для самолета Ту-24СХ.
$N_{эф.}$ = 360 л.с.
$C_{е\ взл.}$ = 0,210 кг/л.с.ч
$M_{уд.}$ = 0,594 кг/л.с.
На **М14СХ** установлен электростартер гидронасоса и дополнительный генератор. Предназначен для самолета Су-38.
$N_{эф.}$ = 360 л.с.
$C_{е\ взл.}$ = 0,210 кг/л.с.ч
$M_{уд.}$ = 0,615 кг/л.с.
М9Ф/М9ФТ – 9-цилиндровый двигатель. Применение - спортивные, административные и сельскохозяйственные самолеты.
$N_{эф.}$ = 400 л.с.
$C_{е\ кр.}$ = 0,185...195 кг/л.с.ч

M14B26

авиационный поршневой двигатель



M14B26 [32]

M14B26 представляет собой четырехтактный двигатель воздушного охлаждения с карбюраторным смесеобразованием. Он имеет 9 цилиндров, расположенных звездообразно в один ряд, планетарный редуктор, центробежный нагнетатель и вентилятор принудительного охлаждения цилиндров. Область применения - вертолеты Ка-26, амфибийный катер на воздушной подушке "Барс", дирижабли, легкий самолет АС-2.
Выпускался на Воронежском механическом заводе и на заводе Aerostar в Румынии.
$N_{эф.}$ = 325 л.с.
$n_{выводного\ вала}$ = 865 об./мин.
$C_{уд.кр.}$ = 0,220 кг/л.с.ч
$M_{дв.}$ = 254 кг
Габаритные размеры 1102 х 985 мм
Высотная модификация **M14B26B1** мощностью 370 л.с. предназначена для вертолета Ми-34.
$n_{взл.}$ = 2620 об./мин.
$M_{дв.}$ = 255 кг
η = 80%
$D_{дв.}$ = 1105 мм
На самолете АС-2 двигатель **M14B26 Авиа** работает с реверсивным ВИШ АВ-83АС.



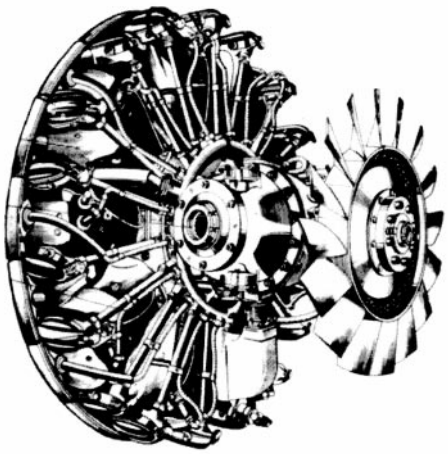
Ка-26 [2]

М14В1

авиационный поршневой двигатель

Поршневой, четырехтактный двигатель воздушного охлаждения, с карбюраторным смесеобразованием **М14В1** имеет 9 цилиндров, расположенных звездообразно в один ряд, планетарный редуктор, центробежный нагнетатель и вентилятор принудительного охлаждения цилиндров.

ПД М14В1 разработан для вертолетов Ми-34С и модификации вертолетов Ка-26.
$N_{макс.}$ = 360 л.с.
$n_{выводного\ вала}$ = 865 об./мин.
$С_{уд.кр.}$ = 0,220 кг/л.с.ч
$М_{дв.}$ = 254 кг
Габаритные размеры 1102 х 985 мм



М14В1 [103]

М14В2

авиационный поршневой двигатель



Ми-34А [31]

Четырехтактный двигатель воздушного охлаждения с карбюраторным смесеобразованием **М14В2** имеет 9 цилиндров, расположенных звездообразно в один ряд, планетарный редуктор, центробежный нагнетатель и вентилятор принудительного охлаждения цилиндров.

Применяется на вертолете Ми-34А, амфибийном катере на воздушной подушке "Барс", дирижаблях.
Выпускается на Воронежском механическом заводе.
$N_{эф.}$ = 400 л.с.
$n_{выводного\ вала}$ = 865 об./мин.
$С_{уд.кр.}$ = 0,190 кг/л.с.ч
$М_{дв.}$ = 254 кг
Габаритные размеры 1102 х 985 мм

М16

авиационный поршневой двигатель

Четырехтактный двигатель **М16** воздушного охлаждения с непрерывным впрыском топлива, тянущим воздушным винтом имеет 8 цилиндров, которые расположены Х-образно.
Двигатель находится в стадии разработки.

$N_{эф.}$ = 300 л.с.
$n_{выводного\ вала}$ = 2800 об./мин.
Направление вращения выводного вала (смотреть со стороны двигателя на винт) – по движению часовой стрелки
$С_{уд.кр.}$ = 0,180 кг/л.с.ч

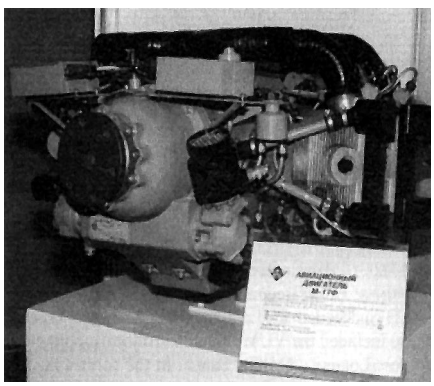
$М_{дв.}$ = 150 кг
Габаритные размеры 720х720х950 мм
Область применения - спортивные самолеты Як-56 и Як-57.

М17

авиационный поршневой двигатель

Четырехтактный двигатель воздушного охлаждения **М17** со впрыском топлива низкого давления и электрозапуском имеет 4 цилиндра, расположенных напротив друг друга.
Область применения - самолет-амфибия Бе-103, самолеты Ил-103 и Як-112.
$N_{эф.}$ = 175 л.с. (предусмотрено форсирование до 200 л.с.)
$n_{выводного\ вала}$ = 2950 об./мин.
Направление вращения выводного вала (смотреть со стороны двигателя на винт) – по движению часовой стрелки
$С_{уд.кр.}$ = 0,175 кг/л.с.ч
$М_{дв.}$ = 118 кг
Габаритные размеры 550 х 830 х 1000 мм

М17Ф - форсированная модификация М17 для самолета-амфибии Бе-103, самолетов Ил-103, Як-112, Ту-34, экраноплана РТ-6.
$N_{эф.}$ = 250 л.с.
$С_{уд.кр.}$ = 0,185 кг/л.с.ч
$М_{дв.}$ = 163 кг
Габаритные размеры 600 х 830 х 900 мм



М17Ф [103]

М18

авиационный поршневой двигатель

Двухтактный карбюраторный двухцилиндровый двигатель **М18-01** с запуском от ручного стартера применяется на сверхлегких ЛА и мотодельтапланах.
$N_{эф.}$ = 40 л.с.
$n_{выводного\ вала}$ = 2200 об./мин.
Направление вращения выводного вала (смотреть со стороны двигателя на винт) – по движению часовой стрелки
$C_{уд.кр.}$ = 0,350 кг/л.с.ч
$M_{дв.}$ = 13,7 кг
Габаритные размеры 305 х 408 х 285 мм
Модификация **М18-02** мощностью 55 л.с. может запускаться и от электростартера.



М18-02 [103]

М3

авиационный поршневой двигатель

Четырехтактный двигатель **М3** воздушного охлаждения с тянущим винтом имеет 3 цилиндра, расположенные звездообразно.
Область применения - самолет СЛ-90.
Воздушный винт - ВМ-3-0.
Подготовка к производству проводится на Воронежском механическом заводе.
$N_{эф.}$ = 105 л.с.
$n_{выводного\ вала}$ = 2800 об./мин.
Направление вращения выводного вала (смотреть со стороны двигателя на винт) – против движения часовой стрелки
$C_{уд.кр.}$ = 0,215 г/л.с.ч
Габаритные размеры 965 х 624 мм

М25

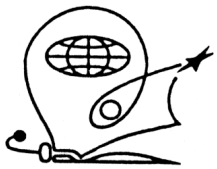
авиационный поршневой двигатель

М25 – четырехтактный звездообразный девятицилиндровый двигатель воздушного охлаждения со впрыском топлива, системой автоматического управления. Запуск двигателя осуществляется электростартером или сжатым воздухом. На двигатель может быть установлен генератор 3 или 6 кВт.
Область применения – учебно-тренировочные, транспортные, пассажирские самолеты: Як-18Т, Як-54, Як-55М, Як-58, Су-26, СМ-92 "Финист", Т-401, М-500, "Молния-1" и др.
Выпускается на Воронежском механическом заводе.
$N_{эф.}$ = 450 л.с.
$C_{уд.кр.}$ = 0,185 кг/л с.ч
$n_{вала\ вв}$ = 1900 об./мин.
Направление вращения вала воздушного винта (смотреть со стороны двигателя на винт) - против часовой стрелки
$M_{дв.}$ = 215 кг
$D_{дв.}$ = 985 мм
$h_{дв.}$ = 1150 мм
Модификация **М25-01** оснащена турбокомпрессором для поддерживания мощности двигателя до расчетной высоты полета.

М29

авиационный поршневой двигатель

Двухтактный 4-цилиндровый двигатель **М29** с оппозитным расположением цилиндров воздушного (принудительного) охлаждения, с электрозапуском и редуктором применяется на самолете "Авиатика-890", беспилотных ЛА, сверхлегких ЛА и мотодельтапланах.
Направление вращения выводного вала (смотреть со стороны двигателя на винт) – против движения часовой стрелки
Габаритные размеры 495 х 470 х 450 мм
$N_{эф.}$ = 75 л.с.
$M_{дв.}$ = 53 кг
$C_{уд.кр.}$ = 0,350 кг/л.с.ч
$n_{выводного\ вала}$ = 2500 об./мин.



ГП „Научно-исследовательский институт машиностроения“

Адрес: 624610 Россия, г. Нижняя Салда Свердловской обл., ул. Строителей, 72
Тел.: (34345) 36497
Факс: (34345) 31703
Телетайп: 348172 ОМУЛЬ

Директор - Некрасов Борис Алексеевич

Направления работ НИИМаш в настоящее время:
• Ракетные двигатели малой тяги;
• Испытания ЖРД на криогенном топливе кислород+водород тягой до 3000 кН;
• Агрегаты РДМТ (соленоидные электромагнитные клапаны, стабилизаторы расхода);
• Устройства для термической резки тугоплавких легированных металлов, сплавов и материалов и др.

Материалы по НИИ машиностроения подготовлены по рекламным материалам предприятия, полученным на аэросалоне МАКС-99.

РДМТ-0.8

жидкостный ракетный двигатель малой тяги

РДМТ-0.8 предназначен для использования в системах управления движением спутников серии "Космос".
Рабочие тела - азот, гелий
$P_п$ = 0,0000816 тс (0,8 Н)
Удельный импульс в непрерывном режиме 700/1600 м/с

Время набора тяги до 0,9 от номинального значения – 0,01 с
Время спада тяги до 0,1 от номинального значения – 0,008 с
Токопотребление при U = 27 В – 0,1 А
Напряжение питания клапанов 20...34 В
$M_{дв.}$ = 0,1 кг



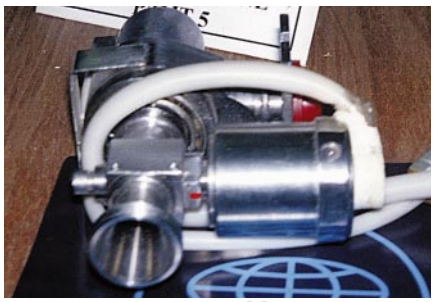
РДМТ-0.8 [1]

РДМТ-5

жидкостный ракетный двигатель малой тяги

РДМТ-5 предназначен для использования в средствах передвижения космонавтов в открытом космосе.
Рабочее тело – воздух
$P_п$ = 0,00051 тс (5 Н)
Удельный импульс в непрерывном режиме 700 м/с

Время набора тяги до 0,9 от номинального значения – 0,025 с
Время спада тяги до 0,1 от номинального значения – 0,020 с
Токопотребление при U = 27 В – 0,2 А
Напряжение питания клапанов 20...34 В
$M_{дв.}$ = 0,35 кг



РДМТ-5 [1]

РДМТ-100

жидкостный ракетный двигатель малой тяги

РДМТ-100 предназначен для использования в системах управления движением спутников серии "Космос", орбитальных станций "Мир" и "Салют", КК "Союз-Т", "Союз-ТМ", "Прогресс".
Рабочие тела - тетраоксид азота и НДМГ
$P_п$ = 0,0102 тс (100 Н)
Удельный импульс в непрерывном режиме 2550 м/с

Время набора тяги до 0,9 от номинального значения – 0,03 с
Время спада тяги до 0,1 от номинального значения – 0,03 с
Токопотребление при U = 27 В – 1 А
Напряжение питания клапанов 20...34 В
$M_{дв.}$ = 1,2 кг



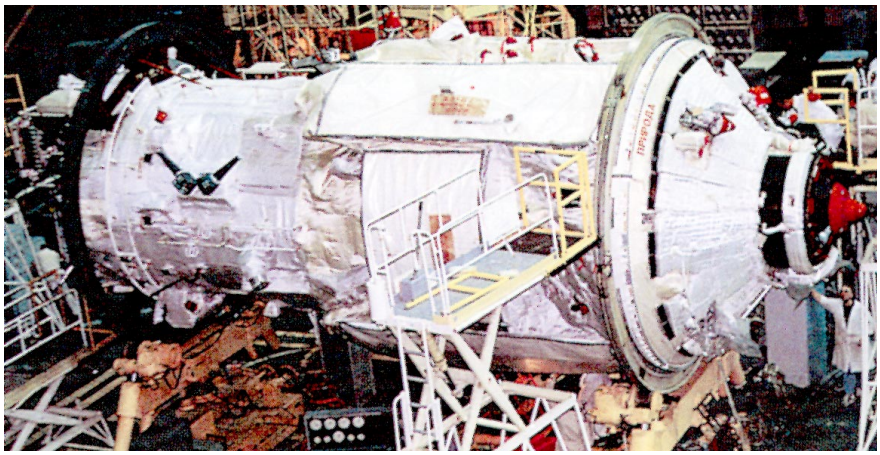
РДМТ-100 [1]

РДМТ-12

жидкостный ракетный двигатель малой тяги



РДМТ-12 [1]

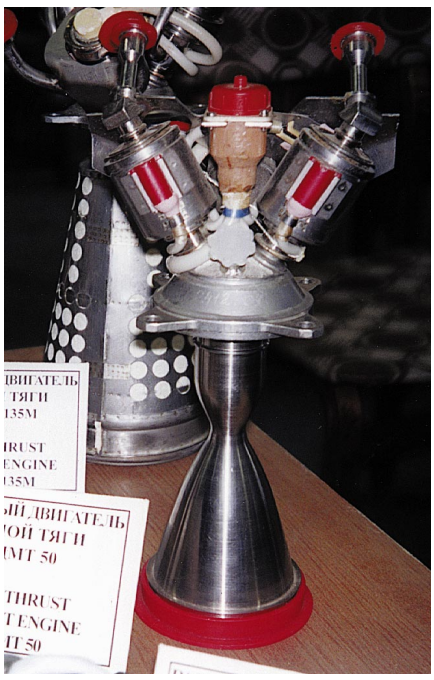


Модуль "Природа" [61]

РДМТ-12 предназначен для систем управления движением КА "Квант", "Кристалл", "Спектр", "Природа", "Алмаз".
Рабочие тела - тетраоксид азота и НДМГ
$P_п$ = 0,00122 тс (12 Н)
Удельный импульс в непрерывном режиме 2740 м/с
Время набора тяги до 0,9 от номинального значения – 0,015 с
Время спада тяги до 0,1 от номинального значения – 0,010 с
Токопотребление при U = 27 В – 0,2 А
Напряжение питания клапанов 20...34 В
$M_{дв.}$ = 0,55 кг

РДМТ-50

жидкостный ракетный двигатель малой тяги

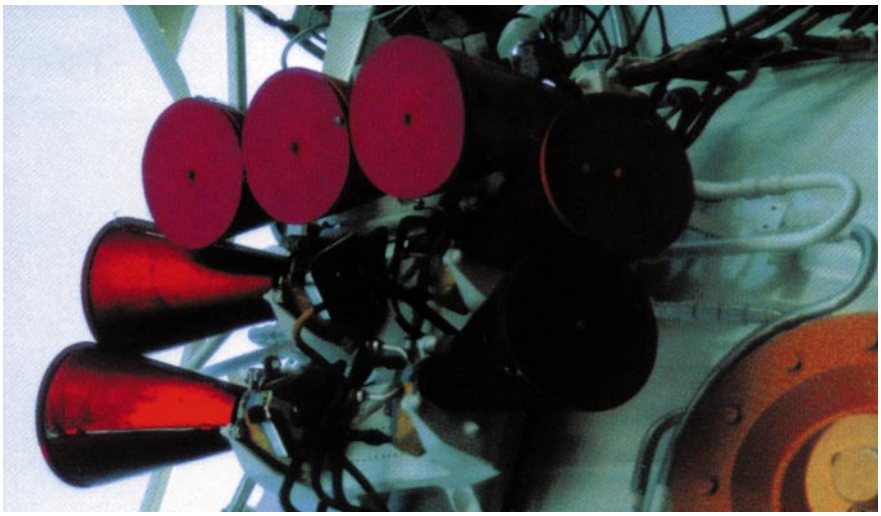


РДМТ-50 [1]

Предназначен для использования в системах управления движением спутников серии "Космос".
Рабочие тела - тетраоксид азота и НДМГ
$P_п$ = 0,0051 тс (50 Н)
Удельный импульс в непрерывном режиме 2500 м/с
Время набора тяги до 0,9 от номинального значения – 0,03 с
Время спада тяги до 0,1 от номинального значения – 0,03 с
Токопотребление при U = 27 В – 1 А
Напряжение питания клапанов 20...34 В
$M_{дв.}$ = 1,0 кг

РДМТ-135

жидкостный ракетный двигатель малой тяги



Блок корректирующих ЖРД [62]



РДМТ-135М [1]

РД-135 предназначен для использования в системах управления движением спутников серии "Космос", орбитальных станций "Мир" и "Салют", КК "Союз-Т", "Союз-ТМ", "Прогресс".
Рабочие тела - тетраоксид азота и НДМГ
$P_п$ = 0,0138 тс (135 Н)
Удельный импульс в непрерывном режиме 2550 м/с
Время набора тяги до 0,9 от номинального значения – 0,03 с
Время спада тяги до 0,1 от номинального значения – 0,03 с
Токопотребление при U = 27 В – 1 А
Напряжение питания клапанов 20...34 В
$M_{дв.}$ = 1,2 кг
Модификация **РД-135М** предназначена также для использования в системах управления движением спутников серии "Космос", орбитальных станций "Мир" и "Салют", КК "Союз-Т", "Союз-ТМ", "Прогресс".
Рабочие тела - тетраоксид азота и НДМГ
$P_п$ = 0,0138 тс (135 Н)
Удельный импульс в непрерывном режиме 2900 м/с
Время набора тяги до 0,9 от номинального значения – 0,03 с
Время спада тяги до 0,1 от номинального значения – 0,03 с
Токопотребление при U = 27 В – 1 А
Напряжение питания клапанов 20...34 В
$M_{дв.}$ = 1,5 кг

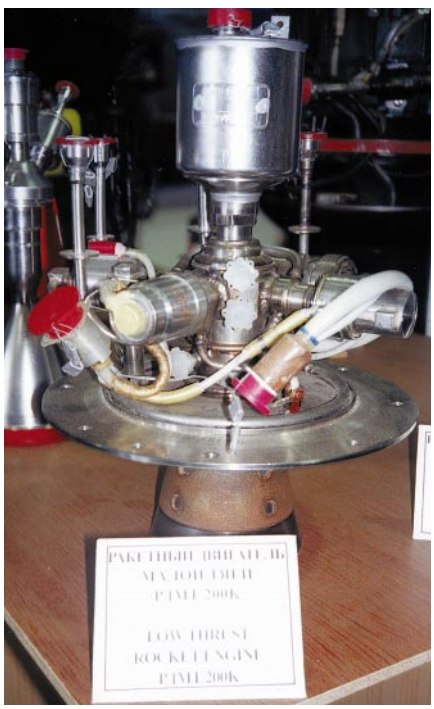
РДМТ-200

жидкостный ракетный двигатель малой тяги



МТКС "Буран" [60]

ЖРДМТ **РДМТ-200** предназначен для использования в системах управления движением КА "Алмаз".
Рабочие тела - тетраоксид азота и НДМГ
$P_п$ = 0,0204 тс (200 Н)
Удельный импульс в непрерывном режиме 2500 м/с
Время набора тяги до 0,9 от номинального значения – 0,03 с
Время спада тяги до 0,1 от номинального значения – 0,03 с
Токопотребление при U = 27 В – 2 А
Напряжение питания клапанов 20...34 В
$M_{дв.}$ = 2,0 кг
ЖРДМТ **РД-200К** предназначен для использования в системах управления движением многоразовой транспортной космической системы" Буран".
Рабочие тела - газообразный кислород и керосин
$P_п$ = 0,0204 тс (200 Н)
Удельный импульс в непрерывном режиме 2600 м/с
Время набора тяги до 0,9 от номинального значения – 0,05 с
Время спада тяги до 0,1 от номинального значения – 0,06 с
Токопотребление при U = 27 В – 2,5 А
Напряжение питания клапанов 20...34 В
$M_{дв.}$ = 5,5 кг



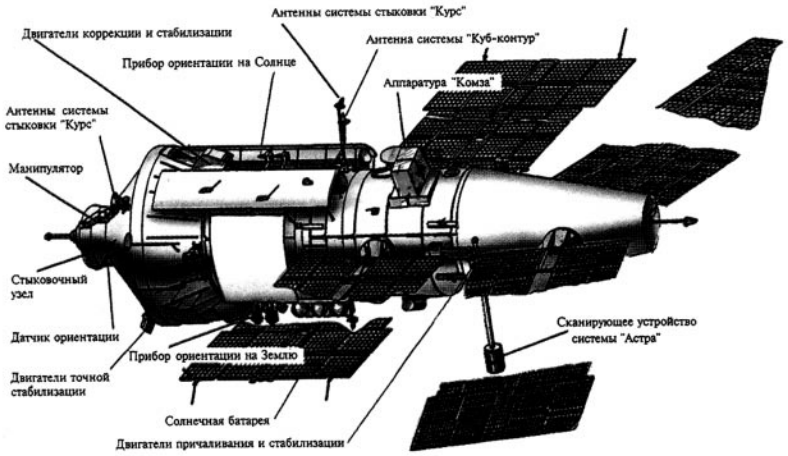
РДМТ-200К [1]

РДМТ-400

жидкостный ракетный двигатель малой тяги



РДМТ-400 [1]



Модуль "Спектр" [61]

Предназначен для использования в системах управления движением КА "Квант", "Кристалл", "Спектр", "Природа", "Алмаз".
Рабочие тела - тетраоксид азота и НДМГ

$P_п$ = 0,0408 тс (400 Н)
Удельный импульс в непрерывном режиме 2500 м/с
Время набора тяги до 0,9 от номинального значения – 0,03 с

Время спада тяги до 0,1 от номинального значения – 0,03 с
Токопотребление при U = 27 В – 2 А
Напряжение питания клапанов 20...34 В
$M_{дв.}$ = 2,5 кг



АОЗТ „Научно-исследовательский конструкторско-технологический институт турбокомпрессостроения, АООТ „Невский завод“

АОЗТ "НИКТИТ"

Адрес: 193019 Россия, г. Санкт-Петербург, а/я 16
Тел.: (812) 567-9530
Факс: (812) 567-9530

Генеральный директор - Шайдак Борис Павлович

Основанное в 1949 г. конструкторское бюро разработало более 400 типов машин различного назначения.
Входит в состав АООТ "Невский завод".

АООТ "Невский Завод"

Адрес: 193029 Россия, г. Санкт-Петербург, пр-т Обуховской обороны, 51
Тел.: (812) 567-7793
Факс: (812) 567-6484

Генеральный директор - Смирнов Евгений Александрович

Завод основан в 1857 г. Изготовил более 10000 агрегатов по проектам НИКТИТ.

Деятельность НИКТИТ и "Невского завода" в настоящее время:
• Исследования и конструкторские разработки, изготовление, поставка, экспертиза технического состояния и продление ресурса центробежных и осевых компрессоров, нагнетателей, газотурбинных установок, паровых турбин, редукторов, теплообменников, устройств шумоглушения и воздухоочистки, вспомогательного оборудования.
• Ремонт, модернизация и все виды испытаний.

Информация по разработкам АОЗТ "НИКТИТ" предоставлена самим разработчиком.

Газовые турбины

"Невский завод" является крупнейшим производителем стационарных газовых турбин для различных отраслей промышленности.

По лицензии "Невского завода" Брненский завод (Чехия) производит газовые турбины типа ГТ-750-6, а завод "Дальэнергомаш" (Хабаровск, Россия) - технологические газовые турбины для циклов производства слабой азотной кислоты.

На газоперекачивающей станции "Мокроус" ДАО "Югтрансгаз" прошел испытания головной газоперекачивающий агрегат "Волга", созданный специалистами "Невского завода" на базе нового газотурбинного двигателя мощностью 16 МВт с КПД 32,5%.

При проектировании были подвергнуты реконструкции критические узлы прототипов, исходя из опыта изготовления и эксплуатации более тысячи агрегатов, суммарная наработка которых превышает 60 млн. часов, а наработка отдельных агрегатов более 120 тыс. часов.

Все газотурбинные двигатели проектируются по схеме открытого термодинамического цикла с регенерацией тепла уходящих газов. Турбина и осевой компрессор монтируются на общей раме и транспортируются единым блоком. Рама служит одновременно маслобаком.

Основываясь на принятой концепции, в АО "НИКТИТ" спроектирован новый ГТД типа "Надежда" мощностью 16 МВт с КПД 43% с регенерацией тепла уходящих газов и промежуточным охлаждением в осевом компрессоре.

Вновь проектируемые в АО "НИКТИТ" двигатели в первую очередь предназначаются для привода нагнетателей природного газа и планируются на замену выработавших свой ресурс агрегатов типа ГТК-10, поэтому все компоновки агрегатов предусматривают минимальные капитальные затраты в период монтажа и наладки, а агрегат типа ГТНР-16 "Волга" имеет также однотипные с ГТК-10 подсоединительные размеры к внешним трактам и смонтирован на идентичной раме, что позволяет монтировать агрегат на старую конструкцию.

Газовые турбины НЗЛ и вспомогательное оборудование имеют следующие ресурсные показатели:

- средний ресурс между ревизиями - не менее 12000 часов при числе пусков не более 40;
- средний ресурс между ремонтами - не менее 25000 часов при числе пусков не более 80;
- полный ресурс - не менее 100000 часов при числе пусков не более 320.

Снижение ресурсов при числе пусков, превышающем указанное, составляет 100 часов после каждого аварийного останова и 50 часов - после каждого нормального.

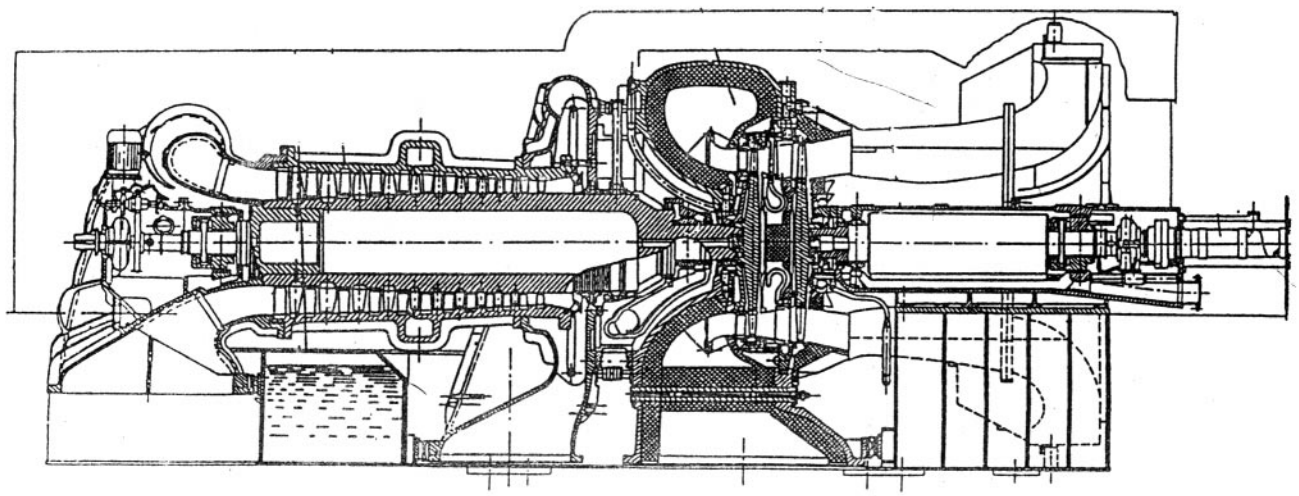
Представляет интерес сравнение стационарных регенеративных ГТУ "Невского завода" и ГТУ авиационного типа.

Стационарные газовые турбины обладают следующими достоинствами: высокая экономичность при умеренных начальных параметрах в регенеративной схеме, простота конструкции вследствие невысоких начальных параметров, высокая надежность и высокие ресурсные показатели газовой турбины вследствие невысоких начальных параметров, возможность ревизии и ремонта непосредственно на месте эксплуатации, простота в обслуживании и эксплуатации, сравнительно невысокая квалификация ремонтного персонала, невысокие затраты на запчасти и ремонтно-техническое обслуживание. К недостаткам стационарных ГТУ относятся: высокие массогабаритные показатели оборудования, сравнительно большие затраты на строительство вследствие подвальной компоновки.

Газовые турбины авиационного типа имеют следующие достоинства: высокая экономичность при высоких начальных параметрах, невысокие массогабаритные показатели оборудования, сравнительно меньшие капитальные затраты на строительство в связи с возможностью применения контейнерной компоновки. К числу недостатков таких турбин следует отнести: сравнительно невысокие ресурсные показатели, сложность конструкции вследствие высоких начальных параметров, невозможность ремонта на месте эксплуатации, ремонт возможен только в условиях завода или специальной ремонтной базы, высокие затраты на ремонт вследствие сложной конструкции и транспортных расходов, необходимость иметь резервный газогенератор на станции.

В настоящее время резко повышается доля выработки электроэнергии в общем энергетическом балансе за счет газовых турбин. Наблюдается тенденция роста как установленной мощности, так и единичной мощности турбин. Основными причинами этого являются: быстрая реакция на изменение нагрузки, работа на двух топливах, низкая первоначальная стоимость (по сравнению с паровыми турбинами), быстрая поставка, легкость глушения, отсутствие зависимости от охлаждающей воды, надежность, возможность быстрого запуска, относительно малая площадь, требуемая для строительной площадки электростанции, сокращение пика нагрузки в моменты большого спроса, относительно небольшой срок ремонта, возможность утилизации тепла уходящих газов (применение бойлеров или паровых котлов).

Исходя из этого АО "НИКТИТ" ведет конструкторские проработки по применению газовых турбин производства "Невского завода" для выработки



Конструктивная схема ГТНР-21 [39]

электроэнергии. Первый опыт применения агрегата ГТЭР-12, созданного на базе приводной газовой турбины ГТК-10, показал уверенные результаты. Агрегат работал в Аргентине более года и оправдал проектные показатели. В настоящее время идет конструкторская проработка применения газовых турбин мощностью 10, 12, 16 и 30 МВт для привода электрогенератора, прорабатывается применение этих турбин в цикле ПГУ. Одной из основных задач в применении газовых турбин "Невского завода" для привода генератора является создание низкотоксичной камеры сгорания на двух видах топлива.

В период с 1976 по 1984 гг. "Невским заводом" по проектам "НИКТИТ" была выпущена серия газотурбинных агрегатов типа ГТТ-12 и КМА-2 на базе ГТУ типа ГТК-10. Эти агрегаты работают в технологическом цикле производства слабой азотной кислоты на агрессивных средах, поэтому ресурс таких агрегатов несколько снижен по отношению к прототипу в течение ближайших пяти-шести лет они потребуют замены. Исходя из этого, АО "НИКТИТ" спроектирован новый технологический агрегат типа КМА-4 для замены выработавших свой ресурс агрегатов ГТТ-12 и КМА-2. При конструкторской проработке были учтены все замечания, выявленные в период эксплуатации прототипов, а подача пара, как части рабочего тела, в значительной мере улучшит экологическую характеристику агрегатов.

В условиях работы на современном рынке газовых турбин в СНГ нельзя не учитывать сложившуюся экономическую ситуацию, поэтому модернизация, продление ресурса и капитальный ремонт работающих агрегатов занимает приоритетное направление в АО "НИКТИТ". Был выполнен проект модернизации агрегата ГТК-10 совместно с ТОО "АВВ-Невский" и ГП "Невмашсервис".

Основной целью модернизации является создание новых агрегатов типа ГТК-10М на базе бывших в эксплуатации и требующих замены агрегатов типа ГТК-10.

Газотурбинные двигатели агрегатов типа ГТК-10, выработавшие свой ресурс или заменяющиеся на новые, демонтируются и передаются на завод-изготовитель, где проводятся работы по капитальному ремонту и изготовлению модернизированных узлов. На заводе-изготовителе проводятся следующие работы: разборка двигателя и полная дефектация, разборка ремонтной документации, разборка конструкторской документации на модернизированные узлы, изготовление модернизированных и пришедших в негодность узлов, сборка агрегата на заводском стенде, проведение комплексных испытаний головного агрегата и горячая прокрутка серийных агрегатов, консервация, упаковка и отправка агрегата Заказчику. После проведения модернизации первых агрегатов на заводе-изготовителе создается обменный фонд для планомерной замены агрегатов типа ГТК-10 на ГТК-10М.

Экологические характеристики агрегата улучшаются за счет применения комбинированных (так называемых гибридных) двухканальных горелок, в одном из каналов в которых заранее готовится и затем подается в зону горения топливно-воздушная смесь. При этом концентрация оксидов азота и выхлопных газов не превышает 50 ppm при условной концентрации кислорода 15%.

ГТК-5

приводная газовая турбина
Номинальная мощность 4,4 МВт
Год начала производства – 1965
Покупатель – Мингазпром
Всего изготовлено 31 шт.

ГТНР-10

приводная газовая турбина
Номинальная мощность 11,0 МВт
Год начала производства – 1987
Покупатель – Мингазпром
Всего изготовлено 16 шт.

ГТНР-12

приводная газовая турбина
Номинальная мощность 12,0 МВт
КПД отнесенный к мощности 32,0%
Расход выхлопных газов 93,0 кг/с
Температура выхлопных газов за турбиной 801 К, за регенератором 576 К
Топливо - природный газ
Расход топлива 0,79 кг/с
Давление топливного газа 0,78 МПа
Номинальная частота вращения ротора силовой турбины 5000 об./мин.
Масса транспортных узлов 60 т
Год начала производства 1990
Покупатель - Мингазпром
Всего изготовлено 3 шт.

ГТЭ-30

энергетическая газовая турбина
Номинальная мощность 30,0 МВт
Год начала производства – 1991
Покупатель – Минэнерго Азербайджана
Всего изготовлено 1 шт.

ГТНР-16

приводная газовая турбина
Номинальная мощность 16,0 МВт
Год начала производства – 1994
Покупатель – Газпром
Всего изготовлено 2 шт.

"Волга 16"

приводная газовая турбина
Номинальная мощность 16,0 МВт
КПД отнесенный к мощности 32,0%
Расход выхлопных газов 98,0 кг/с

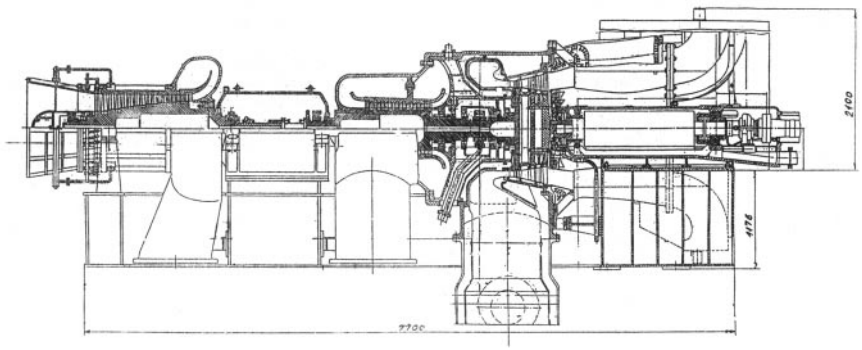
Температура выхлопных газов за турбиной 811 К, за регенератором 591 К
Топливо - природный газ
Расход топлива 1,03 кг/с
Давление топливного газа 1,47 МПа
Номинальная частота вращения ротора силовой турбины 3000 об./мин.
Масса транспортных узлов 60 т

"Надежда"

приводная газовая турбина
Номинальная мощность 17,0 МВт
КПД отнесенный к мощности 43,0%
Расход выхлопных газов 58,9 кг/с
Температура выхлопных газов за турбиной 821 К, за регенератором 533 К
Топливо - природный газ
Расход топлива 0,79 кг/с
Давление топливного газа 1,96 МПа
Номинальная частота вращения ротора силовой турбины 5500 об./мин.

ГТК-10

газотурбинная установка наземного применения
Газотурбинная установка ГТК-10 мощностью 10000 кВт предназначена для привода центробежных нагнетателей природного газа на компрессорных станциях магистральных газопроводов. Используемое топливо - природный газ.



Конструктивная схема турбины "Надежда" [39]

ГТУ изготавливается на "Невском заводе", а также по чертежам этого объединения на предприятии "Дальэнергомаш" и "Ленинградском металлическом заводе".

Газотурбинная установка ГТК-10 выполнена по открытому циклу, с регенерацией тепла, со свободной силовой турбиной. Турбина высокого давления служит для привода воздушного осевого компрессора, а силовая турбина низкого давления - для привода газового нагнетателя. Пуск установки осуществляется пусковым турбодетандером, работающим на перекачиваемом по магистральному газопроводу газе. Топливом является перекачиваемый природный газ. Обе турбины выполнены в общем литом корпусе, имеющем внутреннюю тепловую изоляцию.

Ротор турбины высокого давления состоит из одновенечного диска, укрепленного на консоли вала воздушного компрессора, который вращается в двух подшипниках: опорном и опорно-упорном. Воздушный компрессор осевого типа имеет 10 ступеней. Направляющие лопатки укреплены в литом чугунном корпусе. Ротор компрессора барабанного типа. Рабочие лопатки крепятся к ротору при помощи зубчатых хвостов. Турбина и компрессор смонтированы на общей сварной раме-маслобаке. Камера сгорания - прямоточная, состоит из корпуса, фронтового устройства с горелками, огневой части и смесительного устройства.

Воздухоподогреватель, в котором температура сжатого в компрессоре воздуха повышается перед поступлением в камеру сгорания за счет тепла отработавших в турбине продуктов сгорания, выполнен из профильных листов и состоит из двух секций. Каждая секция представляет собой цельносварную конструкцию из нескольких пакетов профильных пластин. Внутри элементов образуются каналы для прохода воздуха, а между элементами - каналы для прохода газа, имеющие в продольном направлении волнообразную форму. Для взаимной опоры пластин в элементах и элементов между собой, а также для фиксации зазоров между ними на поверхности пластин имеются опорные выступы и перемычки, расположенные в определенном порядке.

Техническая характеристика воздухоподогревателя:

Поверхность теплообмена 2100 м^2

Давление воздуха на входе 460 кПа

Температура воздуха: на входе 471 К, на выходе 687 К

Расход воздуха 300 т/ч

Давление продуктов сгорания на входе 105 кПа

Температура продуктов сгорания на входе 580 К

Расход продуктов сгорания 300 т/ч

Степень регенерации 0,7

Масса: воздухоподогревателя 32,5 т, поверхности теплообмена 16,6 т

Пусковой турбодетандер установлен на блоке переднего подшипника компрессора, соединяется с ротором высокого давления зубчатой передачей и снабжен расцепным устройством.

Соединение роторов нагнетателя и газовой турбины осуществляется при помощи промежуточного вала с зубчатыми соединительными муфтами.

Масляная система состоит из главного масляного насоса, установленного на валу ротора высокого давления, пускового электронасоса, резервного электронасоса, маслобака (рама турбогруппы), маслопровода с арматурой, воздушных маслоохладителей и фильтров.

Система регулирования пневматического типа и система автоматического управления обеспечивают: поддержание заданной частоты вращения силового вала, управление операциями пуска и остановки, защиту от недопустимых режимов и условий работы. Пуск, нагружение, управление и остановка осуществляются автоматически с центрального щита или щита агрегата. Измерение основных эксплуатационных параметров осуществляется дистанционно.

Газотурбинная установка поставляется в двух исполнениях: блочном и неблочном

В машинном зале установка закрыта декоративным шумозаглушающим кожухом. Воздух из-под обшивки отсасывается вентилятором и отводится за пределы машинного зала, что значительно уменьшает тепловыделение в помещении.

Температура газа перед турбиной 1053 К

Номинальная мощность на муфте (при температуре наружного воздуха +15°С) 10000 кВт

Коэффициент полезного действия 30%

Степень сжатия в компрессоре 4,6

Расход воздуха 310 т/ч

Скорость вращения ротора высокого давления 5200 об./мин., ротора силовой турбины 4800 об./мин.

Масса турбогруппы (в собранном виде вместе с общей рамой) 56 т

Общая масса поставляемой установки 112 т

Габаритные размеры 8305 х 3400 х 3240 мм

Год начала производства – 1969.

Покупатель - Мингазпром.

Всего изготовлено (всех модификаций) 1030 шт.

ГТК-10М

приводная газовая турбина

Номинальная мощность 10,0 МВт

КПД отнесенный к мощности 32,0%

Расход выхлопных газов 88,0 кг/с

Температура выхлопных газов за турбиной 815 К, за регенератором 613 К

Топливо - природный газ

Расход топлива 0,72 кг/с

Давление топливного газа 0,78 МПа

Номинальная частота вращения ротора силовой турбины 5000 об./мин.

Масса транспортных узлов 60 т

ГТК-10-3

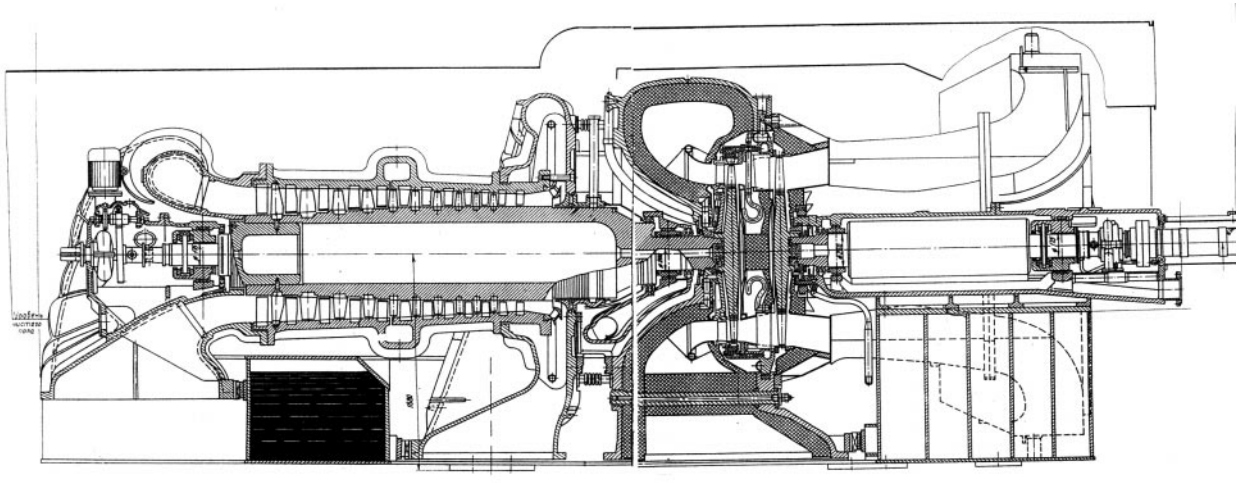
приводная газовая турбина

Мощность 10,0 МВт

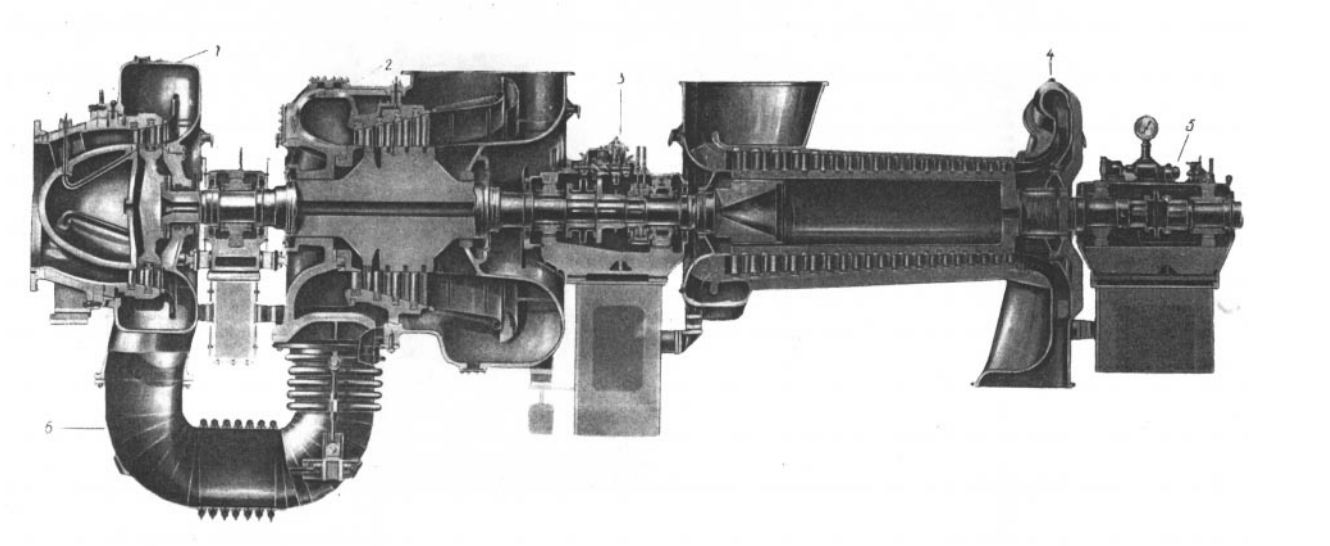
Год начала производства – 1970

Покупатель Иранская газовая компания

Всего изготовлено 34 шт.



Конструктивная схема ГТК-10 [39]



Конструктивная схема ГТ-700-4-2 [39]

ГТ-700-4-2

передвижной газотурбинный агрегат

Газотурбинный агрегат ГТ-700-4-2 изготавливается для передвижной энергетической установки - энергопоезда с номинальной энергетической мощностью 4000 кВт (до 6000 кВт в зимнее время).

Главный турбоагрегат ГТ-700-4-2 состоит из собственно газовой турбины, осевого воздушного компрессора, электрического генератора и его возбудителя, который на время пуска используется в качестве приводного двигателя. Камера сгорания спроектирована для работы на жидком дизельном топливе и устанавливается по оси главного турбоагрегата. Газовая турбина состоит из корпуса высокого давления 1, в котором размещено на консоли первое рабочее колесо ротора с двумя рядами рабочих лопаток, и корпуса низкого давления 2, где располагается основная часть цельнокованого ротора с четырьмя рядами рабочих лопаток. Вход рабочего газа в турбину осуществляется с торца корпуса высокого давления, к фланцу которого примыкает фланец камеры сгорания. Из первого корпуса - цилиндра - рабочий газ по перепускной трубе 6 поступает в проточную часть второго цилиндра и затем - на выхлоп. Воздушный компрессор газовой турбины 4 имеет аксиальное облопачивание. Ротор компрессора цельнокованый, барабанного типа. Между первым и вторым цилиндрами газовой турбины расположен опорный подшипник. Второй опорный подшипник ротора турбины и опорно-упорный подшипник ротора компрессора размещены на участке между вторым цилиндром турбины и компрессором. Опорно-упорный подшипник является упорным подшипником для ротора всего турбоагрегата в целом. Здесь же располагается валоповоротное устройство 3 с электроприводом, служащее для проворачивания вала перед пуском и при остановках агрегата. Со стороны нагнетателя осевого компрессора размещен корпус опорных подшипников роторов Со стороны нагнетателя осевого компрессора размещен корпус опорных подшипников роторов компрессора и генератора, соединенных зубчатой муфтой, и блок системы регулирования агрегата 5.

В целом агрегат спроектирован с учетом специфичных трудностей размещения оборудования на железнодорожной подвижной платформе вагона габарита 1В и работает без регенерации тепла.

Ожидаемый электрический КПД установки 19,2%

Степень сжатия в компрессоре 5

Расход воздуха 149 т/ч

Расход топлива (дизельное топливо с калорийностью 9850 ккал/кг) 1,82 т/ч

Скорость вращения ротора главного турбоагрегата 3000 об./мин.

Вес собственно турбины 38 т

Вес компрессора 13 т

Вес камеры сгорания 63,3 т

Вагон-платформу и средства транспортировки энергопоезда выпускает Брянский машиностроительный завод.

Год начала производства – 1957

Покупатель – Мингазпром

Всего изготовлено 59 шт.

ГТ-700-5

газотурбинная установка наземного применения

Газотурбинный агрегат ГТ-700-5 номинальной мощностью 4350 кВт предназначен для привода перекачивающих нагнетателей природного газа магистрального газопровода.

Выбор схемы обусловлен специальными требованиями, предъявляемыми к газотурбинным установкам, работающим в системе газопроводов.

Газотурбинная установка состоит из газовой турбины, осевого воздушного компрессора, камеры сгорания и воздухоподогревателя. Газовая турбина выполнена одноцилиндровой 7 с одним общим составным ротором осевого компрессора 4 и турбины высокого давления 6 с отдельным ротором силовой турбины. Двухвенечный диск ВД 6 крепится консольно к ротору и служит для привода осевого (циклового) компрессора. Одновенечный диск силовой турбины 8 имеет аналогичное крепление и служит для привода перекачивающего нагнетателя.

Впуск рабочего газа в корпус осуществляется через патрубок нижней половины 13, а выхлоп - через раздвоенный осевой патрубок 10.

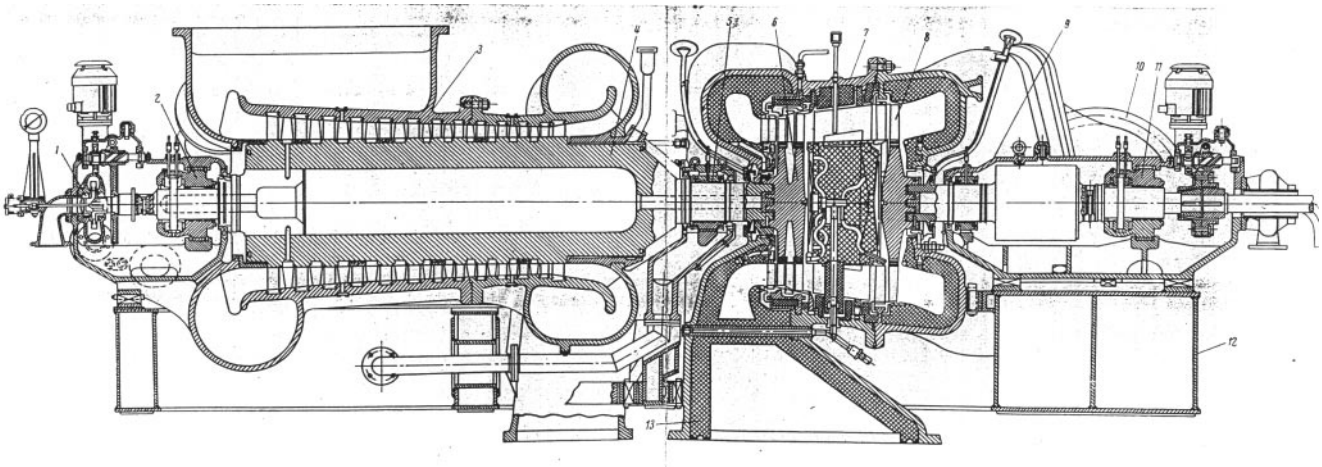
Турбина высокого давления и компрессор имеют совместные подшипники 5, корпусы которых прилиты к корпусу компрессора 3. Вал силовой турбины расположен на двух вкладышах, один из которых - опорно-упорный 11. Вкладыши расположены в чугунном корпусе 9, стоящем на общей раме турбоагрегата 12.

Воздушный компрессор газотурбинной установки состоит из 11 ступеней. Ротор компрессора цельнокованый барабанного типа. Опорно-упорный подшипник 2, расположенный со стороны высасывания, рассчитан на восприятие разности осевых усилий компрессора и турбины ВД.

В переднем блоке компрессора расположен масляный насос 1 и расширительная турбина (турбодетандер), предназначенная для запуска установки. Рабочим телом турбодетандера является природный газ, отбираемый из сети, и срабатывающий перепад давления 5...8 атм.

Вся турбогруппа смонтирована на общей раме и в собранном виде поставляется на площадку заказчика, что в значительной степени облегчает сборку, улучшает ее качество и экономит время монтажа.

Все основные операции: запуск, останов и управление агрегата - полно-



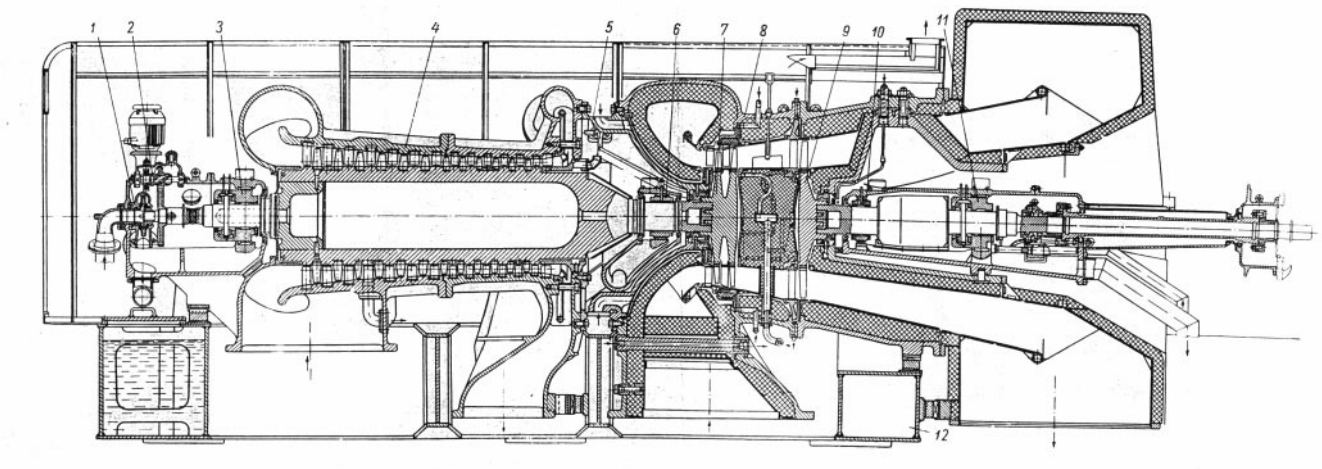
Конструктивная схема ГТ-700-5 [39]

стью автоматизированы. Агрегат оборудован необходимыми средствами защиты и имеет дистанционное управление.
Продолжительность запуска агрегата из холодного состояния 30 мин.
КПД установки по данным испытаний 25%.
Техническая характеристика (по данным испытаний головного образца).
Температура рабочего газа перед турбиной 973 К
Номинальная мощность при температуре наружного воздуха 15 град.С 4350 кВт
Степень сжатия в компрессоре 3,9
Расход воздуха 163 т/ч.
Расход топлива (природный газ с калорийностью 10000 ккал/кг) 1,151 т/ч.
Число оборотов компрессорного вала 5000 об./мин.
Число оборотов силовой турбины 500 об./мин.
Вес турбогруппы в собранном виде вместе с общей рамой 46 т
Общий вес поставляемого оборудования 89 т
Год начала производства – 1960
Покупатель – Мингазпром
Всего изготовлено 133 шт.

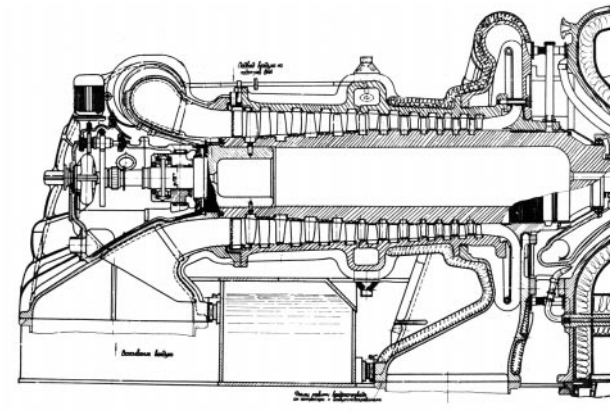
ГТ-750-6

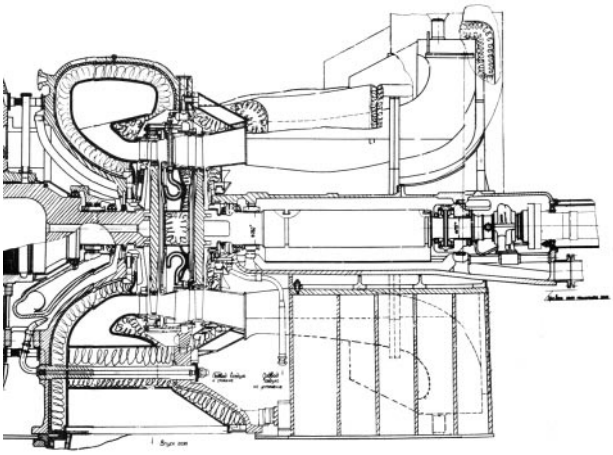
газотурбинная установка наземного применения

Газотурбинная установка типа ГТ-750-6 предназначена для привода центробежного нагнетателя природного газа.
Установка работает по открытому термодинамическому циклу с регенерацией тепла уходящих газов. Состоит из газовой турбины 8, компрессора 4, камеры сгорания, воздухоподогревателя, пускового турбодетандера и систем: смазки, регулирования, защиты и автоматического управления. Турбина и компрессор смонтированы на общей раме 12, и могут транспортироваться одним блоком. Рама служит одновременно и маслобаком. Турбина трехступенчатая. Первые два ряда рабочих лопаток установлены на диске ротора турбокомпрессора 7, последний ряд - на диске силового ротора 9. Силовой ротор связан муфтой с ротором нагнетателя. Ротор турбокомпрессора вращается в двух вкладышах: опорном 6 и опорно-упорном 3. Силовой ротор также вращается в двух вкладышах - опорном 10 и опорно-упорном 11, которые установлены в общем корпусе. Корпус турбины - сварно-литой и имеет внутреннюю изоляцию в передней и наружную изоляцию в задней частях корпуса. Компрессор осевой двенадцатиступенчатый. Корпус компрессора литой, жестко соединен с корпусом турбины через корпус подшипника 5. Для прокрутки ротора турбокомпрессора имеется валоповоротное устройство 2. Главный масляный насос 1 установлен в переднем блоке компрессора. К переднему блоку компрессора крепится пусковой турбодетандер. Включение и выключение турбодетандера производится автоматически. Рабочим телом турбодетандера является перекачиваемый нагнетателем газ.
Пуск, загрузка и остановка газотурбинной установки осуществляются автоматически. Время пуска 35 мин.
Температура газа перед турбиной 1023 К
Номинальная мощность при температуре наружного воздуха 15°С – 6000 кВт
Степень сжатия в компрессоре 4,6
Расход воздуха 192,5 т/ч.
Расход топлива (природный газ с калорийностью 10000 ккал/кг) 1,93 т/ч
Число оборотов ротора турбокомпрессора 5200 об./мин.

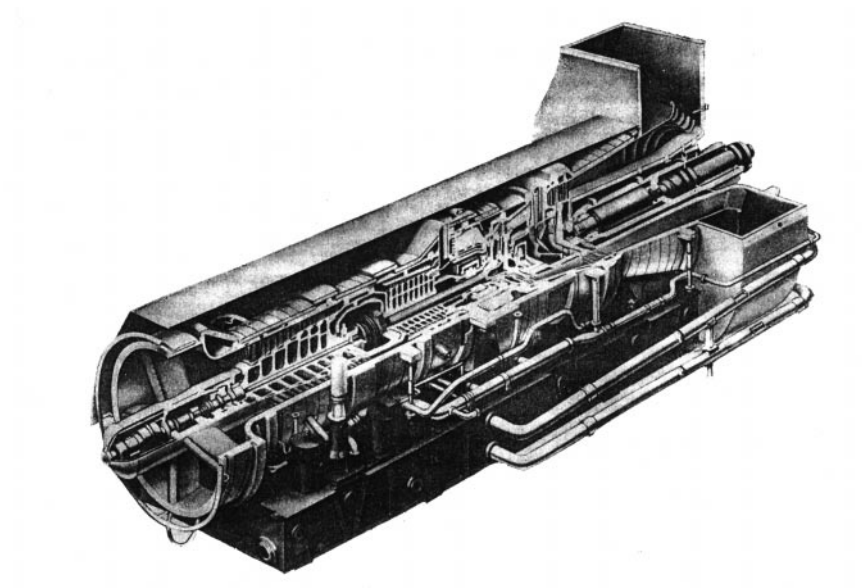


Конструктивная схема ГТ-750-6 [39]





Конструктивная схема ГТЭР-12 [39]



Разрез ГТН-25 [39]

Коэффициент полезного действия 27%
Вес блока турбогруппы 52 т
Общий вес поставляемого оборудования 94,2 т
Год начала производства – 1963
Покупатель - Мингазпром
Всего изготовлено 258 шт.

ГТЭР-12

газотурбинная установка

Энергетическая газовая турбина полностью автоматизирована, поставляется крупными блоками
ГТЭР-12 предназначена для выработки электроэнергии либо для выработки электроэнергии и тепла в количестве 45 Гкал.

В состав установки входят: газовая турбина, котел-утилизатор (вместо регенератора, если необходима выработка тепла), редуктор между газовой турбиной и электрогенератором, маслоохладители (водяные либо воздушные), комплексное воздухоочистительное устройство с шумоглушением, трубопроводы, электрогенератор, система регулирования, система автоматики и контроля, регенератор.
Газотурбинная установка собирается на общей раме и испытывается на стенде завода под полной нагрузкой и отгружается заказчику в полностью собранном виде. На месте монтажа разборка блока турбогруппы не требуется.
Вырабатываемая мощность 12000 кВт
Коэффициент полезного действия 33%
Количество получаемого тепла 14 Гкал
Возможен впрыск пара в камеру сгорания.
Максимальная мощность при температуре наружного воздуха ниже 15°С 14500 кВт
Год начала производства – 1994
Покупатель – Аргентина
Всего изготовлено 1 шт.

ГТН-25

газотурбинная установка наземного применения

Установка предназначена для привода центробежных нагнетателей природного газа на компрессорных станциях магистральных газопроводов.
Топливо-природный газ.
Газотурбинная установка ГТН-25 выполнена по схеме открытого цикла без регенерации тепла выхлопных газов, с двухкаскадным осевым компрессором и имеет свободную силовую турбину.
Установка выпускается блоками, полностью испытанными на заводе и не требующими разборки при монтаже.
Для серийных установок в отличие от головного образца маслобак выделен в отдельный блок.
Блок турбогруппы, не превышающий предельные железнодорожные габариты, можно транспортировать полностью в собранном виде или по условиям транспорта отдельно газогенераторную часть и силовую турбину.
Напорные маслопроводы в целях пожароопасности и уменьшения монтажных работ находится внутри сливных маслопроводов.
На месте монтажа требуется подключение установки лишь к турбопроводам топливного и пускового газа, системе электропитания и кабелям главного щита управления.
Ротор компрессора низкого давления соединен с турбиной низкого давления жесткой муфтой. Вал ротора низкого давления проходит сквозь центральное отверстие в валу ротора компрессора и турбины высокого давления. Ротор низкого давления опирает-

ся на три подшипника. Ротор высокого давления так же, как и ротор силовой турбины, опирается на два подшипника. Корпуса осевых компрессоров и турбин выполнены сварными из листовой стали. Направляющие лопатки компрессора низкого давления крепятся непосредственно в корпусе, а компрессора высокого давления - в обойме, установленной в корпусе. Охлаждение обоймы, в которой крепятся направляющие лопатки турбин высокого и низкого давления, осуществляется воздухом, поступающим затем на охлаждение направляющих лопаток турбины высокого давления. Направляющие лопатки силовой турбины выполнены поворотными с целью корректировки и согласования расходов турбин. Камера сгорания - кольцевого типа с микрофакельным горением.
Ротор силовой турбины соединяется с ротором центробежного нагнетателя природного газа зубчатой муфтой.
ГТН-25 снабжен электропневматической системой регулирования и управления. Масло используется лишь для смазки подшипников и уплотнения нагнетателя, имеющего общую систему смазки с турбиной. Охлаждение масла осуществляется с помощью воздушных охладителей.
Пуск установки осуществляется от турбодетандера, мощность которого не превышает 3000 кВт.
Пуск и контроль за работой установки производится автоматически.
Мощность не ниже 25000 кВт (при температуре наружного воздуха 25°С)
Расход воздуха 636 т/ч
Температура перед турбиной 1163 К
Степень сжатия осевых компрессоров 12,5
Частота вращения силовой турбины 3700 об./мин.
Коэффициент полезного действия 29%
Масса ГТУ 115 т
Год начала производства – 1981
Покупатель – Мингазпром
Всего изготовлено 126 шт.

Паровые турбины

"Невский завод" имеет большой опыт и давние традиции в создании приводных и энергетических паровых турбин.
Серийно выпускаемые приводные турбины К-12-3,4; К-19-3,4; К-22-8,8; Т-30-8,8/0,12 многолетней работой на металлургических комбинатах России, стран СНГ и за рубежом подтвердили свою надежность и высокие ресурсные показатели. Достойно представляют завод также сравнительно новые турбокомпрессорные агрегаты доменного дутья с паровыми турбинами П-10-3,4/0,8; П-16-3,4/0,8; П-18-3,4/0,8; П-23-8,8/0,8. Хорошо зарекомендовала себя в длительной эксплуатации высокооборотная турбина П-30-10,0/0,4, работающая в технологической линии производства аммиака. Для этого же производства изготовлена и находится в многолетней эксплуатации турбина К-15-4,0.
В число планируемых работ АО "НИКТИТ" по паротурбостроению входит модернизация приводных паровых турбин для превращения их в привод генератора с одновременным проведением мероприятий по продлению ресурса их работы. В настоящее время разработаны проекты модернизации паровых турбин К-12-3,4; К-15-4,0; К-19-3,4; К-22-8,8 и Т-30-8,8/0,12, имеющих рабочий диапазон оборотов 2500 ... 3400 об./мин. Создаются несколько модификаций каждой из указанных базовых турбин для выработки электрической мощности в диапазоне от 8 МВт до 30 МВт. Разрабатывается документация по применению этих турбин для парогазовых установок.
АО "Невский завод" изготавливает для реконструкции ТЭЦ с турбинами типа ВПТ-25-90 производства "Ленинградского металлического завода" и "Уральского турбомоторного завода" новую турбину ПТ-25/30-8, 8/1,0. Проект установки турбины разработан с учетом максимально возможного сохранения существующих строительных конструкций. Турбина ПТ-25/30-8,8/1,0 устанавливается на фундамент турбины типа ВПТ-25-90 практически без его реконструкции фундамента.
На базе паровой турбины ПТ-25/30-8,8/1, 0 создается несколько модификаций, одной из которых является турбина Т-50-8,8/0,12. Паровая турбина Т-50-8,8/0,12 устанавливается на существующий фундамент турбин ВТ-25-90 с минимальной реконструкцией фундамента. Технико-экономические расчеты показывают достаточно высокий уровень рентабельности проведения мероприятий по замене турбин из-за прироста электрической мощности ТЭЦ.

АР-1

приводная паровая турбина
Мощность 1 МВт
Год начала производства – 1949
Место установки - предприятия СНГ
Всего изготовлено 19 шт.

ОП-0,3

приводная паровая турбина
Мощность 0,3 МВт
Год начала производства – 1960
Место установки - предприятия СНГ
Всего изготовлено 2 шт.

ОК-500

приводная паровая турбина
Мощность 0,5 МВт
Год начала производства – 1949
Место установки - предприятия СНГ
Всего изготовлено 37 шт.

АР-2

приводная паровая турбина
Мощность 2 МВт
Год начала производства – 1949
Место установки - предприятия СНГ
Всего изготовлено 2 шт.

ОП-0,5

приводная паровая турбина
Мощность 0,5 МВт
Год начала производства – 1957
Место установки - Индия
Всего изготовлено 2 шт.

АР-4

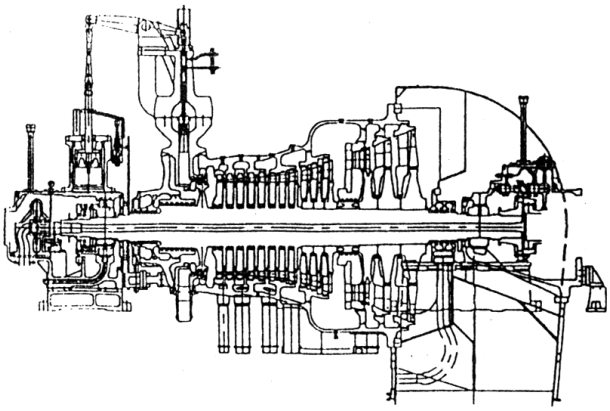
энергетическая паровая турбина
Мощность 4 МВт
Год начала производства – 1953
Место установки - Румыния, Польша
Всего изготовлено 3 шт.

АР-6

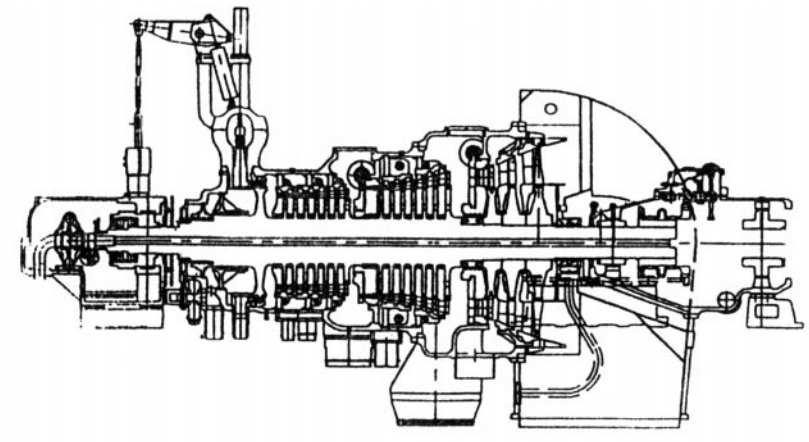
энергетическая паровая турбина
Мощность 6 МВт
Год начала производства – 1951
Место установки - электростанции СНГ
Всего изготовлено 8 шт.

АК-2,5

энергетическая паровая турбина
Мощность 2,5 МВт
Год начала производства – 1953
Место установки - электростанции СНГ
Всего изготовлено 8 шт.



Конструктивная схема Т-30-90-1 [39]



Конструктивная схема ПТ-25/30-8,8/1,1 [39]

АТ-4

энергетическая паровая турбина
Мощность 4 МВт
Год начала производства – 1955
Место установки - электростанции СНГ, Польши
Всего изготовлено 5 шт.

АП-4

энергетическая паровая турбина
Мощность 4 МВт
Год начала производства – 1953
Место установки - электростанции СНГ, Польши, Болгарии
Всего изготовлено 18 шт.

АК-4

энергетическая паровая турбина
Мощность 4 МВт
Год начала производства – 1951
Место установки - электростанции СНГ, Вьетнама
Всего изготовлено 17 шт.

АТ-6

энергетическая паровая турбина
Мощность 6 МВт
Год начала производства – 1953
Место установки - электростанции СНГ, Монголии
Всего изготовлено 24 шт.

АП-6

энергетическая паровая турбина
Мощность 6 МВт
Год начала производства – 1951
Место установки - электростанции СНГ, Монголии, Китая
Всего изготовлено 31 шт.

АК-6

энергетическая паровая турбина
Мощность 6 МВт
Год начала производства – 1952
Место установки - электростанции СНГ, Китая
Всего изготовлено 14 шт.

АКВ-9

приводная паровая турбина
Мощность 9 МВт
Год начала производства – 1950
Место установки - металлургические предприятия СНГ

АКВ-4

приводная паровая турбина
Мощность 4 МВт
Год начала производства – 1950
Место установки - металлургические предприятия СНГ, Китая, Вьетнама, Румынии, Венгрии
Всего изготовлено 14 шт.

АКВ-6

приводная паровая турбина
Мощность 6 МВт
Год начала производства – 1949
Место установки - металлургические предприятия СНГ, Китая, Польши
Всего изготовлено 30 шт.

К-9-35

приводная паровая турбина
Мощность 9 МВт
Год начала производства – 1967
Место установки - металлургические предприятия СНГ
Всего изготовлено 2 шт.

К-12-35 (АКВ-12)

приводная паровая турбина
Мощность 12000 кВт
Начальные параметры газа: Р = 3,43 МПа, Т = 708 К
Частота вращения 2500...3400 об./мин.
Давление в конденсаторе 5,39 кПа
Температура:
питательной воды 434 К,
охлаждающей воды 298 К
Год начала производства – 1956
Место установки - металлургические предприятия СНГ, Индии, Китая, Болгарии, Румынии, Турции, Венгрии, Югославии, Ирана, Египта, Пакистана
Всего изготовлено 89 шт.

АКВ-14

приводная паровая турбина
Мощность 14 МВт
Год начала производства – 1952
Место установки - металлургические предприятия СНГ
Всего изготовлено 21 шт.

ВКВ-18

приводная паровая турбина
Мощность 18 МВт
Год начала производства – 1961
Место установки - металлургические предприятия СНГ, Польши
Всего изготовлено 14 шт.

Т-30-90-1

приводная паровая турбина
Мощность 31000 кВт
Начальные параметры газа: Р = 8,83 МПа, Т = 808 К
Частота вращения 2500...3400 об./мин.
Давление в конденсаторе:
конденсационный режим 8,05 кПа,
теплофикационный режим 5,32 кПа
Давление пара в отборе, теплофикационный режим 0,118...0,245 МПа
Расход пара в отборе, теплофикационный режим 75 т/ч

Температура:
питательной воды (конденсационный режим) 481 К
питательной воды (теплофикационный режим) 490 К
охлаждающей воды (конденсационный режим) 303 К
Год начала производства – 1972
Место установки - металлургические предприятия СНГ, Польши
Всего изготовлено 11 шт.

К-19-35 (АКВ-18)

приводная паровая турбина
Мощность 19000 кВт
Начальные параметры газа: Р = 3,43 МПа, Т = 708 К
Частота вращения 2500…3400 об./мин.
Давление в конденсаторе 5,60 кПа
Температура:
питательной воды 436 К,
охлаждающей воды 298 К
Год начала производства – 1966
Место установки - металлургические предприятия СНГ, Польши, Китая, Румынии, Ирана, Турции, Нигерии, Египта
Всего изготовлено 96 шт.

К-22-90-2 (ВКВ-22-II)

приводная паровая турбина
Мощность 20500 кВт (К-22-90 - 22000 кВт)
Начальные параметры газа: Р = 8,83 МПа, Т = 808 К
Частота вращения 2500…3400 об./мин.
Давление в конденсаторе 5,19 кПа
Температура:
питательной воды 498 К
охлаждающей воды 298 К
Год начала производства – 1968
Место установки - металлургические предприятия СНГ, Польши
Всего изготовлено 19 шт.

ВКВ-22-I

приводная паровая турбина
Мощность 20 МВт
Год начала производства – 1961
Место установки - металлургические предприятия СНГ, Польши, Румынии
Всего изготовлено 50 шт.

П-30-100/41

приводная паровая турбина
Мощность 29400 кВт
Начальные параметры газа: Р = 10,1 МПа, Т = 755 К
Частота вращения 9300…10000 об./мин.
Давление в конденсаторе 28,40 кПа
Давление пара в отборе 4,070 МПа
Год начала производства – 1977
Место установки - Кирово-Чепецкий химический комбинат
Всего изготовлено 1 шт.

П-10-3,4/0,8

приводная паровая турбина
Мощность 11000 кВт
Начальные параметры газа: Р = 3,43 МПа, Т = 708 К
Частота вращения 4600…5400 об./мин.
Давление в конденсаторе 5,6 кПа
Давление пара в отборе 0,78 МПа
Расход пара в отборе 66,5 т/ч
Температура: питательной воды 420 К, охлаждающей воды 298 К

П-18-3,4/0,8

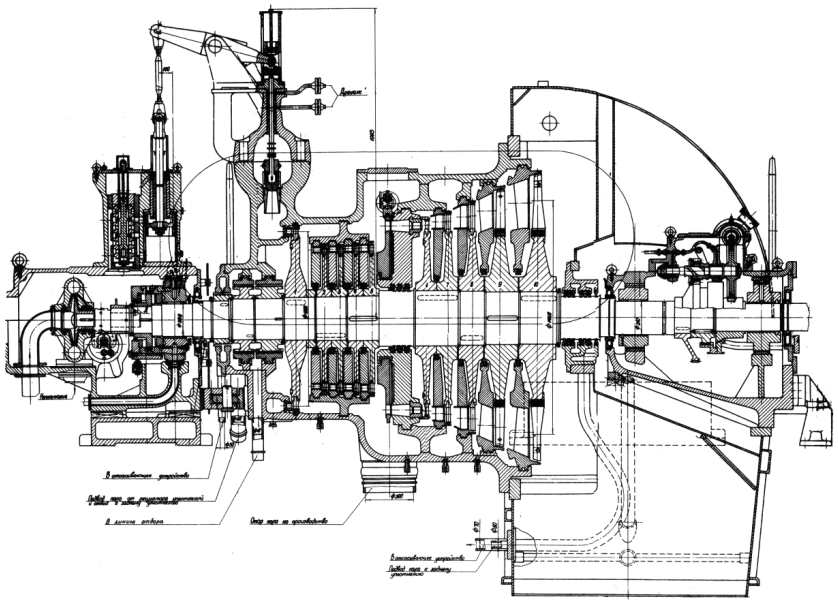
паровая турбина
Мощность 18700 кВт
Начальные параметры газа: Р = 3,43 МПа, Т = 708 К
Частота вращения 4600…5400 об./мин.
Давление в конденсаторе 5,6 кПа
Давление пара в отборе 0,78 МПа
Расход пара в отборе 114,5 т/ч
Температура:
питательной воды 433 К
охлаждающей воды 298 К

П-23-8,8/0,8

приводная паровая турбина
Мощность 23600 кВт
Начальные параметры газа:
Р = 8,8 МПа, Т = 808 К
Частота вращения 4600…5400 об./мин.
Давление в конденсаторе 5,3 кПа
Давление пара в отборе 0,78 МПа
Расход пара в отборе 92,7 т/ч
Температура:
питательной воды 494 К
охлаждающей воды 298 К
Год начала производства – 1992
Место установки - металлургические предприятия СНГ

П-6,0-1,0/0,35

паровая теплофикационная турбина
Паровая турбина с промышленным отбором пара П-6,0-1,0/0,35 предназначена для привода электрогенератора Т-6-2УЗ.
Турбина одноцилиндровая с производственным отбором пара без регенеративного подогрева питательной воды. Проточная часть состоит из одновенечной регулирующей ступени и 9 ступеней давления. Парораспределение части высокого давления - сопловое, низкого давления - дроссельное, осуществляемое поворотной диафрагмой.
Направление вращения ротора турбины по часовой стрелке, если смотреть на турбину со стороны опорно-упорного подшипника.
Типовой объем поставки турбины включает в себя собственную турбину, синхронный электрогенератор (поставляется по отдельному договору), систему автоматического регулирования, комплекс технических средств автоматизации (поставляется по отдельному договору), установки пускового, резервного и аварийного маслонасосов, комплектующее оборудование, в том числе конденсационную установку и установку для отсоса паровоздушной смеси из уплотнений, комплект первичных измерительных устройств и электрооборудование, трубопровод смазки и вспомогательный трубопровод, комплект приспособлений, запасные части.
Типовые турбинные трубопроводы с арматурой, в том числе предохранительные клапаны производственного отбора, изготавливаются по чертежам завода-изготовителя турбины.



Конструктивная схема П-6,0-1,0/0,35 [39]

Режим 1, конденсационный:
Номинальная мощность 6,0 МВт
Номинальное значение начальных параметров пара:
Абсолютное давление 1,275 МПа
Температура 493 К
Частота вращения ротора 3000 об./мин.
Расчетное значение абсолютного давления пара в конденсаторе 6,4 кПа
Расчетное давление температуры охлаждающей воды 303 К
Удельный расход пара 6,37 кг/кВт ч

Режим 2, теплофикационный:
Номинальная мощность 2,95 МВт
Номинальное значение начальных параметров пара:
Абсолютное давление 1,275 МПа
Температура 493 К
Частота вращения ротора 3000 об./мин.
Номинальное давление пара регулируемого отбора 0,343 МПа
Максимальный массовый расход пара в конденсаторе 5,0 кг/с
Расчетное значение абсолютного давления пара в конденсаторе 5,0 кПа
Расчетное значение температуры охлаждающей воды 303 К
Удельный расход пара 16,95 кг/кВт ч
Пределы изменения давления пара регулируемого отбора 0,294...0,392 МПа
Габариты 5070 х 3650 х 2565 мм
Масса турбины 38,5 т

П-16-3,4/0,8-1

паровая теплофикационная турбина

Приводная паровая турбина предназначена для привода осевого компрессора К-3750-1.

Режим 1, номинальный конденсационный:
Номинальная мощность 15,8 МВт
Номинальные значения начальных параметров пара:
Абсолютное давление 3,43 МПа
Температура 708 К
Допускаемые пределы изменения частоты вращения ротора 3900...5400 об./мин.
Номинальная температура питательной воды после регенеративного подогрева (пред. откл. ±10°) 433 К
Расчетное значение абсолютного давления пара за турбиной 6,38 кПа
Расчетное значение температуры охлаждающей воды 298 К
Удельный расход теплоты 12181 кДж/кВт.ч
Габаритные размеры 5010 х 3650 х 2445 мм
Масса турбины без конденсатора, эжекторов, сборочных единиц регулирования, запасных частей и комплектующего оборудования 35,3 т

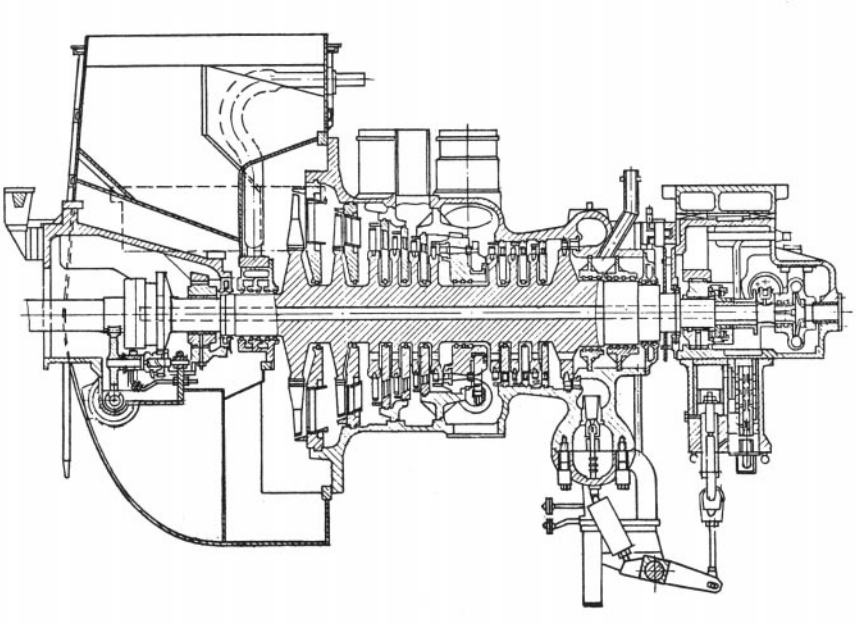
Режим № 2, теплофикационный:
Номинальная мощность 10,8 МВт
Номинальные значения начальных параметров пара:
Абсолютное давление 3,43 МПа
Температура 708 К
Допускаемые пределы изменения частоты вращения ротора 3900...5400 об./мин.
Номинальное давление пара регулируемого отбора 0,78 МПа
Массовый расход пара в регулируемый отбор 26,3 кг/с
Номинальная температура питательной воды после регенеративного подогрева (пред. откл. ±10°) 433 К
Расчетное значение абсолютного давления пара за турбиной 3,34 кПа
Расчетное значение температуры охлаждающей воды 293 К
Удельный расход пара 10,97 кг/кВт.ч

Режим № 3, экономичный конденсационный:
Номинальная мощность 11,65 МВт
Номинальные значения начальных параметров пара:
Абсолютное давление 3,43 Бар
Температура 708 К
Допускаемые пределы изменения частоты вращения ротора 3900...5400 об./мин.
Номинальная температура питательной воды после регенеративного подогрева (пред. откл. ±10°) 427 К
Расчетное значение абсолютного давления пара за турбиной 5,89 кПа
Расчетное значение температуры охлаждающей воды 298 К
Давление пара регулируемого отбора может изменяться в пределах 0,59-1,08 МПа
Габаритные размеры 5010 х 3650 х 2445 м

П-16-3,4/0,8

Приводная паровая турбина

Мощность 15800 кВт
Начальные параметры газа: Р = 3,43 МПа, Т = 708 К
Частота вращения 4600...5400 об./мин.
Давление в конденсаторе 5,6 кПа
Давление пара в отборе 0,78 МПа
Расход пара в отборе 94,7 т/ч
Температура:
питательной воды 435 К
охлаждающей воды 298 К
Год начала производства – 1988
Место установки - металлургические предприятия СНГ
Всего изготовлено 4 шт.



Конструктивная схема П-16-3,4/0,8-1 [39]

Центробежные компрессорные машины. Доменные компрессоры

Центробежные компрессорные машины (ЦКМ) "Невского завода" имеют производительности в диапазоне от 30 до 27 000 м^3/мин., диапазон давлений от 0,01 до 30 МПА, потребляемые мощности составляют от 600 до 30000 кВт. Приводом ЦКМ, как правило, служат электродвигатели (до 20000 кВт). Наиболее крупные по потребляемой мощности компрессоры и нагнетатели поставляются с паровыми и газовыми приводными турбинами собственной конструкции и изготовления.

Компрессоры с маркой НЗЛ успешно работают не только в различных районах нашей страны и ближнего зарубежья, но также на предприятиях Алжира, Боливии, Болгарии, Венгрии, Индии, Ирана, Кубы, Сирии, Югославии, Финляндии и других стран.

Изготовлено около 10000 компрессоров и нагнетателей общей мощностью около 40000 МВт.

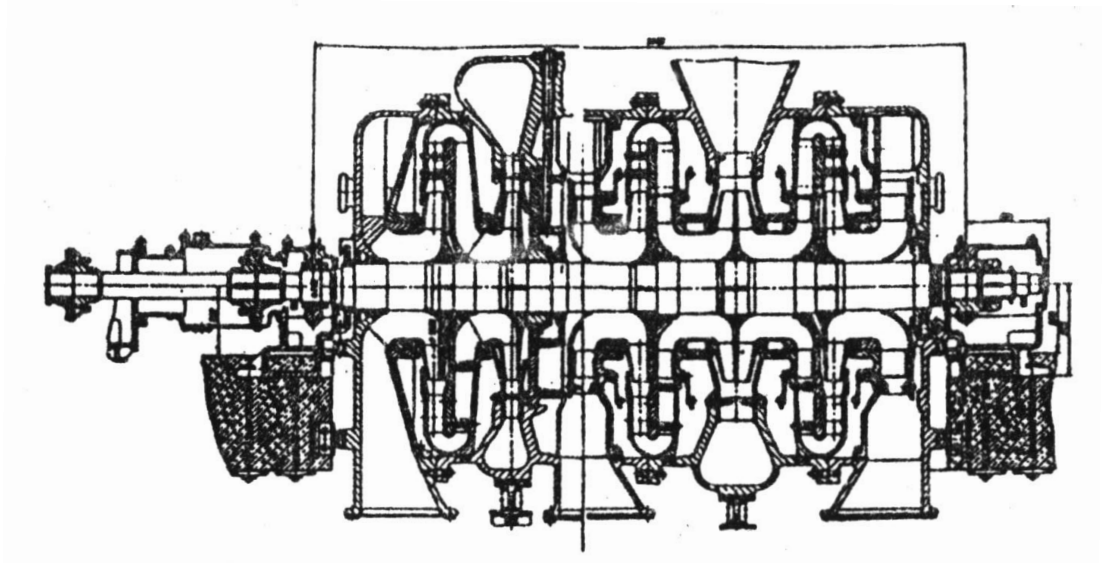
Остановимся на основных этапах деятельности Невского завода по обеспечению различных отраслей промышленности компрессорными машинами.

С 1934 по 1952 гг. для доменных печей объемом 80 ... 1500 м^3 "Невский завод" изготовлял нагнетатели производительностью 2000...4000 м^3/мин. с давлением 0,23...0,27 МПа. Для привода таких машин служили паровые турбины мощностью 4...9 МВт. С 1952 г. начинается совершенствование доменного процесса, сопровождающееся увеличением объема вновь строящихся и реконструкцией существующих печей при одновременном повышении давления газа под колошником. В этот период требующаяся производительность по дутью заметно возросла, а давление дутьевого воздуха повысилось до 0,34...0,39 МПа. Заводом был создан нагнетатель **4000-44-1**, удовлетворяющий этим требованиям, а также предложено решение по реконструкции раннее выпущенных и работающих на металлургических заводах машин с целью повышения конечного давления. Одновременно была произведена и реконструкция турбин АКВ-9 и АКВ-12 с целью увеличения их мощности до 14 МВт.

Продолжавшееся совершенствование доменного процесса заключалась в дальнейшем увеличении объема доменных печей до 2700 м^3, увеличении давления под колошником и переходе на применение дутья, обогащенного кислородом до 30...35%. Это означало увеличение производительности до 400 ... 550 куб.м/мин. и давления до 0,5 МПа. При этих параметрах единичная мощность агрегата возрастала до 18...22 МВт, что потребовало создания новых паровых приводных турбин. Увеличение мощности компрессора острее показало экономическую целесообразность введения промежуточного охлаждения воздуха в процессе сжатия. Таким образом, в 1956 г. был создан первый доменный компрессор **К-4250-41-2**, затем компрессор **К-3250-41-2** и в 1961 г. - компрессор **К-5500-41-1**.

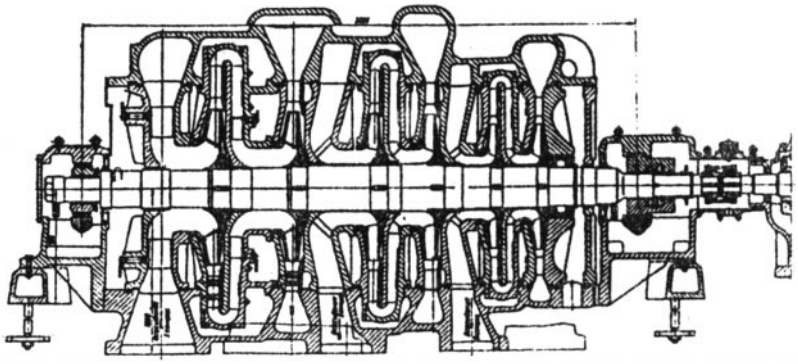
Наконец, в 1971-72 гг. на металлургических заводах страны вводятся новые домны-гиганты объемом 2700 и 3200...3600 м^3, для работы которых потребовались компрессоры производительностью 7000 м^3/мин. с давлением 0,52 МПа. Для этих гигантов были созданы компрессоры **К-7000-41-1** с турбиной типа Т-30-90-1 мощностью 30 МВт.

За весь послевоенный период для доменных печей было изготовлено около 300 агрегатов 17 типоразмеров на общую потребляемую мощность свыше 3500 МВт.



Конструктивная схема К-7000-41-1 [39]

Компрессоры для воздухоразделительных установок

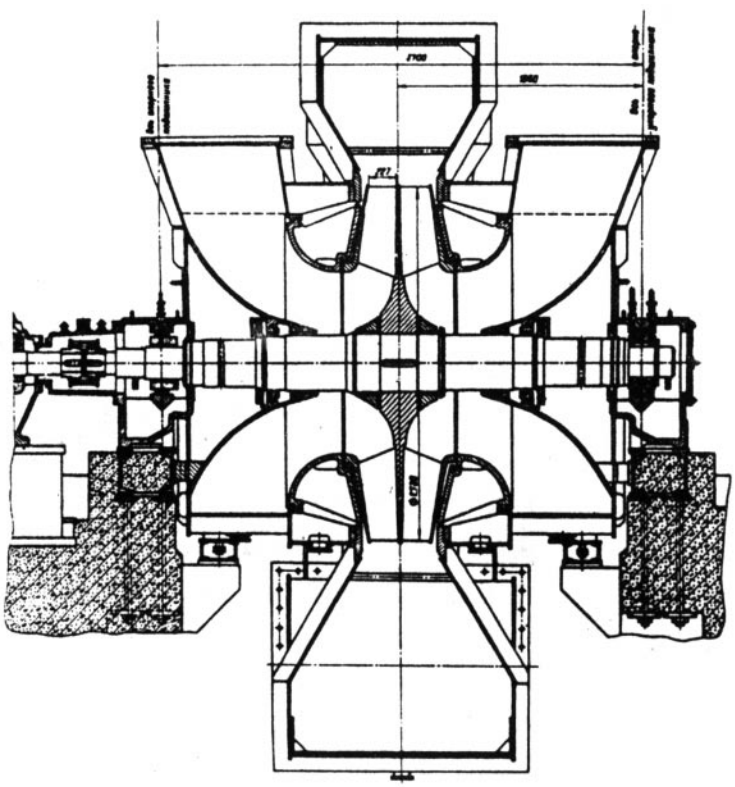


Конструктивная схема К905-61-1 [39]

Применение в широких масштабах кислорода как интенсификтора химических и металлургических процессов началось с 1953 г. На "Невском заводе" создается первый воздушный компрессор для подачи воздуха в воздухоразделительные установки производительностью 500 м³/мин. и давлением 0,74 МПа. Затем создается ряд компрессоров на такие же давления производительность 350, 900 и 1500 м³/мин. Эти компрессоры в первую очередь применяются на воздухоразделительных установках химических комбинатов. Однако для крупных металлургических комбинатов их производительность оказывается недостаточной. Для обеспечения потребности самых крупных воздухоразделительных установок (блок БР-2) в 1961 г. создается уникальный для того времени компрессор производительностью 300 м³/мин. и давлением 0,64...0,75 МПа. Для его привода применяется паровая турбина мощностью 18 МВт. В 1981 г. начато изготовление компрессора производительностью 3000 м³/мин. с приводом от электродвигателя.

Всего для воздухоразделительных установок "Невский завод" изготовил около 100 агрегатов 13 типоразмеров на общую потребляемую мощность около 4600 МВт.

Нагнетатели для агломерационных фабрик и сталеплавильных конвертеров



Конструктивная схема 12000-11-1 [39]

Агломерационные нагнетатели служат для просасывания воздуха через слой шихты, находящейся на спекательных тележках, поочередно проходящих зоны сушки, выжигания примесей, и для удаления образующихся при этом процессе продуктов сгорания. Эти нагнетатели отсасывают агломерационные газы при температуре 423 К с большей запыленностью (более 200 мг/м³ при сухой газоочистке) и при температуре 333...343 К (с запыленностью до 100 мг/м³ при мокрой газоочистке).

До последнего времени развитие процесса агломерации шло по линии увеличения их производительности по агломерату, что приводило и к увеличению количества отсасываемых газов. Агломерационные нагнетатели "Невского завода" рассчитаны на производительности 3500, 6500, 7500, 9000 и 12000 куб.м/мин. и напор 1100...1300 мм вод.ст. Эти же нагнетатели с 1967 г. находят применение и для отсасывания продуктов сгорания от сталеплавильных кислородных конвертеров, а также от мартеновских печей, работающих с кислородной продувкой.

Всего для агломерационных фабрик и конвертерных цехов изготовлено 700 нагнетателей 15 типоразмеров.

Компрессоры и нагнетатели для химической промышленности

Отрасли химической промышленности поставили перед центробежными компрессорными машинами особые требования по условиям эксплуатации на взрывоопасных и агрессивных токсичных газах, по обеспечению невозможности возникновения полимеризации в процессе сжатия и ряд других. Эти требования вызывают значительные конструктивные трудности, сложности в изготовлении машин и их эксплуатации.

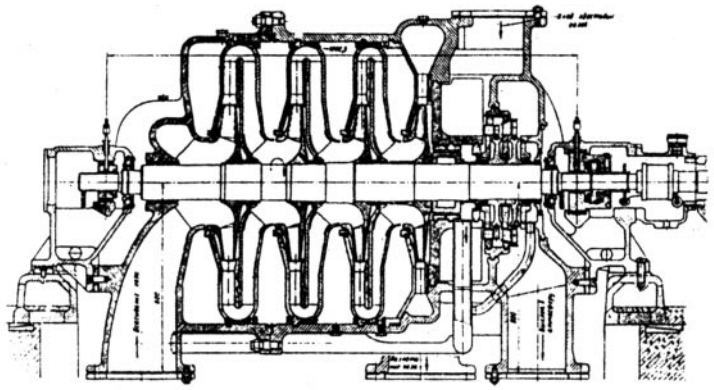
Производство слабой азотной кислоты как сырья для искусственных удобрений на азотно-туковых заводах (АТЗ) с 1957 г. оснащалось компрессорами "Невского завода" для сжатия нитрозного газа. Ввиду высокой агрессивности нитрозного газа эти компрессоры изготовляются из специальных нержавеющих сталей. Первая модификация нитрозных компрессоров содержала промежуточные газоохладители. Однако в целях исключения образования капель концентрированной азотной и серной кислот в полостях корпуса машины и повышения ресурсных показателей была создана модификация компрессора без охлаждения газа. Производительность рассматриваемых компрессоров 480 м^3/мин., давление 0,34...0,39 МПа.

Для сжатия газа в таком компрессоре требуется мощность порядка 2100 кВт. Однако приводом компрессора служит электродвигатель мощностью 1600 кВт. Недостающая мощность создается встроенным в корпус компрессора турбодетандером, использующим энергию хвостовых газов нитрозного производства с температурой около 493 К и давлением 0,21 МПа. Такое конструктивное решение существенно повысило экономические показатели азотно-туковых заводов. "Невский завод" в 1966 г. провел реконструкцию нитрозных компрессоров с целью форсирования их производительности с 480 до 540 м^3/мин. при некотором увеличении давления, что дало возможность на существующем оборудовании АТЗ увеличить выход слабой азотной кислоты до 10%.

Для АТЗ с 1957 по 1969 гг. "Невский завод" изготовил более 200 нитрозных компрессоров с общей потребляемой мощностью 400 МВт.

Для производства серной кислоты (сырья для искусственных удобрений) "Невским заводом" с 1947 г. выпускались нагнетатели производительностью 200, 400, 700 м^3/мин. с напором 2000...3000 мм вод.ст. С 1957 г. изготовление этих машин передано заводу "Дальэнергомаш".

Позднее с 1970 г. "Невский завод" вновь становится поставщиком компрессорных машин для сернокислотных производств, но уже со значительно большими производительностями (300 м^3/мин. при напоре 3000 мм вод.ст.)



Конструктивная схема 540-41-1 [39]

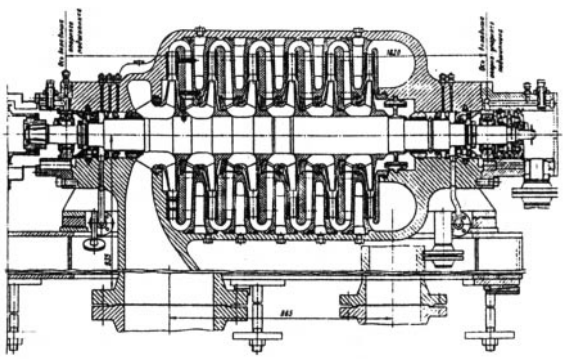
Предприятие по переработке природного и нефтяного газа, оснащались большим рядом центробежных компрессорных машин:

- для производства из природного газа этилена "Невский завод" изготовил комплекс машин, в который входили: компрессоры для сжатия газа пиролиза метана производительностью 400 м^3/мин. и 600 м^3/мин. на давление 3,9...4,4 МПа с конечным давлением 2,1 МПа, обеспечивающие трехизотермные холодильные (этиленовые) циклы этиленового производства; компрессоры для сжатия газа пропилена производительностью 55...60 м^3/мин., давлением 2,1 МПа, также обеспечивающие трехизотермные холодильные (пропиленовые) циклы этиленового производства; нагнетатели производительностью 45 и 50 м^3/мин. на давление 1,8...2,1 МПа, работающие на пропилене и применяемые как тепловые насосы;
- для промышленного производства ацетилена из природного газа созданы компрессоры производительностью 500 м^3/мин., давлением 1,1 МПа, работающие на пирогазе;
- для производства синтетического каучука созданы компрессоры производительностью 400 м^3/мин., давлением 0,49 МПа, работающие на тяжелых углеводородных газах в производстве изопрена.

Наглядным подтверждением возможности успешной конкуренции с малопроизводительными поршневыми компрессорами в области давлений 3,9...5,9 МПа, являются компрессоры **К-380-102-2** и **К-890-121-1**, созданные на "Невском заводе" для работы на попутном газе с целью промышленного использования. Производительность этих компрессоров соответственно 380 м^3/мин. и 800 м^3/мин., конечное давление 3,6...4,1 МПа.

Для газофракционирующих установок нефтеперерабатывающих заводов созданы нагнетатели жирного нефтяного газа производительностью 340 м^3/мин. и давлением 1,1 МПа с приводом от электродвигателя мощностью 3200 кВт.

Для крупнотоннажного производства аммиака (1500 т/с) был создан комплекс машин, состоящих из воздушного компрессора на давлении 4,1 МПа с приводом от паровой турбины 12...15 МВт; нагнетателя природного газа давлением 4,1 МПа с приводом от паровой турбины и азотоводородного компрессора на давлении 300 МПа с приводом от паровой турбины мощностью 30 МВт.



Конструктивная схема К890-121-1 [39]

Нагнетатели для коксовых батарей. Нагнетатели природного газа

Для отсасывания газа от коксовых батарей "Невский завод" начал изготовлять нагнетатели еще с довоенного периода. Позднее конструкция была усовершенствована в направлении повышения быстроходности, что позволило вдвое сократить число ступеней (с 4 до 2). Нагнетатели выпускались с приводом от электродвигателей и от паровых турбин. В зависимости от производительности коксовых батарей нагнетатели имели производительность 750 и 1200 м³/мин. и создавали напор 3000 мм вод.ст. В 1956 г. изготовление этих нагнетателей было передано заводу "Дальэнергомаш".

"Невский завод" является одним из ведущих предприятий страны по созданию и производству газа перекачивающих агрегатов для компрессорных станций магистральных газопроводов. В 1957 г. на "Невском заводе" был разработан первый газоперекачивающий агрегат с газотурбинным приводом 4 МВт (**ГТ-700-4**).

В период 1960-68 гг. "Невский завод" разработал и освоил производство газоперекачивающих агрегатов с газотурбинными приводами мощностью 5, 6 и 10 МВт с одноступенчатыми нагнетателями производительностью 14...26 млн.м³ в сутки с конечным давлением 5,6 МПа. Позднее было начато изготовление газоперекачивающего агрегата с нагнетателем **370-18-1** производительностью 37 млн.м³ в сутки на давление 7,6 МПа и приводной газовой турбиной **ГТК-10-4** мощностью 10 МВт для газопроводов большого диаметра и повышенного давления.

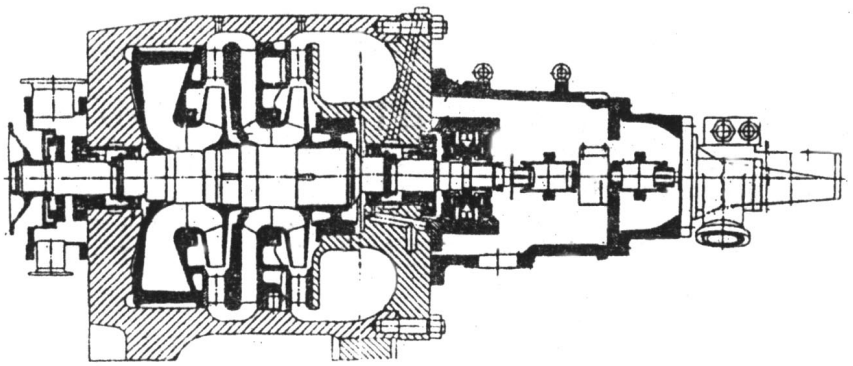
В 1977-79 гг. разработан и с 1981 г. изготовляется агрегат с полнонапорным двухступенчатым нагнетателем **235-21-1** производительностью 19 млн.м³ в сутки с конечным давлением 7,6 МПа и приводом от той же установки.

В 1977 г. "Невским заводом" разработан, изготовлен и поставлен газоперекачивающий агрегат производительностью 53 млн.м³ в сутки на конечное давление 7,6 МПа с приводом от газотурбинной установки **ГТН-25** мощностью 25 МВт.

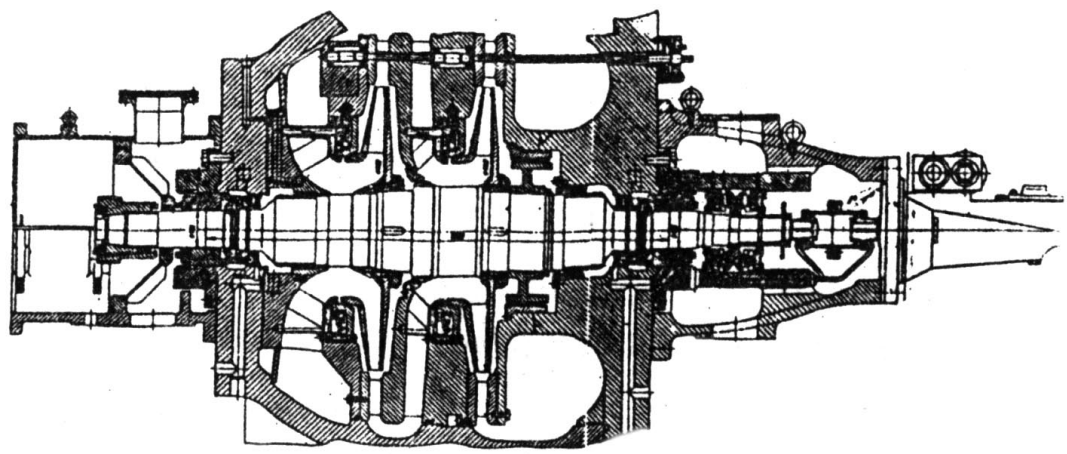
Электроприводные агрегаты (ЭГПА) с постоянной частотой вращения ротора, в отличие от агрегатов с газотурбинным приводом, имели существенный недостаток: отсутствие экономичного средства регулирования. Очередным шагом в развитии ГПА с электроприводом явилось освоение "Невским заводом" в 1983 г. производство блочно контейнерных **ЭГПА 2-12,5** с нагнетателем **285-22-1**.

Впервые в мировой практике двухступенчатый НПГ выполнен с входными регулирующими аппаратами (ВРА) перед входом в рабочие колеса обоих ступеней.

В 1995 г. на магистральных газопроводах России 51,6% установленных нагнетателей природного газа были конструкции "Невского завода" и перекачивали 50,2% общего объема газа.

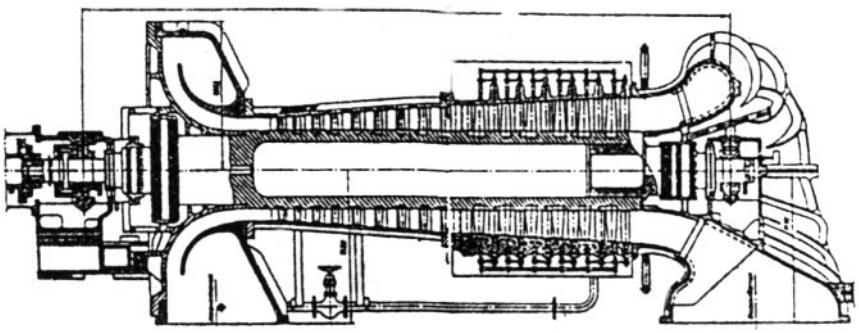


Конструктивная схема 285-22-1 [39]



Конструктивная схема 295-24-1 [39]

Осевые компрессоры



Конструктивная схема К-4950-1 [39]

В конце 80-х и начале 90-х гг. выявилась острая необходимость в замене физически и морально устаревшего воздуходувного оборудования на металлургических заводах.

За это время АО "НИКТИТ" был разработан и создан ряд осевых компрессоров с паротурбинным приводом: **К-3750**, **К-4950**, **К-4300** и **К-7100** производительностью 3750...7100 м^3/мин. и конечным давлением 0,44...0,57 МПа.

Установка осевых компрессоров с теплофикационной паровой турбиной в качестве привода позволяет создать оптимальную схему энергохозяйства металлургических предприятий с улучшением общих показателей энергоиспользования, а также существенно повысить экономичность и надежность воздухоснабжения доменных печей.

Особенностью спроектированных осевых компрессоров является то, что они обеспечивают при постоянном конечном давлении широкий диапазон изменения объемной производительности $Q_{помп.}/Q_{макс.}$ = 0,48.

Регулирование производительности осуществляется у компрессора К-3750 изменением частоты вращения, а у К-4300, К-4950 и К-7100 - поворотом направляющих лопаток.

В соответствии с техническим заданием все осевые компрессоры должны обеспечивать экономичную работу в двух зонах эксплуатационных режимов, отличающихся номинальным значением производительности на 15% и конечным давлением на 20%.

Перевод компрессоров из зоны фактических в зону перспективных режимов и обратно будет осуществляться путем установки или удаления элементов проточной части в условиях площадки заказчика.

Еще одной особенностью новых компрессоров является отсутствие промежуточного охлаждения, что позволяет уменьшить суммарный расход топлива в подсистеме сжатие-нагрев доменного дутья и снизить затраты на охлаждающую воду.

Применение осевых компрессоров позволило уменьшить массу компрессора по сравнению с центробежным компрессором в 2,5...3 раза при одновременном уменьшении потребляемой мощности.

К настоящему времени изготовлены и испытаны на заводском стенде 4 компрессора К-3750 и один компрессор К-4950.

Газодинамические испытания полностью подтвердили высокую эффективность компрессоров, а тензометрирование лопаточного аппарата - качественную отстройку от возможных резонансов.

Длительная эксплуатация головного образца компрессора К-3750 на металлургическом заводе в течение 40000 часов также подтвердила его высокую эксплуатационную надежность.

К-3750-1

Сжимаемая среда - воздух
Объемная производительность при условиях всасывания 3750 м^3/мин.
Давление воздуха, конечное 0,46 МПа абс.
Начальные параметры:
температура 303 К,
давление 0,098 МПа абс.
Плотность газа при 293 К и 0,1013 МПа - 1,2046 кг/м^3
Частота вращения ротора, номинальная 5400 об./мин.
Мощность, потребляемая компрессором 15,8 МВт
Тип привода:
паровая турбина П-16-3,4/0,8-1,
номинальная мощность 15,8 МВт
частота вращения ротора
3900...5400 об./мин.

К-4300-1

Сжимаемая среда - воздух
Объемная производительность при условиях всасывания 4280 м^3/мин.
Давление воздуха, конечное 0,48 МПа абс.
Начальные параметры:
температура 303 К,
давление 0,098 МПа абс.
Плотность газа при 293 К и 0,1013 МПа - 1,2046 кг/м^3
Частота вращения ротора, номинальная 5100 об./мин.
Мощность, потребляемая компрессором 18,7 МВт
Тип привода:
паровая турбина П-18-3,4/0,8-1 или П-23-8,8/0,8-1
номинальная мощность 18,7 МВт
частота вращения ротора
4600...5200 об./мин.

К-4950-1

Сжимаемая среда - воздух
Объемная производительность при условиях всасывания 4930 м^3/мин.
Давление воздуха, конечное 0,54 МПа абс.
Начальные параметры:
температура 303 К,
давление 0,098 МПа абс.
Плотность газа при 293 К и 0,1013 МПа - 1,2046 кг/м^3
Частота вращения ротора, номинальная 5200 об./мин.
Мощность, потребляемая компрессором 23,6 МВт
Тип привода:
паровая турбина П-23-8,8/0,8-1,
номинальная мощность 23,6 МВт,
частота вращения ротора
4600...5200 об./мин.

К-7100-1

Сжимаемая среда - воздух
Объемная производительность при условиях всасывания 7220 м^3/мин.
Давление воздуха, конечное 0,57 МПа абс.
Начальные параметры:
температура 293 К,
давление 0,098 МПа абс.

Плотность газа при 293 К и 0,1013 МПа - 1,2046 кг/м^3
Частота вращения ротора, номинальная 3000 об./мин.
Мощность, потребляемая компрессором 35 МВт
Тип привода:
паровая турбина К-35-8,8-1, номинальная мощность 35 МВт, частота вращения ротора 2850...3150 об./мин.



ОАО „Рыбинские моторы“

Адрес: 152903 Россия, г. Рыбинск Ярославской обл., пр-т Ленина, 163
Тел.: (0855) 243100
Факс: (0855) 213108
E-mail: usz@rybinskmotors.ru

Генеральный директор – Ласточкин Юрий Васильевич, тел. (0855) 243101
Коммерческий директор – Данилов Василий Юрьевич, тел. (0855) 243136
Директор по экономике и финансам – Жигалов Валерий Николаевич, тел. (0855) 243166
Генеральный конструктор – Кузменко Михаил Леонидович, тел. (0855) 243145
Исполнительный директор – Межибовский Вениамин Моисеевич, тел. (0855) 243118
Главный инженер – Крылов Владимир Николаевич, тел. (0855) 243102

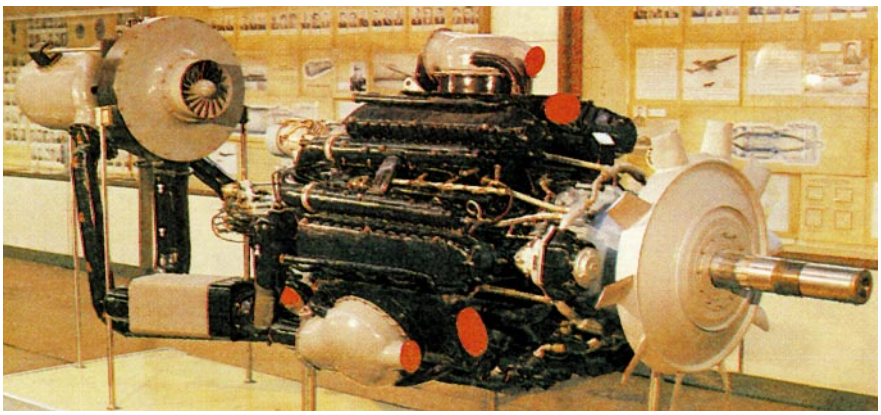
1916 г. - основание предприятия "Русский Рено" для ремонта автомобилей.
1924 г. - переориентация завода на авиационное направление.
1928 г. - начало серийного выпуска авиационных двигателей.
1954 г. - начало производства дизельных двигателей.
1972 г. - запуск в серийное производство снегоходной техники.
1992 г. - акционирование предприятия.
1993 г. - начало освоения производства наземных газотурбинных установок для энергетики и оборудования для газоперекачки.
1996 г. - образование производственно-конструкторского объединения ОАО "РМ" на базе серийного завода и КБ моторостроения (РКБМ).
РКБМ берет начало от КБ-2 Московского авиационного института, которое было основано в 1939 г. для постройки разработанного КБ поршневого двигателя М-250. КБ в 1940 г. переведено в Воронеж на завод №16. С октября 1941 г. КБ находилось в эвакуации в Уфе. С октября 1943 г. обосновывается в Рыбинске как ОКБ-36.
С 1966 г. носило название Рыбинское конструкторское бюро моторостроения (РКБМ).
С 1997 г. РКБМ находится в составе ОАО "Рыбинские моторы".
Конструкторские разработки КБ в Рыбинске и Уфе проводились под руководством Владимира Алексеевича Добрынина, Петра Алексеевича Колесова, Владимира Ивановича Галигузова, Александра Сергеевича Новикова, Сергея Алексеевича Гаврилова.
Специализация ОАО "Рыбинские моторы":
• ПРОИЗВОДСТВО – Турбореактивные двигатели серии Д-30: Д-30КП (Ил-76), Д-30КУ (Ил-62М), Д-30КУ-154 (Ту-154М); их модификации. Ремонт, выпуск запасных частей, эксплуатационное обслуживание. Семейство авиадвигателей СТ-7 для вертолета Ка-64, самолетов МВЛ, легких военно-транспортных самолетов в кооперации с General Electric;
• РАЗРАБОТКА И ОСВОЕНИЕ – Турбовинтовой двигатель ТВД-1500 для самолетов МВЛ Ан-38, С-80, Т-101 "Грач". Турбовальный двигатель РД-600В для вертолета Ка-62, самолета-амфибии "Ямал" и др.;
• ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ЭНЕРГЕТИКИ – Наземные газотурбинные энергоустановки комбинированной выработки электрической и тепловой энергии в диапазоне мощностей от 2,5 до 110 МВт, нагнетатели природного газа от 4 до 25 МВт, газотурбинные двигатели судового применения;
• ДИЗЕЛЕСТРОЕНИЕ – Дизельные двигатели мощностью до 120 л.с. для тракторов, экскаваторов, сварочных агрегатов, буровых установок, морских и речных судов;
• СНЕГОХОДНАЯ ТЕХНИКА – Снегоходы "Буран", "Икар" и "Тайга".
• АВАРИЙНО-СПАСАТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА – Аварийно-спасательная машина АСМ 41-07-43101, оборудование, применяемое для ликвидации последствий чрезвычайных ситуаций,
а также нестандартизированное оборудование и специальная арматура для атомных электростанций и установок.

Московское представительство: 123373 Россия, г. Москва, ул. В.Петушкова, 27
Тел. (095) 949-3300, факс (095) 949-3300.

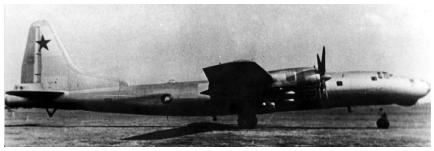
Материалы по ОАО "Рыбинские моторы" подготовлены с использованием рекламных брошюр РКБМ и ОАО "РМ", энциклопедии "Авиация", архивных материалов Центра истории авиационных двигателей. Верстка главы полностью согласована с разработчиком.

ВД-4К

авиационный поршневой двигатель



ВД-4К [27]



Ту-85 [11]

Двигатель **ВД-4К** ведет свою историю создания от двигателей **М-250** и **М-251ТК**, или **ВД-3ТК**, мощностью около 2000 л.с. М-250 разработан в МАИ в 1939 г. и построен в 1941 г. М-251 с ВИШ АВ-28 планировалось установить на самолет "218" С.М.Алексеева.

В январе 1949 г. ОКБ-36 под руководством В.А.Добрынина предложило на базе М-251ТК создать новый комбинированный двигатель **М-253К** мощностью до 4300 л.с. и удельным расходом топлива 0,185...0,195 кг/л.с.ч.

Работы по М-253К велись в рамках программы создания самолета "85".

ВД-4К представляет собой комбинированную силовую установку, состоящую из 24-цилиндрового поршневого двигателя с жидкостным охлаждением и с непосредственным впрыском в цилиндры легкого топлива, трех импульсных турбин, использующих кинетическую энергию выпускных газов и передающих мощность непосредственно на вал винта, и турбокомпрессора с регулируемым реактивным соплом. Применение импульсных турбин позволяло обеспечить улучшение экономичности на 10...11%, применение мощного турбокомпрессора с высотностью 11 км, с большим КПД на всех режимах, с использованием реакции выхлопных газов в регулируемом реактивном сопле позволяло увеличить эксплуатационную экономичность на 20...25%.

Турбокомпрессор установлен отдельно от двигателя и соединен с ним воздушными и газовыми коммуникациями. Мощность передается на вал винта через одновальный планетарный редуктор. В носке редуктора находится вентилятор для обдува радиаторных установок и газовых коммуникаций.

При сухой массе 2065 кг ВД-4К развивал взлетную мощность 4300 л.с., номинальную мощность 3050 л.с. у земли и 3250 л.с. на высоте 10000 м, что более чем на 1000 м превышало высотность, заданную Правительством.

Высотность двигателя обеспечивается совместной работой нагнетателя, приводимого от двигателя.

Управление ВД-4К осуществлялось автоматически с помощью подвижного конуса реактивного сопла и заслонки перепуска газов, а также вручную дросселем малого газа.

$N_{взл.}$ = 4300 л.с. (с учетом реакции выхлопа), 4250 л.с. (без учета реактивной тяги)

Расчетная высота применения 10000 м

$C_э$ = 0,185 кг/л.с.ч

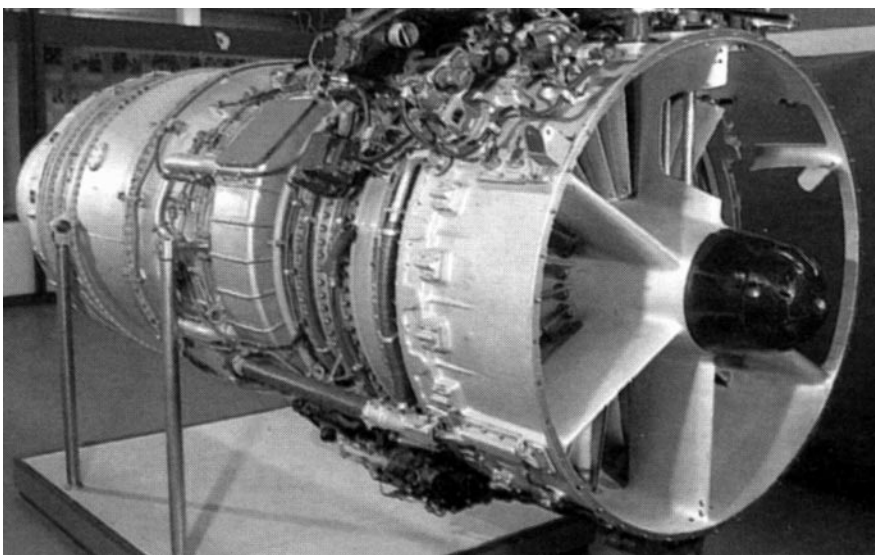
Воздушные винты: для двигателя ВД-4К - четырехлопастные АВ-44, для М-253К - пятилопастные АВ-55.

В начале 1951 г. двигатель М-253К прошел Госиспытания и получил обозначение ВД-4К. Во второй половине 1950 года двигатель был установлен на Ту-4ЛЛ и к концу того же года прошел первый этап летных испытаний (двигатель по состоянию на 20 мая налетал на Ту-4ЛЛ около 100 часов).

Окончательно двигатель ВД-4К "закрепился" на Ту-85 в конце мая 1951 г., когда было принято решение произвести первый полет самолета "85" именно с этими двигателями (в конкурсе на Ту-85 участвовал также ПД АШ-2ТК; см. ОАО "Авиадвигатель").

ВД-7

авиационный турбореактивный двигатель



ВД-7Б [27]

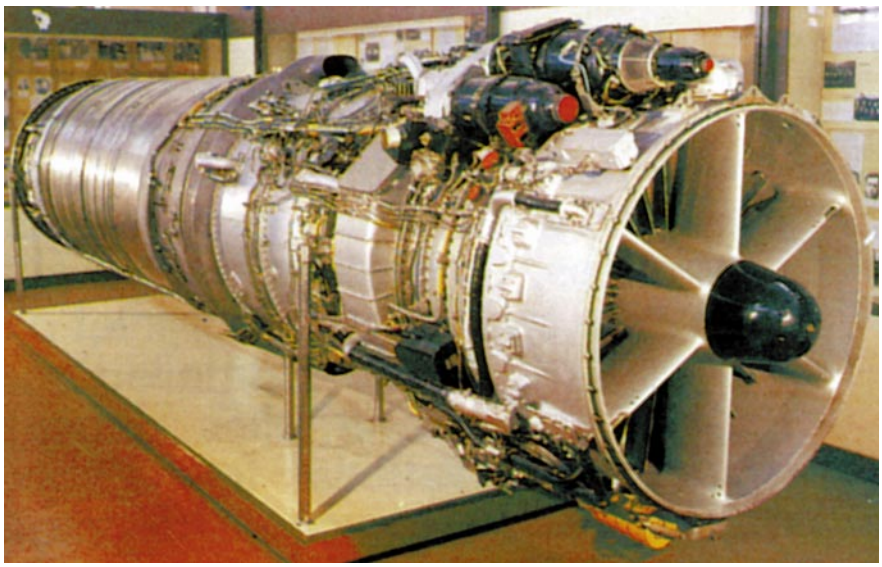
ОКБ занимается созданием турбореактивных двигателей с 1952 г.

Первый из них - одноконтурный **ВД-7Б** для самолетов ЗМН, ЗМН-2, ЗМД конструкции В.М.Мясищева. Летные испытания были завершены в 1958 г.

Одновальный двигатель ВД-7 состоит из осевого девятиступенчатого компрессора, прямоточной камеры сгорания трубчато-кольцевого типа, двухступенчатой турбины и нерегулируемого реактивного сопла.

В двигателе применены принципиально новые для того времени технические решения ряда узлов и систем: высоконапорный компрессор с малым числом ступеней, первая сверхзвуковая ступень компрессора, регулируемый входной направляющий аппарат, регулирование режимов по приведенной частоте вращения.

ВД-7 находился в серийном производстве с 1958 г. на заводе в Рыбинске.



РД-7М2 [27]



ВМ-Т "Атлант" [2]



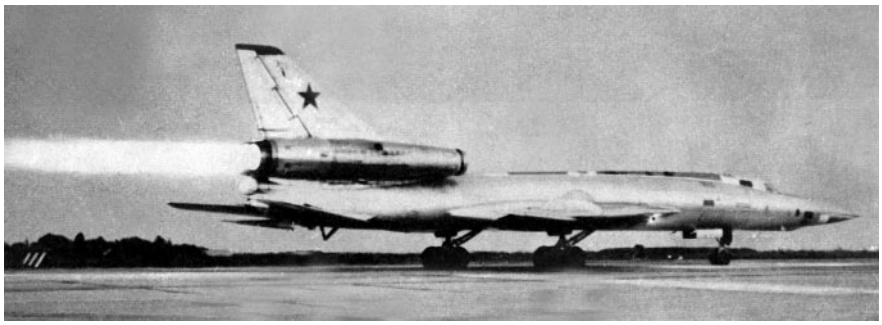
ЗМД [23]

$P_{взл.}$ = 11000 кгс
$P_{ном.}$ = 2050 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,80 кг/кгс.ч
$C_{уд.ном.}$ = 0,85 кг/кгс.ч
$G_{в\ взл.}$ = 187 кг/с
$\pi_{к\ взл.}$ = 11,2
$T_{г\ макс.}$ = 1090 К
$M_{дв.}$ = 2765 кг
$D_{дв.}$ = 1288 м
$L_{дв.}$ = 4247 мм

Двигатели ВД-7Б с увеличенным ресурсом за счет ограничения максимальной тяги имели $P_{взл.}$ = 9580 кгс.

Двигатель **ВД-7М** предназначен для самолетов Ту-22Р и крылатой ракеты М-51 ОКБ В.М.Мясищева. ВД-7М конструктивно отличается от ВД-7Б наличием форсажной камеры. Максимальная тяга ВД-7М на бесфорсажном режиме у земли возросла до 10580 кгс благодаря повышению температуры газа перед турбиной и увеличению расхода воздуха вследствие раскрытия входного направляющего аппарата. Степень форсажа 1,52. Управление двигателем на всех режимах осуществляется единым рычагом управления. Регулирование на форсажных режимах производится по закону сохранения постоянства степени расширения газов в турбине.

Двигатель **ВД-7П** имел тягу 11300 кгс и ставился на самолет 3МЕ.



Ту-22Б [27]

РД-7М2 - это еще одна модификация двигателя ВД-7Б, в котором увеличена максимальная приведенная частота вращения, введена более производительная первая ступень компрессора, раскрыт входной направляющий аппарат, увеличена температура газа в форсажной камере, введено сверхзвуковое регулируемое сопло. Благодаря этим изменениям существенно повышена тяга, что позволило увеличить максимальную скорость полета самолета Ту-22К, на котором устанавливался двигатель.

Летные испытания РД-7М2 были завершены в 1965 г. Серийно выпускался в 1965-77 гг. также в Рыбинске.

$P_{ф.взл.}$ = 16000 кгс
$P_{макс.\ б/ф.}$ = 10500 кгс
$C_{уд.ф.взл.}$ = 2,15 кг/кгс.ч
$C_{уд.б/ф.}$ = 0,87 кг/кгс.ч
$\pi_{к\ взл.}$ = 10,8
$D_{вх}$ = 1216 мм
$L_{дв.}$ = 7204 мм
$M_{дв.}$ = 3825 кг

На самолете ВМ-Т "Атлант" устанавливался **РД-7МД**, бесфорсажная модификация РД-7М2 тягой 10700 кгс.

ТРД **ВД-19** тягой 13000 кгс, модификация ВД-7, устанавливался на экспериментальный Ту-28-80.

Серийно двигатель выпускался в 1960-65 гг. в Рыбинске. Выпущено более 500 штук.

РД36-41

авиационный турбореактивный двигатель

С 1965 г. ОКБ работает над двигателями для сверхзвуковых самолетов, имеющих крейсерскую скорость полета 2000-3000 км/ч. К таким двигателям относится **РД36-41**, созданный в 1968 г. для среднего стратегического бомбардировщика-ракетоносца Т-4 ("100") с длительным режимом сверхзвукового полета (М = 3) разработки КБ П.О.Сухого.

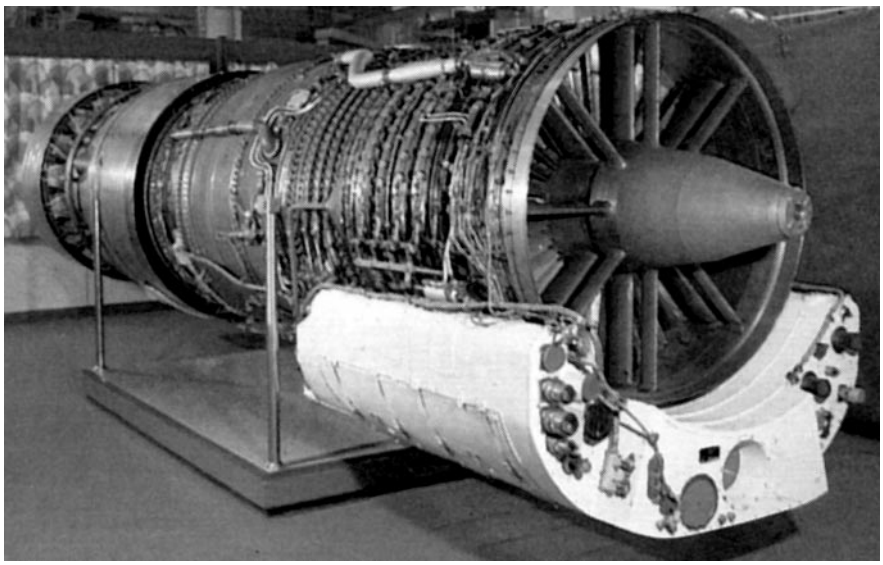
$P_{взл.}$ = 16500 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 1,9 кг/кгс.ч

Двигатель имеет одновальный 11-ступенчатый компрессор со сверхзвуковой первой ступенью, кольцевым корпусом, барабанно-дисковым ротором. Входной направляющий аппарат, направляющие аппараты 1...4 и 7...10 ступеней компрессора выполнены поворотными с управлением по приведенной частоте вращения. Камера сгорания трубчато-кольцевой схемы. Двухступенчатая турбина имеет воздушное охлаждение сопловых аппаратов обеих ступеней, рабочих лопаток первой ступени, дисков и корпусов.

Система охлаждения регулируемая. Для повышения КПД турбины применены сотовые уплотнения в радиальных зазорах над рабочими лопатками и в уплотнениях между ступенями.

Форсажная камера имеет низкие гидравлические потери и высокую полноту сгорания при сравнительно корот-

кой длине. К ее особенностям относятся: фронтовое устройство, состоящее из трех кольцевых V-образных стабилизаторов; трехкаскадная система топливопитания, поддерживающая оптимальное давление топлива перед форсунками во всем диапазоне расхода топлива; розжиг, осуществляемый с помощью факельного воспламенения топлива; внутреннее охлаждение камеры, обеспечиваемое гофрированным, перфорированным экраном, установленным по всей длине камеры.
Всережимное с регулированием площади критического сечения сопло двигателя имеет три ряда подвижных створок, управляемых шестью силовыми цилиндрами и неподвижную обечайку, которая обеспечивает внешнее обтекание сопла.
В Рыбинске выпущена опытная серия двигателей.



РД-36-41 [27]

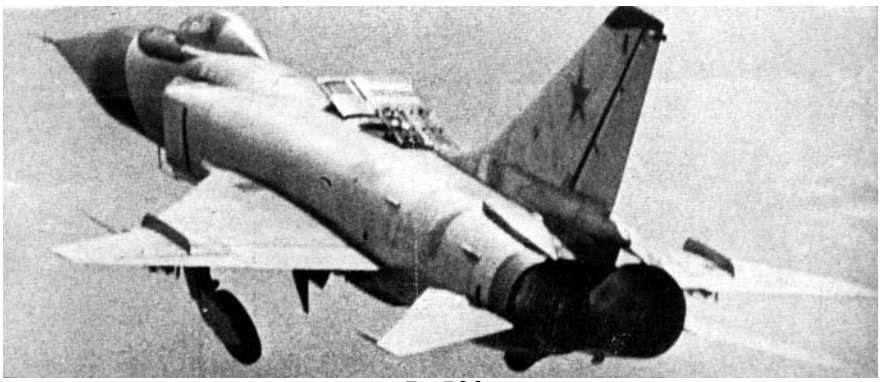


Т-4 "100" [6/1]



РД36-35

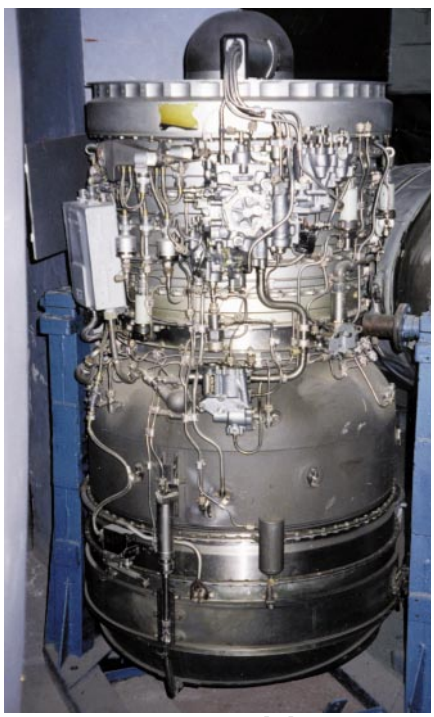
авиационный турбореактивный двигатель



Т-58Д [6]

С 1964 г. в ОКБ под руководством П.А.Колесова велись разработки подъемных двигателей для самолетов укороченного и вертикального взлета и посадки. Создано несколько их модификаций для самолетов Як, Су, МиГ и Ан.
Подъемный ТРД **РД36-35** разработан в РКБМ под руководством П.А.Колесова в 1964 г. для установки на экспериментальные самолеты вертикального взлета МиГ-21ПД и Т-58Д.

$P_{взл.}$ = 2350 кгс
Суд.взл. = 1,33 кг/кгс.ч
На базе этого двигателя в 1966 г. разработана модификация **РД36-35К**, маршевый двигатель возвращаемого космического аппарата "Спираль".
$P_{взл.}$ = 2350 кгс
Суд.взл. = 1,38 кг/кгс.ч
РД36-35Т - стартовый ТРД для самолета Ту-22, созданный в 1966 г.
$P_{взл.}$ = 2500 кгс
Суд.взл. = 1,38 кг/кгс.ч



РД36-35БФР [12]



Як-38У [22]



"Спираль" [1]



ВВА-14 [97]

РД36-35ПР двумя "батареями" по шесть двигателей устанавливался на опытном самолете ВВА-14.

В 1969 г. разработаны одновальные подъемные двигатели **РД36-35БФ/БФР** для самолетов вертикального взлета и посадки Як-36М и Як-38, МиГ-21ПД.

$P_{взл.}$ = 2900 кгс (РД36-35БФ)

$P_{взл.}$ = 3050 кгс (РД36-35БФР)

$G_{в}$ = 45,3 кг/с

$M_{дв.}$ = 201,5 кг

Двигатель имеет осевой шестиступенчатый компрессор, первая ступень которого - сверхзвуковая с щелевой проставкой, обеспечивающей устойчивую работу компрессора без механизации. Камера сгорания двигателя прямоточная, кольцевая, короткая (отношение длины к диаметру 1,8). Турбина одноступенчатая с охлаждаемыми сопловыми и рабочими лопатками. Сопло кольцевое, сужающееся, поворотное. Ротор компрессора и турбины двухопорный. В передней опоре ротора расположен упругий демпфер с втулкой трения, поглощающий вибрации ротора. Система смазки неприводная, автоматическая, циркуляционная. Топливный насос располагается в коке двигателя и приводится непосредственно от ротора. Запуск двигателя на земле производится при раскрутке ротора воздухом, отбираемым от маршевого двигателя, а в полете - при авторотации.

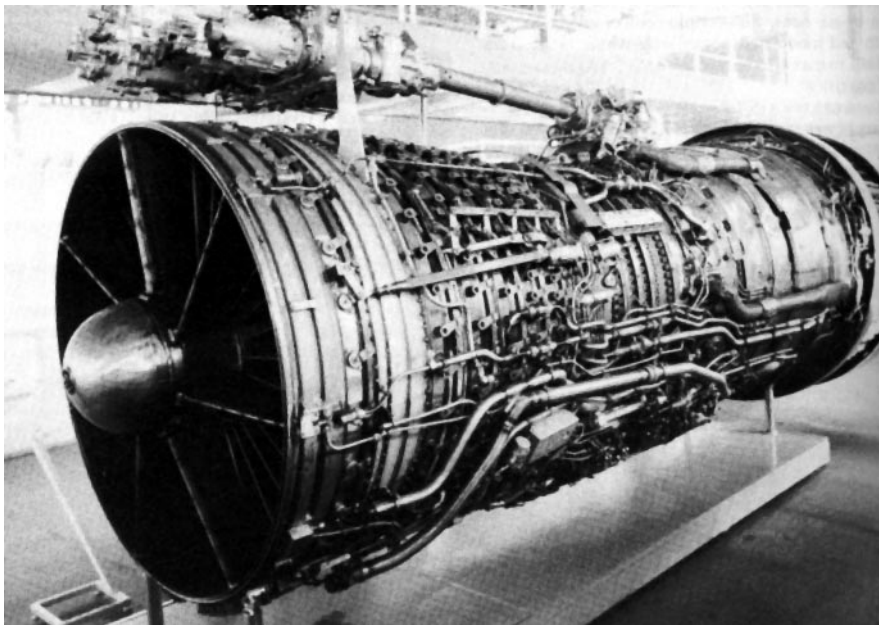
Двигатель РД-36-35 и его модификации выпускались серийно с 1972 по 1989 гг. в ОАО "Рыбинские моторы".



Як-38 [27]

РД36-51

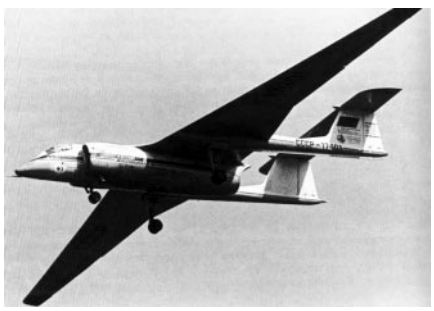
авиационный турбореактивный двигатель



РД-36-51А [27]



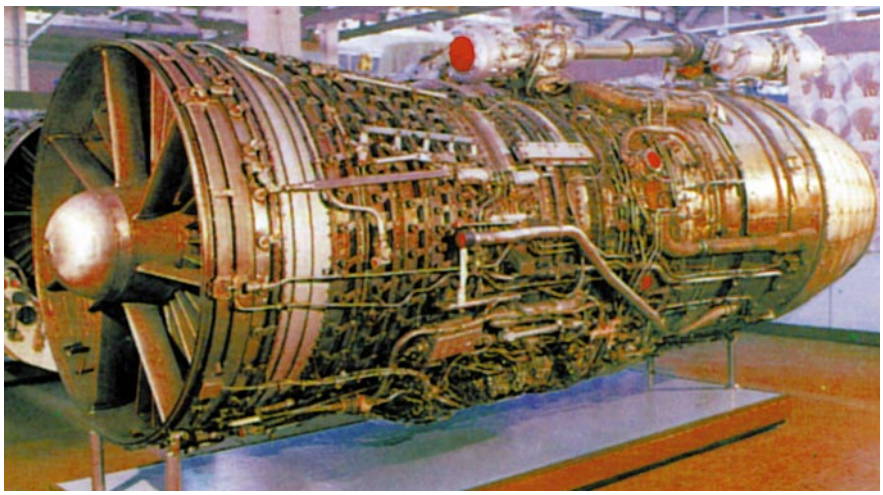
Ту-144 [11]



М-17 "Стратосфера" [103]

Мощный одновальный бесфорсажный ТРД **РД36-51А** для сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144Д, разработанный под руководством П.А.Колесова, обеспечивал минимально возможные удельные расходы топлива на режиме сверхзвукового крейсерского полета и потребную тягу на режимах трансзвукового разгона при достаточ-

ной экономичности на крейсерских дозвуковых режимах полета.
Компрессор двигателя состоял из 14 ступеней (первая – сверхзвуковая). Рабочие лопатки первых трех ступеней имеют антивибрационные полки. Регулирование компрессора производиться по приведенной частоте вращения направляющими аппаратами пяти передних и пяти задних ступеней.
Камера сгорания кольцевого типа.
Конструктивные особенности трехступенчатой турбины: расположение ротора между опорами, упругое демпфирующее устройство с гибкими элементами в опоре, коническая форма вала.
На двигателе применено всережимное сверхзвуковое сопло с центральным телом. Регулирование площади критического и выходного сечений сопла осуществляется перемещением в осевом направлении конуса центрального тела относительно неподвижной профилированной наружной обечайки. Конус управляется следящим силовым гидроцилиндром двустороннего действия. Площадь критического сечения сопла изменяется по положению рычага управления двигателем.
Двигатель имеет систему струйного шумоглушения, подающую воздух в газовый поток через отверстия в центральном теле. С целью уменьшения габаритов двигателя и удовлетворения ряда эксплуатационных требований привод самолетных агрегатов выполнен отдельным узлом, размещенным в отсеке крыла. Мощность на этот привод подводится через карданный вал

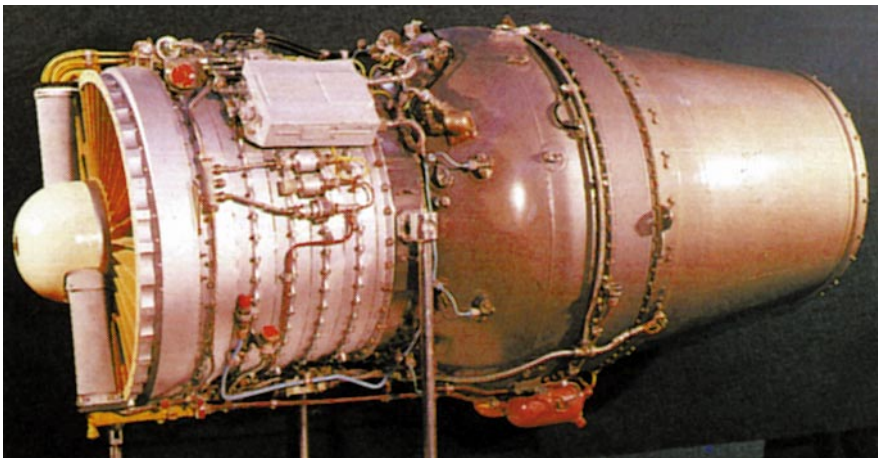


РД-36-51В [27]

либо от ротора двигателя либо от воздушной турбины, установленной на двигателе и имеющей независимое от него питание сжатым воздухом. Раскрутка двигателя при запуске производится от той же воздушной турбины.
Двигатель РД36-51А прошел все государственные стендовые и летные (на самолете Ту-144Д) испытания в 1973-75 гг.
$P_{взл.}$ = 20000 кгс
$P_{кр.1}$ = 5000 кгс (H = 18000 м, Vп = 2350 км/ч)
$P_{кр.2}$ = 3000 кгс (H = 11000 м, Vп = 1000 км/ч)
$C_{уд.взл.}$ = 0,882 кг/кгс.ч
$C_{уд.кр.1}$ = 1,230 кг/кгс.ч
$C_{уд.кр.2}$ = 0,94 кг/кгс.ч
$G_{в\ взл.}$= 274 кг/с
$\pi_{к\ взл.}$ = 15,8
$T_{г\ взл.}$ = 1355 К
$D_{вх}$ = 1486 мм
$L_{дв.}$ = 5976 мм
$M_{дв.}$ = 3900 кг
Для сверхвысотного самолета М-17 "Стратосфера" создан одновальный ТРД **РД36-51В**, модификация двигателя РД36-51А с нерегулируемым соплом и подачей кислорода в камеру сгорания. Двигатель обеспечивает длительную работу на высоте 26000 м при малой скорости полета (М = 0,6).
$P_{взл.}$ = 7000 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,88 кг/кгс.ч
РД-36-51А/В выпущены небольшой серией (около 50 штук).

РД-38

авиационный турбореактивный двигатель



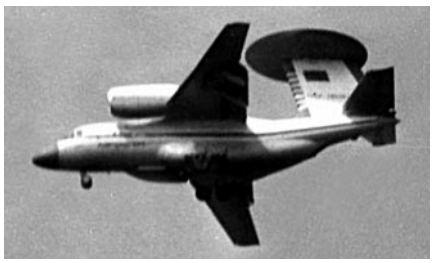
РД-38К [27]

Для реализации вертикального и ускоренного режима взлета-посадки под руководством П.А.Колесова в 1985 г. на базе РД-38-35БФР создан подъемный сверхлегкий малогабаритный двигатель **РД-38**, одновальный ТРД с поворотным соплом.
$P_{взл.}$ = 3250 кгс
$M_{дв.}$ = 231 кг.
Он устанавливался на самолет Як-38М. Двигатель выпускался в ОАО "Рыбинские моторы" до 1989 г.
Стартовый двигатель **РД-38К (РД-60)** установлен на самолете-амфибии А-40 (проект 1985 г.). Это одновальный ТРД, создающий дополнительную тягу при взлете до 2750 кгс.



РД-38 [27]

Для самолета Ан-71 в том же 1985 г. разработан бустерный ТРД **РД-36А** тягой 2750 кгс.
На заводе в Рыбинске выпущено около 400 двигателей РД-36 всех модификаций.



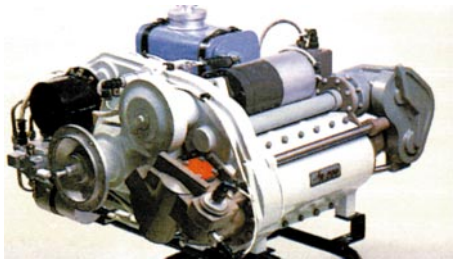
Ан-71 [2]



А-40 [22]

ДН-200

авиационный дизельный двигатель



ДН-200 [27]

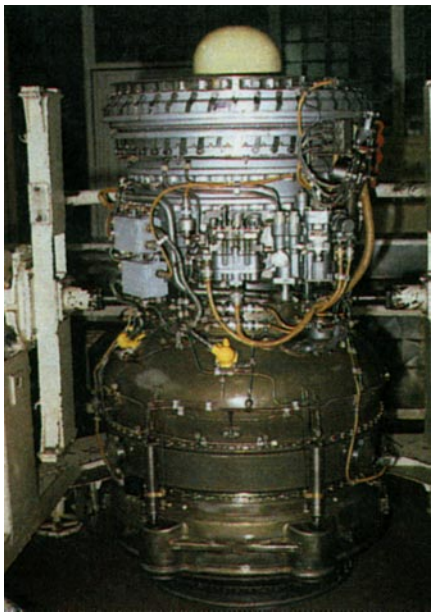
Двухтактный двигатель с водяным охлаждением **ДН-200** с турбонаддувом предназначен для установки на самолеты авиации общего назначения Як-112, А-25 "Бриз", энергетических установок и водного транспорта.
В 1991 г. собрано пять экземпляров для испытаний.
$N_{макс.}$ = 147,5 л.с.
$N_{кр.}$ = 73,5 л.с.
$C_{уд.}$ = 0,2 кг/л.с.ч
Ход поршня 72 мм
Рабочий объем 271 см^3
$M_{дв.}$ = 105 кг



Як-112 [1]

РД-41

авиационный турбореактивный двигатель



РД-41 [71]



Як-141 [104]

За кабиной летчика самолета Як-141 расположен отсек с двумя подъемными турбореактивными двигателями **РД-41** тягой 4100 кгс.
Двигатели установлены под углом 10° к вертикальной оси. Сверху за фонарем кабины отсек закрывается створкой. В ней находятся восемь подпружиненных клапанов подпитки, открывающихся перепадом давления при запуске подъемных двигателей. Створка отсека совместно с входным устройством, профиль которого выполнен по лемнискате, организует воздушный поток на входе в подъемные двигатели. Снизу отсек закрывается нижними створками.
РД-41 разработан в 1982 г. в РКБМ под руководством П.А.Колесова. Выпущен опытной серией в 30 экземпляров.
Двигатель РД-41 по конструкции аналогичен подъемному двигателю РД36-35ФВ для Як-38: одновальный, одноконтурный, с поворотным сужающимся реактивным соплом. Его поворотный насадок обеспечивает отклонение вектора тяги в продольной вертикальной плоскости на угол +12,5° от продольной оси двигателя.
Компрессор осевой, семиступенчатый с регулируемым направляющим аппаратом 1-й ступени (использованы титановые сплавы и композиционные материалы). Система смазки порционная с циркуляцией порции масла на каждой опоре ротора. Система подачи топлива к двигателю интегрирована с системой топливопитания подъемно-маршевого двигателя и поэтому не имеет своего подкачивающегося насоса и насоса высокого давления. Поскольку двигатель

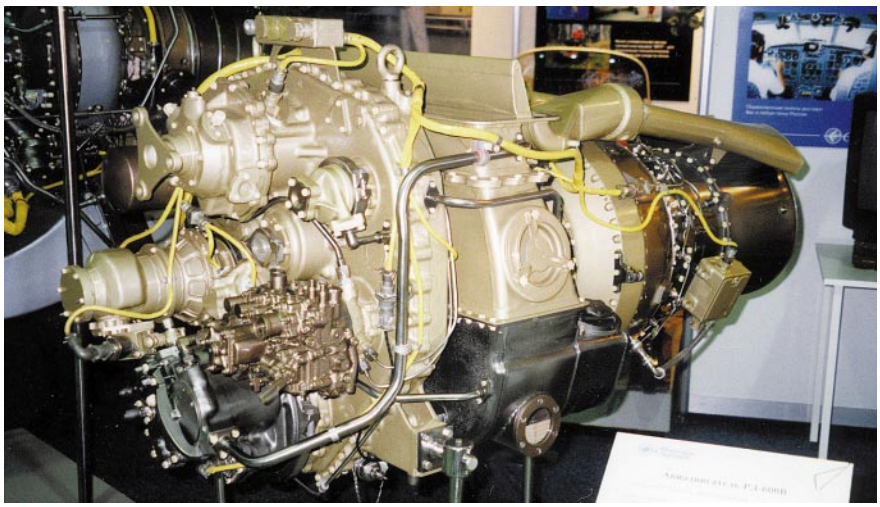
предназначен только для совместной работы с подъемно-маршевым, он оборудован неприводными агрегатами топливопитания и регулирования. Камера сгорания кольцевого типа, изготовленная с использованием титановых сплавов. Одноступенчатая турбина – титановый диск с никелевыми лопатками ($T_г$ = 1480 К).
Система автоматического управления двигателем трехканальная, электронная, с полной ответственностью, всережимная, без механической связи с рычагом управления в кабине пилота.
Запуск осуществляется при подаче воздуха от ПМД непосредственно на турбину для раскрутки ротора. Двигатель может запускаться и в полете с оборотов авторотации. Он может работать до высоты 2500 м при скорости полета не более 550 км/ч.
Комплексная электронная бортовая система управления обеспечивает работу двигателя на всех режимах. Запуск подъемных двигателей на земле и в полете (в том числе открытие и закрытие клапанов топливопитания, заслонок отбора воздуха на раскрутку, створок отсека) производится автоматически при нажатии летчиком кнопки "Запуск ПД".
$P_{взл.}$ = 4100 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 1,4 кг/кгс.ч
$G_в$ = 53,5 кг/с
$\pi_к$ = 6,28
$T_с$ = 1330К
$n_{тг}$ = 12500 об./мин.
$L_{дв.}$ = 1594 мм
$D_{вх}$ = 635 мм
$M_{дв.}$ = 290 кг

РД-600

авиационный турбовальный двигатель



Ка-62 [1]



РД-600В [1]

ТВаД нового поколения в классе мощности 1500...2000 л.с. **РД-600В** характеризуется модульностью конструкции. Он предназначен для установки на боевой вертолет Ка-60 и его гражданский вариант Ка-62.
РД-600В разработан в 1987-88 г.
Двигатель конструктивно состоит из 4-ступенчатого осецентробежного компрессора с регулируемым направляющим аппаратом, противоточной кольцевой камеры сгорания, охлаждаемой 2-ступенчатой турбины высокого давления, двухступенчатой силовой турбины, встроенного промежуточного редуктора с муфтой свободного хода.
РД-600В оснащен встроенным высокоэффективным пылезащитным устройством, электронной, цифровой, двухканальной с полной ответственностью системой автоматического управления с резервным гидромеханическим каналом, резервной системой смазки (обеспечивает работу в течение 6 минут при отказе основной). Редуктор оборудован муфтой свободного хода.
Двигатель запускается от воздушного стартера.
РД-600С – турбовинтовая модификация двигателя для самолета-амфибии "Ямал" мощностью 1300 л.с. с ВИШ АВ-34.

МАКСИМАЛЬНЫЙ РЕЖИМ
($P_н$ = 760 мм рт.ст., $M_п$ = 0, H = 0 м, $T_н$ = 288 К)
$N_в$ = 1550 л.с.
$C_{уд.}$ = 0,209 кг/л.с.ч
($P_н$ = 760 мм рт.ст., $M_п$ = 0, H = 0 м, $T_н$ = 303 К)
$N_в$ = 1300 л.с.
$C_{уд.}$ = 0,209 кг/л.с.ч
($P_н$ = 760 мм рт.ст., $M_п$ = 0, H = 5000 м, $T_н$ = 288 К)
$N_в$ = 900 л.с.
$C_{уд.}$ = 0,209 кг/л.с.ч

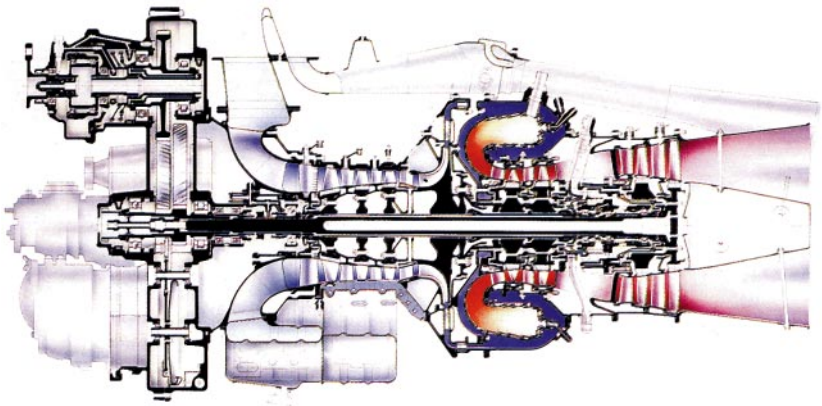
ЧРЕЗВЫЧАЙНЫЙ РЕЖИМ
($P_н$ = 760 мм рт.ст., $M_п$ = 0, H = 0 м, $T_н$ = 288 К)
$N_в$ = 1550 л.с.

НОМИНАЛЬНЫЙ РЕЖИМ
($P_н$ = 760 мм рт.ст., $M_п$ = 0, H = 0 м, $T_н$ = 288 К)
$N_в$ = 1110 л.с.
$C_{уд.}$ = 0,219 кг/л.с.ч
($P_н$ = 760 мм рт.ст., $M_п$ = 0, H = 0 м, $T_н$ = 303 К)
$N_в$ = 1110 л.с.
$C_{уд.}$ = 0,219 кг/л.с.ч

КРЕЙСЕРСКИЙ РЕЖИМ
($P_н$ = 760 мм рт.ст., $M_п$ = 0, H = 0 м, $T_н$ = 288 К)
$N_в$ = 1000 л.с.
$C_{уд.}$ = 0,225 кг/л.с.ч.
($P_н$ = 760 мм рт.ст., $M_п$ = 0, H = 5000 м, $T_н$ = 288 К)
$N_в$ = 675 л.с.
$C_{уд.}$ = 0,225 кг/л.с.ч
$M_{дв.}$ = 220 кг



Ка-60 [2]



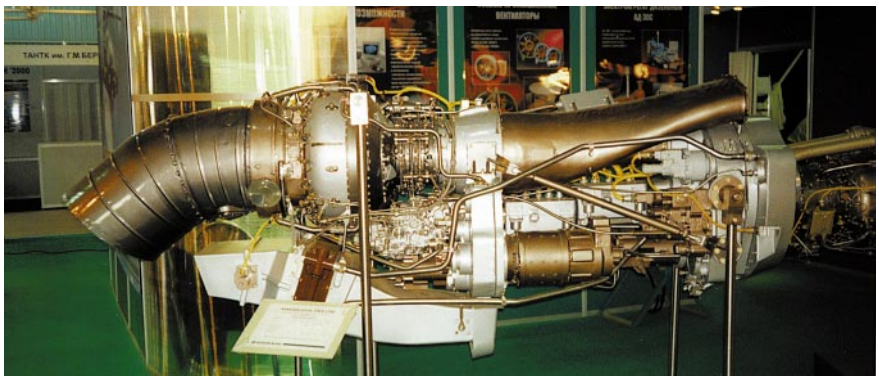
Конструктивная схема РД-600В [27]



"Ямал" [2]

ТВД-1500Б

авиационный турбовинтовой двигатель



ТВД-1500Б [1]



С-80 [6]



Ан-38 [2]

ТВД-1500Б, модификация ТВаД РД-600В с выносным редуктором винта, разработанным в 1992 г., предназначен для установки на самолеты Ан-38 и С-80 (ВИШ АВ-36), Бе-32К, М-102 "Дуэт-Сарас", Ан-3. Запуск двигателя осуществляется от воздушного или электрического стартера.
Компрессор двигателя состоит из трех осевых и одной центробежной ступени с регулируемыми ВНА и статорами. Степень повышения давления равна 14,4. Лопатки компрессора изготавливаются методом электрохимической обработки. При изготовлении ротора компрессора применяется электронно-лучевая сварка. Камера сгорания противоточная. Лопатки двухступенчатой турбины монокристаллические или изготавливаются методом направленной кристаллизации. Tг = 1540 К. Силовая турбина также состоит из двух ступеней.
Модификация **ТВД-1500СХ** рассчитана для сельскохозяйственного самолета Ан-102.
$N_{взл.}$ = 1300 л.с.

ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ
(H = 340 м, Mп = 0, tн = 303 К, Pн = 730 мм рт.ст)
N = 1300 л.с.
$C_{уд.}$ = 0,209 кг/л.с.ч
(H = 0, Mп = 0, tн = 288 К)
N = 1400 л.с.

МАКСИМАЛЬНЫЙ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНЫЙ РЕЖИМ
(H = 340 м, Mп = 0, tн = 303 К, Pн = 730 мм рт.ст)
N = 1124 л.с.
$C_{уд.}$ = 0,218 кг/л.с.ч

КРЕЙСЕРСКИЙ РЕЖИМ
(H = 3000 м, Vп = 350 км/ч, tн = 269 К, Pн = 526 мм рт.ст)
N = 690 л.с.
$C_{уд.}$ = 0,218 кг/л.с.ч
$n_{вых.}$ = 1700 об./мин.
Ширина 620 мм
Высота 760 мм
Длина 1965 мм
Сухая масса 240 кг

МАКСИМАЛЬНЫЙ КРЕЙСЕРСКИЙ РЕЖИМ
(H = 3000 м, Vп = 400 км/ч, tн = 269 К, Pн = 526 мм рт.ст)
N = 1000 л.с.
$C_{уд.}$ = 0,196 кг/л.с.ч

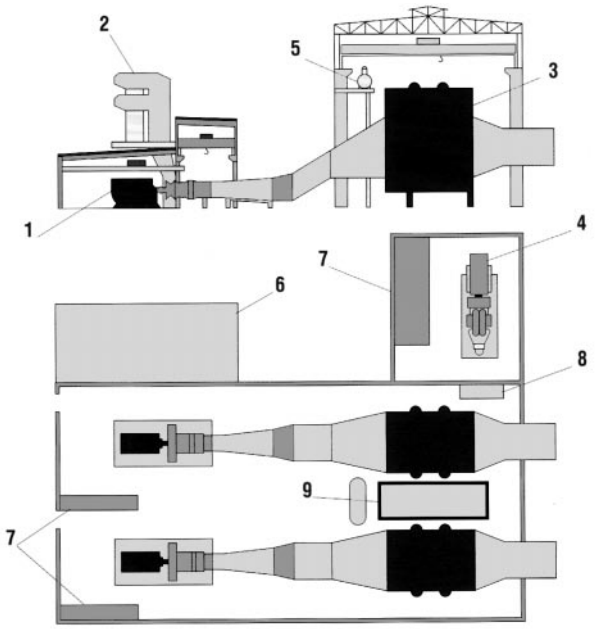
ПГУ-325

наземная парогазовая установка

В состав парогазовой установки **ПГУ-325** мощностью 325 МВт, которая предназначена для выработки электрической и тепловой энергии в базовом, полупиковом и пиковом классах применения, входит газотурбинный двигатель **ГТД 110** (см. информацию по ГТД 110 в главе "НПП "Машпроект").
Для монтажа в ПГУ-325 двигатель поступает в испытанном виде, транспортируется единым модулем в сборе на раме в тепло- и звукоизолирующем контейнере. Применение двигателей ГТД-110 на ПГУ-325 позволяет на 30-40% уменьшить капитальные вложения в строительство энергетических блоков, в 2-3 раза снизить объем строительных работ. Одна такая установка позволяет покрыть потребность в энергоресурсах такого города, как Рыбинск.
На базе ГТД-110 по требованию заказчика может быть создана однодвигательная установка **ГТЭ-110** с электрогенератором.



ГТЭ-110 [27]



В состав ПГУ-325 входят:
1. *Газотурбогенератор*
2. *Воздухоочистительное устройство*
3. *Котел-утилизатор*
4. *Паротурбогенератор*
5. *Деаэратор*
6. *Блочный щит управления*
7. *Электротехнические помещения*
8. *Пуско-сбросные устройства*
9. *Зона размещения питательных насосов высокого и низкого давления*

Схема ПГУ-325 [27]

ГТЭС-2,5

автономная газотурбинная теплоэлектростанция

СОСТАВ ГТЭС-2,5:

1. *Энергетический газотурбинный агрегат*
2. *Блок воздушного охлаждения масла*
3. *Блок воздухоочистки генератора*
4. *Комплексное воздухоочистительное устройство*
5. *Блок шумоглушения*
6. *Газотурбинный двигатель Д049*
7. *Компенсатор*
8. *Водогрейный котел-утилизатор*
9. *Выхлопная труба*

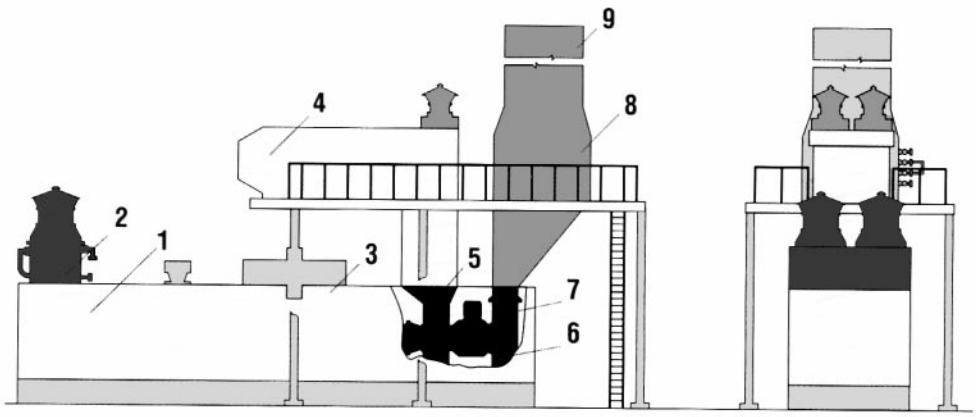


Схема ГТЭС-2,5 [27]

ГТЭС-2,5 предназначена для обеспечения электрической и тепловой энергией промышленных и сельскохозяйственных предприятий, жилых поселков и районов, а также различных объектов народного хозяйства в удаленных и труднодоступных районах крайнего севера, горной местности или на вновь осваиваемых месторождениях нефти и газа, для энергоснабжения регионов при чрезвычайных ситуациях, на промышленных объектах, в качестве резервного источника энергии в пиковом и аварийном режимах.

ГТЭС-2,5 выполнена в виде транспортабельных блоков полной заводской готовности с учетом установки на открытой и закрытой площадке, оснащена системами отопления, вентиляции и освещения.

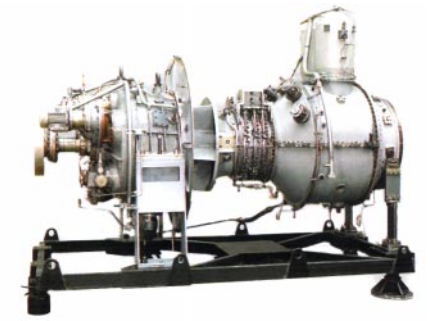
Теплоэлектростанция может работать на различных видах топлива: газообразном (природный газ, нефтяной попутный газ) и жидких видах топлива, включая тяжелое.

Энергоустановка допускает эксплуатацию в следующих климатических условиях:

- температура окружающего воздуха – от -45 до +45° С;
- высота установки над уровнем моря – до 1000 м;
- давление – от 630 до 800 мм рт.ст;
- скорость ветра – до 50 м/с.

Газотурбинный двигатель **ДО49** со встроенным редуктором является высокоэффективным приводом блочно-комплектной теплоэлектростанции, производимой ОАО "Рыбинские моторы" по лицензии ОАО "Газпром" и позволяет обеспечить стабильную частоту вращения генератора для поддержания с высокой точностью частоты электрического тока.

ГТД ДО49 поставляется с 1995 г. и в настоящее время эксплуатируется в составе ГТЭС в России (Самаратрансгаз), в Чехии (г. Брно и г. Оломоутс), в Нидерландах (г. Свалмен) и в Канаде (г. Торонто).



Д049 [27]

Технические параметры (в условиях ISO, без потерь на входе и выходе):
Электрическая мощность 2500 кВт
Тепловая мощность с использованием тепла выхлопных газов 4500 кВт (3,87 Гкал/ч)
КПД при выработке электроэнергии 27,5%
КПД при выработке электрической и тепловой энергии 78%
Номинальное напряжение 6300/10500 В
Частота тока 50 Гц
Расход топлива: газ 660 кг/ч (Hu=50056 кДж/кг), жидкое топливо 770 кг/ч (Hu=42000 кДж/кг)
Давление топливного газа 25 кгс/см^2 (изб.)
Уровень звукового давления – не более 80 дБА
Ресурс между капитальными ремонтами 20000 часов
Назначенный ресурс 100000 часов
Габаритные размеры 14800 х 5500 х 15000 мм
Общая масса 64000 кг



ГТЭС-2,5 [27]

ДН-70

газотурбинный двигатель наземного применения

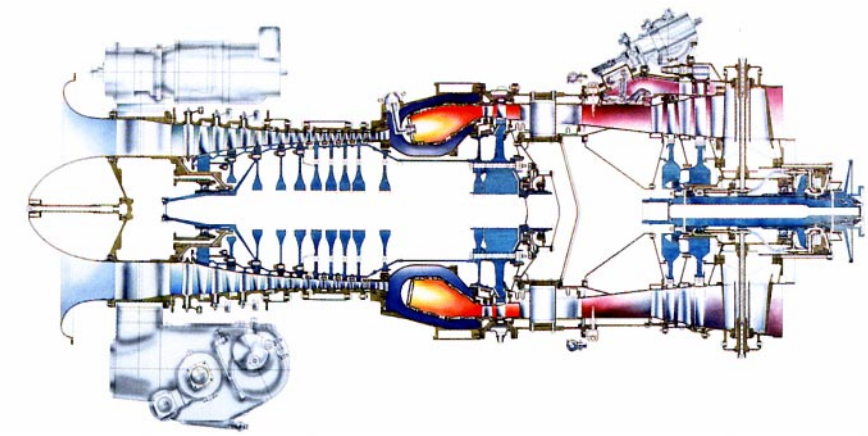


ДН-70 [27]

Ориентируясь на новый перспективный сектор рынка, "Рыбинские моторы" в сотрудничестве с РАО "Газпром" освоили две модификации силовых турбин для нагнетателей газоперекачивающих агрегатов на основе двигателя **ДН-70** мощностью 10 МВт.
ГТД ДН-70 – это высокоэффективный промышленный газотурбинный агрегат, созданный на основе опыта разработки и эксплуатации судовых двигателей по технологиям производства авиационных ГТД. Двигатель будет применяться как при реконструкции компрессорных станций, так и при новом строительстве в составе ГПА нового поколения.
Модульная конструкция двигателя позволяет перевозить его любым транспортом, сократить время вынужденных простоев, производить замену модулей в условиях компрессорных станций, с учетом высокой контролепригодности обеспечить эксплуатацию двигателя по техническому состоянию.

М75Р

газотурбинный двигатель морского/наземного применения

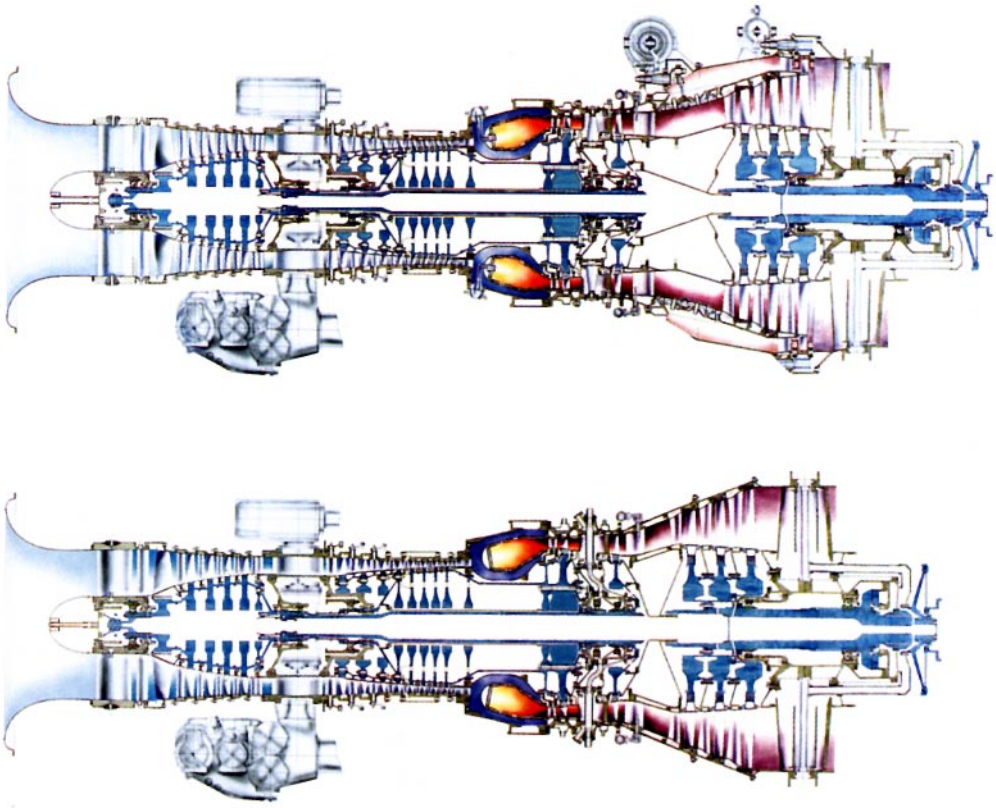


Конструктивная схема М75Р [27]

М75Р – судовой газотурбинный двигатель на базе конвертированного газогенератора разработки ОАО "Рыбинские моторы", прошедшего параметрическую доводку.
Двигатель наиболее эффективен для приводов ГТН и ГТЭ мощностью от 3 до 5 МВт, в том числе главных энергетических установок и приводов вспомогательных агрегатов морских платформ, нефте- и газодобычи на континентальном шельфе.
Конструктивно двухвальный ГТД со свободной турбиной М75Р состоит из девятиступенчатого однокаскадного осевого компрессора ($\pi_к$ = 12,6), кольцевой камеры сгорания сегментной конструкции, осевой одноступенчатой турбины компрессора и осевой двухступенчатой турбины реверсивного и нереверсивного исполнения.
$N_{макс.}$ = 7000 л.с.
$N_{ном.}$ = 6000 л.с.
η = 32%
$C_{уд.}$ = 0,19 кг/л.с.ч
$G_в$ = 22,9 кг/с
Габаритные размеры 2700 х 1600 х 2050 мм (на раме с теплозащитным кожухом)
$M_{дв.}$ = 2250 кг

М70ФР

газотурбинный двигатель морского/наземного применения



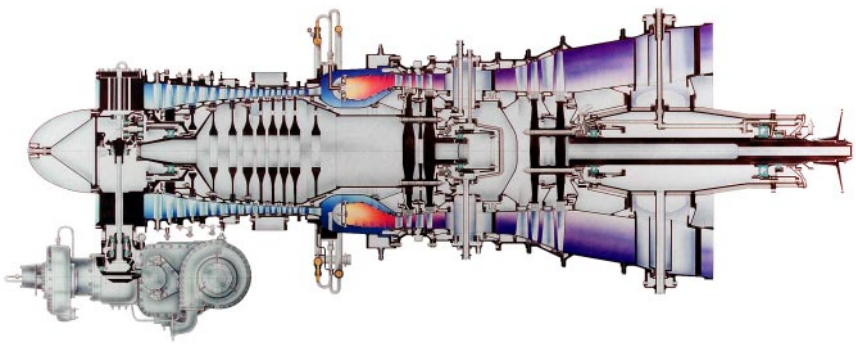
Конструктивные схемы М70ФР с силовой турбиной реверсивного (вверху) и нереверсивного (внизу) исполнения [27]

Судовой газотурбинный двигатель **М70ФР** разработан на базе конвертированного газогенератора, прошедшего параметрическую доводку.
Двигатель может быть использован в качестве привода ГТН и ГТЭ мощностью от 7 до 10 МВт на морских платформах нефте- и газодобычи.
Двигатель М70ФР, как и М75Р, полностью адаптирован к работе в условиях морской среды и к работе на дизельном топливе.
Конструктивно трехвальный ГТД М70ФР со свободной силовой турбиной состоит из двухкаскадного осевого компрессора (число ступеней 5 + 8, $\pi_к$ = 22,6), кольцевой камеры сгорания сегментной конструкции, осевой одноступенчатой турбины компрессора и осевой трехступенчатой силовой турбины реверсивного и нереверсивного исполнения.
$N_{макс.}$ = 14000 л.с.
$N_{ном.}$ = 12000 л.с.
η = 34%
$C_{уд.}$ = 0,17 кг/л.с.ч
$G_в$ = 37,5 кг/с
Габаритные размеры 3500 х 1600 х 2050 мм (на раме с теплозащитным кожухом)
$M_{дв.}$ = 3150 кг

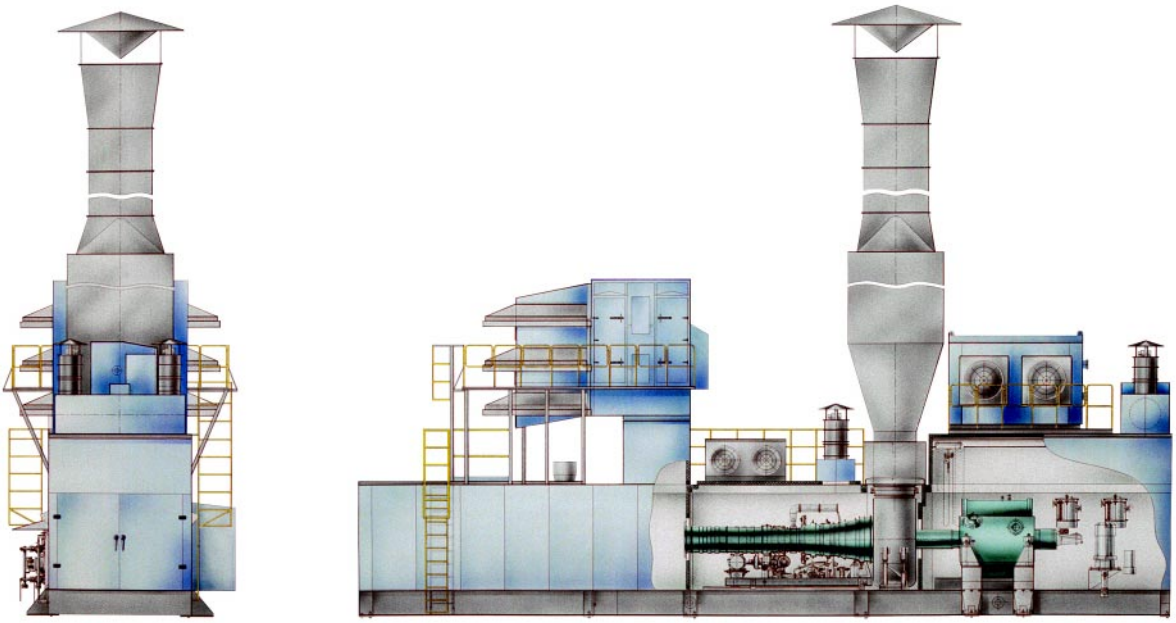
ГТД-4РМ

газотурбинный двигатель наземного применения

Газотурбинный двигатель пятого поколения **ГТД-4РМ** разработан для применения в составе ГПА-4РМ и в перспективе – для применения в составе газотурбинных электростанций.
$N_{ном.}$ = 4,11 МВт
η = 32,53%
ГПА-4РМ – газоперекачивающий агрегат полной заводской готовности нового поколения. Он предназначен для использования в составе оборудования станций подземного хранения газа.
$\eta_{компрессора\ природного\ газа}$ = 32,53%



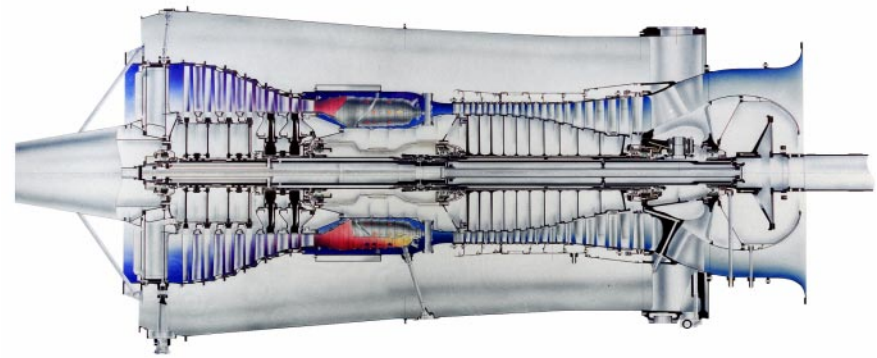
Конструктивная схема ГТД-4РМ [27]



ГПА-4РМ [27]

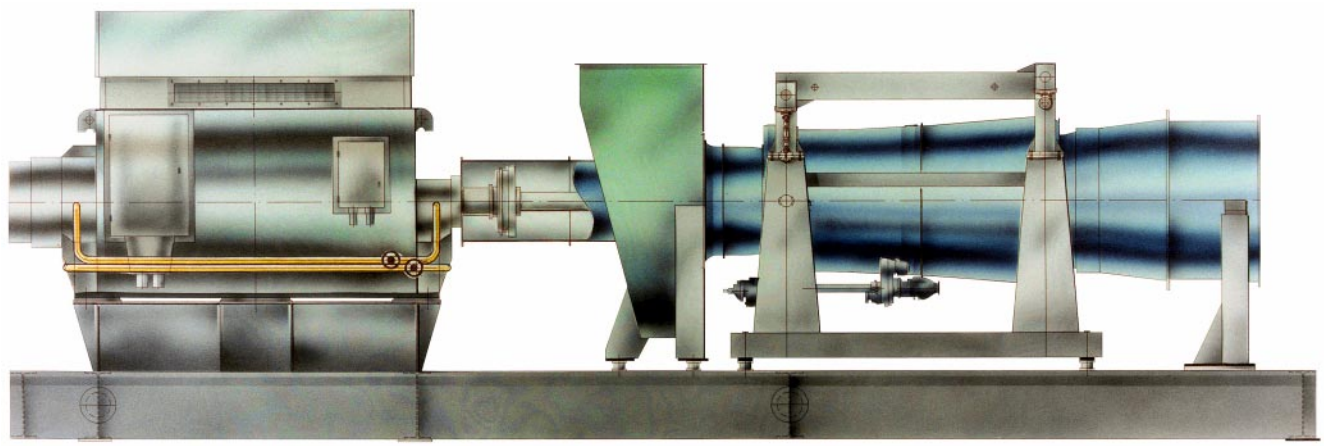
ГТД-6/8РМ

газотурбинный двигатель наземного применения



Конструктивная схема ГТД-6/8РМ [27]

Газотурбинный двигатель ГТД-6/8РМ разработан на базе авиационных двигателей семейства Д-30КУ/КП. Применяется в составе газотурбинной электростанции ГТЭ-6/8РМ, которая предназначена для обеспечения электрической и тепловой энергией промышленных и бытовых потребителей.
Электрическая мощность 6,22/8,24 МВт
Максимальная производительность 11,72/15,24 Гкал/ч.
η = 24,8/26,3% (при выработке электроэнергии)
η = 79,3/82,9% (при выработке электроэнергии и тепла)
Наиболее эффективно применение ГТЭ-6/8РМ в качестве надстроек к газовым котельным.



ГТЭ-6/8РМ [27]



ОАО „Самарский научно-технический комплекс имени Н.Д.Кузнецова“

Адрес: 443026 Россия, г. Самара, ул. С. Лазо, 2А
Тел.: (8462) 500228, 505528, 500378, 505408
Факс: (8462) 501211,
Телетайп: 214172 ЦЕЛЬ
E-mail: sntk@sntk.samara.su

Генеральный директор/Генеральный конструктор - Гриценко Евгений Александрович, тел. (8462) 500228
Заместитель ГД/Главный инженер - Зуев Александр Викторович, тел. (8462) 505408
Первый заместитель ГК - Игначков Станислав Михайлович, тел. (8462) 504827
Главный конструктор - Анисимов Валентин Семенович
Исполнительный директор по финансам - Бакаушин Павел Липатович

СНТК имени Н.Д.Кузнецова – самое крупное предприятие в СНГ по разработке и созданию авиационных двигателей.
История предприятия ведет свое начало с 1946 г. На базе завода №145 имени С.М.Кирова (эвакуированный из Москвы и объединенный с ранее эвакуированным из Киева заводом имени Артема), расположенного в поселке Управленческий, вблизи г. Куйбышева (Самара), был создан Государственный Союзный Опытный завод №2 Министерства авиационной промышленности СССР. Позже этот завод был подчинен Особому Управлению МАП. Его задачей было создание авиационных турбореактивных и турбовинтовых двигателей. Директором опытного завода №2 и техническим директором был назначен Н.М.Олехнович.
В начале мая 1949 г. Ответственным руководителем и Главным конструктором завода был назначен Николай Дмитриевич Кузнецов, который в дальнейшем стал Генеральным конструктором. До этого назначения Кузнецов работал Главным конструктором Уфимского ОКБ, задачей которого было освоение немецкого опыта создания реактивных двигателей. В связи с закрытием в конце 1948 г. Уфимского ОКБ работы над этими проектами были прекращены.
В июне 1953 г. завод №2 был переименован в Государственный союзный опытный завод №276 и подчинен 6-му Главному управлению Министерства обороны СССР, а с 27 августа 1953 г. – 8-му Главному управлению Министерства обороны СССР.
12 июля 1957 г. завод №276 МАП "за успешное выполнение Правительственных заданий по созданию новой авиационной техники" был награжден орденом Ленина.
С января 1967 г. Объединенный опытный завод №276 стал называться Куйбышевским моторным заводом Министерства авиационной промышленности СССР. Работа сотрудников предприятия была отмечена руководящими органами государства: 13 декабря 1972 г. моторный завод "За достижение наивысших результатов во всесоюзном социалистическом соревновании в ознаменование 50-летия СССР" был награжден "Юбилейным почетным знаком". В 1973 г. Министерство гражданской авиации (МГА СССР) и ЦК профсоюза авиаработников "За активное содействие Гражданской авиации и в связи с 50-летием со дня ее создания" награждает предприятие "Почетной грамотой". Министерство авиационной промышленности СССР в ноябре 1977 г. "За высокие показатели в повышении эффективности производства и качества" награждает предприятие "Почетной грамотой". В июле 1981 г. приказом Министерства авиационной промышленности создано Куйбышевское научно-производственное объединение "Труд", куда вошли Куйбышевский моторный завод, Куйбышевское конструкторское бюро машиностроения и Казанское проектное бюро машиностроения (см. "Авиамотор"). Руководитель объединения - Генеральный конструктор, академик, дважды Герой Социалистического Труда, лауреат Ленинской премии Николай Дмитриевич Кузнецов. В 1989 и 1990 гг. моторный завод награждается переходящим Красным Знаменем МАП и ЦК профсоюза работников авиационной промышленности по итогам работы в 1988 и 1989 гг. С 25 января 1991 г. предприятие стало называться Самарское Государственное научно-производственное предприятие "Труд" (СГНПП "Труд").
В июне 1993 г. руководителем СГНПП "Труд" становится Евгений Александрович Гриценко. После преобразования в июне 1994 г. СГНПП "Труд" в Акционерное общество открытого типа "Самарский научно-технический комплекс "Двигатели НК" Е.А.Гриценко становится его Президентом. В январе 1996 г. на основании постановления Совета директоров АО СНТК "Двигатели НК" от 3 января 1995 г. и Постановления Администрации Красноглинского района г. Самары от 31 октября 1995 г. №1232 Комплекс был переименован в Акционерное общество открытого типа "АО СНТК имени Н.Д.Кузнецова". Собрание акционеров АО СНТК "Двигатели НК" 20 апреля 1995 г. приняло решение о вступлении в финансово-промышленную группу (ФПГ) "Двигатели НК", которая была зарегистрирована 20 марта 1997 г. решением заместителя министра промышленности. В состав группы вошли крупнейшие в Поволжье двигателестроительные предприятия и ряд финансовых структур: ОАО "Моторостроитель", ОАО "Металлист-Самара", ОАО "СНТК им. Н.Д.Кузнецова", АООТ "Казанское моторостроительное производственное объединение", АООТ "Самарское конструкторское бюро машиностроения", ОАО "Авиамотор", ОАО "ЭЛРосс", ОАО "Самарские газотурбинные электростанции", ОАО "СКД-банк".

Текстовые и иллюстративные материалы по СНТК предоставлены Центром истории авиационных двигателей и откорректированы разработчиком. Частично использованы материалы книги В.А.Зрелова и Г.Г.Карташова "Двигатели НК".

РД-12/14

авиационные турбореактивные двигатели

Освоением немецкого опыта создания реактивных двигателей занималось Уфимское ОКБ (см. РД-10 в главе "Завод имени В.Я.Климова"). Коллективы В.Я.Климова и Н.Д.Кузнецова занимались внедрением в серийное производство двигателя **РД-10/РД-10Ф** (JUMO-004).

Под руководством Н.Д.Кузнецова в Уфимском ОКБ создавались ТРД РД-12 и РД-14.

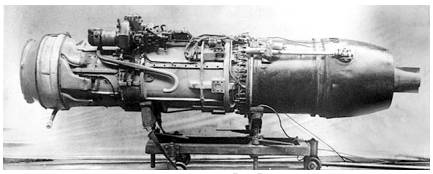
Проектирование ТРД **РД-12** ($Р_{взл.}$ = 3000 кгс) начато в 1947 г. В отличие от РД-10 двигатель имел центробежный компрессор.

В ходе испытаний РД-12 произошел обрыв лопатки. Это задержало не только работы по РД-12, но и по более "реальному" двигателю **РД-14** ($Р_{взл.}$ = 1500 кгс), созданному в 1948 г., который предназначался для двухмоторного истребителя.

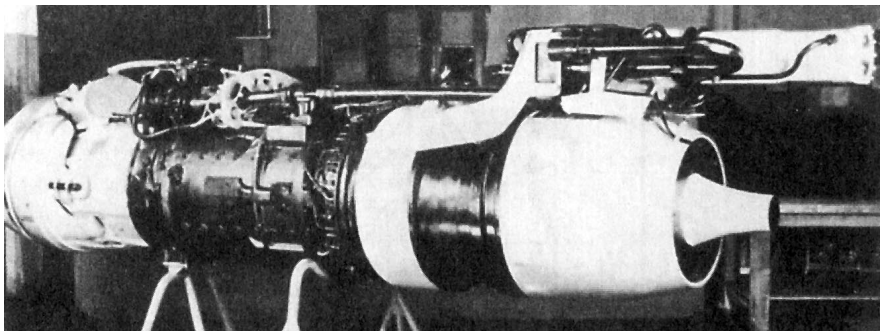
В 1948 г. Уфимское ОКБ было расформировано и все работы были прекращены.

РД-20

авиационный турбореактивный двигатель



РД-20 [99]



BMW-109-003R [100]



МиГ-9 [99]

На заводе фирмы BMW в Мюнхене в 1937 г. разрабатывались ТРД с центробежным компрессором. Однако после передачи в 1939 г. завода фирмы Bramo в Шпандау, где проектировался ТРД с осевым компрессором, фирме BMW предпочтение было отдано последнему, получившему обозначение **P3302**, а позднее **BMW-109-003**.

Первый двигатель был испытан на стенде в 1940 г. Министерство авиации Германии приняло решение, что BMW будет разрабатывать более совершенный, по сравнению с JUMO, проект ТРД с осевым компрессором, кольцевой камерой сгорания, охлаждаемыми воздухом турбинными лопатками и регулируемым реактивным соплом.

Руководил разработкой двигателя 003 Г.Ойстрих. В 1946 г. он и 120 специалистов фирмы BMW стали работать на французской фирме Snecma. Первый ГТД этой фирмы (ATAR-101) являлся по сути модификацией BMW-003.

Первым серийным образцом был двигатель **003A-0**, испытанный в полете в октябре 1943 г. Следующим серийным был **003A-1** (к августу 1944 г. было выпущено 100 таких двигателей).

Параметры ТРД BMW-003A-1:

$Р_{взл.}$ = 800 кгс

$С_{уд.взл.}$ = 1,4 кг/кгс.ч

$G_{в}$ = 19 кг/с

$\pi_{к}$ = 3,1

$М_{дв.}$ = 660 кг

$L_{дв.}$ = 3640 кг

$D_{макс.}$ = 690 мм

Проектировались другие модификации двигателя 003: **003C**, **003D**, **003E-1**, **003E-2**.

Эти двигатели, а также ТРД следующего серийного образца **003A-2** устанавливались на самолетах Не-162 и Ar-234.

Фирма BMW работала также над модификацией **003R**, состоящей из ТРД BMW-109-003A-2 и ЖРД **BMW-109-718** в качестве ускорителя с кратковременно развиваемой тягой 1250 кгс.

До конца войны в Германии построено более 700 двигателей серии 003.

Двигатели 003A изготавливались серией на Казанском объединенном заводе №16 (ныне Казанское моторостроительное ПО) и носили названия:

- **РД-20** ($Р_{взл.}$ = 800 кгс; для самолетов И-300, МиГ-9, И-301Т);
- **РД-20Ф** ($Р_{взл.}$ = 1000 кгс);
- **РД-21** ($Р_{взл.}$ = 1050 кгс, для самолета МиГ-9М).

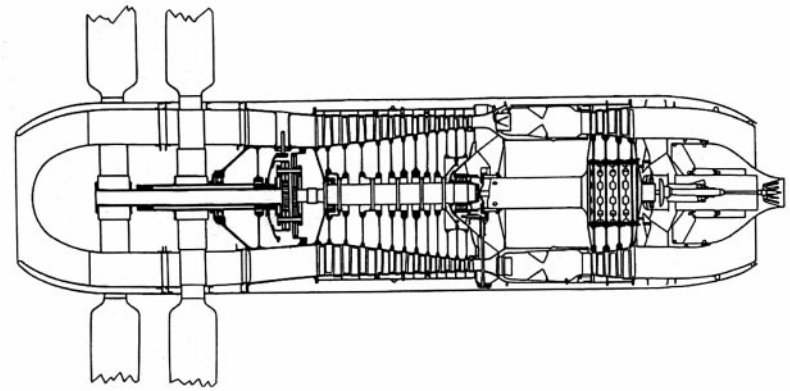


МиГ-9М [99]

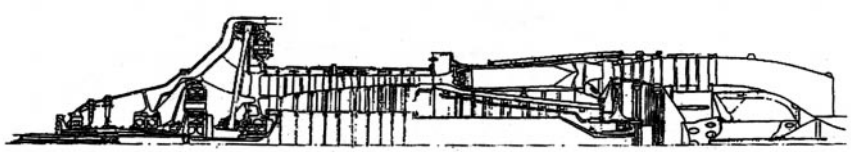
Не-162 на летных испытаниях в ЦАГИ в 1946 г. [28]

028

авиационный турбовинтовой двигатель



Один из вариантов конструктивной схемы ТВД BMW-109-028 [100]

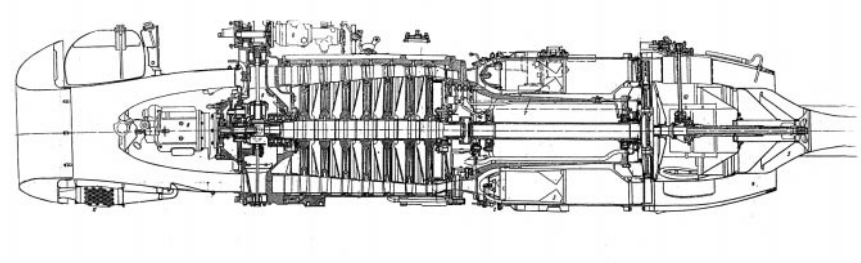


Конструктивная схема ТВД 028 [100]

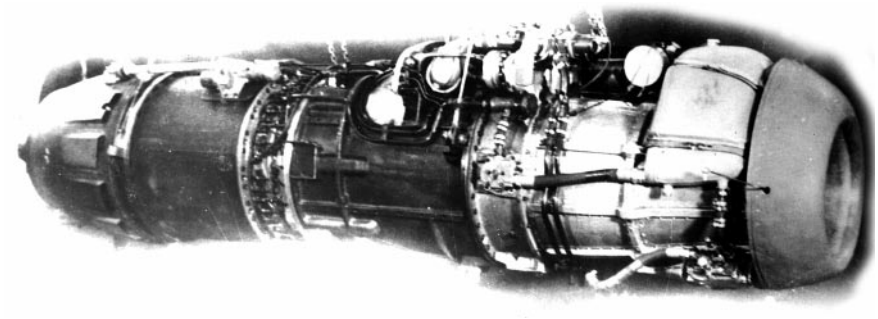
В 1940 г. фирма BMW приступила к проектированию мощного турбовинтового двигателя, получившего в 1941 г. обозначение **BMW-109-028**.
Проект включал 12-ступенчатый осевой компрессор, четырехступенчатую турбину, редуктор и двухрядный винт противоположного вращения.
$N_{э\ кр.}$ = 7940 л.с. (H = 6100 м, Vп = 640 км/ч)
$G_{в}$ = 44 кг/с
$M_{дв.}$ = 3600 кг
$L_{дв.}$ = 5080 кг
$D_{макс.}$ = 1250 мм
С 1947 г. в ОКБ-2 Завода №2 (Главный конструктор ОКБ К.Престель) разрабатывались три варианта ТВД **028**. Один из них мощностью 6570 л.с. имел 10-ступенчатый компрессор, трехступенчатую турбину, кольцевую камеру сгорания и два соосных винта противоположного вращения, приводимых через редуктор.
Работы над проектом 028 были прекращены в 1949 г.

003С

авиационный турбореактивный двигатель



Конструктивная схема BMW-109-003 [40]



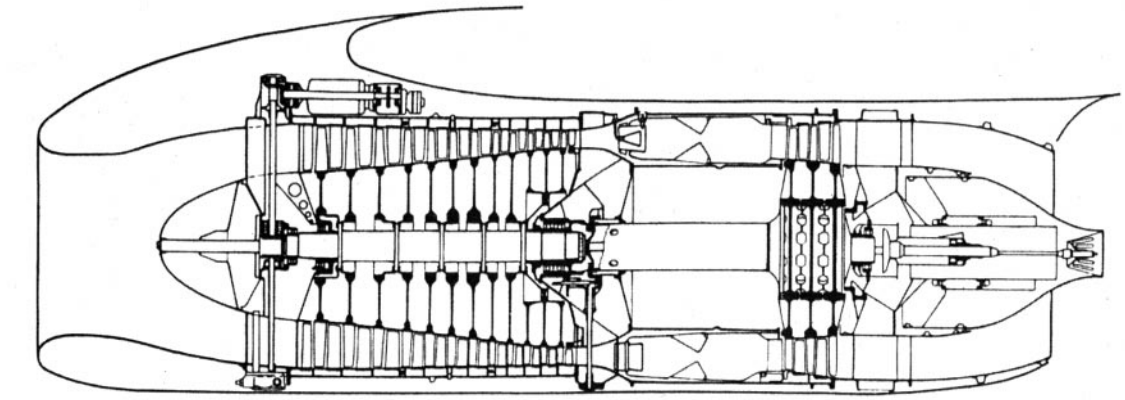
003С [40]

Советская комиссия под руководством полковника А.М.Исаева (позже Главного конструктора ракетных двигателей) и майора Ф.Г.Квасова организовывала производство и разработку двигателей фирмы BMW в Штасфурте (Германия). В начале 1946 г. удалось закончить 50-часовые испытания ТРД BMW-003 на временном испытательном стенде.
В 1946-48 гг. разрабатывалась одна из модификаций немецкого двигателя BMW-003: **003С**. Конструкторскому бюро в г. Штасфурте, Главному конструктору К.Престелю было дано задание закончить постройку ТРД BMW-003С.

Двигатель имел семиступенчатый осевой компрессор, одноступенчатую турбину с охлаждаемыми сопловыми и рабочими лопатками и кольцевую камеру сгорания с 16 форсунками.
$P_{взл.}$ = 1050 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 1,45 кг/кгс.ч
$G_{в\ взл.}$ = 19 кг/с
$n_{взл.}$ = 9750 об./мин.
$D_{дв.}$ = 690 мм (без агрегатов)
$L_{дв.}$ = 3000 мм
$M_{дв.}$ = 620 кг
Двигатель 003С был изготовлен в количестве 7 штук. На них была проведена вся доводка, закончившаяся двумя длительными испытаниями (каждое свыше 30 часов). Получены все заявленные данные.
В 1947-48 гг. двигатель прошел заводские испытания. После прохождения испытаний документация была передана на серийный завод №16 в Казань (Казанское моторостроительное ПО и КБ С.Д.Колосова в Николаев (НПП "Машпроект"). Три двигателя были переданы для летных испытаний в КБ Микояна.
Однако работы по двигателю были прекращены, поскольку авиации требовался более мощный ТРД. Тем не менее, двигатель послужил базой для развития одного из направлений отечественного двигателестроения.

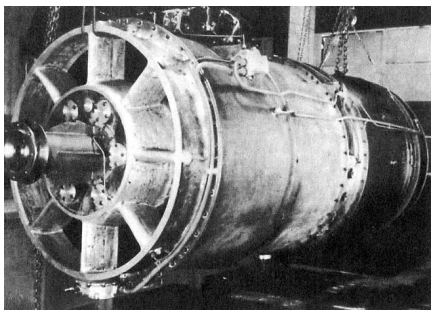
018

авиационный турбореактивный двигатель



Конструктивная схема BMW-109-018 [100]

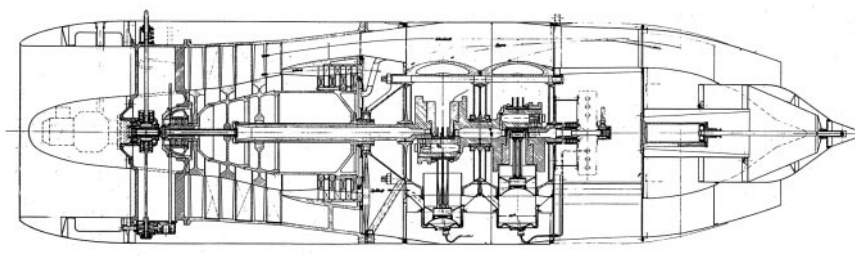
На основе ТВД BMW-109-028 в 1941 г. разработан ТРД **BMW-109-018**, который создавался под параметры:
$P_{взл.}$ = 3400 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 1,1 кг/кгс.ч
$G_{в}$ = 44 кг/с
$M_{дв.}$ = 2500 кг
$L_{дв.}$ = 4010 кг
$D_{макс.}$ = 1250 мм
Образец этого двигателя с 12-ступенчатым компрессором и трехступенчатой турбиной был построен в Германии к 1945 г., но испытан не был.
Конструкторском бюро в г. Штасфурте (Главный конструктор К.Престель) было поручено закончить чертежи и изготовить опытный образец реактивного двигателя BMW-018 с тягой на земле 3400 кгс, с возможностью дальнейшего форсажа до 4000 кгс и выпустить его на стендовые испытания в октябре 1946 г.
18 октября двигатель **018** был изготовлен и передан испытательной станции для первичных испытаний. 19-20 октября проведена 4-часовая обкатка двигателя на стенде от электромотора. Результаты были положительные.
После перевода КБ на Завод №2 (тогда оно уже называлось ОКБ-2) туда же доставили сам двигатель и сразу же были продолжены испытания и доводка.
Весной 1947 г. по приказу Министра авиационной промышленности был утвержден план опытного строительства двигателей.



BMW-109-018 [100]

032 (Р-130)

авиационный мотокомпрессорный реактивный двигатель

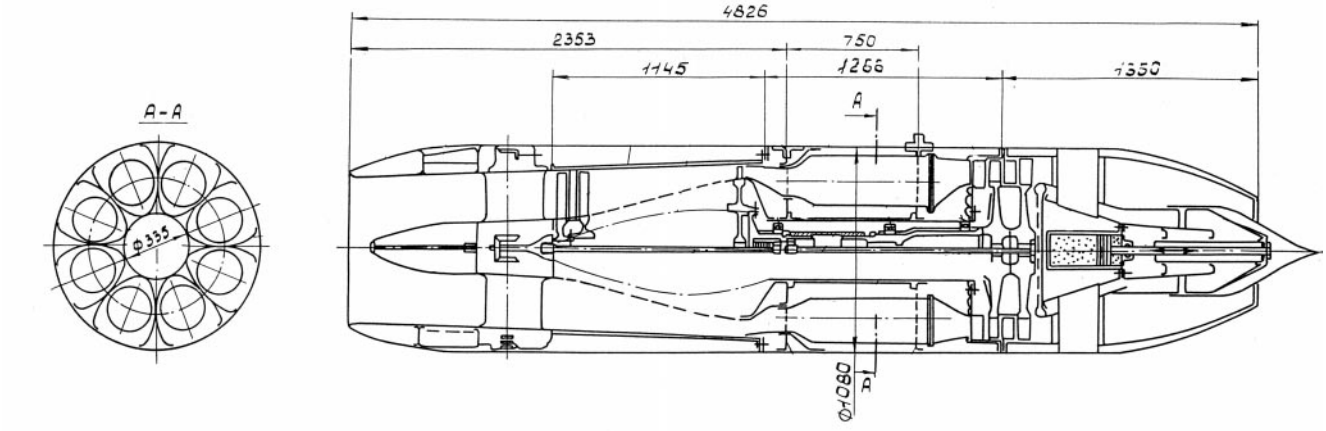


Конструктивная схема Р-130 [40]

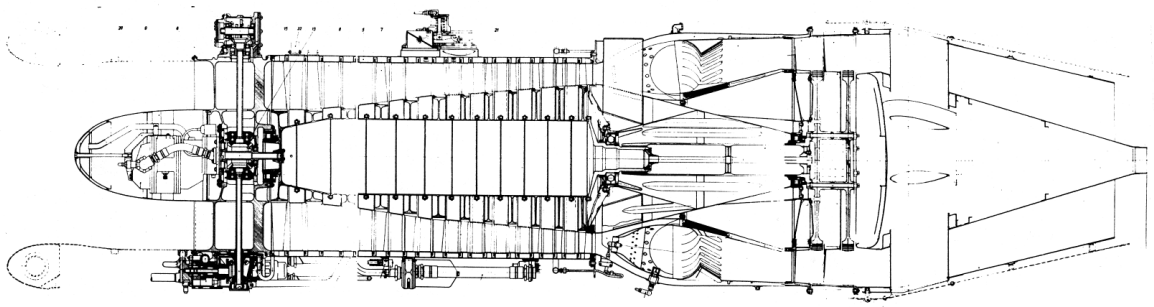
Среди проектов, которые разрабатывались в 1946 г., был мотокомпрессорный воздушно-реактивный двигатель (МКВРД) **032**, или **Р-130**, работы над которым были начаты еще в г. Дессау (Германия).
Р-130 – это мотокомпрессорный реактивный двигатель с семиступенчатым осевым компрессором, приводом которого служил звездообразный, двухрядный десятицилиндровый поршневой мотор ($D_{поршня}$ = 176 мм; ход поршня 140 мм). Последние четыре ступени компрессора использовались как нагнетатель сжатого воздуха в поршневой мотор (N = 4000 л.с.)
Двигатель имел регулируемое сопло с передвижной в осевом направлении иглой.
$P_{взл.}$ = 2000 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,4 кг/кгс.ч
$n_{взл.}$ = 6600 об./мин.
$P_{ном.}$ = 1500 кгс (H = 0, $M_{п}$ = 0,7)
$C_{уд.ном.}$ = 0,5 кг/кгс.ч
$n_{ном.}$ = 6600 об./мин.
$M_{дв.}$ = 1400 кг
$L_{дв.}$ = 4000 мм
$D_{макс.}$ = 960 мм
Двигатель должен был быть представлен на заводские стендовые испытания в третьем квартале 1948 г. Однако работы по нему были прекращены в сентябре 1947 г., так как исследования и расчеты показали, что данный тип двигателя с возрастанием высоты и скорости полета не имеет преимуществ по сравнению с ТРД.

012

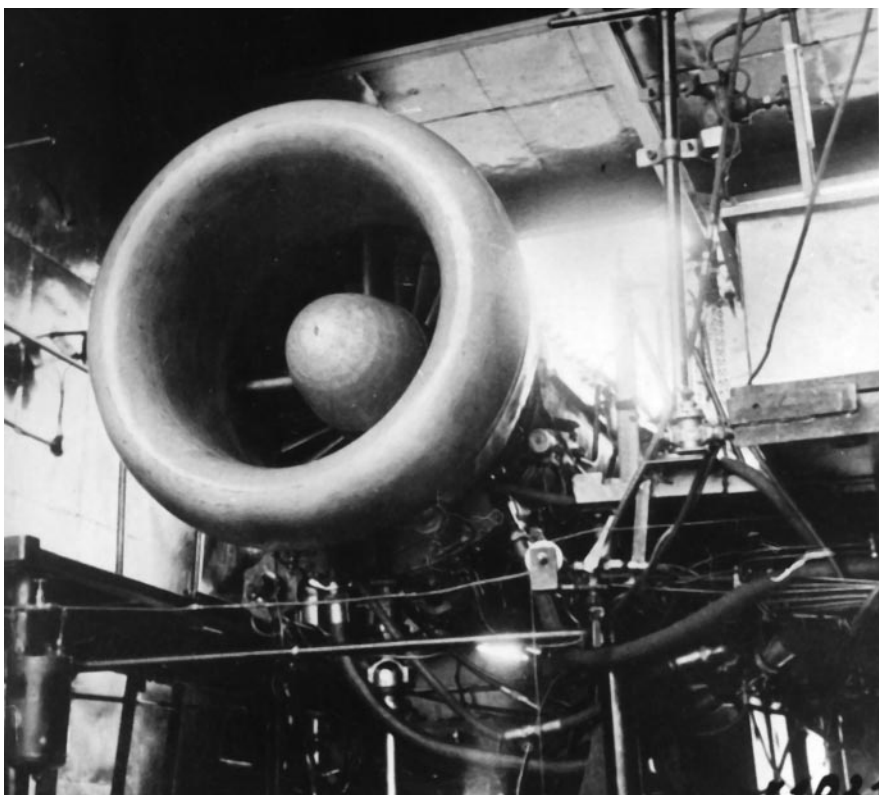
авиационный турбореактивный двигатель



Конструктивная схема 012А [40]



Конструктивная схема 012Б [40]



ТРД 012Б на испытательном стенде [100]

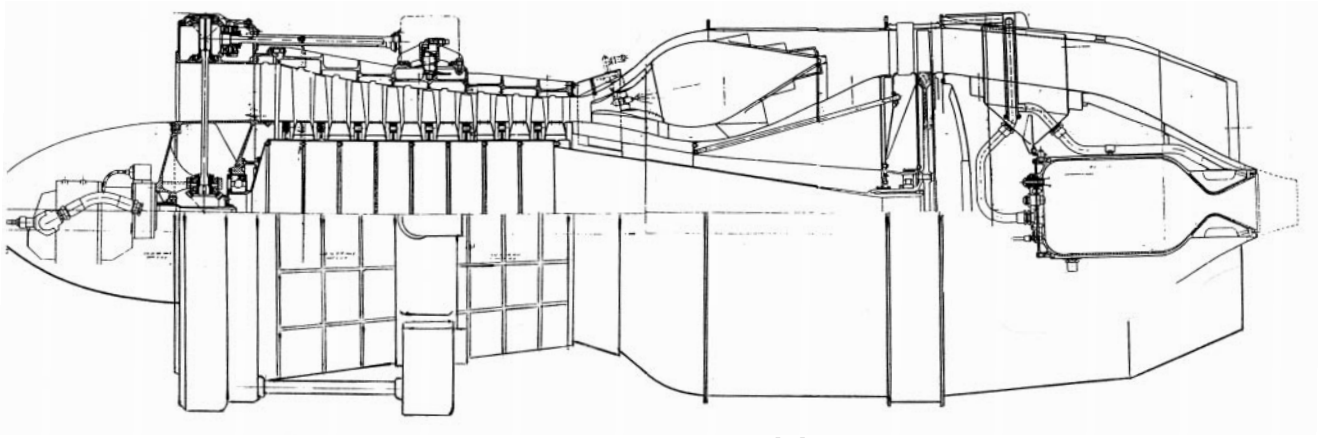
Еще находясь в Германии, КБ доктора А.Шайбе получило задание закончить проектные работы и изготовление опытных образцов двигателей **JUMO-012** с тягой на земле 3000 кгс с постановкой его на стендовые испытания в августе 1946 г.

Первый JUMO-012 был построен к 1 августа 1946 г., а к октябрю собрано уже 4 двигателя.

В Дессау были проведены предварительные испытания этих двигателей, проведена отработка систем маслопитания, зажигания и др. При первых испытаниях двигателей были выявлены дефекты, вызвавшие изменения в конструкции некоторых элементов. Все двигатели 012 были отправлены на Завод №2 для проведения испытаний.

После организации ОКБ-1 при Заводе №2 одним из первых заданий было разработать конструкцию ВРД **012А**, который должен был быть максимально близок по конструкции двигателю JUMO-012, спроектированному фирмой Junkers в г. Дессау.

Первое испытание двигатель 012А прошел в августе 1946 г. в Германии после организации там Особого технического бюро под руководством Н.М.Олехновича.



Конструктивная схема 012Д [40]

Конструктивно 012А являлся развитием JUMO-004 и включал в себя следующие элементы: осевой компрессор, восемь трубчатых камер сгорания, двухступенчатую турбину и регулируемое сопло. В целях упрощения технологии изготовления и уменьшения массы двигателя предусматривалось корпус компрессора изготавливать сварным из листового материала вместо литого из силуминового сплава, как у двигателя 004.

012А проектировался на следующие параметры:

$P_{взл.}$ = 2700 кгс (при n = 6300 об./мин.)

$G_в$ = 60 кг/с

$\pi_к$ = 5,5

$T_г$ = 1068...1073 К

Развитием проекта 012А явился проект ТРД **012Б**, разработанный в 1947 г. Дата первого испытания - март 1947 г. Дата Госиспытания - октябрь 1948 г.

Для запуска предполагалось использовать пневматический мотор Rut мощностью 46 л.с. и расходом воздуха $G_в$ = 0,7 кг/с (при n = 1800 об./мин.)

$P_{взл.}$ = 3000 кгс

$P_{ном.}$ = 2715 кгс

$P_{макс.кр.}$ = 2200 кгс

$P_{мг}$ = 200 кгс

$C_{уд.взл.}$ = 1,095 кг/кгс.ч

$C_{уд.ном.}$ = 1,075 кг/кгс.ч

$C_{уд.макс.кр.}$ = 1,055 кг/кгс.ч

$n_{взл.}$= 6200 об./мин.

$n_{ном.}$ = 6000 об./мин.

$n_{макс.кр.}$ = 5650 об./мин.

$n_{мг}$ = 2500 об./мин.

$G_в$ = 59,4 кг/с

$\pi_к$ = 5,6

$T_г$ = 1050 К

$L_{дв.}$ = 4650 мм

$b_{дв.}$ = 1080 мм

$h_{дв.}$ = 1165 мм

$M_{компр.}$ = 524 кг

$M_{кс}$ = 58 кг

$M_{турб.}$ = 93 кг

$M_{дв.}$ = 1330 кг

Проектный ресурс 100 часов

Диски компрессора двигателя 012Б изготавливались из материала 30ХГСА, рабочие лопатки 1...8 ступеней - из материала Д1Т, 9...12 ступеней - из Ст.45. Камера сгорания кольцевого типа включала в себя 12 отдельных головок и сваривалась из листового материала ЭИ-417. Двухступенчатая турбина имела охлаждаемые диски из ЭИ-417 и неохлаждаемые сопловые и рабочие лопатки из материала ЭИ-388.

Опытное производство двигателя осуществлялось в 1946-49 гг. В октябре-декабре 1948 г. двигатель прошел Госиспытания, а к июлю 1949 г. на двигателях №№11,12 и 14 отработан 100-часовой ресурс.

Дальнейшие работы по двигателю были прекращены.

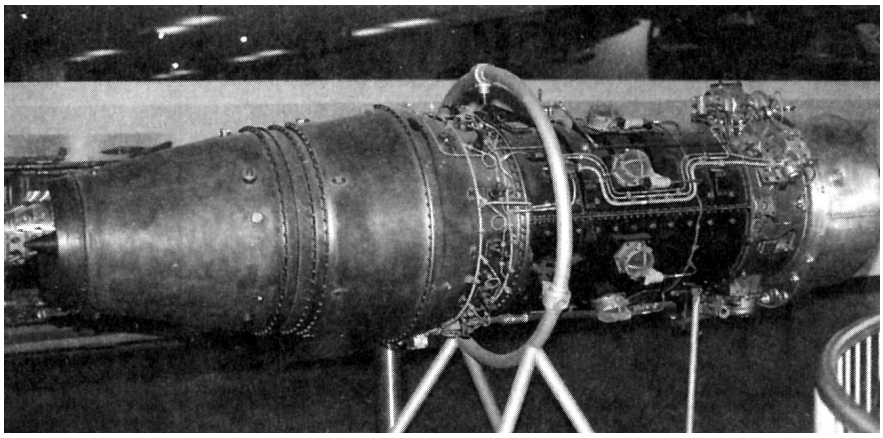
Проект двигателя 012Б использовался в качестве основы для разработки ТВД 022, некоторые детали которого были изготовлены в Германии во время войны.

Параллельно велась разработка двигателя **012Д** "с минимально пониженной массой, увеличенным ресурсом и простотой конструкции".

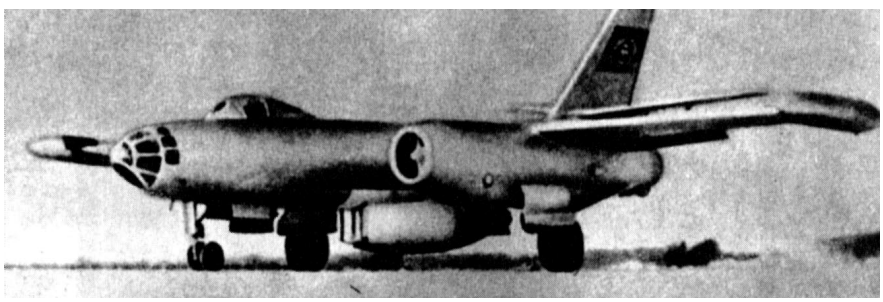
Проект 012Д разработан в октябре 1948 г.

012Д имел восьмиступенчатый осевой компрессор, в котором "путем использования обширных английских материалов" предполагалось получить КПД, равный 85%. Камера сгорания кольцевого типа была спроектирована на основании экспериментальных работ, проведенных фирмой BMW в Берлине-Шпандау.

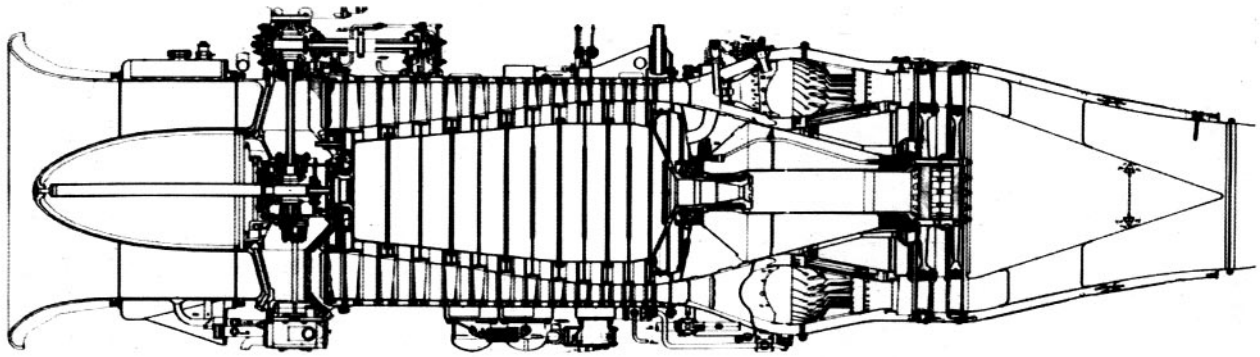
Для кратковременного увеличения тяги двигателя 012Д предполагалось использовать жидкостный ракетный двигатель, располагаемый либо в конце реактивного сопла, либо в его кожухе.



Pirna 014 [100]



Ил-28 с ТРД Pirna 014 [100]

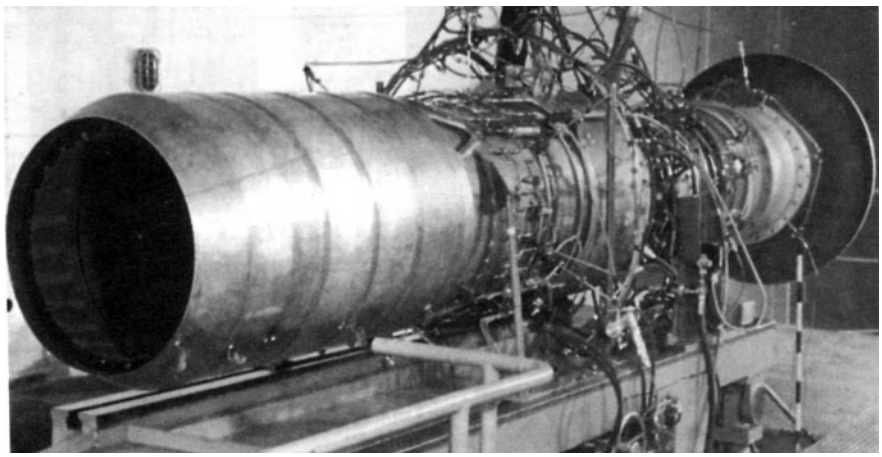


Конструктивная схема Pirna 014 [100]

Расход воздуха на охлаждение горячей части двигателя составлял около 1 кг/с.
$P_{взл.\ с\ жрд}$ = 3000 + 1940 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 1,05 кг/кгс.ч
$C_{уд.взл.с\ жрд}$ = 2,23 кг/кгс.ч
$C_{уд.ном.}$ = 1,05 кг/кгс.ч
$\pi_к$ = 4,5
$T_г$ = 1073 К
n = 7300 об./мин.
$G_в$ = 55 кг/с
$M_{дв.}$ = 980 кг (с ЖРД), 900 кг (без ЖРД)
$L_{дв.}$ = 3500 мм
$D_{дв.}$ = 1080 мм
Проектный ресурс 250 часов
Модификация двигателя 012Б – **Pirna 014** (по названию г. Пирна близ Дрездена) разрабатывалась в Восточной Германии в 1954-59 гг. Эти работы были начаты немецкими специалистами еще в период их пребывания в СССР и продолжены после возвращения на родину. Руководил работами доктор Р.Шейност, ранее работавший руководителем отдела прочности в ОКБ Н.Д.Кузнецова.
Двигатель Pirna 014 предназначался для пассажирского самолета "152 V-4".
$P_{взл.}$ = 3150 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,85 кг/кгс.ч
$G_в$ = 50 кг/с
$\pi_к$ = 7
Летные испытания двигателя проводились на специально оборудованном самолете Ил-28.
На основе ТРД 012Б с 1962 г. под руководством Ф.Бранднера разрабатывался двигатель с форсажной камерой **Е-300** для египетского сверхзвукового

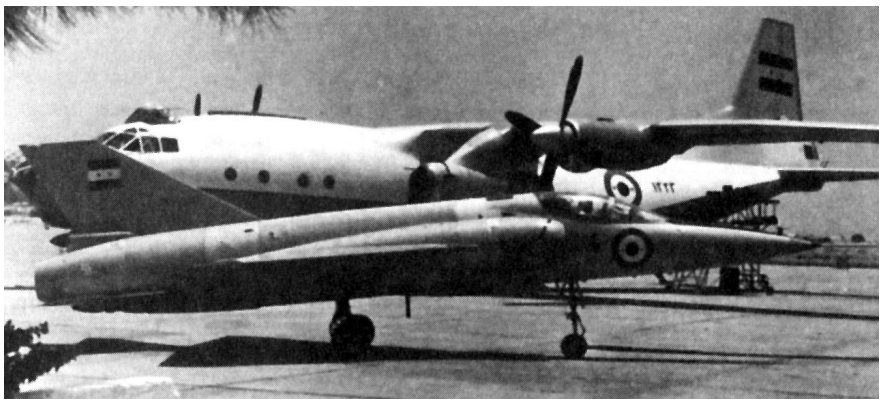


Сборка самолетов "152 V-4" [100]



Е-300 [100]

самолета НА-300. Для летных испытаний этого двигателя был использован самолет Ан-12, у которого вместо левого внутреннего ТВД АИ-20 был размещен Е-300.
В связи с финансовыми трудностями Египта работы над самолетом и двигателем в 1969 г. были прекращены.
$P_{взл.}$ = 3300 кгс
$P_{взл.ф.}$ = 4800 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,98 кг/кгс.ч
$G_в$ = 53 кг/с
$\pi_к$ = 5,7
$M_{дв.}$ = 860 кг
$D_{дв.}$ = 840 мм



На переднем плане - самолет НА-300; на заднем плане - Ан-12 с ТРД Pirna 014 [100]

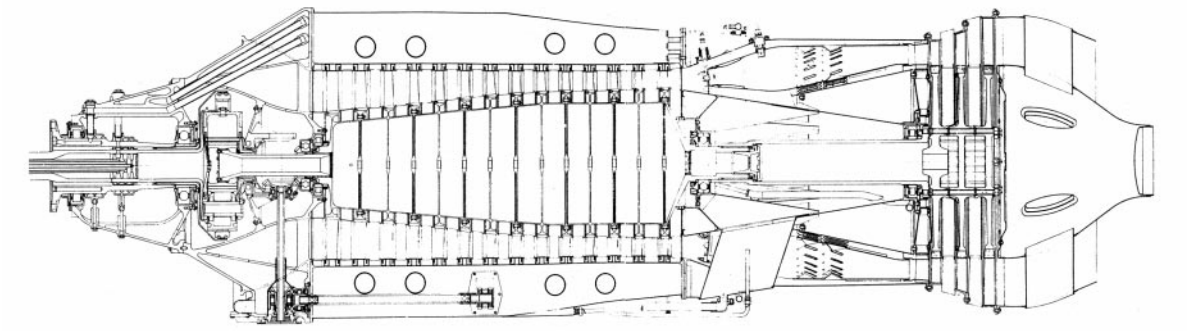
ГТ-30

газовая турбина

В марте 1948 г. разработан проект газовой турбины **ГТ-30** мощностью 30000 л.с. для привода стационарной компрессорной установки.
Привод состоял из 10-ступенчатого диско-барабанного компрессора, камеры сгорания трубчато-кольцевого типа с 15 жаровыми трубами, каждая диаметром 340 мм и длиной 1700 мм и двухступенчатой турбины.
$G_{в}$ = 210 кг/с
$\pi_{к}$ = 4,2
$T_{г}$ = 1050 К
$n_{ротора}$ = 300 об./мин.
$M_{ротора}$ = 7925 кг
$M_{дв.}$ = 14000 кг
$L_{дв.}$ = 12300 мм
$D_{вх.}$ = 3100 мм
Для удобства монтажа и обслуживания предполагался горизонтальный разъем корпусов компрессора, камеры сгорания, турбины и выходного устройства.

ТВ-022

авиационный турбовинтовой двигатель



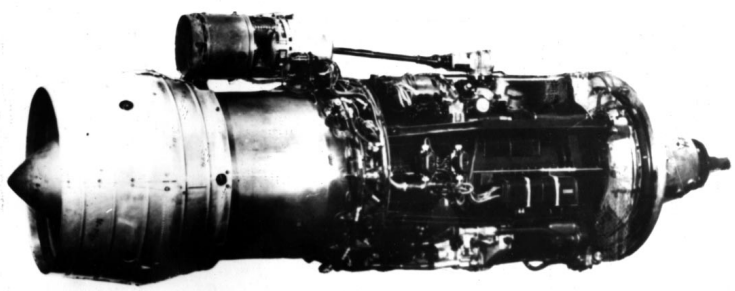
Конструктивная схема ТВ-022 [100]

В 1949 г. после прибытия на Завод №2 Н.Д.Кузнецов в результате анализа деятельности предприятия принимает решение, определившее на долгие годы развитие предприятия – создание мощных газотурбинных двигателей. По его распоряжению работы над всеми проектами были прекращены и все силы были сконцентрированы на разработке турбовинтового двигателя.
Это был **ТВ-022**.
По инициативе Кузнецова впервые в мире была создана новая совершенная методика расчета и проектирования турбин. При создании двигателя за счет совершенствования расчета турбины, профилирования рабочих и сопловых лопаток и использования новой теории в практике конструирования пяти вариантов турбины удалось впервые получить КПД, равный 93%.
В 1950 г. ОКБ-276 проводит испытания первого ТВ-022 – прямого воспроизводства немецкого ГТД **JUMO-022**. На 100-часовых стендовых испытаниях двигатель при сухой массе 1700 кг развил взлетную эквивалентную мощность 5114 э.л.с. при номинальной мощности 4398 э.л.с. и крейсерской 3672 э.л.с. Заводские испытания проведены в июне 1949 г.
Двигатель имел четырнадцатиступенчатый компрессор, трехступенчатую турбину. Камера сгорания – кольцевого типа с 12 головками из сплава ЭИ-417. Диски первой и второй ступеней были охлаждаемые, диск третьей ступени и лопатки – неохлаждаемые.
Двигатель имел два соосных винта противоположного вращения АВ-41 с приводом от редуктора с передаточным числом i = 0,145.
Запуск двигателя осуществлялся турбостартером ТС-1 мощностью 68 л.с.
$N_{э\ взл.}$ = 5000 л.с.
$N_{э\ кр.}$ = 3000 л.с.
$C_{э\ взл.}$ = 0,300 кг/л.с.ч
$C_{э\ кр.}$ = 0,210 кг/л.с.ч
$G_{в\ взл.}$ = 26,5 кг/с
n = 7500 об./мин.
$\pi_{к\ взл.}$ = 5,6
$T_{г\ взл.}$ = 1120 К
$G_{в\ кр.}$ = 30 кг/с
$L_{дв.}$ = 4170 мм (без винтов)
$D_{дв.}$ = 1050 мм
$M_{дв.}$ = 1650 кг (без стартера и агрегатов запуска)

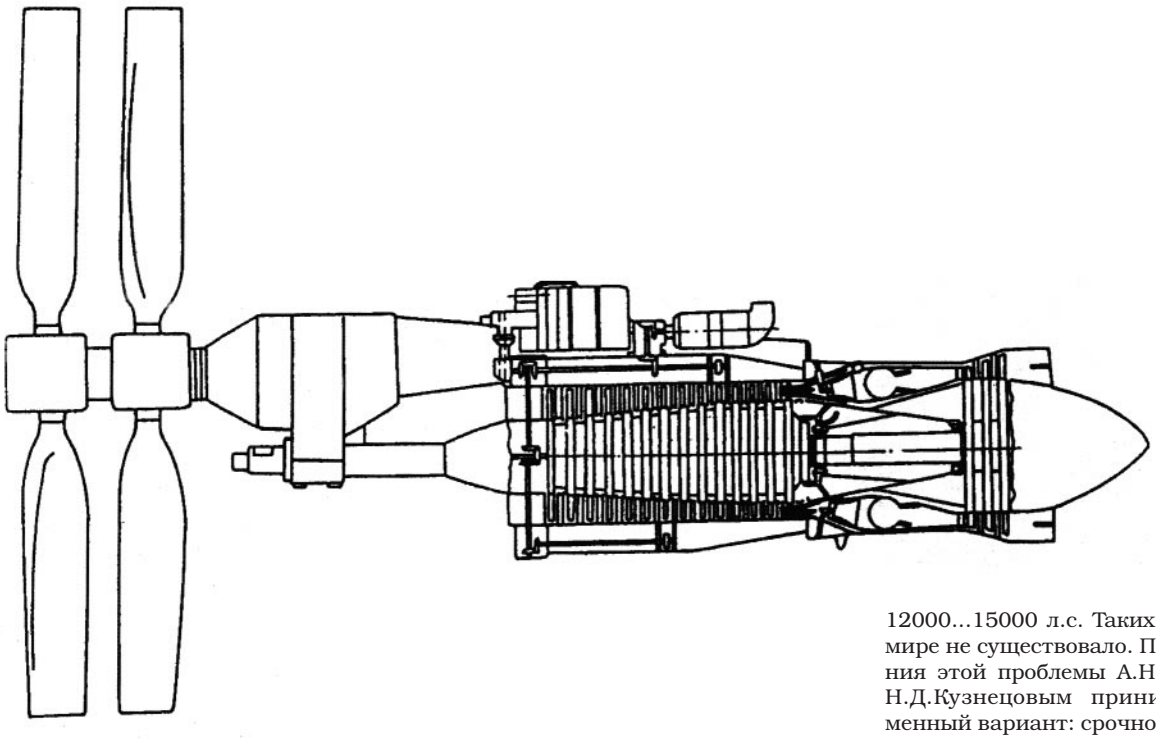
ТВ-2

авиационный турбовинтовой двигатель

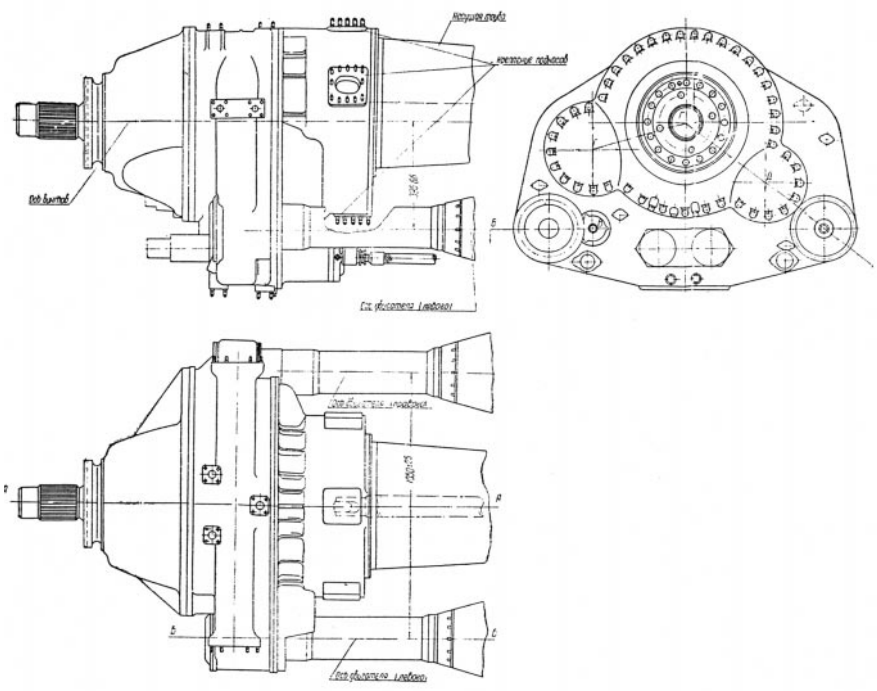
С мая по октябрь 1951 г. в ЛИИ проводились летные испытания двух двигателей **ТВ-2** мощностью 4600 кВт каждый, являющихся модификацией двигателя ТВ-022.
Данная модификация имела новую маслосистему с насосами большей производительности, новый турбостартер ТС-1 мощностью 60 л.с. ($G_{в}$ = 1,3 кг/с, М = 55 кг), а также новые винты АВ-41Б ($D_{вв}$ = 4200 мм).
По сравнению с ТВ-022 двигатель ТВ-2 показал лучшую экономичность



ТВ-2 [40]



Конструктивная схема 2ТВ-2Ф [100]



Редуктор двигателя 2ТВ-2Ф [40]

(Суд.взл. = 0,257 кг/л.с.ч.; Суд.кр. = 0,198 кг/л.с.ч.), а также больший ресурс, который составлял 200 часов.

Летные испытания проходили на самолете Ту-4, у которого два ТВД ТВ-2 №№16 и 17 были установлены взамен крайних моторов АШ-73ТК. Самолет совершил 27 полетов и налетал с этими двигателями 72 часа 51 минуту.

8 октября 1951 г. самолет Ту-4 №225402 потерпел аварию из-за пожара в правом двигателе. Пожар произошел во время отработки запуска двигателя в полете из-за попадания топлива в мотогондолу самолета через телескопическое соединение выхлопной трубы двигателя с соплом.

В конце 40-х годов в КБ Туполева велась разработка проекта стратегического межконтинентального носителя ядерного оружия. К 1951 г. стало ясно, что наиболее приемлемым вариантом является самолет массой около 200 тонн с четырьмя ТВД мощностью 12000...15000 л.с. Таких двигателей в мире не существовало. После обсуждения этой проблемы А.Н.Туполевым и Н.Д.Кузнецовым принимается временный вариант: срочно проектируется двигатель **2ТВ-2Ф** – два форсированных двигателя ТВ-2Ф, расположенных рядом и имеющих общий редуктор, передающий мощность на два соосных винта. Постановление Совета Министров СССР о разработке и строительстве этих двигателей вышло 11 июля 1951 г.

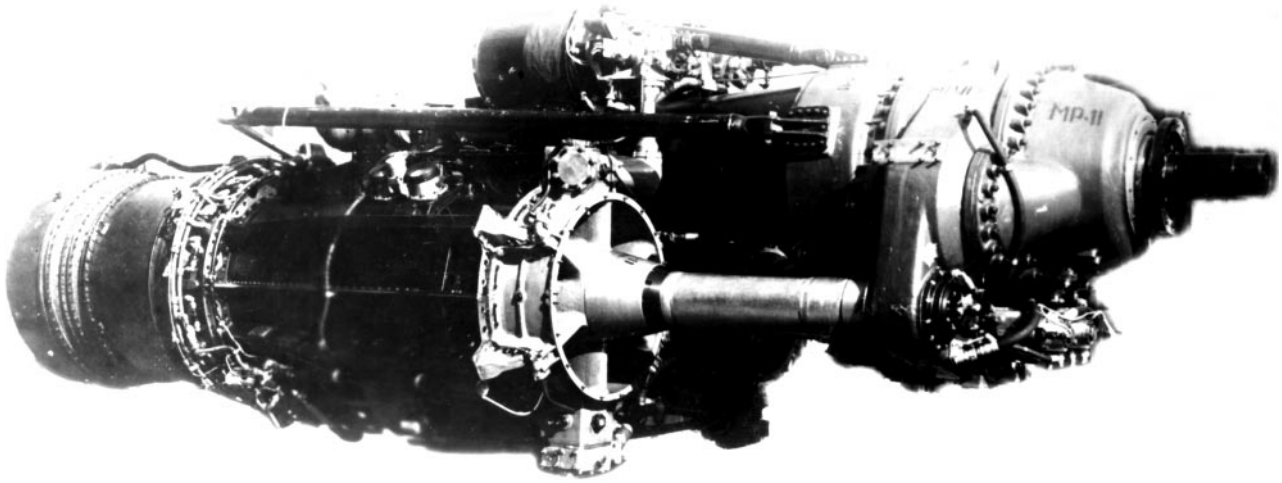
Предполагалось, что спарка 2ТВ-2Ф будет использоваться для отработки и доводки самолета "95-1" Туполева, пока не будет создан двигатель ТВ-12 (параллельно с этим проектом начинается разработка турбовинтового двигателя ТВ-12 такой же мощности). Первое испытание 2ТВ-2Ф проведено в сентябре 1951 г., Госиспытания - в декабре 1952 г.

12 ноября 1952 г. начались летные испытания самолета "95-1" с четырьмя двигателями 2ТВ-2Ф. Самолет выполнил 16 испытательных полетов и налетал почти 25 часов. Однако 11 мая 1953 г. во время испытательного полета произошла катастрофа: на третьем двигателе возник пожар и он оторвался от самолета, а винты четвертого двигателя вошли во флюгерное положение.

Работы над двигателем вскоре были прекращены. По распоряжению Совета Министров техническая документа-



Ту-91 "Бычок" [11]



2ТВ-2Ф [40]

ция по ТВ-2 и ТВ-2Ф, а также сами двигатели были переданы в конструкторские бюро в Перми (ОАО "Авиадвигатель") и Запорожье (ЗМКБ "Прогресс") для использования инженерного опыта.

В 1954 г. прошел государственные испытания пермский вариант двигателя **ТВ-2М** мощностью 7650 л.с., который был установлен на пикирующем бомбардировщике-торпедоносце Ту-91 "Бычок". Созданный на его основе турбовальный двигатель **ТВ-2ВМ** предназначался для вертолета Ми-6.

Модификация **ТВ-2Т**, разработанная в Запорожском машиностроительном КБ, ставилась на первый отечественный турбовинтовой транспортный самолет Ан-8, а турбовальный **ТВ-2ВК** применялся для подъемных и тянущих винтов винтокрыла Ка-22.

ТВ-2Ф

$N_{э\ взл.}$ = 6250 л.с.
$N_{э\ кр.}$ = 2550 л.с. (H = 11000 м, Vп = 720 км/ч)
$C_{э\ взл.}$ = 0,294 кг/л.с.ч
$C_{э\ кр.}$ = 0,218 кг/л.с.ч
$G_{в\ взл.}$ = 30 кг/с
$G_{в\ кр.}$ = 10,6 кг/с
$n_{взл.}$ = 7500 об./мин.
$n_{кр.}$ = 7100 об/мин.
$\pi_{к\ взл.}$ = 5,1
$\pi_{к\ кр.}$ = 5,8
$T_{г\ взл.}$ = 988 К
$T_{г\ кр.}$ = 967 К

2ТВ-2Ф

$N_{э\ взл.}$ = 12500 л.с.
$N_{э\ кр.}$ = 6500 л.с. (H = 11000 м, Vп = 720 км/ч)
$C_{э\ взл.}$ = 0,250 кг/л.с.ч
$C_{э\ кр.}$ = 0,190 кг/л.с.ч
$G_{в\ взл.}$ = 64,2 кг/с
$G_{в\ кр.}$ = 22,5 кг/с
$n_{взл.}$ = 7650 об./мин.
$n_{кр.}$ = 7250 об/мин.
$\pi_{к\ взл.}$ = 6,1
$\pi_{к\ кр.}$ = 7,2
$T_{г\ взл.}$ = 1150 К
$T_{г\ кр.}$ = 1031 К
$M_{дв.}$ = 3780 кг

НК-12

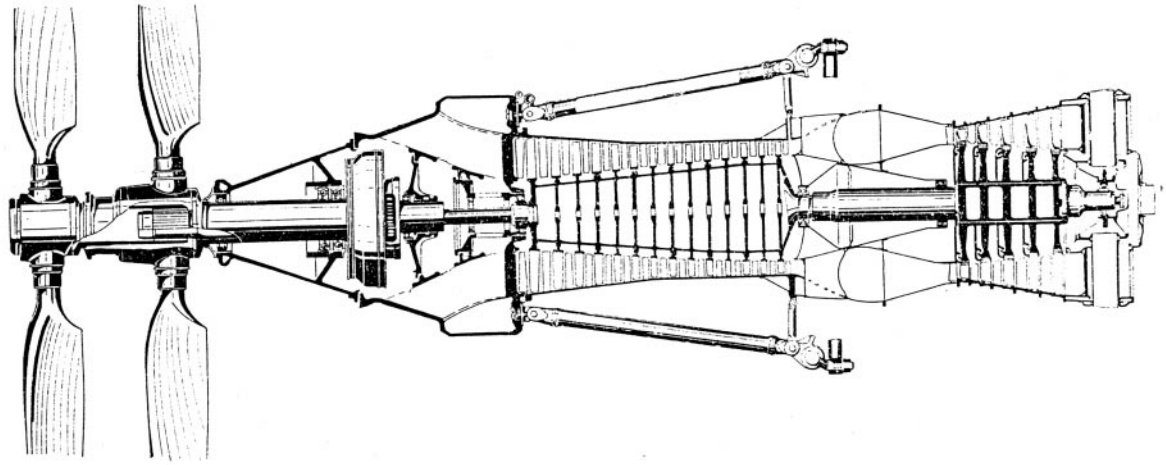
турбовинтовой двигатель многоцелевого применения

Для испытаний двигателя **ТВ-12** в 1953 г. специально были оборудованы три самолета Ту-4ЛЛ ("Летающая лаборатория"). Двигатель ТВ-12 был установлен на месте правого внутреннего поршневого мотора АШ-73. При этом ТВ-12 превосходил АШ-73 по мощности более чем в 5 раз, а его винты по диаметру были больше примерно в 1,5 раза. Испытания проводили ведущий летчик-испытатель М.А.Нюхтиков и ведущий инженер Д.И.Кантор. Самые первые испытания двигатель прошел в октябре 1952 г. 25 декабря 1954 г. двигатель успешно прошел 100 часовые Государственные испытания и был передан в серийное производство на Куйбышевский моторостроительный завод имени М.В.Фрунзе (ОАО "Моторостроитель", г. Самара), а в феврале 1955 г. был совершен первый полет самолета "95-2", второго прототипа Ту-95 с двигателями ТВ-12.

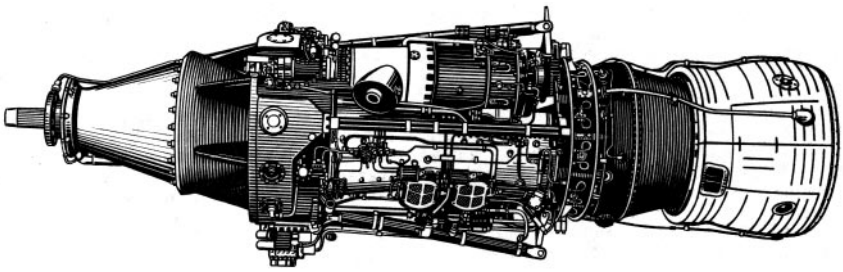


ТВ-12 на летающей лаборатории Ту-4ЛЛ [100]

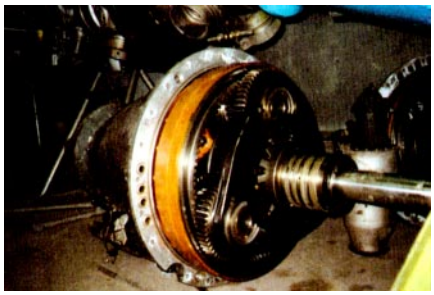
Серийный самолет Ту-95 был оснащен двигателями **НК-12** (так стал называться двигатель ТВ-12). Это был самый мощный в мире двигатель. Он имел 14-ступенчатый компрессор с коэффициентом полезного действия 0,88. Специально была создана высокоэкономичная пятиступенчатая турбина с коэффициентом полезного действия 0,94, что является рекордом до настоящего времени. Впервые для уменьшения радиальных зазоров были применены легкосрабатываемые покрытия на элементах проточной части статора. Для лопаток турбины также впервые



Конструктивная схема НК-12 [40]



НК-12 [7]



Редуктор ТВД НК-12 [100]

были использованы литые жаропрочные сплавы, которые при высокой температуре имеют пределы прочности выше, чем деформируемые сплавы. Это позволило уменьшить трудоемкость изготовления лопаток. В уникальном дифференциальном однорядном редукторе был использован ряд технических новшеств. В частности, специальная подача масла для охлаждения рабочих поверхностей зубчатых и шлицевых соединений, что использовалось позже в редукторах других двигателей.

Кроме того, на НК-12 впервые были применены регулировка компрессора клапанами перепуска воздуха, система регулирования подачи топлива в едином блоке (командно-топливный агрегат), автоматическое флюгирование винтов как система защиты двигателя, регулирование радиальных зазоров в турбине.

$N_{э\ взл.}$ = 12500 л.с.
$N_{э\ кр.}$ = 6500 л.с. (H = 11000 м, Мп = 0,68)
$C_{э\ взл.}$ = 0,225 кг/л.с.ч
$C_{э\ кр.}$ = 0,165 кг/л.с.ч
$\pi_{к\ взл.}$ = 9,5
n = 8300 об./мин.
$T_г$ = 1150 К
$M_{дв.}$ = 2900 кг (без винтов)
$D_{вв}$ = 5600 мм
$D_{вх}$ = 1005 мм
$L_{дв.}$ = 6000 мм
Назначенный ресурс 150 часов

Первое испытание ТВД повышенной мощности **НК-12М** состоялось в сентябре 1955 г., Госиспытания – 19 июня 1956 г. Он предназначался для самолетов Ту-95 и Ту-114.

$N_{э.взл.}$ = 15000 л.с.
$N_{э.кр.}$ = 6500 л.с.
$C_{э.кр.}$ = 0,158 кг/л.с.ч
$\pi_к$ = 9,5
$T_г$ = 1150 К
$M_{дв.}$ = 2900 кг (без винтов)
$D_{вв}$ = 5600 мм
Назначенный ресурс 300 часов

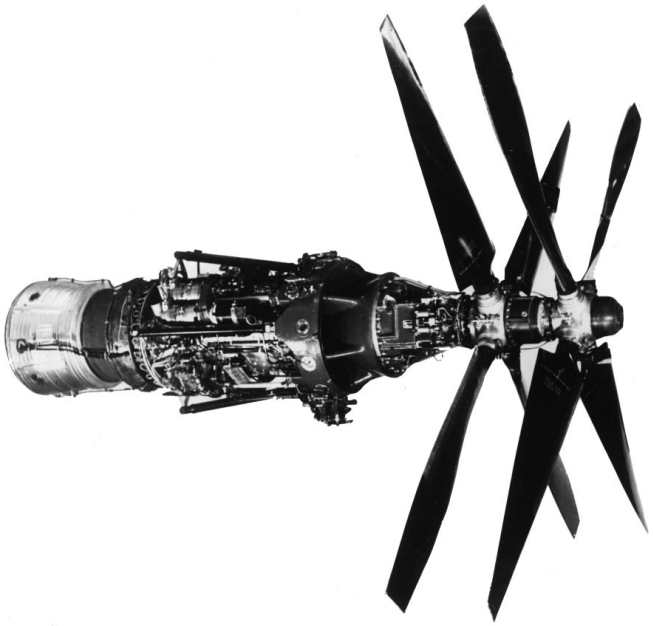


Ту-114 [1]

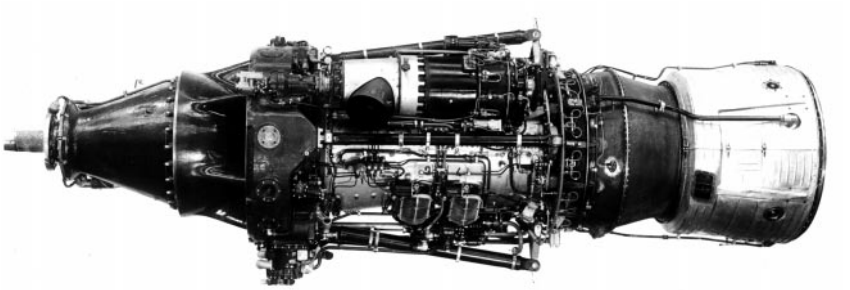


Ту-95МС [104]

ТВД **НК-12МА** устанавливался на самолеты Ан-22 и Ан-22А. Первое испытание НК-12МА прошел в июне 1963 г., Госиспытания - в июле 1965 г.
НК-12МА оснащается соосными флюгерными ВИШ АВ-90 (4+4 лопасти; $M_{вв}$ = 1600 кг; $D_{вв}$ = 6200 мм; $n_{вв}$ = 730 об./мин.; $\eta_{вв}$ = 84%).
Производился серийно в ОАО "Моторостроитель" (г. Самара).
$N_{э.взл.}$ = 15000 л.с.
$N_{э.кр.}$ = 8080 л.с. (H = 10000 м, Мп = 0,56)
$C_{э.кр.}$ = 0,158 кг/л.с.ч
$\pi_к$ = 9,3
$T_г$ = 1140 К
$M_{дв.}$ = 3170 кг (без винтов)
$D_{вв}$ = 6200 мм
Назначенный ресурс 4500 часов
НК-12МВ, турбовинтовой двигатель повышенного ресурса для самолета Ту-95, Ту-126, Ту-142 и Ту-114, прошел первые испытания в августе 1956 г., а Госиспытания - 13 сентября 1958 г.
Производился в ОАО "Моторостроитель" (г. Самара) с 1958 г.
На двигателе впервые применены система всережимного флюгирования короткозамкнутая масляная система, высокооборотные откачивающие масляные насосы с импеллерами, инерционное отделение воздуха из маслосистемы с помощью центрифуги.
НК-12МВ оснащается соосными флюгерными ВИШ АВ-60К/Т (4+4 лопасти; $M_{вв}$ = 1190/1350 кг; $D_{вв}$ = 5600 мм; $n_{вв}$ = 730 об./мин.; $\eta_{вв}$ = 90%).



НК-12М [20]



НК-12МВ [20]



Ту-142 [2]

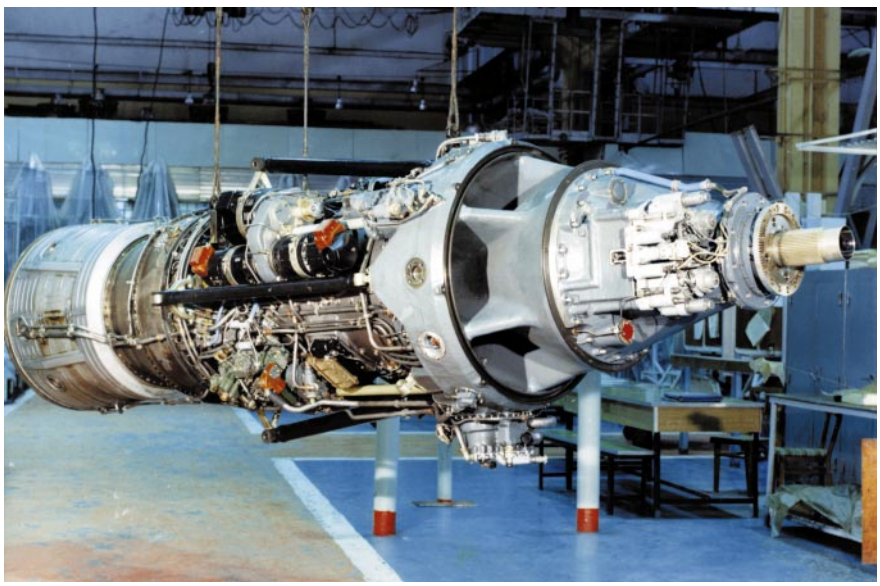
$N_{э\ взл.}$ = 15000 л.с.
$C_{э\ взл.}$ = 0,210 кг/л.с.ч
$N_{э\ кр.}$ = 6500 л.с.
$C_{э\ кр.}$ = 0,158 кг/л.с.ч
$\pi_{к\ взл.}$ = 9,3
$\pi_{к\ кр.}$ = 13,0
$\pi_{с\ взл.}$ = 1,16
$\pi_{с\ кр.}$ = 1,47
$T_{г\ взл.}$ = 1150 К
$G_{в\ взл.}$ = 55,8 кг/с
$\eta_{кнд}$ = 0,860
$\eta_г$ = 0,980
$\sigma_{кс}$ = 0,960
$\eta_{твд}$ = 0,925
$\varphi_с$ = 0,900
$M_{дв.}$ = 3065 кг (без винтов)



Ан-22 [2]



Ту-126 [103]



НК-12МП [40]



НК-12МК [12]

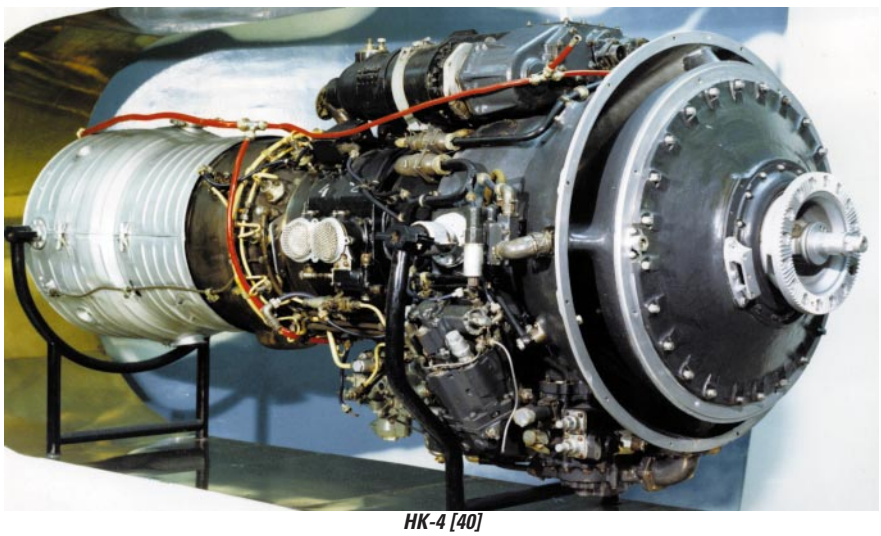


Экраноплан "Орленок" [54]

$D_{дв.}$ = 1150 мм
$L_{дв.}$ = 6000 м
$D_{вв}$ = 5600 мм
Назначенный ресурс 5000 часов
НК-12МП для самолетов Ту-142 и Ту-95МС впервые испытан в 1978 г. Госиспытания пройдены в сентябре 1979 г.
$N_{э\ взл.}$ = 15000 л.с.
Первое испытание **НК-12МК** для экраноплана "Орленок" состоялось в 1971 г., Госиспытания - в октябре 1974 г.
$N_{э.взл.}$ = 15000 л.с.
$N_{э.кр.}$ = 10650 л.с. (H = 1500...15000 м, Мп = 0,345...0,43)
$C_{э.кр.}$ = 0,202 кг/л.с.ч
$\pi_к$ = 9,7
$T_г$ = 1110 К
$M_{дв.}$ = 3170 кг (без винтов)
$D_{вв}$ = 5600 мм
Назначенный ресурс 1200 часов
Постановлением Совета Министров СССР от 29 марта 1952 г. и приказом Министра авиационной промышленности от 1 апреля 1952 г. началось проектирование двигателя **ТВ-16**, модификации ТВ-12 для дальнего скоростного бомбардировщика Ту-96.
Двигатель имел редуктор со степенью редукции 0,088, приводящий два соосных винта противоположного вращения. Мощность между винтами распределялась как на ТВ-12: 54% мощности на передний винт и 46% на задний. Двигатель имел десятиступенчатый компрессор, кольцевую камеру сгорания с 12 головками и пятиступенчатую турбину.
$N_{э\ взл.}$ = 12500 л.с.
$N_{э\ макс.}$ = 12000 л.с. (H=14000 м, Мп=0,7)
$N_{э\ кр.}$ = 6500 л.с. (H=14000 м, Мп=0,7)
$C_{э.макс.}$ = 0,135 кг/л.с.ч
$C_{э.взл.}$ = 0,240 кг/л.с.ч
$C_{э.кр.}$ = 0,275 кг/л.с.ч
$n_{взл.}$= 8250 об./мин.
$n_{кр.}$ = 8000 об./мин.
$D_{вв}$ = 6250 мм
$D_{вх}$ = 1350 мм
$M_{дв.}$ = 3100 кг
Ресурс 100 часов

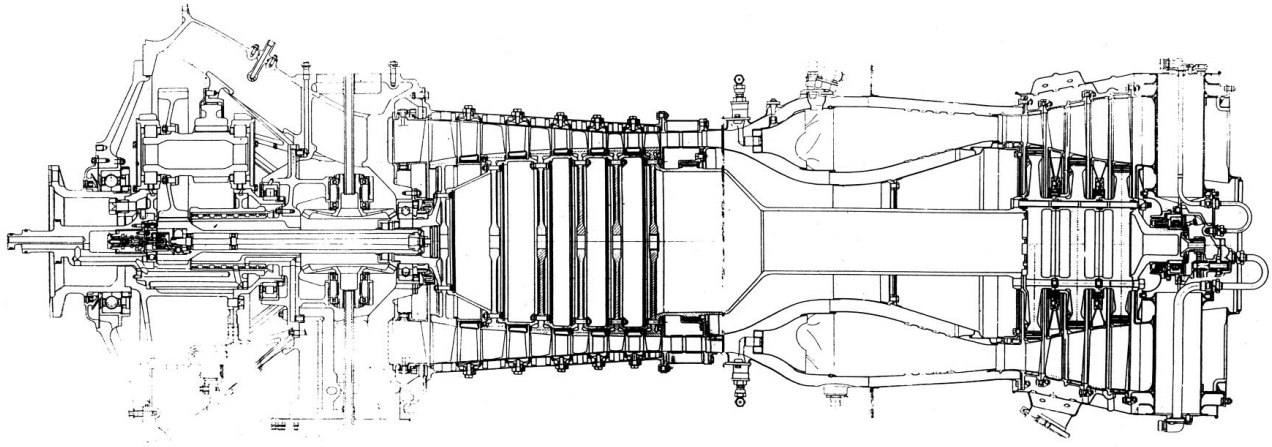
НК-4

авиационный турбовинтовой двигатель



НК-4 [40]

27 сентября 1955 г. было принято решение о проектировании нового двигателя **НК-4** для самолетов Ан-10 "Украина" и Ил-18 "Москва", который был создан в рекордно короткий срок: уже 17 апреля 1956 г. он прошел первые испытания. Это был легкий, экономичный и технологичный двигатель.
$N_{э\ взл.}$ = 4000 л.с.
$N_{э\ кр.}$ = 2300 л.с. (H = 8000 м, Мп = 0,57)
$C_{э\ взл.}$ = 0,245 кг/л.с.ч
$C_{э\ кр.}$ = 0,207 кг/л.с.ч
$\pi_{к\ взл.}$ = 7,7
$G_{в\ взл.}$ = 18,7
$T_{г\ мах.}$ = 1170 К
$D_{вх}$ = 1050 м
$L_{дв.}$ = 2770 мм
$D_{вв}$ = 4500 мм
$M_{дв.}$ = 970 кг (без винта)
В октябре 1957 г. НК-4 прошел Госиспытания и передан для серийного про-



Конструктивная схема НК-4 [40]



Ил-18 [10]

изводства в ОАО "Моторостроитель" (г.Самара).
Летные испытания НК-4 проводились на самолете Ту-4ЛЛ, где два внешних поршневых АШ-73 были заменены на НК-4, причем с одной стороны ТВД были установлены сверху крыла, как на Ил-18, а с другой стороны – снизу, как на Ан-10.
Всего выпущено 200 двигателей НК-4, которые устанавливались на самолетах Ан-10. Летные испытания самолета Ил-18 были проведены с двигателями НК-4, но затем по указанию Комиссии по военно-промышленным вопросам при Совете Министров СССР двигатели НК-4 были сняты с производства, а для Ил-18 и Ан-10 приняты ТВД АИ-20 разработки ЗМКБ "Прогресс". НК-4 были установлены на 27 экземплярах Ил-18.
В июне 1959 г. Госиспытания прошла улучшенная по экономичности и ресурсу модификация **НК-4А**.
$N_{э\ взл.}$ = 4000 л.с.
$C_{э\ взл.}$ = 0,245 кг/л.с.ч
$N_{э\ кр.}$ = 2380 л.с. (H = 8000 м, Мп = 0,57)
$C_{э\ кр.}$ = 0,207 кг/л.с.ч
$\pi_{к\ взл.}$ = 7,9
$T_{г\ взл.}$ = 1250 К
$D_{вв}$ = 4500 мм
$M_{дв.}$ = 860 кг
$D_{вв}$ = 4500 мм

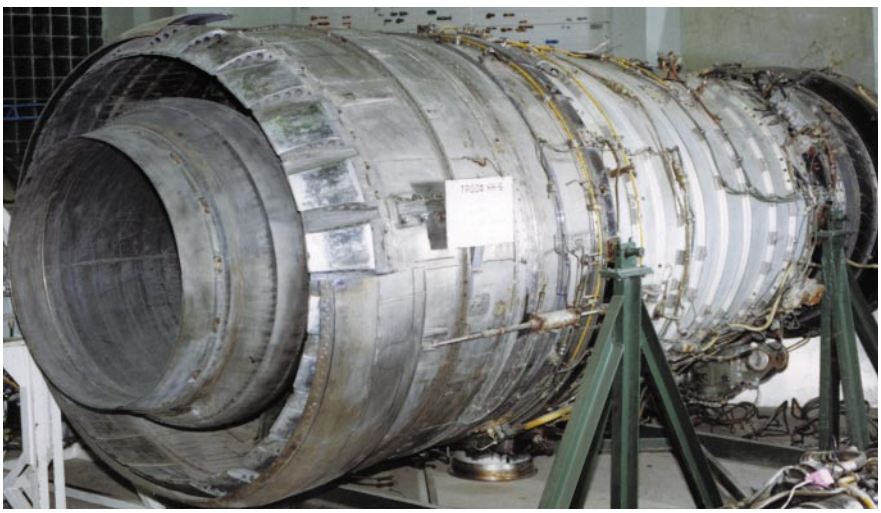
НК-14А

авиационная ядерная силовая установка

Проект этой силовой установки разрабатывался в конце 50-х гг. для установки на самолет Ту-119.

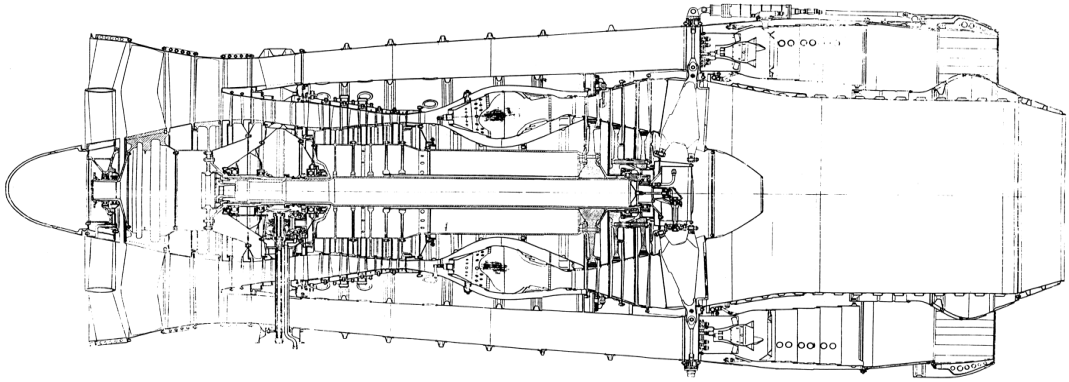
НК-6

авиационный турбореактивный двигатель



НК-6 [12]

НК-6 – первый отечественный высокотемпературный двухконтурный двигатель, по тем временам самый мощный в мире. Первые испытания двигатель прошел в мае 1958 г. Планировалось установить НК-6 на бомбардировщике Ту-22 и ударном беспилотном самолете Ту-123. Однако двигатель поднимался в воздух лишь на летающей лаборатории Ту-95ЛЛ.
На НК-6 впервые применены: многофорсуночная камера сгорания, охлаждаемые рабочие и сопловые лопатки, система регулирования во внешнем контуре, система регулирования степени повышения давления вентилятора, регулятор температуры газа перед турбиной, сверхзвуковые высоконапорные ступени компрессора, изнашиваемые вставки над рабочими лопатками турбины.

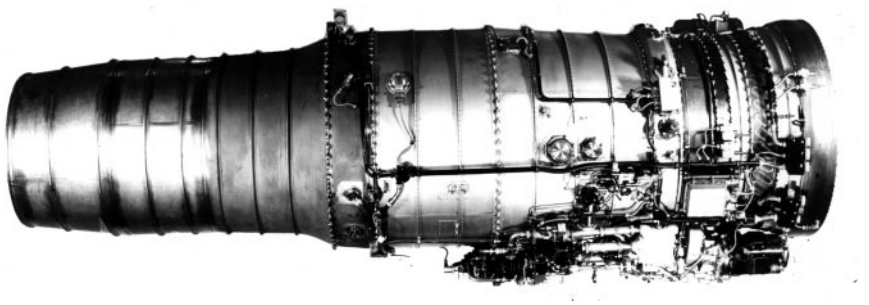


Конструктивная схема НК-6 [100]

Компрессор двигателя НК-6 включал в себя три ступени низкого давления и шесть ступеней высокого давления. Турбина имела одну ступень высокого и две ступени низкого давления. Форсажная камера трубчато-кольцевого типа располагалась во внешнем контуре, где имелось регулируемое сопло.
На двигателе НК-6 впервые была применена многофорсуночная камера сгорания с 139 форсунками, ставшая затем традиционной камерой сгорания двигателей семейства "НК".
В июле 1963 г. работы по двигателю НК-6 были прекращены. К этому времени он прошел пятидесятичасовые стендовые испытания.
$P_{ф.взл.}$ = 22000 кгс
$C_{уд.ф.взл.}$ = 1,7 кг/кгс.ч
$G_{в\ взл.}$ = 340 кг/с
$\pi_{к\ взл.}$ = 13,6
$\pi_{в\ взл.}$ = 2,2
$m_{взл.}$ = 2,0
$T_{г\ взл.}$ = 1400 К
$P_{ф.кр.}$ = 20000 кгс (H = 11000 м, Мп = 1,7)
$C_{уд.ф.кр.}$ = 1,96 кг/кгс.ч
$P_{б/ф.кр.}$ = 3500 кгс (H = 11000 м, Мп = 0,9)
$C_{уд.б/ф.кр.}$ = 0,86 кг/кгс.ч
$M_{дв.}$ = 3200 кг
$D_{дв.}$ = 1750 мм
$L_{дв.}$ = 4810 мм
Разрабатывалась модификация ТРДДФ **НК-7** для Военно-морского флота взлетной тягой 22000 кгс.

НК-8

авиационный турбореактивный двигатель



НК-8 [40]



НК-8 III серии [12]



Ил-62 [8]

Используя газогенератор двигателя НК-6, конструкторы за три года разработали двухконтурный двигатель для гражданской авиации **НК-8** для установки на самолет Ил-62.
Дата первого испытания - декабрь 1961 г. Дата Госиспытания - июнь 1964 г.
НК-8 III серии с той же тягой 9580 кгс прошел первое испытание в сентябре 1965 г., а Госиспытания - в апреле 1967 г. НК-8 выпускались на Казанском моторостроительном производственном объединении с 1967 по 1976 гг. (выпущено более 100 двигателей).
При создании двигателя были широко применены титановые сплавы. При этом потребовалось освоить новые технологические процессы, связанные с использованием гидропескоструйной обработки, виброупрочнения, а также новые режимы резания и новые инструменты.
Конструкция двухвального ТРДД НК-8: двухступенчатый вентилятор ($\pi_к$ = 2,15 при $n_{вент.}$ = 5350 об./мин.), двухступенчатый компрессор низкого дав-

ления на одном валу с вентилятором, шестиступенчатый компрессор высокого давления ($\pi_к$ = 10,8 при $n_{квд}$ = 6950 об./мин.), кольцевая камера сгорания со 139 форсунками, одноступенчатая турбина высокого давления, двухступенчатая турбина низкого давления, реверсивное устройство (45...48% обратной тяги), общее реактивное сопло.

Применение многофорсуночной камеры сгорания позволило получить хорошую равномерность температурного поля газового потока, поступающего на турбину, и тем самым повысить надежность двигателя. При изготовлении такой камеры сгорания были применены электрохимические и электрофизические методы обработки, а также химическое фрезерование. Лопатки вентилятора имели саблевидную форму и были снабжены антивибрационными полками для повышения вибропрочности. Впервые в отечественной практике были применены упругодемпферные опоры роторов компрессора и турбины.

Впервые в СССР на двигателе НК-8-III применены реверсивное устройство решетчатого типа с досопловым расположением створок и привод постоянных оборотов (разработка ОАО "Авиамотор", г. Казань).

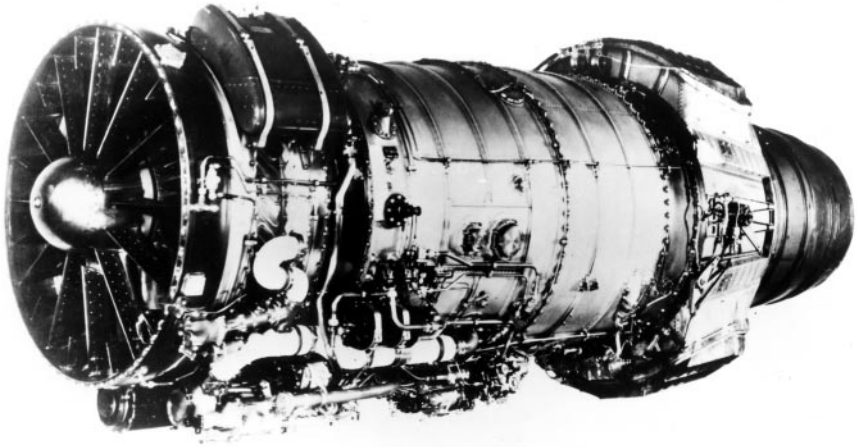
$P_{взл.}$ = 9500 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,620 кг/кгс.ч
$m_{взл.}$ = 0,984
$\pi_{к\ взл.}$ = 10,25
$T_{г\ взл.}$ = 1140 К
$T_{г\ max}$ = 1200 К
$G_{в\ взл.}$ = 214,5 кг/с
$P_{кр.}$ = 2250 кгс (H = 11000 м, Mп = 0,8)
$C_{уд.}$ = 0,83 кг/кгс.ч
$M_{дв.\ с\ реверсом}$ = 2500 кг
$L_{дв.}$ = 4766 мм
$D_{дв.}$ = 1440 мм

Двигатель **НК-8-4**, модификация НК-8, прошел Госиспытания в июне 1962 г. В июне 1965 г. состоялся первый полет самолета Ил-62 с этим двигателем.

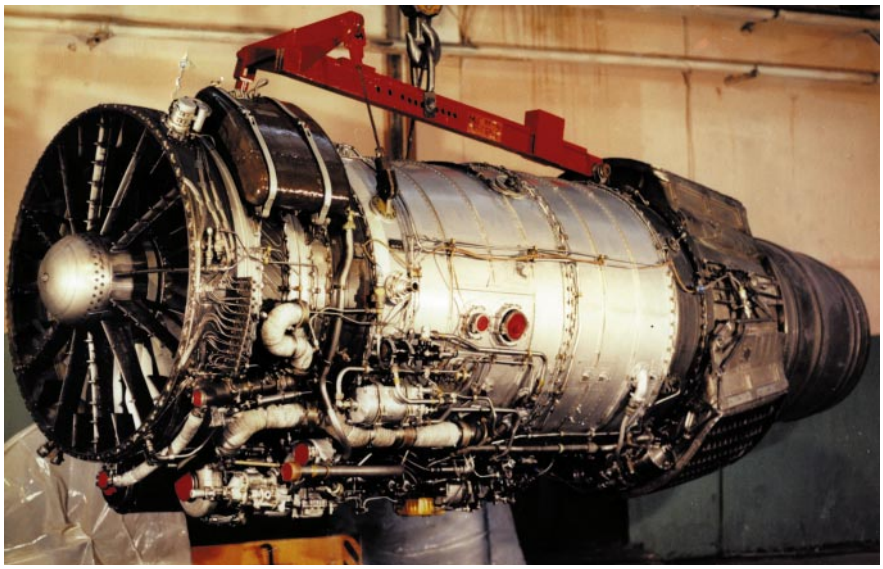
На этом двигателе были применены торцовые и радиальные контактные уплотнения масляных полостей опор, оригинальная схема регулятора частоты вращения ротора. Он имел высокие показатели надежности, обусловленные применением высокоэффективных методов упрочнения деталей, а также демпфирования ротора двигателя и его трубопроводов.

Низкий уровень шума на взлете и отсутствие дымления на выхлопе способствовало широкой эксплуатации этого двигателя на международных линиях.

Серийное производство НК-8-4 осуществлялось с 1964 по 1979 гг. на Казанском моторостроительном производственном объединении.



НК-8-5И [40]



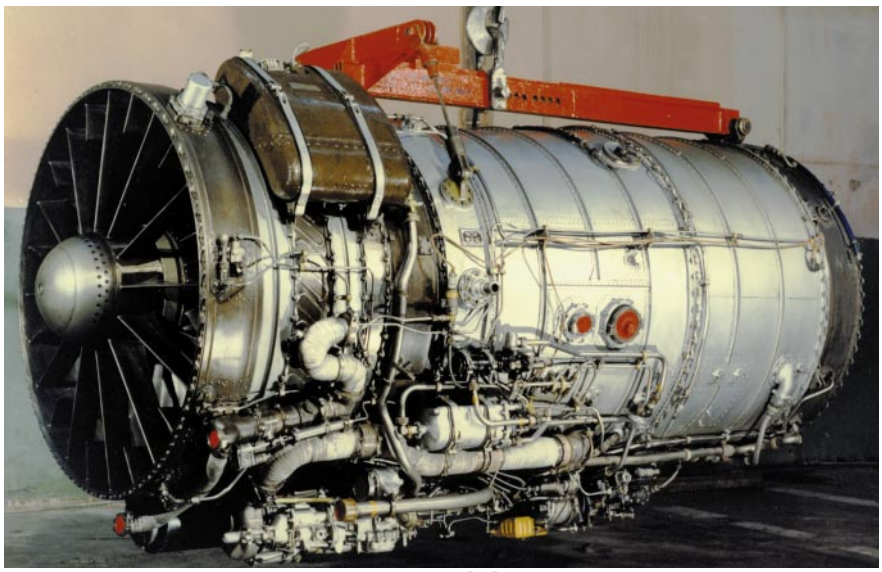
НК-8-4 [40]



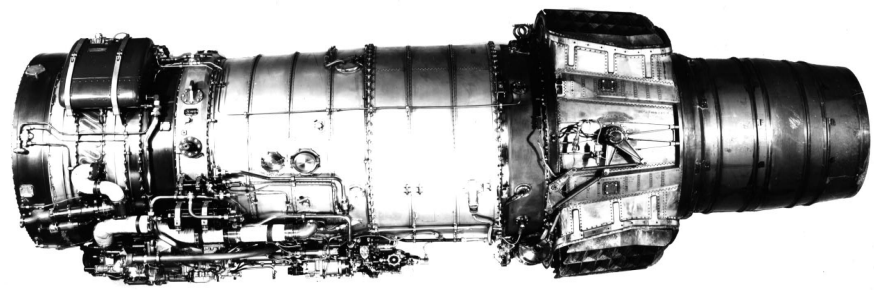
Ил-62М [10]

$P_{взл.}$ = 10500 кгс
$P_{обр.}$ = 3000 кгс
$P_{кр.}$ = 2750 кгс (H = 11000 м, Mп = 0,8)
$C_{уд.взл.}$ = 0,598 кг/кгс.ч
$C_{уд.кр.}$ = 0,81 кг/кгс.ч
$n_{кнд\ взл.}$ = 5350 об./мин.
$n_{квд\ взл.}$ = 6950 об./мин.
$m_{взл.}$ = 1,042
$G_{в\ взл.}$= 222 кг/с
$\pi_{к\ взл.}$ = 10,8
$T_{г\ взл.}$ = 1190 К
$T_{г\ max}$ = 1250 К
$D_{дв.}$ = 1442 мм
$M_{дв.без\ реверса}$ = 2200 кг
$M_{дв.с\ реверсом}$ = 2440 кг
$D_{дв.}$ = 1442 мм
$L_{дв.}$ = 5101 мм
Коэффициент реверсирования 0,45
Межремонтный ресурс 7000 часов
Ресурс до первого капитального ремонта 9000 часов
Назначенный ресурс 18000 часов

Двигатель **НК-8-5И** является модификацией НК-8-4 с увеличенной тягой для самолета Ил-62М. Двигатель прошел первое испытание в сентябре



НК-8-4К [40]



НК-8-2 [40]

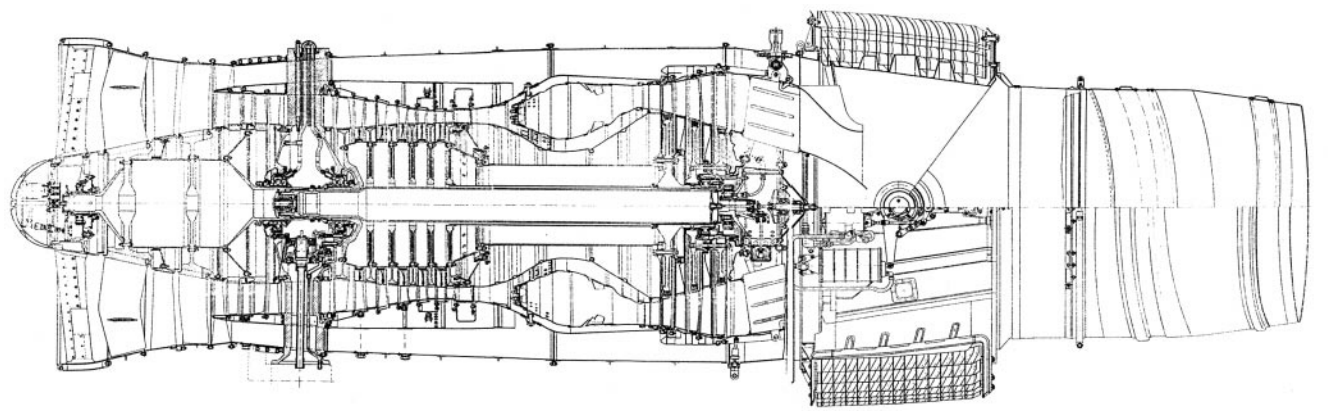


Ту-154Б-2 [1]



Ту-155 [21]

1973 г., Госиспытания - в ноябре 1974 г. Испытано два двигателя на ресурс 5000 часов.
Серийно не выпускался.
$P_{взл.}$ = 11000 кгс
$P_{обр.}$ = 3600 кгс
$P_{кр.}$ = 2750 кгс (H = 11000 м, Мп = 0,8)
$C_{уд.взл.}$ = 0,6 кг/кгс.ч
$C_{уд.кр.}$ = 0,78 кг/кгс.ч
m = 1,034
$\pi_к$ = 11,1
$G_в$ = 235 кг/с
$T_г$ = 1275 К
$M_{дв.с\ реверсом}$ = 2400 кг
$L_{без\ реверса}$ = 5100 мм
В 1974 г. был создан двигатель **НК-8-4К** для экраноплана "Орленок". Дата первого испытания - 1972 г. Дата Госиспытания - октябрь 1979 г.
Эксплуатационная надежность этого двигателя в морских условиях обеспечивалась применением алюминиевых сплавов для корпусных деталей вместо магниевых, встроенными системами для промывки проточной части двигателя, защиты масляных полостей от воды и диагностики состояния основных элементов.
На двигателе также были применены сепарирование воздуха, охлаждающего лопатки соплового аппарата турбины и система оперативной информации бортинженера о нештатных ситуациях с выдачей рекомендаций.
Двигатель изготавливался в ОАО "Казанское моторостроительное производственное объединение" (выпущено около 15 двигателей).
$P_{взл.}$ = 10500 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,61 кг/кгс.ч
$G_в$ = 227 кг/с
m = 1,05



Конструктивная схема НК-8-2У [40]

$\pi_к$ = 10,95
$T_г$ = 1260 К
$M_{дв.}$ = 2200 кг

НК-8-2, модификация двигателя НК-8 для самолета Ту-154, разрабатывалась с 1965 г. НК-8-2 прошел Государственные испытания 25 августа 1971 г. Серийно выпускался в 1970-72 гг. Казанским моторостроительным ПО.

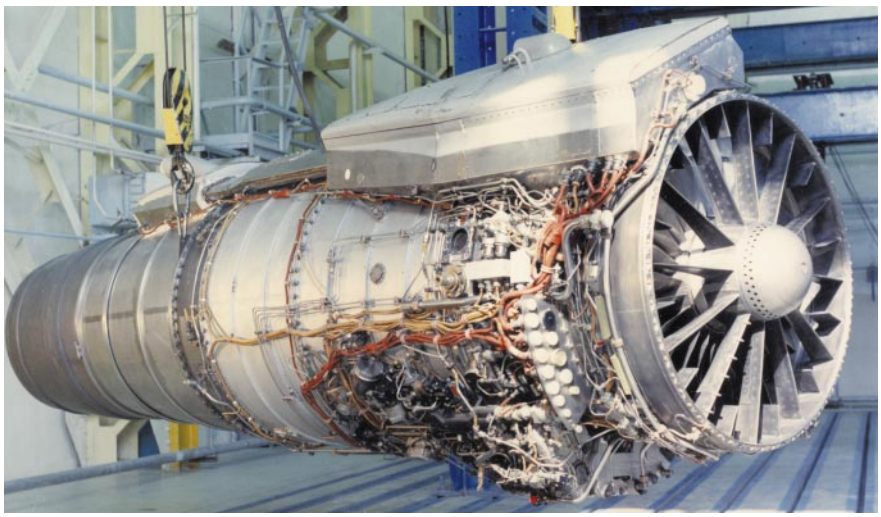
$P_{взл.}$ = 9500 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,59 кг/кгс.ч
$n_{кнд\ взл.}$ = 5180 об./мин.
$n_{квд\ взл.}$ = 6835 об./мин.
$m_{взл.}$ = 1,05
$\pi_{к\ взл.}$ = 9,6
$T_{г\ взл.}$ = 1200 К
$P_{кр.}$ = 1800 кгс (Н = 11000 м, Мп = 0,8)
$C_{уд.}$ = 0,79 кг/кгс.ч
$M_{дв.без\ реверса}$ = 2150 кг
$D_{вх}$ = 1355 мм
$D_{макс.}$ = 1442 мм
$L_{с\ реверсом\ и\ соплом}$ = 5288 мм

В 1971 г. была начата разработка модификации **НК-8-2У**, которая 14 сентября 1973 г. прошла Государственные испытания. С 1972 г. двигатель находился в серийном производстве.

НК-8-2У изготавливался Казанским моторостроительным производственным объединением (выпущено около 2500 двигателей) и устанавливался на пассажирские самолеты Ту-154Б и Ту-154С.

Ремонт двигателей НК-8-2У осуществляется на предприятии-производителе, Уральском заводе ГА и Николаевском АРЗ Минобороны Украины.

$P_{взл.}$ = 10500 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,580 кг/кгс.ч
$\pi_{к\ взл.}$ = 10,8
$m_{взл.}$ = 1,05
$G_{в\ взл.}$ = 228 кг/с
$T_{г\ взл.}$ = 1156 К



НК-88 [40]

$T_{г\ макс.}$ = 1230 К
$P_{кр.}$ = 2200 кгс (Н = 11000 м, Мп = 0,8)
$C_{уд.кр.}$ = 0,766 кг/кгс.ч
$\pi_{к\ кр.}$ = 11,14
$\pi_{в\ кр.}$ = 2,17
$T_{г\ кр.}$ = 1007 К
$P_{обр.}$ = 3600 кгс
$D_{дв.}$ = 1442 мм
$L_{дв.}$ = 4762 мм
$M_{дв.без\ реверса}$ = 2170 кг
$M_{дв.с\ реверсом}$ = 2350 кг

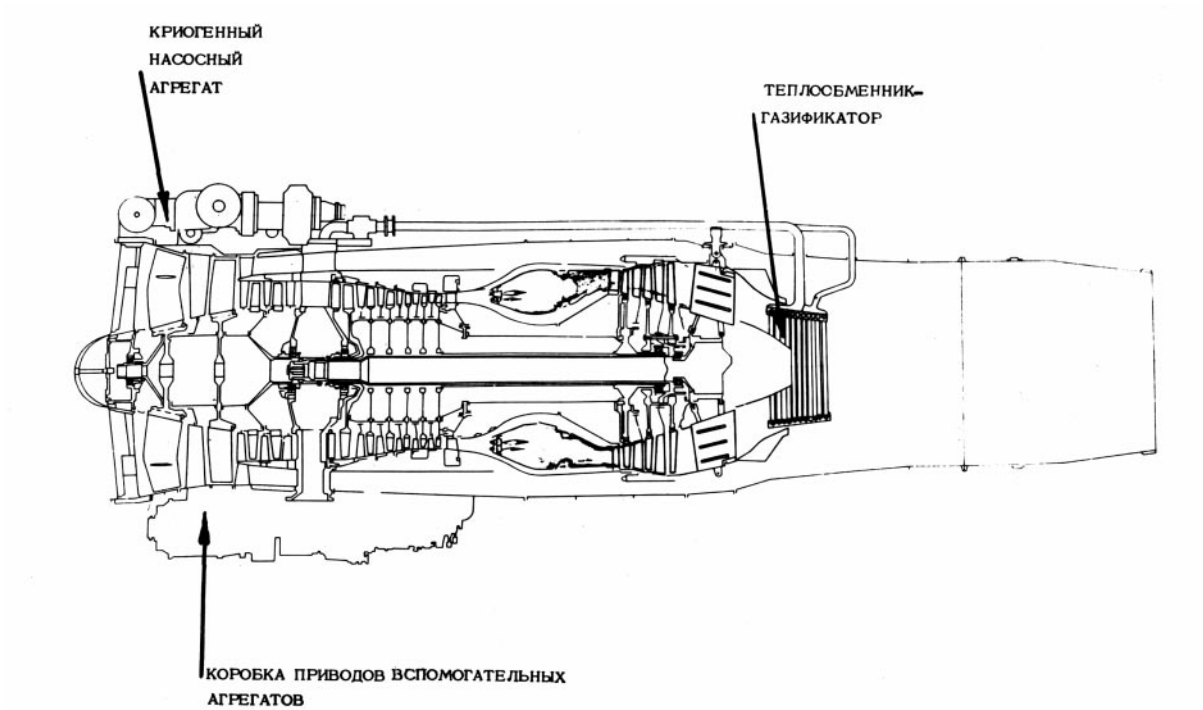
Гарантийный до первого ремонта 6000 часов (3000 циклов)
Ресурс до первого ремонта по ТС 8000 часов (4000 циклов)
Гарантийный межремонтный ресурс 4000 ч. (2000 циклов)
Межремонтный ресурс по ТС 6500 часов (3000 циклов)
Назначенный ресурс 19000 ч. (9500 циклов)
Календарный срок службы 7 лет
Суммарная наработка – более 32 млн.часов

Из общего количества двигателей находятся на крыле 56% двигателей. Отработали межремонтные ресурсы и ресурс до первого ремонта 38% двигателей и находятся в составе ремфонда. 4,4% НК-8-2У находятся в резерве.

В 1974-79 г. в КБ разрабатывался двигатель **НК-88**, модификация НК-8-2У, использующий в качестве топлива жидкий водород. Первое испытание НК-88 проведено в феврале 1980 г.

15 апреля 1988 г. совершен полет летающей лаборатории Ту-155, где был испытан один правый двигатель НК-88.

На двигателе впервые были применены: система топливоподачи, включающая турбонасосный агрегат, теплообменник-испаритель топлива и агрегаты управления; система обеспече-



Конструктивная схема НК-89 [40]

ния пожаро-взрывобезопасности с расположением криогенных агрегатов в специальном контейнере, продуваемом воздухом, отбираемым из-за компрессора; высокоскоростные опоры качения топливного насоса на криогенном топливе и уплотнения, обеспечивающие заданный ресурс двигателя; система газификации криогенного топлива с выбором оптимального варианта с точки зрения обеспечения минимальных потерь удельного расхода топлива, максимальной величины подогрева, отсутствия обмерзания, хорошей гидродинамической устойчивости.

$P_{кр.}$ = 10500 кгс (H = 11000 м, Мп = 0,8)
$C_{уд.взл.}$ = 0,220 кг/кгс.ч
$C_{уд.кр.}$ = 0,296 кг/кгс.ч
m = 1,06
$\pi_{к\ кр.}$ = 11,0
$T_{г\ кр.}$ = 1140 К

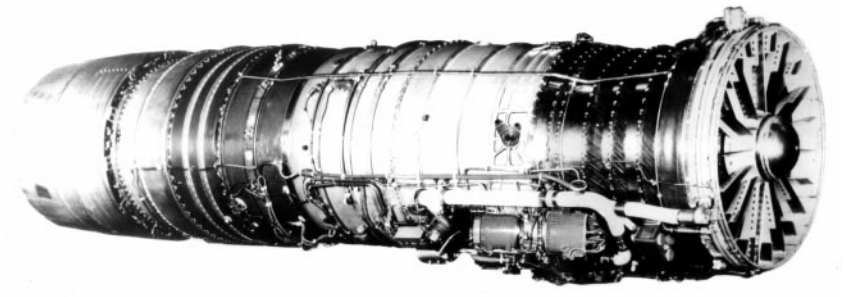
В январе 1989 г. впервые в мире совершила полет летающая лаборатория Ту-155 с модификацией двигателя НК-88, работающей на сжиженном природном газе.

В 90-х гг. начал разрабатываться двигатель **НК-89** на базе НК-8-2У для грузопассажирского самолета Ту-156.
Камера сгорания НК-89 многотопливная и позволяет работать на СПГ и керосине.

$P_{кр.}$ = 10500 кгс (H = 11000 м, Мп = 0,8)
$C_{уд.кр.}$ = 0,725 кг/кгс.ч (СПГ)
$C_{уд.кр.}$ = 0,810 кг/кгс.ч (керосин)
m = 1,05
$T_{г}$ = 1155 К
$\pi_{к\ кр.}$ = 10,8

НК-22

авиационный турбореактивный двигатель



НК-22 [100]

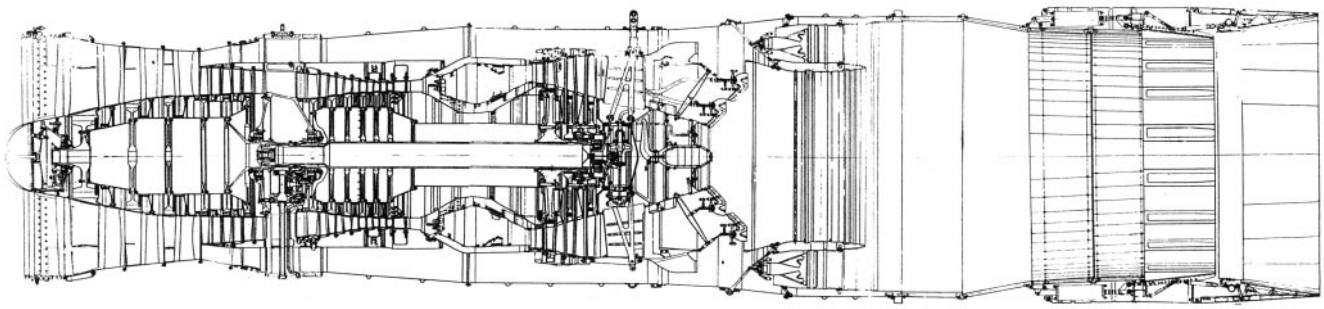


Ту-22М2 [22]

Опыт, полученный при разработке двигателя НК-6, был использован в процессе создания двухконтурного турбовентиляторного двухкаскадного двигателя с форсажной камерой **НК-22** мощностью 20000 кгс для сверхзвукового дальнего бомбардировщика Ту-22М и НК-144 для пассажирского сверхзвукового самолета Ту-144.
Первое испытание проведено в апреле 1968 г., Госиспытания - в октябре 1970 г.

Двигатель НК-22 является первым в мировой практике авиадвигателестроения образцом турбовентиляторного двухконтурного с форсажной камерой в обоих контурах двигателя большой тяги, производимым серийно с 1969 по 1984 гг.
В отличие от НК-144 в двигателе НК-22 была добавлена третья ступень вентилятора. В двигателе также использовано сопло эжекторного типа с широким диапазоном регулирования и гидромеханическая система управления с электронным ограничителем температуры газов перед турбиной и сигнализатором горения топлива в форсажной камере.
В июле 1976 г. первые испытания прошел ТРДДФ **НК-23** мощностью 22000 кгс, вариант НК-22 для самолетов Ту-22М и Ту-22М2.
В этом двигателе впервые были применены управление эшелонированной подачей топлива в форсажную камеру, система частичного отключения охлаждения лопаток турбины на крейсерском режиме, система суфлирования масляных полостей с баростатическим клапаном, шестерни приводов с коэффициентом зацепления зубчатых колес больше двух.

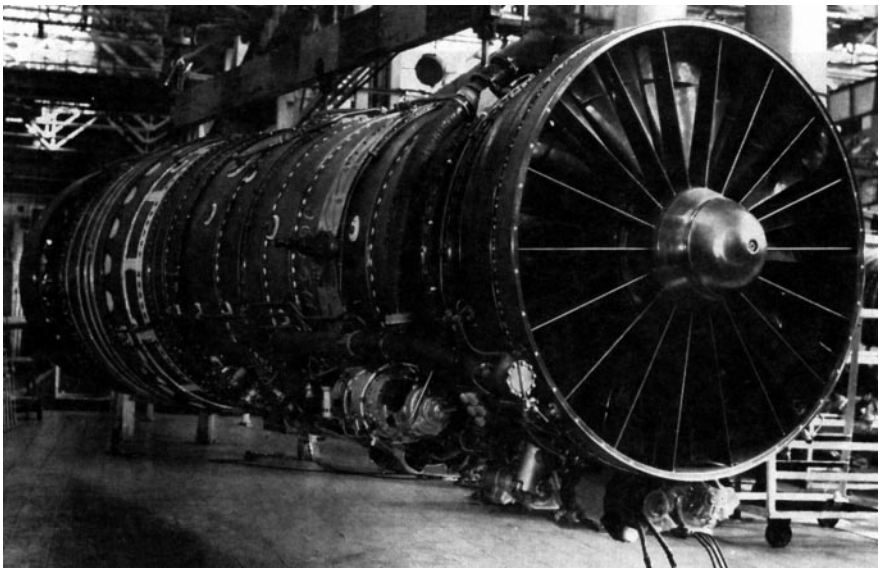
$C_{уд.взл.}$ = 1,95 кг/кгс.ч
m = 0,6
$\pi_{к}$ = 14,75
$T_{г}$ = 1390 К



Конструктивная схема НК-22 [100]

НК-25

авиационный турбореактивный двигатель



НК-25 [100]



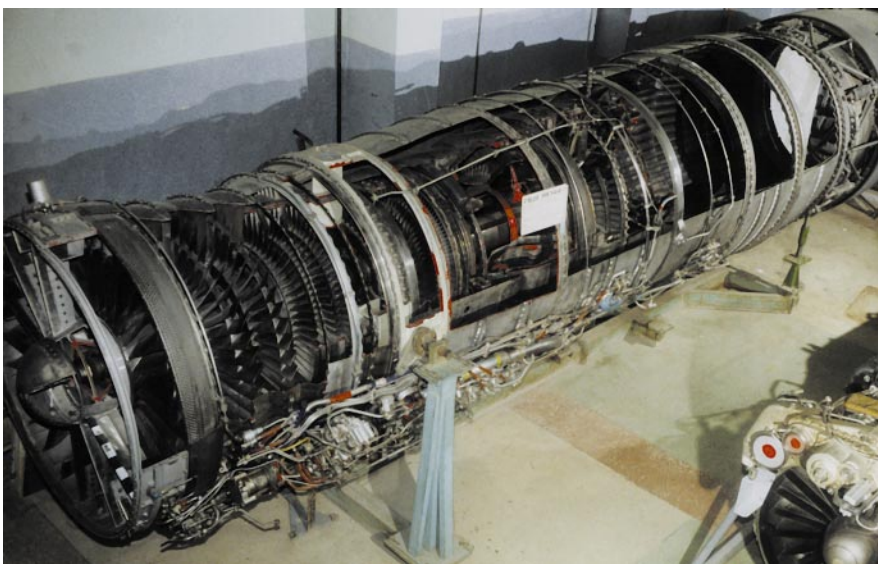
Ту-22М3 [22]

С 1971 г. разрабатывался двухконтурный турбовентиляторный трехкаскадный двигатель **НК-25** с общей форсажной камерой. В 1974 г. испытан самолет Ту-22М2Е с НК-25, в 1975-76 гг. поводились испытания НК-25 на летающей лаборатории Ту-142ЛЛ. В конце концов двигатель НК-25 устанавливался на многорежимном двухдвигательном бомбардировщике с крылом изменяемой стреловидности Ту-22М3 и разведывательном самолете Ту-22МР, а также на летающей лаборатории для аэродинамических исследований на базе Ту-22М3. Выпускается серийно с 1976 г. На двигателе применено активное регулирование радиальных зазоров по лопаткам турбины, легкосрабатываемые покрытия на статоре компрессора, перфорация статорных колец для увеличения запасов устойчивости компрессора, рабочие лопатки турбины с направленной кристаллизацией, рабочие и сопловые лопатки турбины с вихревым охлаждением, блочные литые сопловые лопатки, двуполостные сопловые лопатки, защита двигателя при помпаже с автоматическим восстановлением исходного режима, запуск двигателя под контролем регулятора температуры. Оснащен электронной системой управления.

$P_{взл.}$ = 25000 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 2,08 кг/кгс.ч
m = 1,45
$\pi_к$ = 25,9
$T_г$ = 1600 К

НК-144

авиационный турбореактивный двигатель

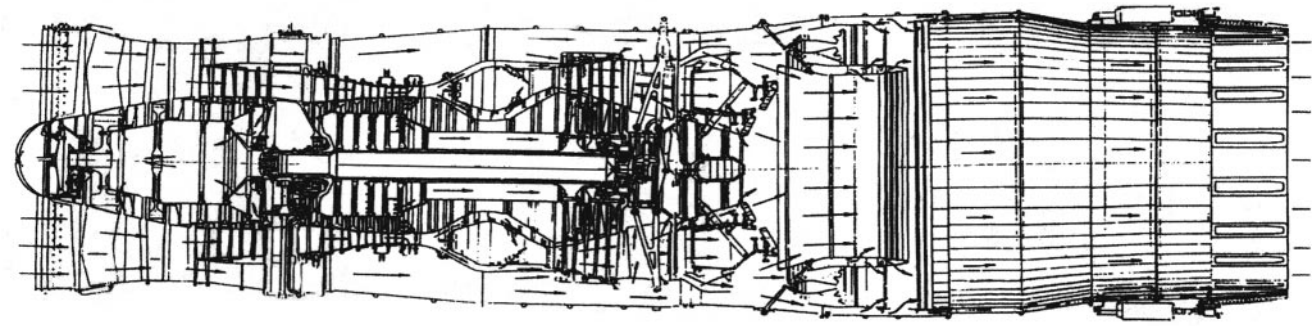


НК-144 [12]



Ту-144 [2]

Опыт, полученный при разработке двигателя НК-6, был использован в процессе создания двухвального двухкаскадного турбовентиляторного двигателя **НК-144** со смешением потоков и общей форсажной камерой для пассажирского сверхзвукового самолета Ту-144.
Двигатель разрабатывался с 1963 г. Испытания демонстрационного НК-144 проведены в июле 1964 г.



Конструктивная схема НК-144 [100]

31 декабря 1968 г. был совершен первый полет пассажирского сверхзвукового четырехдвигательного самолета Ту-144.

В двигателе НК-144 применены двухкаскадный осевой компрессор, состоящий из двухступенчатого вентилятора, трехступенчатого компрессора низкого давления, многофорсуночная камера сгорания кольцевого типа, одноступенчатая турбина высокого давления и двухступенчатая турбина низкого давления, общая на два контура форсажная камера и регулируемое сопло.

В двигателе использованы литые и деформируемые сплавы титана и жаропрочных материалов.

НК-144 был оборудован датчиками и лючками систем автоматического и визуального контроля параметров.

$P_{ф.взл.}$ = 17500 кгс
$P_{ф.кр.1}$ = 3970 кгс (H = 18000 м, Vп = 2350 км/ч)
$P_{кр.2}$ = 3000 кгс (H = 11000 м, Vп = 1000 км/ч)
$C_{уд.взл.}$ = 1,6 кг/л.с.ч
$C_{уд.ф.кр.1}$ = 1,56 кг/л.с.ч
$C_{уд.кр.}$ = 0,965 кг/л.с.ч
m = 0,6
$\pi_{к\ взл.}$ = 14,2
$T_{г\ взл.}$ = 1360 К
$M_{дв.}$ = 3540 кг
$L_{дв.}$ = 7690 мм
$D_{вх}$ = 1355 мм

С 1971 по 1978 гг. для Ту-144 серийно выпускался двигатель **НК-144А** увеличенной тяги со всережимным сверхзвуковым соплом. Дата его первого испытания - июнь 1971 г., дата Госиспытания - февраль 1975 г.

$P_{ф.взл.}$ = 20000 кгс
$P_{взл.}$ = 15000 кгс
$P_{ф.кр.}$ = 5000 кгс (H = 18000 м, Vп = 2350 км/ч)
$P_{ф.кр.}$ = 3000 кгс (H = 11000 м, Vп = 1000 км/ч)
$C_{уд.взл.}$ = 1,65 кг/кгс.ч
$C_{уд.кр.}$ = 0,92 кг/кгс.ч
$C_{уд.ф.кр.}$ = 1,81 кг/кгс.ч
$m_{взл.}$ = 0,6
$\pi_{к\ взл.}$ = 14,75
$\pi_{в\ взл.}$ = 2,45
$G_{в\ взл.}$ = 236 кг/с
$T_{г\ взл.}$ = 1390 К
$D_{вх}$ = 1355 мм
$L_{дв.}$ = 7690 мм
$M_{дв.}$ = 3540 кг

Тогда же была разработана еще более мощная модификация - двигатель **НК-144В**. Дата первого испытания - май 1975 г.

В этом двигателе впервые были применены управление эшелонированной подачей топлива в форсажную камеру, система частичного отключения охлаждения лопаток турбины на крейсерском режиме, шестерни приводов с коэффициентом зацепления зубчатых колес больше двух, система суфлирования масляных полостей с баростатическим клапаном.

$P_{взл.}$ = 22000 кгс
$P_{кр.}$ = 3000 кгс (H = 11000 м, Mп = 0,94)
$C_{уд.кр.}$ = 0,94 кг/кгс.ч
$C_{уд.кр.ф}$ = 1,4 кг/кгс.ч
m = 0,53
$\pi_{к\ взл.}$ = 17
$T_{г}$ = 1500 К
$D_{вх}$ = 1355 мм
$M_{дв.}$ = 3650 кг

В 1975 г. в ОКБ проводилась отработка возможности применения в качестве топлива жидкого водорода в форсажной камере двигателя НК-144. Создан проект двигателя **НК-144ВТ**, использующего в качества топлива водород. Проект в производство запущен не был.

Модификация **НК-144-22** тягой 20000 кгс устанавливалась на самолеты Ту-22МО.

НК-144 всех модификаций производились в ОАО "Моторостроитель" (г. Самара).



Ту-22М0 [1]

НК-26

авиационный турбовинтовой двигатель

ТВД **НК-26** мощностью 14930 л.с. разрабатывался в 1993 г. для применения на экранопланах.

НК-34

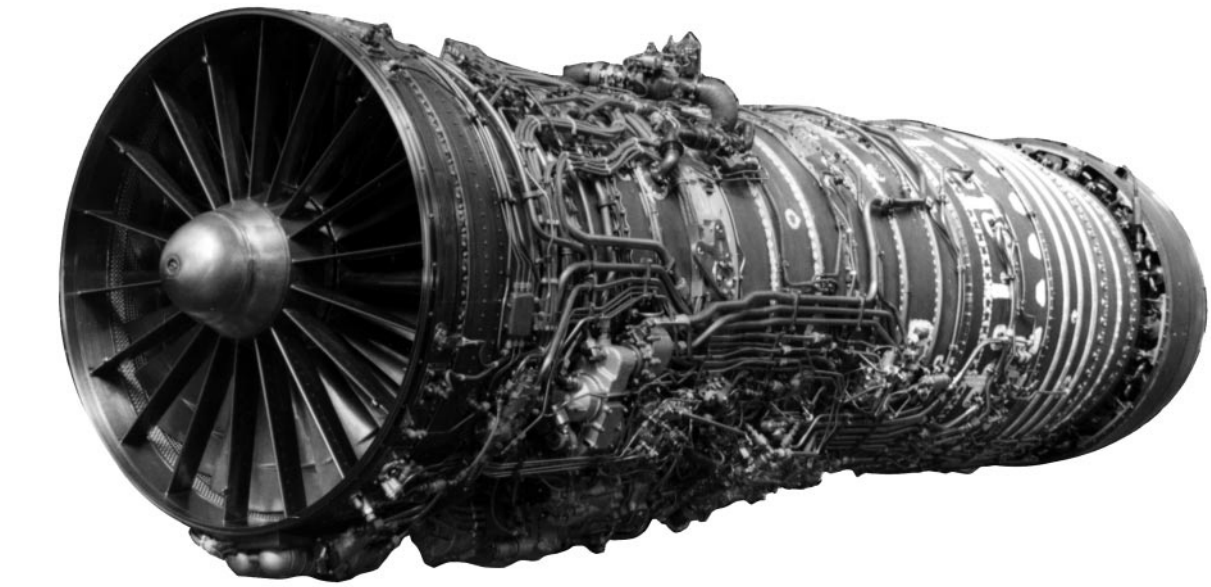
авиационный турбореактивный двигатель

Проект 1988 г. для установки на гидросамолетах.

Расчетная взлетная тяга 15000 кгс.

НК-32

авиационный турбовентиляторный двигатель



НК-321 [40]



Ту-144ЛЛ [22]

В 1977 г. начато проектирование **НК-32**, многорежимного двухконтурного турбовентиляторного трехвального двигателя с общей форсажной камерой, самого мощного в мире ТРДДФ для применения на сверхзвуковом бомбардировщике Ту-160.

НК-32 – это один из первых в мире ТРД, на котором применены специальные технологии, направленные на снижение радиолокационной и инфракрасной заметности.

В обеспечение разработки сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения в марте 1996 г. начались полеты летающей лаборатории Ту-144ЛЛ с двигателями **НК-321** по шестимесячной российско-американской программе экспериментальных исследований.

Серийное производство двигателей начато в 1983 г. и продолжается по настоящее время.

Двигатель имеет трехступенчатый компрессор низкого давления и семиступенчатый компрессор высокого давления. Турбины каскадов высокого и среднего давления одноступенчатые, а турбина каскада низкого давления двухступенчатая. Двигатель снабжен кольцевой многофорсуночной камерой сгорания. Лопатки турбины высокого давления, имеющей диаметр 1000 мм, монокристаллические, а лопатки других турбин изготовлены методом направленной кристаллизации.

Двигатель имеет большеразмерное регулируемое автомодельное сопло.

На НК-321 применена цифровая электронная система управления и защита двигателя при помпаже с автоматическим восстановлением исходного режима.

$P_{взл.}$ = 25000 кгс
$P_{кр.}$ = 14000 кгс
m = 1,36
$\pi_к$ = 28,2
$T_г$ = 1630 К
$M_{дв.}$ = 3650 кг
$L_{дв.с\ фк}$ = 7453 мм
$D_{макс.}$ = 1700 мм



Ту-160А [22]

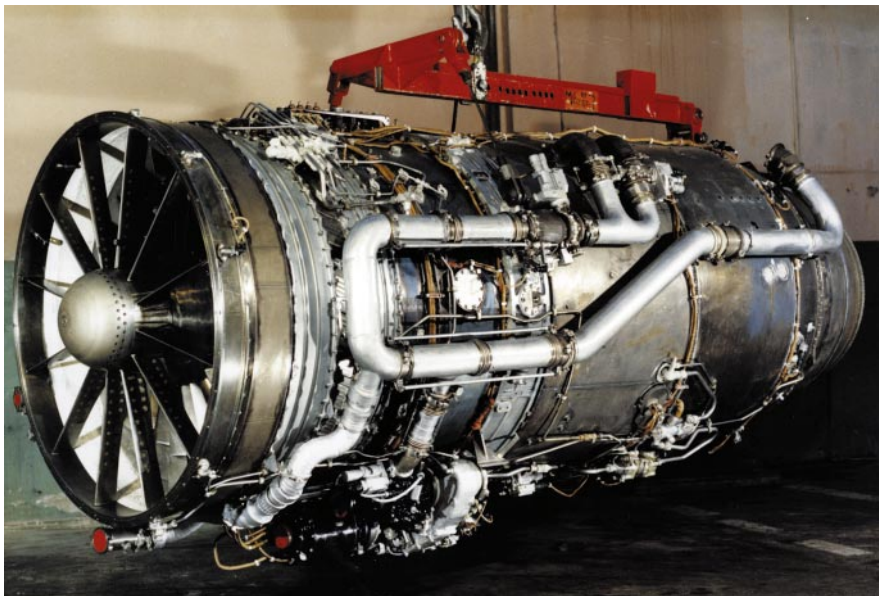
НК-34

авиационный турбореактивный двигатель

Проект 1988 г. для установки на гидросамолетах.
Расчетная взлетная тяга 15000 кгс

НК-86

авиационный турбореактивный двигатель



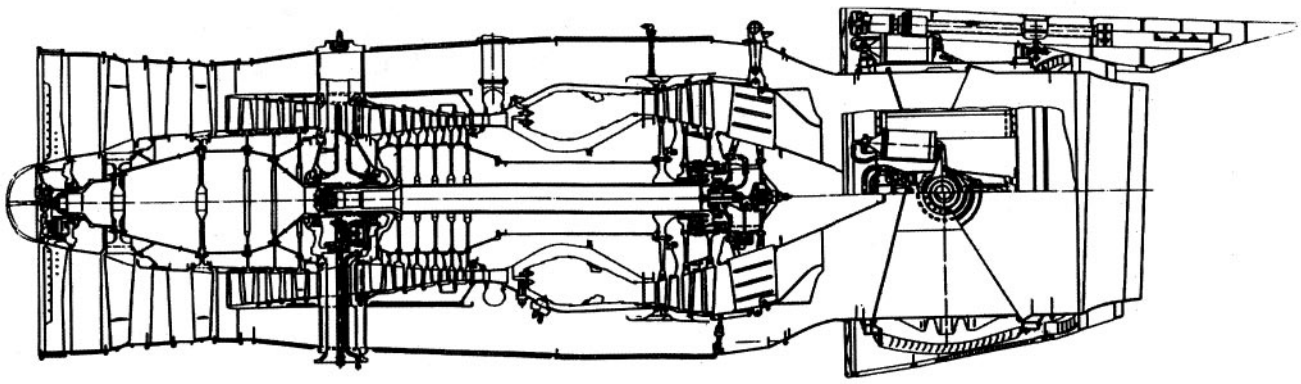
НК-86 [40]



Ил-86 [15]

Двигатель **НК-86** разрабатывался специально для широкофюзеляжного самолета Ил-86. Первое испытание проведено в июле 1974 г., Госиспытания - в апреле 1979 г. Начал эксплуатироваться в системе ГА в 1981 г. Производится в ОАО "Казанское моторостроительное ПО".
На НК-86 впервые в практике отечественного двигателестроения были широко применены звукопоглощающие конструкции. Впервые использованы диагностические средства контроля за состоянием двигателя, аналоговая электронная система управления двигателем, а также система защиты при обрыве лопаток компрессора.

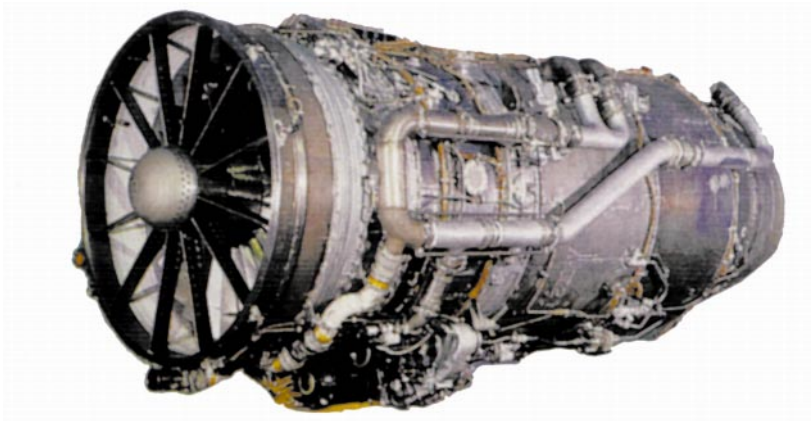
На НК-86 устанавливается реверсивное устройство решетчатого типа с досопловым расположением створок с применением пневмосистем для их привода (разработка ОАО "Авиамотор", г. Казань).
$P_{взл.}$ = 13000 кгс
$P_{кр.}$ = 3220 кгс (H = 11000 м, Мп = 0,8)
$P_{обр.}$ = 4000 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,520 кг/кгс.ч
$C_{уд.кр.}$ = 0,739 кг/кгс.ч
m = 1,18
$G_{в\ взл.}$ = 288 кг/с
$\pi_{к\ взл.}$ = 12,93
$T_{г\ взл.}$ = 1172 К
$T_{г\ макс.}$ = 1260 К
$\eta_{в}$ = 0,846
$\eta_{кнд}$ = 0,865
$\eta_{квд}$ = 0,874
$\eta_{г}$ = 0,990
$\sigma_{кс}$ = 0,945
$\eta_{твд}$ = 0,930
$\eta_{тнд}$ = 0,929
$\varphi_{с}$= 0,985
$M_{дв.с\ реверсом}$ = 2750 кг
$D_{дв.}$ = 1455 мм
$L_{дв.без\ реверса}$ = 3638 мм
$L_{дв.с\ реверсом}$ = 5278 мм
В 1987 г. в эксплуатацию вошел двигатель **НК-86А**. Первые испытания двигателя проведены в августе 1983 г., Госиспытания - в августе 1985 г.
Этот двигатель имел монокристаллические рабочие лопатки первой ступени турбины из материала ЖС-30. Применение таких лопаток позволяет поддерживать постоянное значение взлетной тяги при температуре наружного воздуха до +30°С.
$P_{взл.}$ = 13300 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,74 кг/кгс.ч
$T_{г}$ = 1280 К
Гарантийный до первого ремонта 3000 часов (1500 циклов)
Ресурс до первого ремонта по ТС 4500 часов (2250 циклов)
Гарантийный межремонтный ресурс 3000 часов (1500 циклов)



Конструктивная схема НК-86 [100]



Экраноплан "Лунь" [54]



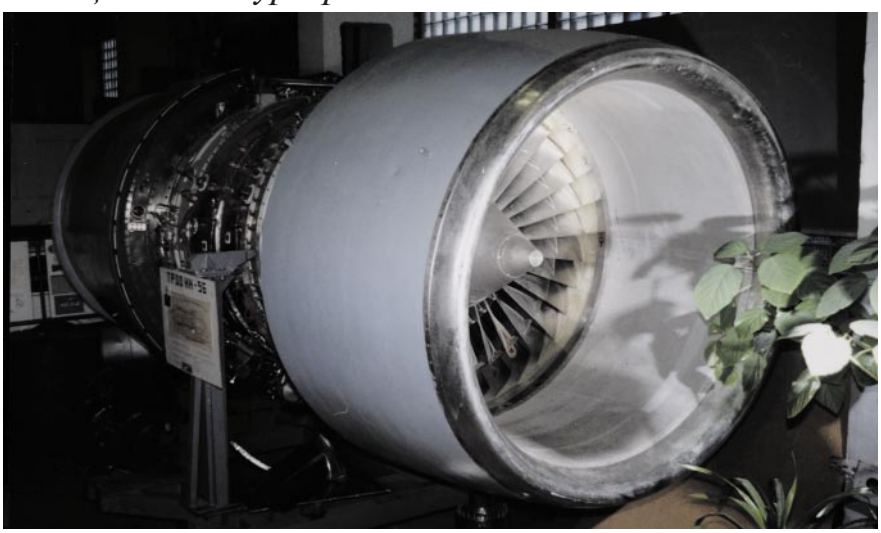
НК-87 [40]

Межремонтный ресурс по ТС 4000 часов (2000 циклов)
Назначенный ресурс 10500 часов (5250 циклов)
Календарный срок службы 7 лет
Из общего количества двигателей находятся на крыле 44% двигателей. Отработали межремонтные ресурсы и ресурс до первого ремонта 53% двигателей и находятся в составе ремфонда. 2% НК-86 находятся в резерве.
Более половины парка НК-86 имеет наработку свыше 10000 часов. Более 40% двигателей находятся в диапазоне наработки от 4000 до 10000 часов.
В настоящее время проводятся работы по обеспечению увеличения назначенных и межремонтных ресурсов двигателей НК-86 и НК-86А до 20000 (7500 циклов) и 6000 (2000 циклов) соответственно.
Выпуск и ремонт двигателей НК-86 осуществлялся на Казанском моторостроительном производственном объединении.
На базе двигателя НК-86 в 1986 г. в ОАО "Казанское моторостроительное ПО" стал серийно выпускаться стартовый/маршевый двигатель **НК-87** для экранопланов "Лунь" и "Спасатель". Разрабатывался двигатель в Казанском филиале ОКБ. Первое испытание НК-87 состоялось в январе 1983 г., Госиспытания - в июле 1986 г.
Лопатки турбины НК-87 имеют коррозионностойкие и жаростойкие покрытия для обеспечения надежности двигателя при эксплуатации в условиях морской среды.
$P_{взл.}$ = 13000 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,53 кг/кгс.ч
m = 1,17
$\pi_к$ = 13
$T_г$ = 1280 К
$M_{дв.}$ = 2200 кг
$D_{дв.}$ = 1455 мм

В 1989 г. для привода электрогенератора мощностью 20 МВт на базе НК-86 спроектирован двигатель **НК-91**. В нем использована двухкаскадная конструкция с осевой проточной частью. Кольцевая камера сгорания обеспечивает полноту сгорания природного газа 99%. Применена модульная конструкция газогенератора и силовой свободной турбины.
N = 20 МВт
η = 31%
n = 3000 об./мин.
$\pi_к$ = 11,5
$T_к$ = 1106 К
$T_с$ = 645 К
$G_{топливного\ газа}$ = 5040 кг/ч
$G_{газа\ на\ выхлопе}$ = 120 кг/с
$M_{дв.с\ рамой}$ = 7700 кг

НК-56

авиационный турбореактивный двигатель



НК-56 [12]



Ил-96-300 [15]

С 1979 г. в конструкторском бюро начинают разрабатываться перспективные двигатели для тяжелых транспортных и пассажирских самолетов.
Самолет на 350 пассажиров Ил-96 специально проектировался под двигатель **НК-56**. Однако в связи с программой использования единого ТРДД в пассажирской авиации, после принятия ПС-90А все работы по НК-56 были прекращены в мае 1983 г. К тому времени суммарная наработка двигателей НК-56 в процессе доводки составила 3630 часов.
Первое испытание проведено в июле 1980 г.
На двигателе НК-56 впервые применено управление реверсом на принципах пневмоники.
$P_{взл.}$ = 18000 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,74 кг/кгс.ч
$P_{кр.}$ = 3600 кгс (H = 11000 м, Мп = 0,8)
$C_{уд.кр.}$ = 0,74 кг/кгс.ч
m = 4,9
$T_г$ = 1571 К
$\pi_к$ = 25,5
$M_{дв.без\ реверса}$ = 3340 кг
$D_{вх.}$ = 2050 мм
Ресурс до капитального ремонта 7500 часов
Назначенный ресурс 15000 часов

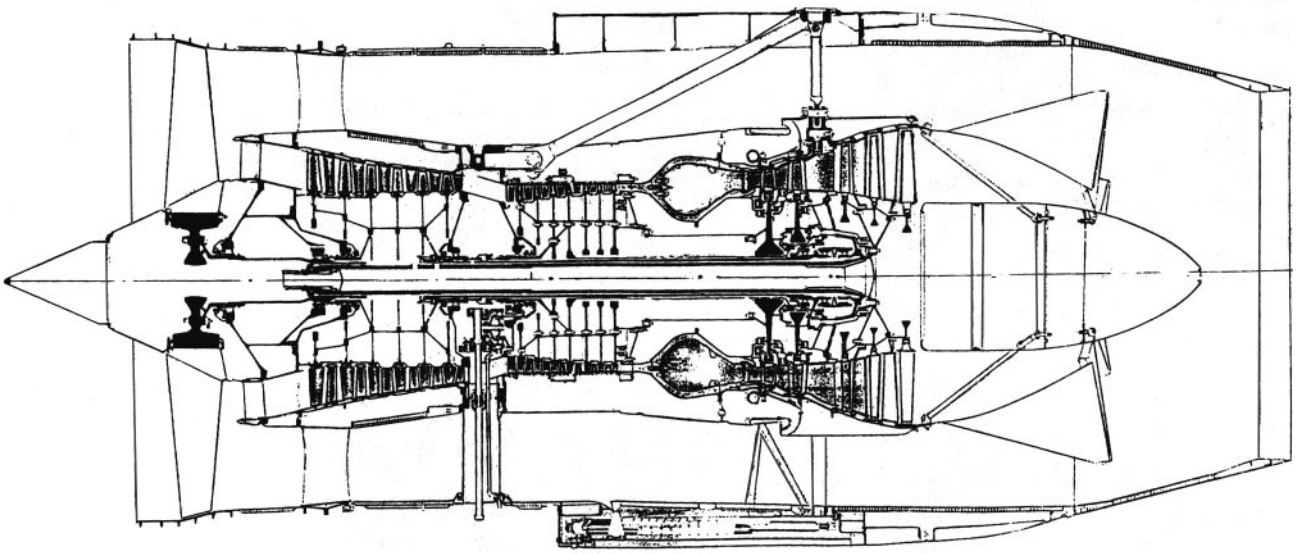
НК-64

авиационный турбореактивный двигатель



НК-64 [40]

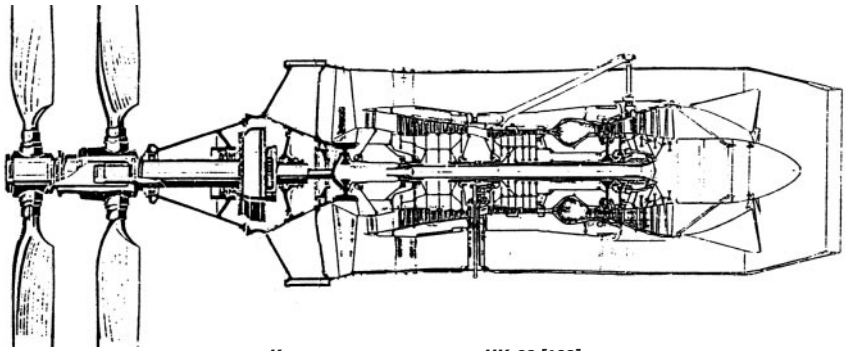
НК-64 разрабатывался с 1983 г. с учетом доводки НК-56 как перспективный двигатель для транспортных и пассажирских самолетов типа Ил-96 и Ту-204.
Дата первого испытания - апрель 1984 г.
На двигателе НК-64 впервые были установлены саблевидные сопловые лопатки.
Изготовлено два двигателя НК-64, которые прошли 10 испытаний.
$P_{взл.}$ = 16000 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,37 кг/кгс.ч
$P_{кр.}$ = 3500 кгс (H = 11000 м, Мп = 0,8)
$C_{уд.кр.}$ = 0,58 кг/кгс.ч
m = 4,1
$T_г$ = 1548 К
$\pi_к$ = 27,6
$M_{дв.без\ реверса}$ = 2850 кг
$D_{вх}$ = 1860 мм



Конструктивная схема НК-64 [40]

НК-62

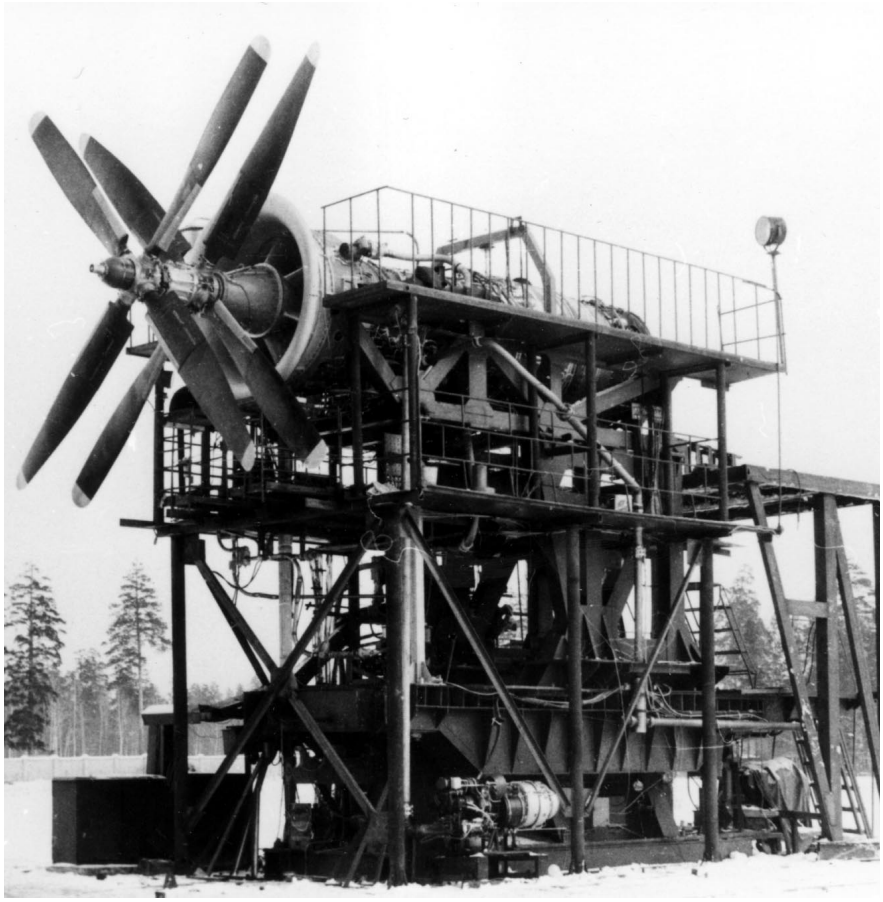
авиационный турбовентиляторный двигатель



Конструктивная схема НК-62 [100]

В КБ прорабатывалась конструкция трехконтурного трехвального двигателя **НК-62** (ТВД+ТРДД) для дозвуковых транспортных самолетов. Его вентилятор через редуктор был соединен с тянущим воздушным винтом (ступени вентилятора вращались в противоположном направлении).
Проведенные дважды 100-часовые испытания подтвердили работоспособность выбранной схемы и наличие резерва по повышению тяги и ресурса.
Первое испытание НК-62 проведено в декабре 1982 г.

НК-62 находился в опытном производстве с 1982 по 1990 гг.
$Р_{взл.}$ = 25000 кгс
$Р_{кр.}$ = 4500 кгс (Н = 11000 м, М = 0,75)
$С_{уд.взл.}$ = 0,288 кг/кгс.ч
$С_{уд.кр.}$ = 0,48 кг/кгс.ч
$М_{дв.}$ = 4200 кг (без винта)
На основании анализа расчетных и экспериментальных исследований испытаний НК-62 в 1985-87 гг. разработано техническое предложение на создание турбовентиляторного двигателя **НК-62М**.
Обосновано достижение следующих параметров:
$Р_{взл.}$ = 29000 кгс
$Р_{кр.}$ = 4500 кгс
$С_{уд.взл.}$ = 0,28...0,29 кг/кгс.ч
$С_{уд.кр.}$ = 0,45 кг/кгс.ч
$М_{дв.}$ = 4850 кг
$D_{винтовентилятора}$ = 4700 мм
Предусматривалось применение чрезвычайного режима, при котором величина тяги достигает 32000 кгс.



НК-62 на испытательном стенде [100]

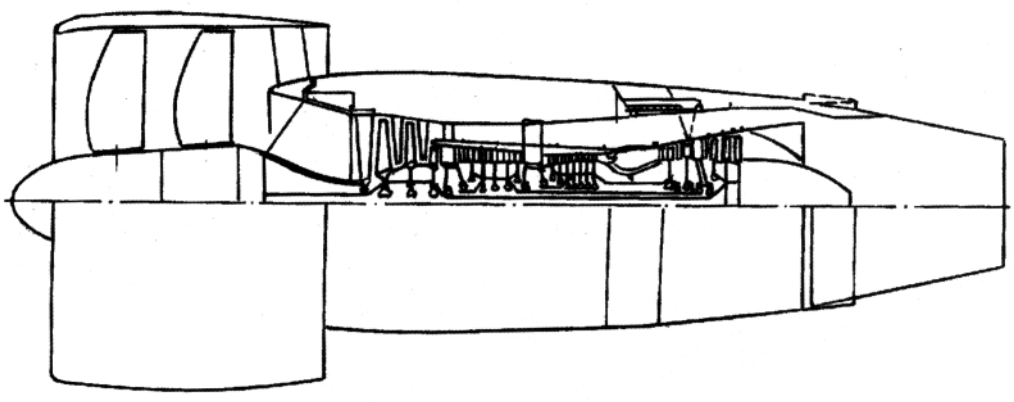
НК-63

авиационный турбореактивный двигатель

Дальнейшим развитием двигателей НК-62 и НК-62М стал проект турбовентиляторного **НК-63** для пассажирских самолетов большой вместимости и тяжелых транспортных самолетов.

Проект 1989 г. включал в себя тянущий закапотированный винтовентилятор, приводимый через редуктор.
НК-63 соответствует по техническому уровню нормативным показателям, предъявляемым двигателям XXI века.

$Р_{взл.}$ = 30000 кгс
$Р_{кр.}$ = 5000 кгс
$С_{уд.взл.}$ = 0,355 кг/кгс.ч
$С_{уд.кр.}$ = 0,535 кг/кгс.ч
$М_{дв.}$ = 5450 кг



Конструктивная схема НК-63 [100]

НК-104

авиационный турбореактивный двигатель

Проект двухконтурного двигателя **НК-104** взлетной тягой 11000 кгс разрабатывался в 1989 г.

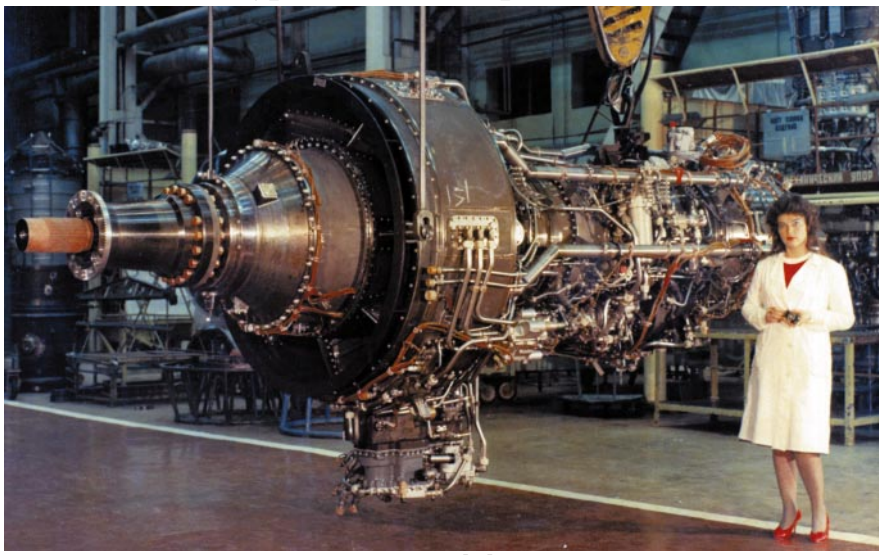
НК-105А

авиационный турбореактивный двигатель

Проект двухконтурного двигателя **НК-105А** взлетной тягой 12000 кгс разрабатывался в 1990 г.

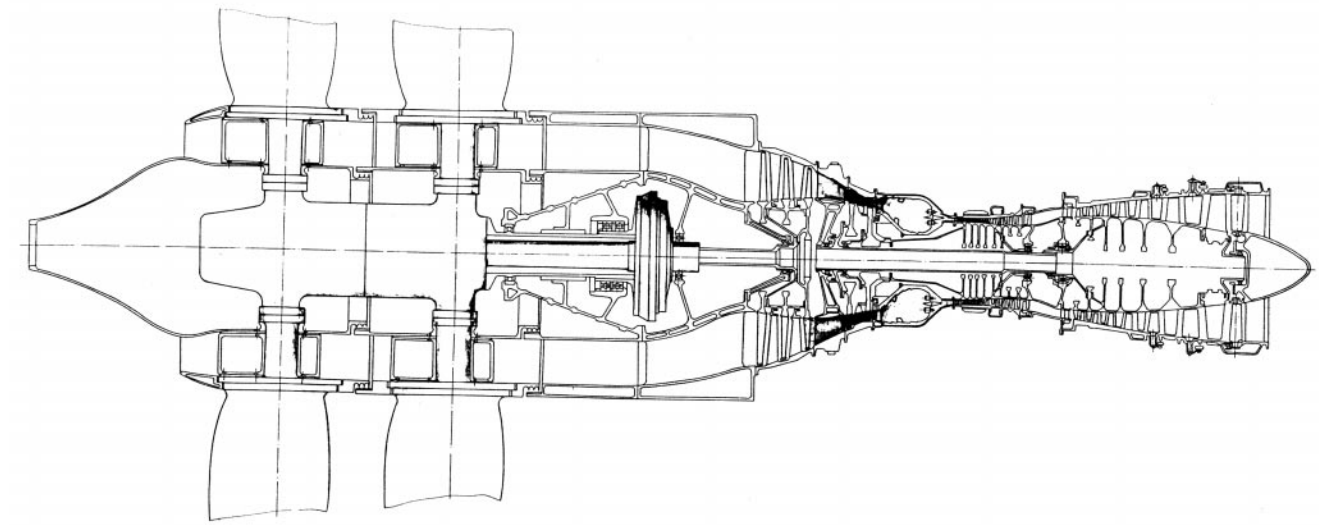
НК-110

авиационный турбовентиляторный двигатель



НК-110 [40]

В декабре 1989 г. прошел первые испытания турбовинтовентиляторный двигатель **НК-110** с задним расположением винтовентилятора.
Этот двигатель был выполнен по трехвальной схеме с толкающим винтовентилятором, состоящим из двух соосных восьмилопастных ступеней диаметром 4700 мм, вращающихся в противоположные стороны. Лопатки ступеней могли изменять угол установки в зависимости от потребляемой винтовентилятором мощности. Привод винтовентилятора осуществлялся трехступенчатой турбиной через планетарный дифференциальный редуктор.
$P_{взл.}$ = 18000 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,19 кг/кгс.ч
$C_{уд.кр.}$ = 0,44 кг/кгс.ч
$N_{макс. потреб. винтовентилятором}$ = 21300 л.с.
$M_{дв. с редуктором без винта}$ = 2300 кг
Прорабатывалась также конструкция двигателя **НК-108** с тянущим винтовентилятором взлетной тягой 18000 кгс.



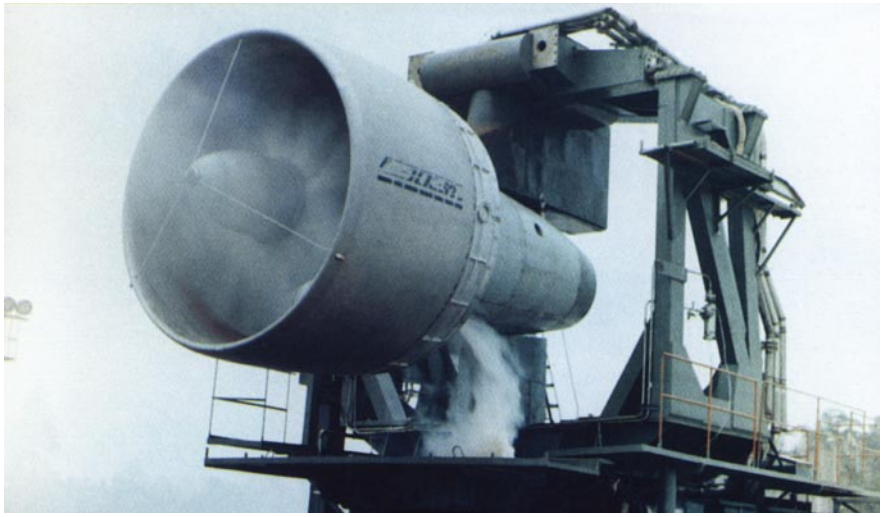
Конструктивная схема НК-110 [100]

НК-93

авиационный турбовинтовентиляторный двигатель



Модель Ил-96М с НК-93 [1]

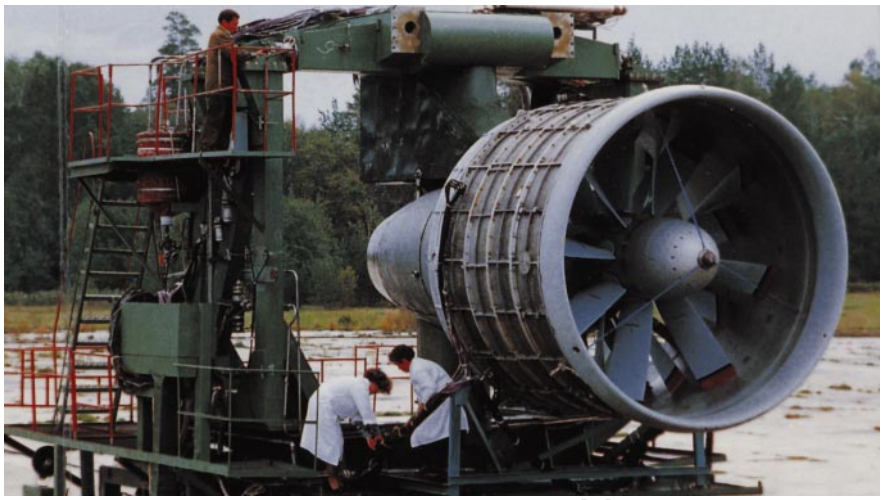


НК-92 на испытательном стенде [97]

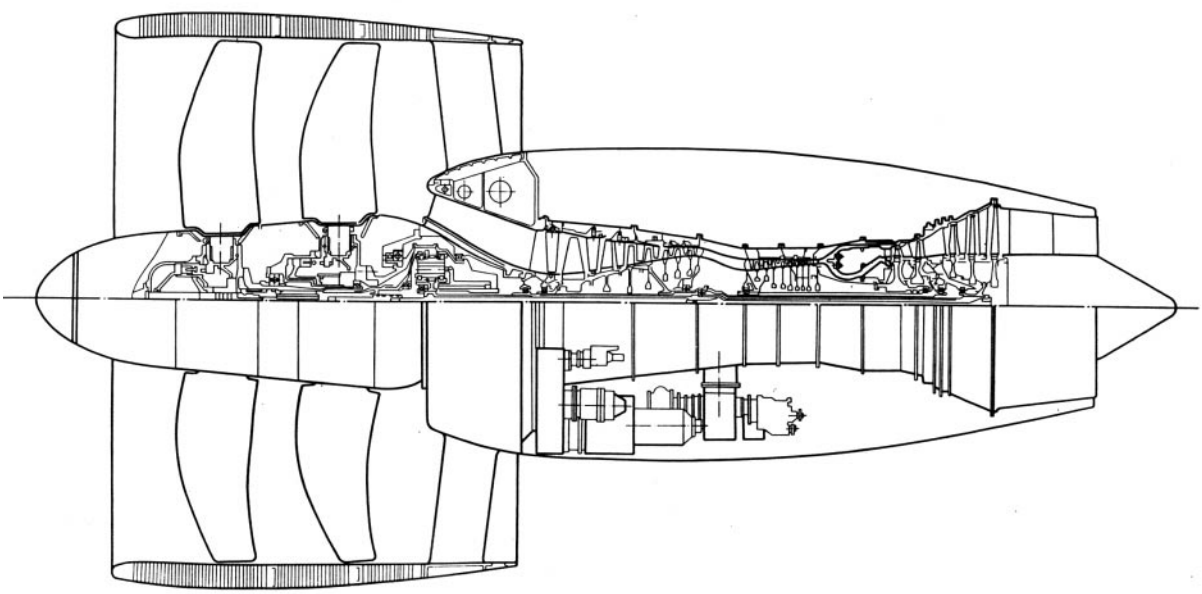
С 1990 г. разрабатывается винтовентиляторный двигатель сверхвысокой степени двухконтурности **НК-93**, предназначенный для самолетов большой пассажиро- и грузовместимости (Ил-96-500, Ил-96МК, Ту-204-200, Ту-214, Ту-330, Ту-230). Он является базовой конструкцией для семейства двигателей с взлетной тягой 78...226 кН. Работы над газогенератором для этого двигателя начались в 1988 г., а в 1989 г. было проведено первое испытание прототипа **НК-92** тягой 18000 кгс, который разрабатывался под проект дальнемагистрального пассажирского самолета Ил-90-200.

Двигатель имеет двухрядный винтовентилятор с поворотными лопастями. Винтовентилятор приводится во вращение от трехступенчатой турбины через планетарно-дифференциальный редуктор. При этом 40% мощности, передаваемой через редуктор, приходится на восьмилопастную ступень, а 60% – на десятилопастную. Ступени вращаются в противоположные стороны.

Лопатки и диски семиступенчатого компрессора низкого давления, приводимого одноступенчатой турбиной,



НК-93 на испытательном стенде [40]



Конструктивная схема одного из вариантов НК-93 [40]

изготовлены из титановых сплавов, также как и первые пять ступеней восьмиступенчатого компрессора высокого давления. Его остальные три ступени - стальные. Турбина высокого давления - одноступенчатая. Камера сгорания многофорсуночная, кольцевого типа.
Масляная система двигателя, как и других двигателей семейства НК, выполнена по замкнутой схеме, в которой циркуляция осуществляется, минуя маслобак.
Система автоматического управления двигателем - электронная с дублированием и гидромеханическим резервированием.
НК-93 оснащен реверсивно-флюгерным соосным закапотированным винтовентилятором СВ-92, разработанным ОАО "НПП "Аэросила" ($D_{вв}$ = 2900 мм, число лопастей 8+10, $\eta_{вв}$ = 86%, $M_{вв}$ = 1000 кг).
Самолет с двигателем НК-93 не превышает уровень шума, регламентируемый главой III стандарта ICAO.
$P_{взл.}$ = 18000 кгс
$P_{кр.}$ = 3200 кгс (H = 11000 м, Мп = 0,75)
$C_{уд.взл.}$ = 0,230 кг/кгс.ч
$C_{уд.кр.}$ = 0,490 кг/кгс.ч
$m_{взл.}$ = 16,6
$T_г$ = 1520 К
$\pi_{к\ взл.}$ = 28,85
$\pi_{к\ кр.}$ = 37,0
$\pi_{в\ кр.}$ = 1,27
$M_{дв.}$ = 3650 кг
$D_в$ = 2900 мм
$L_{дв.}$ = 5972 мм
В 1990 г. на базе НК-93 разработана модификация **НК-94**, работающая на сжиженном природном газе, для пассажирских самолетов Ту-156М2 и Ту-338.
Другая модификация НК-93, **НК-112** (1988 г.), рассматривается для применения на пассажирском самолете Ту-336, также использующем СПГ.
$P_{взл.}$ = 8430 кгс.

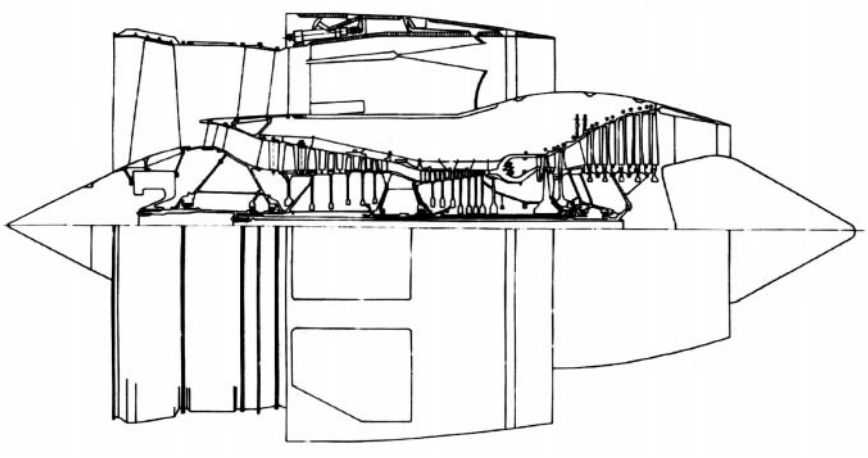
НК-114

авиационный турбореактивный двигатель

Проект двигателя **НК-114** со взлетной тягой 14000 кгс разрабатывался в 1989 г.
Его модификация ТРДД **НК-114А** (1990 г.) имела взлетную тягу 15000 кгс.

НК-44

авиационный турбореактивный двигатель



Конструктивная схема НК-44 [100]

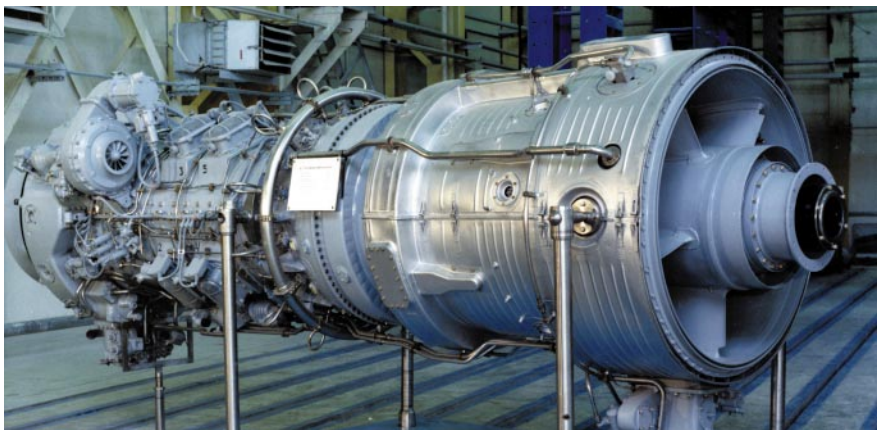
В 1992 г. разрабатывался двигатель **НК-44** для самолета Ту-304.
$P_{взл.}$ = 40000 кгс
$P_{кр.}$ = 7500 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,315 кг/кгс.ч
$C_{уд.кр.}$ = 0,54 кг/кгс.ч
$G_{в\ взл.}$ = 1272 кг/с
$G_{в\ кр.}$ = 1321 кг/с
$\pi_{к\ взл.}$ = 36,1
$\pi_{к\ кр.}$ = 37,58
$m_{взл.}$ = 6,06
$m_{кр.}$ = 6,12
$T_{г\ взл.}$ = 1600 К
$T_{г\ кр.}$ = 1401 К
$D_{вент.}$ = 3000 мм
$M_{дв.}$ = 8320 кг
Криогенная модификация ТРДД **НК-46** предназначена для самолета Ту-306 на 450 пассажиров.

НК-12СТ

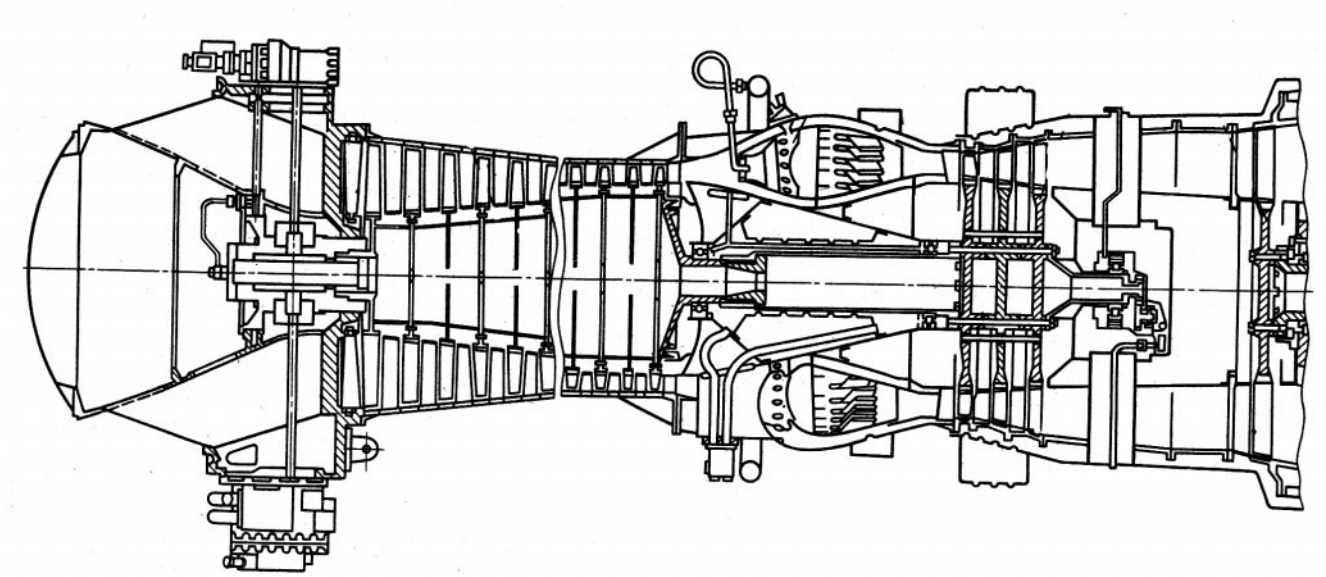
газотурбинный двигатель наземного применения

Первый двигатель наземного применения **НК-12СТ** был спроектирован в 1964 г. на базе самого мощного и надежного ТВД НК-12.
Дата первого испытания - март 1971 г.
Дата Госиспытания - апрель 1974 г.
Серийное производство началось в 1974 г.
НК-12СТ предназначен для привода центробежного нагнетателя на магистральных газопроводах. Он эксплуатируется с 1976 г. на 100 компрессорных станциях СНГ, расположенных в различных климатических зонах, а также в Болгарии, Польше, Аргентине.
Применение - ГПА-Ц-6,3.
Производитель – ОАО "Моторостроитель" (г. Самара).
За время серийного производства изготовлено около 2000 двигателей. Они эксплуатируются более чем на 100 компрессорных станциях в составе более 800 газоперекачивающих агрегатов.
Модификация **НК-12СТ-8** прошла первые испытания в 1990 г., а Госиспытания - в июле 1990 г.
НК-12СТ-8 применяется на ГПА-Ц-6,3/56 и ГПА-Ц-6,3/76.
Общая наработка всех НК-12СТ превышает 25 млн.часов. Отдельные двигатели нарабатывают без ремонта более 60000 часов.
Топливом для двигателя является очищенный природный газ.
Производительность газоперекачивающего агрегата с двигателями НК-12СТ – 11 млн.м^3 газа в сутки.
Назначенный ресурс двигателя 50000 часов

N = 6300 кВт (НК-12СТ), 8000 кВт (НК-12СТ-8)
$\eta_{эф.}$ = 26,1% (НК-12СТ-8), 27,5% (НК-12СТ)
$n_{силовой\ турбины}$ = 8200 об./мин.
$T_{газов\ на\ выхлопе}$ = 583 К (НК-12СТ), 620 К (НК-12СТ-8)
$G_{топливного\ газа}$ = 1820 кг/ч (НК-12СТ), 2100 кг/ч (НК-12СТ-8)
$G_{в}$ = 56 кг/ч
$M_{дв.}$ = 3500 кг
$\pi_{к}$ = 8,8
$T_{г}$ = 941 К



НК-12СТ [40]



Конструктивная схема НК-12СТ [101]

НК-16СТ

наземный газотурбинный двигатель

С 1982 г. в ОАО "Казанское моторостроительное ПО" серийно выпускается двигатель **НК-16СТ**, спроектированный на базе авиадвигателя НК-8.
В конструкции НК-16СТ заимствовано 69% деталей с базового двигателя. Двигатель используется в качестве привода центробежного нагнетателя на газоперекачивающих станциях. На нем применена двухкаскадная конструкция с осевой проточной частью. В период эксплуатации предусмотрены периодические проверки, включая осмотры с помощью бороскопа.
Двигатель эксплуатируется в различных климатических зонах от Крайнего Севера до пустынь Средней Азии. Наработка двигателей-лидеров без капитального ремонта превышает 25000 часов.
Первоео испытание НК-16СТ - ноябрь 1980 г., Госиспытания - апрель 1982 г.



НК-16СТ [40]

N = 16000 кВт
Применение – ГПА-Ц-16.

Проект **НК-16СТМ** для ГПА рассматривался в 1993 г.

НК-17

наземный газотурбинный двигатель



Конструктивная схема НК-17 [40]

НК-17 – проект двигателя мощностью 16 МВт для привода электрогенератора на базе газогенератора двигателя НК-16СТ.

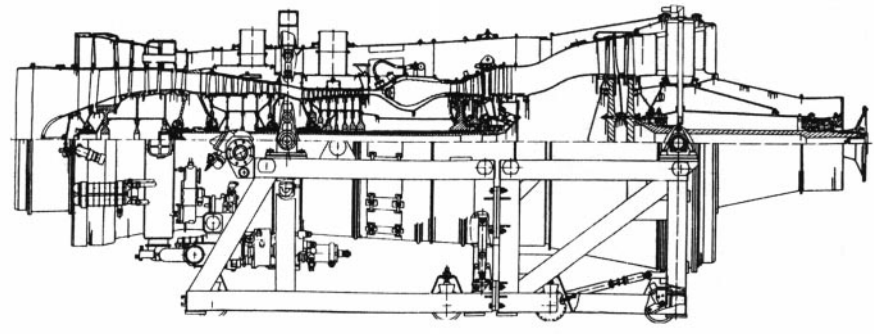
НК-18СТ

наземный газотурбинный двигатель

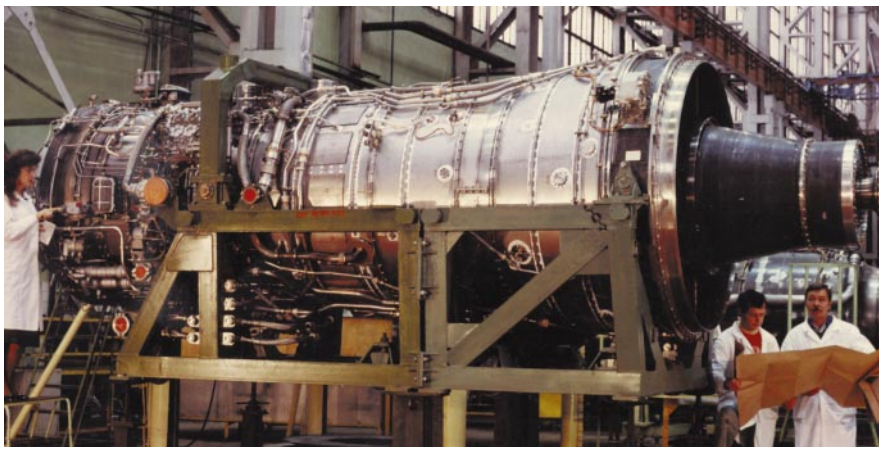
В 1992 г. разработана модификация двигателя НК-16СТ – **НК-18СТ** мощностью 18 МВт для газоперекачивающих агрегатов. В 1995 г. начато серийное производство НК-18СТ в ОАО "Казанское моторостроительное ПО".

НК-36СТ

наземный газотурбинный двигатель



Конструктивная схема НК-36СТ [100]



НК-36СТ [40]

Разработанный на базе авиационного ГТД НК-32, **НК-36СТ** предназначен для электрогенератора единичной мощности. Возможность контроля элементов проточной части с помощью бороскопа делает НК-36СТ простой и недорогой с точки зрения техобслуживания машиной.

Весной 1999 г. на Тольяттинской газокомпрессорной станции была запущена первая электростанция на базе газотурбинного привода НК-36СТ мощностью 10 МВт.

Работает в составе ГПА-Ц-25.

Первое испытание состоялось в 1990 г., Госиспытания - в 1995 г.

N = 25 МВт

η = 36,0%

$n_{\text{ротора нд}}$ = 5005 об./мин.

$n_{\text{ротора вд}}$ = 9480 об./мин.

$n_{\text{ротора силовой турбины}}$ = 5000 об./мин.

$\pi_к$ = 23,12

$T_к$ = 1420 К

$T_с$ = 698 К

$G_{\text{топливного газа}}$ = 5163 кг/ч

$G_{\text{газа на выхлопе}}$ = 101,4 кг/с

$M_{\text{дв.с рамой}}$ = 8690 кг

НК-37

наземный газотурбинный двигатель

Газотурбинный двигатель **НК-37** для электрогенератора единичной мощности 25 МВт является модификацией НК-36СТ. Его первое испытание состоялось в 1992 г.

Автоматическая система запуска, высокая предпусковая готовность, возможность работы в автоматическом режиме позволяют использовать энергетические установки с двигателем НК-37 как в обычном режиме выработки электроэнергии, так и при компенсации пиковых нагрузок и в аварийных ситуациях.

Производится в ОАО "Моторостроитель" (г. Самара) с 1996 г.

N = 25 МВт

η = 36,4%

$n_{ротора\ силовой\ турбины}$ = 3000 об./мин.

$\pi_к$ = 23,12

$T_к$ = 1420 К

$T_с$ = 698 К

$G_{топливного\ газа}$ = 5163 кг/ч

$G_{газа\ на\ выхлопе}$ = 101,4 кг/с

$M_{дв.с\ рамой}$ = 9840 кг

В 1996 г. "СНТК имени Н.Д.Кузнецова" совместно с ОАО "Самараэнерго" разработали и построили на Безымянской ТЭЦ в Самаре теплоэлектростанцию с двигателем НК-37 и паровым котлом Таганрогского котельного завода с параметрами:

$N_{электрическая}$ = 25...30 МВт



НК-37 [12]

$N_{тепловая}$ = 29,5...33,5 Гкал/ч

$\eta_{дв.}$= 36,4...37,7%

$\eta_{тепловой}$ = 36,4...37,7%

Паропроизводительность 40 т/ч

Выработка горячей воды температурой 120°С – 102 т/ч

В 1999 г. теплоэлектростанция запущена в эксплуатацию.

Для "Калмыкэнерго" в г. Элиста Кировским заводом (г. С.-Петербург) разработана блочно-комплектная парогазовая электростанция с двумя двигателями НК-37, работающими каждый на свой электрогенератор, и общим паровым котлом с паровой турбиной со своим электрогенератором. Паровой котел использует тепло выхлопных газов двух двигателей НК-37.

НК-38СТ

наземный газотурбинный двигатель

Высокоэффективный двигатель нового поколения **НК-38СТ** для привода центробежного нагнетателя газоперекачивающего агрегата (ГПА-Ц-16А) разработан на базе авиационного двигателя НК-93.

Госиспытания НК-38СТ проведены в 1995 г.

Двигатель выполнен по двухвальной схеме с короткими жесткими роторами и минимальными радиальными зазорами по лопаткам. Лопатки первой и второй ступеней турбины с вихревой системой охлаждения имеют керамическое покрытие.

Производится в ОАО "Казанское МПО" в кооперации с ОАО "Моторостроитель" (г. Самара) с 1998 г.

N = 16 МВт

η = 38%

$n_{ротора\ нд}$ = 11850 об./мин.

$n_{ротора\ вд}$ = 15030 об./мин.

$n_{ротора\ силовой\ турбины}$ = 5300 об./мин.

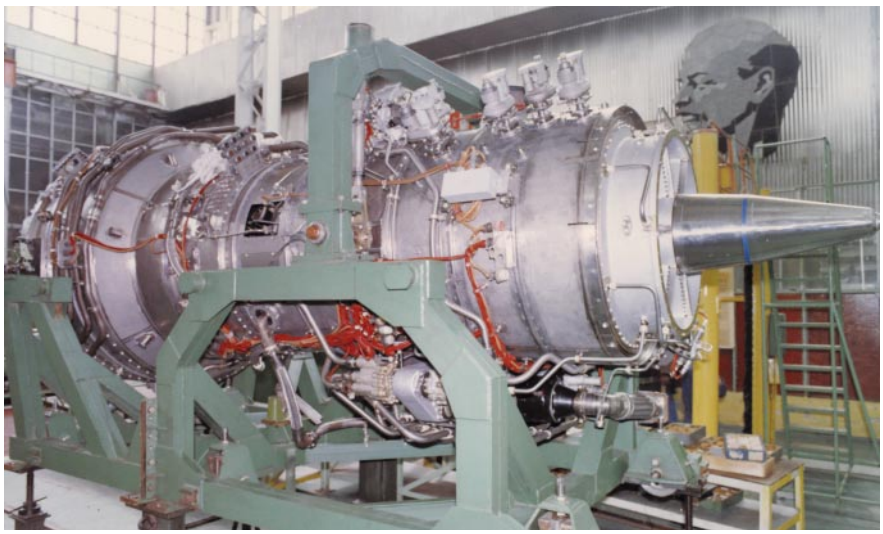
$\pi_к$ = 25,9

$T_к$ = 1476 К

$T_с$ = 716 К

$G_{топливного\ газа}$ = 3046 кг/ч.

$G_{газа\ на\ выхлопе}$ = 54,6 кг/с

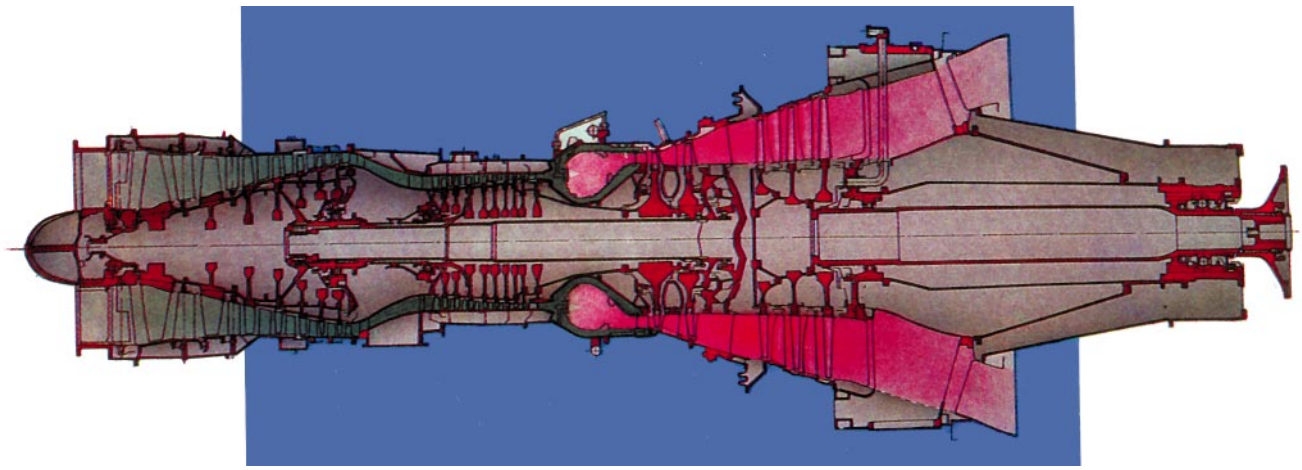


НК-38СТ [40]

$M_{дв.с\ рамой}$ = 5900 кг

Модификацией двигателя НК-38СТ является двигатель **НК-39**, предназначенный для электрогенератора мощностью 16 МВт.

Специально спроектированная в 1989 г. силовая турбина обеспечивает совместную работу с электрогенератором.



Конструктивная схема НК-40СТ [40]

Производится в ОАО "Моторостроитель" (г. Самара).
N = 16 МВт
η = 38%
nротора силовой турбины = 3000 об./мин.
πк = 25,9
Tк = 1476 К
Tс = 716 К
Gтопливного газа = 3046 кг/ч.
Gгаза на выхлопе = 54,6 кг/с
Mдв.с рамой = 7200 кг

Еще одна модификация НК-38СТ – двигатель **НК-40СТ** (1989 г.) мощностью 10 МВт предназначен для привода центробежного нагнетателя газоперекачивающего агрегата.
N = 10 МВт
η = 34%
nротора силовой турбины = 5300 об./мин.
πк = 20,2
Tк = 1358 К
Tс = 672 К
Gтопливного газа = 2161 кг/ч
Gгаза на выхлопе = 44,5 кг/с
Mдв.с рамой = 5900 кг

НК-9 (8Д717)

жидкостный ракетный двигатель



НК-9В [12]



ГР-1 "Глобальная-1" [53]

С мая 1959 г. конструкторский коллектив приступает к проектированию новой для себя техники – жидкостных ракетных двигателей. Одним из первых разработанных ЖРД был **НК-9**, состоящий из четырех одиночных двигателей, объединенных силовой рамой, общим входным устройством для подвода окислителя (жидкого кислорода) и горючего (керосина) и агрегатом наддува баков.

НК-9 предназначался для первой ступени межконтинентальной ракеты ГР-1 "Глобальная-1" (SS-10).
Это был первый в мире кислородо-керосиновый двигатель в классе тяги свыше 1 МН, выполненный по замкнутой схеме с дожиганием генераторного газа в камере сгорания.
Pз = 152 тс (1490 кН)
Pуд.п = 328 тс (3215,7 кН)
Mуд. = 1,07 кг/кН (10,45 кг/тс)
t = 150 с
Для второй ступени этой ракеты был разработан двигатель **НК-9В** с высотным соплом. Его первое испытание проведено в сентябре 1962 г.
Двигатель был закреплен в карданом подвесе для качания в двух плоскостях, имел рулевые машины, два сопла крена, агрегат подачи топлива в камеру сгорания, агрегаты управления тягой, соотношением компонентов и соплами крена.

В 1963 г. работы над ракетой и двигателями были прекращены.
Rз = 46 тс (450,9 кН)
Rуд.п = 345 тс (3382,3 кН)
Mуд. = 1,42 кг/кН (13,85 кг/тс)
t = 155 с
В начале 60-х гг. на базе НК-9 созданы однокамерные высотные ЖРД **НК-19** и **НК-21** для третьей (4 двигателя) и четвертой (1 двигатель) ступеней РН Н1.

НК-19 (11Д53)

Дата первого испытания - июль 1964 г.
Дата Госиспытания - октябрь 1967 г.
Pвзл. = 46 тс (450,9 кН)

НК-21 (11Д59)

Дата первого испытания - сентябрь 1965 г.
Дата Госиспытания - декабрь 1967 г.
Pвзл. = 40 тс (392 кН)

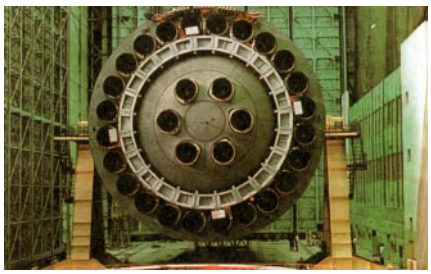
НК-15 (11Д51)

жидкостный ракетный двигатель



РН Н1 [60]

Однокамерный **НК-15** разработан в 1962-67 гг. для первой ступени РН Н1 (30 двигателей) с использованием опыта по ЖРД 8Д717 (связка из четырех НК-9) и **8Д517** (одиночный НК-9).
Дата первого испытания - декабрь 1963 г.
Дата Госиспытания - октябрь 1967 г.
Первый запуск в составе РН Н1 выполнен в 1969 г., последний - в 1972 г.
Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин
$P_з$ = 154,0 тс (1509 кН)
$P_п$ = 157,4 тс (1544 кН)
$I_з$ = 297 с
$I_п$ = 331 с
$p_к$ = 148,3 кгс/см^2
K_m = 2,52
$L_{дв.}$ = 3705 мм
$D_{дв.}$ = 1490 мм
$M_{дв.}$ = 1247 кг
НК-15Ф – форсированная модификация с $P_з$ = 185...190 тс (1815...1864 кН).
НК-15В (11Д52) – двигатель с большой степенью расширения сопла создан в то же время для второй ступени РН Н1 (8 двигателей).
$P_п$ = 179,2 тс (1758 кН)
$I_п$ = 346 с
$p_к$ = 148,3 кгс/см^2
$M_{дв.}$ = 1396 кг
Dдв. = 2522 кг
Lдв. = 4981 мм



Блок "А" РН Н1 с 30 ЖРД НК-15 [100]



НК-15 [66]

НК-31 (11Д114)

жидкостный ракетный двигатель

НК-31 создан для использования в блоке "Г" ракеты-носителя Н1-Л3 (третья ступень) и четвертой ступени РН Н1Ф, однако реального применения в эксплуатируемых РН пока не получил.
НК-31 представляет собой однокамерный двигатель замкнутой схемы с дожиганием генераторного газа в основной камере сгорания при высоком давлении с турбонасосной системой подачи несамовоспламеняющегося топлива (горючее - керосин, окислитель - жидкий кислород).
НК-31 имеет выносной бустерный ТНА с низкооборотными преднасосами окислителя и горючего, приводимыми во вращение общей гидротурбиной, работающей на керосине. Преднасосы позволяют работать с низкими давлениями на входе в двигатель.
Двигатель НК-31 имеет два небольших выхлопных сопла управления по крену и теплообменник для системы наддува топливных баков. ЖРД может поворачиваться в карданном подвесе по двум осям.
НК-31 отличается от своего прототипа НК-9 упрощенной пневмогидравлической схемой, усовершенствованными элементами автоматики и улучшенными агрегатами ТНА и камеры сгорания. Разъемные соединения и взаимозаменяемость узлов обеспечивают ремонтопригодность двигателя.
Двигатель НК-31 отработан на технологию "горячего" запуска без предварительного захолаживания. Процессы запуска и останова в основном аналогичны НК-33 и НК-43.
Надежность двигателя НК-31 проверена при повышенных характеристиках: тяги (до 45,5 тс), ресурса (до 4000 с), числа включений (до 12), отклонения соотношения компонентов топлива (до 18%).
На хранении в СНТК находятся 10 двигателей НК-31.
Закрепление двигателя - шарнирное
$P_п$ = 41,5 тс (407 кН)
$I_п$ = 353 с
Суммарный расход компонентов топлива 116,1 кг/с
$p_к$ = 9,38 МПа
K_m = 2,6
Геом. степень расширения сопла 124,0
$M_{дв.}$ = 722 кг
$M_{уд.}$ = 1,79 кг/кН (17,6 кг/тс)
D_c = 1400 мм
t = 1200 с
$n_{ТНА}$ = 22000 об./мин.



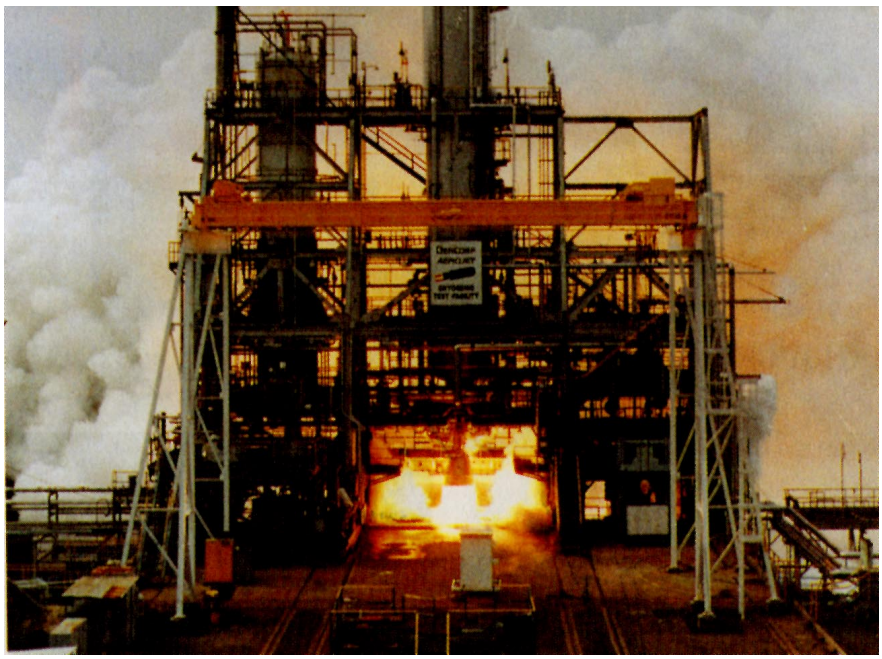
НК-31 [1]

НК-33 (11Д111)

жидкостный ракетный двигатель



НК-33 [40]



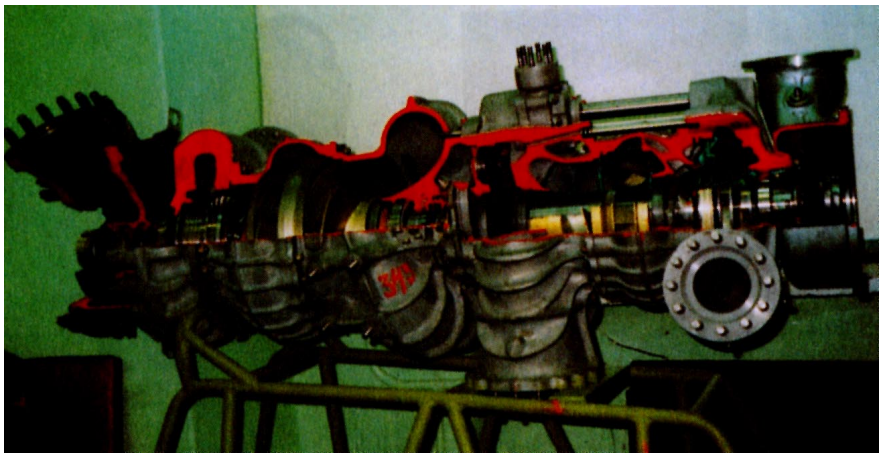
Испытания НК-33 на стенде компании Aerojet (США) [100]

НК-33 разработан в 1968-72 гг. на базе ЖРД НК-15 для первой ступени РН Н1 и Н1Ф. Первая ступень РН Н1 должна была включать в себя 30 ЖРД НК-33.

Двигатель представляет собой однокамерный ЖРД с турбонасосной системой подачи экологически чистого несамовоспламеняющегося топлива (горючее - керосин, окислитель - жидкий кислород). Он выполнен по замкнутой схеме с дожиганием генераторного газа при умеренно высоком давлении в камере. Рабочее тело турбины ТНА – продукты сгорания основных компонентов топлива при большом избытке окислителя. Практически весь окислитель газифицируется в газогенераторе при небольшой добавке горючего.

Камера сгорания двигателя с внутренним диаметром 430 мм и сопло с диаметром критического сечения 281 мм имеют бронзовую внутреннюю оболочку с фрезерованными ребрами, с внешней стороны которых пайкой крепится внешняя стальная силовая оболочка сопла. При работе ЖРД камера и сопло охлаждаются керосином, протекающим между бронзовой и стальной оболочками.

Камера сгорания имеет внутреннее теплозащитное керамическое покрытие для защиты от больших тепловых потоков и два пояса отверстий внутреннего завесного охлаждения. Коллектор подачи горючего распределяет его на два потока: один – в сторону форсуночной головки, второй – в сторону среза сопла. Затем горючее из коллектора на срезе сопла поступает с помощью трубок перелива в форсуночную головку.



Турбонасосный агрегат НК-33 [100]

Гладкая форсуночная головка камеры сгорания без гасителей колебаний включает центробежные форсунки горючего и струйные газовые форсунки окислителя. Форсуночная головка газогенератора имеет гасители колебаний (крылышки).

ТНА двигателя НК-33 включает встроенные преднасосы, позволяющие работать при низких входных давлениях компонентов топлива. Преднасос горючего приводится через редуктор, преднасос окислителя – шнекоцентробежный, низкооборотный (nпно = 3600 об./мин.) с приводом от гидротурбины, расположенной в пространстве между шнеком и крыльчаткой основного насоса окислителя.

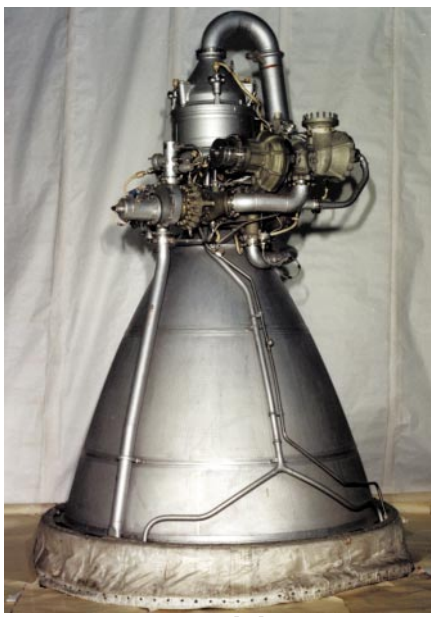
Пуск двигателя осуществляется с помощью пусковой турбины, находящейся на противоположном от основной турбины конце вала ТНА и работающей от специальной пирошашки. Выхлоп пусковой турбины отводится с помощью специального патрубка вниз, на срез сопла. Зажигание компонентов топлива в камере сгорания обеспечивается тремя пиросвечами. Выключение двигателя проводится путем перекрытия линии подачи горючего в газогенератор с последующей продувкой ТНА и рубашки камеры сгорания. Регулятор расхода с самонастройкой находится на линии подачи горючего в газогенератор. Дифференциальные расходные клапаны срабатывают автоматически при заданном перепаде давлений компонентов топлива.

Двигатель НК-33 отличается от своего прототипа НК-15 упрощенной пневмогидравлической схемой, усовершенствованными элементами автоматики и улучшенными агрегатами ТНА и камеры сгорания. Так, в частности, число элементов пироавтоматики в двигателе было уменьшено с 12 до 7. Разъемные соединения и взаимозаменяемость узлов обеспечивают ремонтопригодность двигателя.
Некоторые образцы двигателя НК-33 на стенде при интенсификации процесса сгорания в газогенераторе (повышении температуры) и некоторых незначительных модификациях насоса горючего развивали тягу до 205-207 тс, т.е. попадали совсем в другой класс тяги двигателей. Диапазон регулирования тяги (от 50 до 105%) для НК-33 определялся прежде всего ресурсом двигателя. При незначительном снижении ресурса этот диапазон мог быть повышен до 135%.
Несмотря на наличие пусковой пиротурбины, двигатель НК-33 имеет меньшую массу, чем РД-253 из-за отсутствия на НК-33 шарнирного узла крепления, а также более высоких параметров ТНА: перепад давления на турбине достигает 2,2, а максимальное давление за дополнительным насосом горючего (ДНГ) составляет 710 атм.
Дата первого испытания - апрель 1970 г.
Дата Госиспытания - сентябрь 1972 г.
Для доказательства высокой надежности двигателей НК-33 в 1976 г. по распоряжению Н.Д.Кузнецова было проведено длительное стендовое испытание. Вместо необходимых по техническому заданию 140 секунд двигатель непрерывно отработал более 14000 секунд.
Один из двигателей НК-33 №Ф115026М, изготовленный в 1972 г., испытывался по программе контрольно-сдаточных испытаний 10 января 1973 г. и 10 января 1974 г. После длительного хранения и проведения регламентных работ этот двигатель 12 июля 1995 г. был доставлен в США, где с 17 октября по 15 ноября 1995 г. на стенде фирмы Aerojet прошел комплекс огневых испытаний. Суммарная наработка этого двигателя составила 492,5 секунд, из них 5 пусков в США - 411 секунд. Эти испытания проводились с целью выяснения возможности использования двигателей НК-33 и НК-43 на американских ракетах Atlas и Delta, предназначенных для коммерческих запусков в мирных целях.
На хранении в СНТК находятся более 80 двигателей НК-33.
Отклонение соотношения компонентов топлива - до 20%
Используемый блок на ракете Н1–блок "А" (I ступень)
Схема двигателя - замкнутая, с дожиганием
$P_п$ = 167 тс (1638 кН)
$P_з$ = 154 тс (1509,8 кН)
$I_з$ = 297 с
$I_п$ = 331 с
Суммарный расход компонентов топлива 517,3 кг/с
K_m = 2,62
$P_к$ = 14,83 МПа
Степень расширения сопла 27,0
$M_{дв.}$ = 1222 кг
$D_{дв.}$ = 1490,5 мм
$L_{дв.}$ = 3705 мм
$M_{уд.}$ = 8,1 кг/тс
$N_{ТНА}$ = 46000 л.с.
$n_{ТНА}$ = 18500 об./мин.
t = 600 с
Рассматривалась модификация НК-33, в которой в качестве компонентов топлива использовались жидкий кислород и жидкий метан
$P_п$ = 154 тс (1509,8 кН)
$I_п$ = 361 с
t = 410 с

НК-39 (11Д113)

жидкостный ракетный двигатель

НК-39 разработан для использования в блоке "В" ракеты-носителя Н1-Л3 (III ступень). Дата первого испытания - октябрь 1970 г. Дата Госиспытания - ноябрь 1973 г.
Двигатель имеет выносные лопаточные преднасосы с питанием от гидротурбины, позволяющие работать при низких входных давлениях компонентов топлива. Они обеспечивают уменьшение веса и количества внешних трубопроводов. Процессы запуска и останова аналогичны НК-33 и НК-43.
НК-39 отличается от своего прототипа НК-9 упрощенной пневмогидравлической схемой, усовершенствованными элементами автоматики и улучшенными агрегатами ТНА и камеры сгорания.
Надежность НК-39 проверена при повышенных характеристиках: тяги (до 45,5 тс), ресурса (до 4000 с), числа включений (до 12), отклонения соотношения компонентов топлива (до 18%).
Ни прототип, ни двигатели НК-39 реального применения в эксплуатируемых РН пока не получили.
На хранении в СНТК находятся 10 двигателей НК-39.
Схема двигателя - замкнутая, с дожиганием
Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин
$P_п$ = 41,5 тс (407 кН)
$I_п$ = 352 с
Суммарный расход компонентов топлива 116,1 кг/с
$p_к$ = 9,38 МПа
K_m = 2,6
$n_{ТНА}$ = 22000 об./мин.
t = 1200 с
Геометрическая степень расширения сопла 114,0
$M_{дв.}$ = 584 кг
$M_{уд.}$ = 14,2
$D_{дв.}$ = 1300 мм
ЖРД **НК-39К** – это двигатель многоразового запуска и многократного применения разработан для первых ступеней ракет-носителей.
Дифференциальные расходные клапаны срабатывают автоматически при заданном перепаде давлений компонентов топлива.
Двигатели НК-39 серийного изготовления успешно прошли сертификационные испытания.



НК-39 [12]

НК-43 (11Д112)

жидкостный ракетный двигатель



НК-43 [40]

Двигатель **НК-43** – самый мощный в мире высотный кислородно-керосиновый ЖРД, предназначенный для установки на вторую ступень ракет-носителей Н1Ф, Н1Ф-Л3М и американской РН Kistler.

НК-43 имеет общую с НК-33 верхнюю часть: камеру сгорания, ТНА, агрегаты автоматики и начальный участок сопла. Однако степень расширения его сопла увеличена. Внутренняя оболочка сопла до сечения диаметром 1500 м изготовлена из бронзы, а остальная часть – из стали. Надежность двигателя проверена при увеличении числа включений до 10.

Схема двигателя - замкнутая, с дожиганием

Дата первого испытания - октябрь 1972 г.

Дата Госиспытания - август 1973 г.

На хранении в СНТК находятся 12 двигателей НК-43.

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин

$P_п$ = 179 тс (1754,9 кН)

$I_п$ = 346 с

Суммарный расход компонентов топлива (РН Н1) 517,3 кг/с

K_m = 2,8 (±22%)

$p_к$ = 14,57 МПа

Геометрическая степень расширения сопла 70,0

$M_{дв.}$ = 1396 кг

$D_{дв.}$ = 2522 мм

$L_{дв.}$ = 4981 мм

$M_{уд.}$ = 7,8 кг/тс

$N_{ТНА}$ = 46000 л.с.

$n_{ТНА}$ = 18500 об./мин.

t = 135 с

Технический ресурс 1200 с

Гарантийный ресурс 600 с



ОАО „Самарское конструкторское бюро машиностроения“

"САМАРСКОЕ КБМ"

Адрес: 443009 Россия, г. Самара, Заводское шоссе, 29
Тел.: (8462) 256253, 293595
Факс: (8462) 252615
Телетайп: 226833 СТРЕЛА, 214293 ГРОМ

Генеральный директор/Главный конструктор - Бурмистров Геннадий Александрович
Первый заместитель ГД/Первый заместитель ГК - Овчинников Валентин Николаевич

ОКБ создано в 1957 г. при Заводе имени М.В.Фрунзе (ныне ОАО "Моторостроитель").
Направления деятельности в настоящее время – опытно-конструкторская разработка и изготовление:
- авиационных газотурбинных двигателей;
- малоразмерных поршневых двигателей мощностью 20...100 л.с.;
- приводов ГПА;
- электрогенераторов мощностью до 10 МВт;
- газоструйных установок для очистки аэродромов от снега и льда.

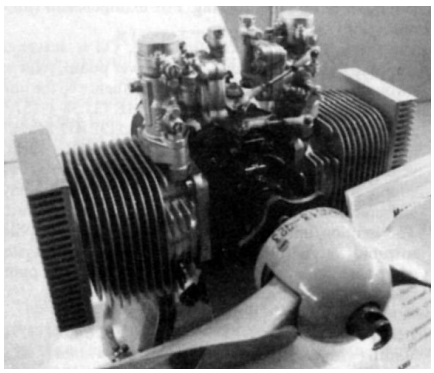
Имеет научно-исследовательскую лабораторию, механический, сборочный и испытательные цеха.

Материалы по СКБМ подготовлены редакцией по книгам В.А.Зрелова и Г.Г.Карташова "Двигатели НК", Самара, 1999 и Jane's All the World's Aircraft.

П-020

авиационный поршневой двигатель

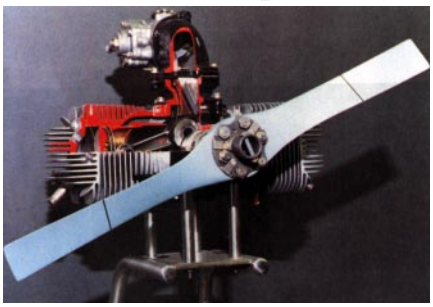
П-020 представляет собой карбюраторный двухцилиндровый, двухтактный поршневой двигатель воздушного охлаждения с оппозитным расположением цилиндров и толкающими воздушными винтами для сверхлегких пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов.
Двигатель имеет два карбюратора со встроенными диафрагменными насосами. Система зажигания транзисторная.
Топливо – смесь бензина Б91/115 с маслом в соотношении 25:1.
N_e = 20,0 л.с.
n = 7300 об./мин.
C_e = 0,4 кг/л.с.ч.
Рабочий объем цилиндров, соответствующий ходу поршня 274 куб.см
Степень сжатия в цилиндре 7,3
$M_{дв.}$ = 9,3 кг (без винта)
Ресурс 25 часов
Воздушный винт – двухлопастный АВ-23 ($D_{вв}$ = 600 мм)
Первые испытания двигатель прошел в марте 1983 г., Госиспытания - в ноябре 1984 г.
Руководитель темы – А.А.Ермаков.
Ведущий конструктор – Б.И.Терский
Производится в ОАО "Моторостроитель".



П-020 [103]

П-032

авиационный поршневой двигатель

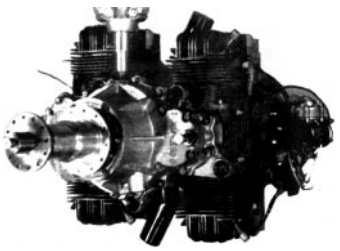


П-032 [100]

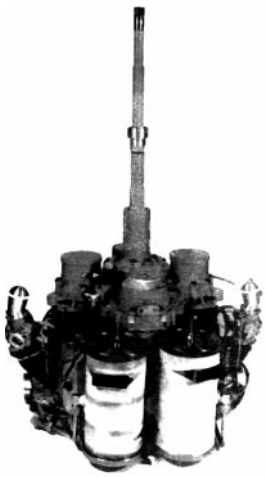


П-032МР [1]

N_e = 35,5 л.с.
$n_{коленвала}$ = 6600 об./мин.
C_e = 0,38 кг/л.с.ч
Рабочий объем цилиндров, соответствующий ходу поршня 440 куб.см
Степень сжатия в цилиндре 7,0
$M_{дв.}$ = 13,1 кг (без винта)
Габаритные размеры 505 х 454 х 435 мм
Воздушный винт – трехлопастный ВВВ-3-600 ($D_{вв}$ = 600 мм, $n_{вв}$ = 2640...3330 об./мин.)
Ресурс 50 часов
П-032 производится в ОАО "Моторостроитель" опытными сериями.
На базе П-032 созданы поршневые двигатели **П-065** (для сверхлегких ЛА) и **СБ-039**.
Поршневой карбюраторный двухтактный двухцилиндровый бензиновый двигатель СБ-039 разработан в конце 80-х гг. для дистанционно управляемых беспилотных вертолетов, силовая установка которых должна состоять из двух ПД и редуктора ВР-076.
$N_{макс.}$ = 67 л.с.
$C_{уд.кр.}$ = 0,4 кг/л.с.ч
$n_{коленвала}$ = 7000 об./мин.
$n_{соосных\ вв}$ = 609 об./мин.
Габариты 1093 х 730 х 730 мм
$M_{дв.}$ = 75 кг



П-065 [100]



СБ-039 [100]

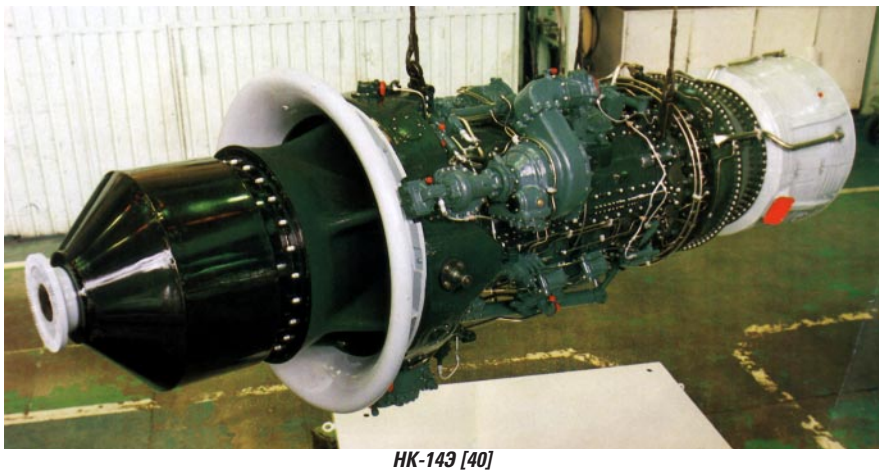
Поршневой карбюраторный двухтактный двухцилиндровый бензиновый двигатель **П-032** с оппозитным расположением цилиндров и толкающим воздушным винтом разработан в 1982 г. Он предназначен для установки на сверхлегкие пилотируемые и беспилотные летательные аппараты ("Шмель-1", "Жаворонок", "Москит" и др.). Позже выпущена авиационная модификация **П-032МР** для дельталетов, парапланов, глиссеров, аэросаней.
Первые испытания пройдены в феврале 1985 г., Госиспытания - в январе 1988 г.



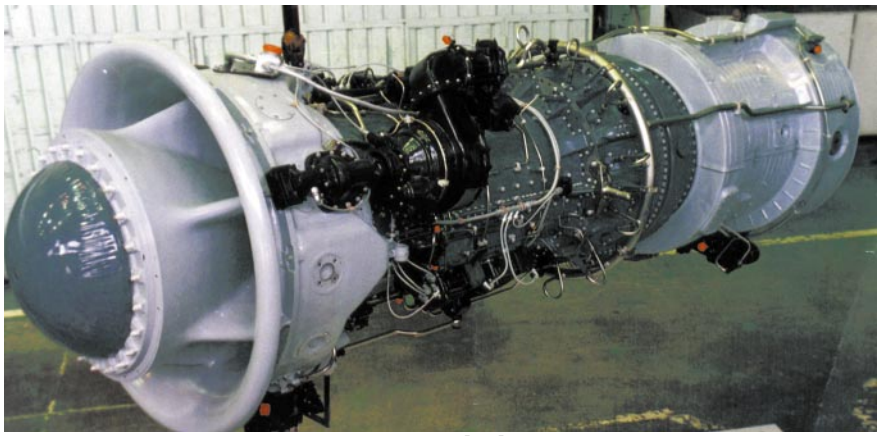
"Шмель-1" [1]

НК-14

газотурбинный двигатель наземного применения



НК-14Э [40]



НК-14СТ [100]

НК-14СТ – это модификация НК-12СТ (разработка СНТК имени Н.Д.Кузнецова), имеющая большую мощность и более высокий КПД.
В ОАО "Моторостроитель" выпущена опытная партия двигателей.
В конструкции НК-14СТ используется примерно 45% деталей базового НК-12СТ, по сравнению с которым изменены проточная часть и конструкция турбин. Турбина компрессора двухступенчатая с охлаждаемыми рабочими лопатками вместо трехступенчатой НК-12СТ.
Дата первого испытания НК-14СТ - июль 1992 г., дата Госиспытания - март 1993 г. Производится в ОАО "Моторостроитель" (г. Самара).

Двигатель НК-14СТ, имеющий ресурс 50000 часов, взаимозаменяем на газоперекачивающем агрегате ГПА-Ц-6,3 с двигателем НК-12СТ.
N = 8,6 МВт
$\eta_{эф.}$ = 32%
n = 8200 об./мин.
$\pi_к$ = 9,5
$T_г$ = 1203 К
$T_с$ = 748 К
$G_{топливного\ газа}$ = 1930 кг/ч
$G_{газа\ на\ выхлопе}$ = 1930 кг/с
$M_{дв.с\ рамой}$ = 3600 кг
Еще одна модификация НК-12СТ – газотурбинный двигатель **НК-14Э**. Он предназначен для энергетики в качестве привода электрогенератора в блочно-модульных электростанциях типа АТГ-10, способных обеспечить электроэнергией небольшие города и поселки, промышленные и строительные объекты, удаленные от центральных энергоносителей. Он может использоваться в качестве резервных или основных электростанций.
В настоящее время энергоустановка АТГ с двигателем НК-14Э установлена на Винтайском машиностроительном заводе.
Дата первого испытания - 1993 г.
Этот двигатель имеет редуктор с частотой вращения на выходном валу 3000 или 3600 об./мин. Его ресурс составляет 50000 часов.
В ОАО "Моторостроитель" (г. Самара) выпущена опытная партия.
N = 9,6 МВт
η = 32%
$\pi_к$ = 9,5
$T_к$ = 1203 К
$T_с$ = 750 К
$G_{топливного\ газа}$ = 1930 кг/ч
$G_{газа\ на\ выхлопе}$ = 39 кг/с
$M_{дв.с\ рамой}$ = 3100 кг
НК-14СТЭ, модификация НК-12СТ мощностью 8600 кВт, прошел первые испытания в 1993 г.

ОС-1

аэродромная газоструйная установка

Установка **ОС-1** разработана в 1992 г. на базе авиационного ГТД НК-22 для очистки аэродромов от снега, льда и пыли.



ОАО „Авиамоторный научно-технический комплекс „Союз“

Адрес: 119270 Россия, г. Москва, Лужнецкая наб., 2/4
Тел.: (095) 242-2882, 242-0049
Факс: (095) 242-5702, 242-6609

Генеральный директор - Симонов Михаил Петрович
Генеральный конструктор - Кобченко Василий Кондратьевич
Главный конструктор - Фомин Евгений Алексеевич
Заместитель Главного конструктора по сертификации и международным связям - Жирнов Александр Федорович

Основан в 18 февраля 1943 г. как Государственный опытный завод №300 МАП СССР. В 1966 г. предприятие переименовано в Московский машиностроительный завод "Союз", а в 1981 г. – в научно-производственное объединение. Руководителями и Главными конструкторами предприятия были Александр Александрович Микулин (1943-1955 гг.), Сергей Константинович Туманский (1955-1973 гг.), Олег Николаевич Фаворский (1973-1987 гг.)
Василий Кондратьевич Кобченко возглавляет предприятие с 1987 г.
АМНТК "Союз" является родоначальником ряда новых фирм, специализировавшихся в то время на доводке, внедрении в серийное производство и дальнейшем развитии образцов авиационной, космической и другой спецтехники, разработанных АМНТК, и определяющих сегодня целые направления развития отечественной техники.
АМНТК создано 19 базовых и 42 модификации авиационных двигателей для 27 типов ЛА, несколько типов ЖРД и термоэмиссионная энергетическая установка на ядерной энергии для КА, турбохолодильная установка нового типа. Парк турбореактивных двигателей, разработанных АМНТК "Союз" и изготовленных на серийных заводах, составил более 26000 экземпляров, имеет свыше 60 млн. часов летной эксплуатации. Эти двигатели обеспечивают эффективное применение летательных аппаратов на высотах до 30 км и до скоростей более 3000 км/ч. Самолеты с двигателями АМНТК эксплуатируются в 43 странах Европы, Азии и Америки. На них установлено 100 мировых рекордов.
Помимо авиационных силовых установок, КБ разрабатывает глубинные насосы, высокоэффективные компрессоры для нужд народного хозяйства, насосы для масложировой промышленности, малогабаритные модульные заводы глубокой переработки нефти и газового конденсата.

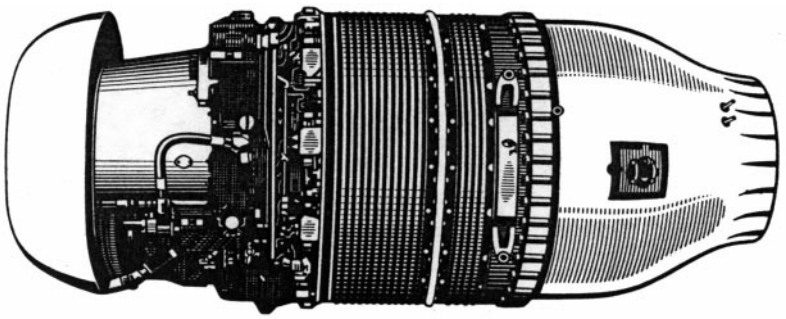
Материалы по АМНТК "Союз" подготовлены с помощью архивов Центра истории авиационных двигателей, энциклопедии "Авиация", книги Jane's All the Wotld's Aircraft и рекламных выставочных материалов.

АМ-ТКРД-01

авиационный турбореактивный двигатель



EF-140 [106]



АМ-ТКРД-01 [7]

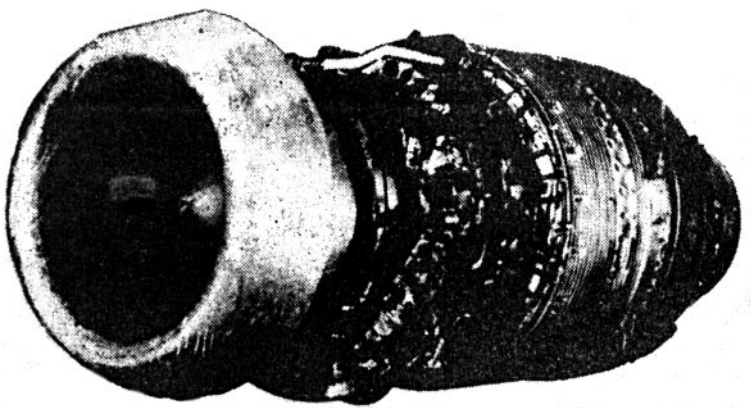
С 1946 г. ОКБ работает в области создания турбореактивных двигателей. Первый из них, **АМ-ТКРД-01**, в 1948 г. успешно выдержал государственные 25-часовые стендовые испытания. Он предназначался для установки на опытном бомбардировщике EF-140.
На двигателе АМ-ТКРД-01 были применены восьмиступенчатый осевой компрессор, противоточная камера сгорания с 22 индивидуальными гильзами в общем кожухе, одноступенчатая турбина и регулируемое реактивное сопло с электроприводом.
Запуск двигателя осуществлялся от воздушного турбостартера. На АМ-ТКРД-01 установлено регулируемое реактивное сопло с электроприводом. Запуск двигателя производился воздушным стартером типа ротационной воздуходувки.
Двигатель выпущен в нескольких экземплярах.

P_{max} = 3500 кгс
$C_{уд.макс.}$ = 1,2 кг/кгс.ч
$P_{ном.}$ = 3000 кгс
$C_{уд.ном.}$ = 1,2 кг/кгс.ч
$G_{в\ макс.}$ = 65 кг/с
$\pi_к$ = 4
$T_г$ = 1120 К
$M_{дв.}$ = 1720 кг

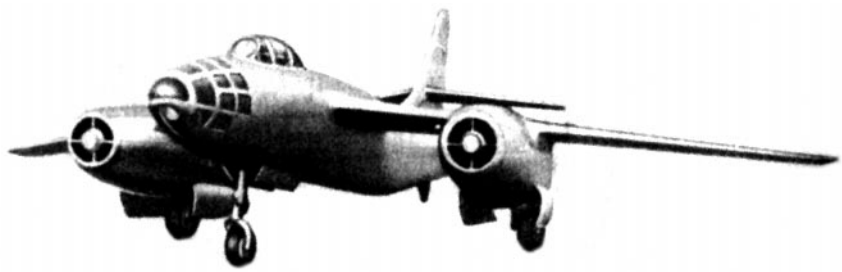
АМ-ТРД-02

авиационный турбореактивный двигатель

В 1949 г. двигатель **АМ-ТРД-02**, модификация двигателя АМ-ТКРД-01, с увеличенной до 4180 кгс тягой, успешно прошел государственные стендовые испытания.
Принципиальные схемы двигателей аналогичны. С целью уменьшения массы и длины двигателей трубчато-кольцевая камера сгорания выполнена противоточной. Девятиступенчатый осевой компрессор АМ-ТРД-02 (на АМ-ТКРД-01 он восьмиступенчатый) приводился во вращение одноступенчатой турбиной. Была разработана конструкция соединения дисков компрессора с валом посредством шлицов, боковые поверхности которых направлены по радиусу. На АМ-ТРД-02 устанавливалось нерегулируемое сопло. Запуск двигателей производился воздушным турбостартером типа ротационной воздуходувки (62-килограммовый турбостартер С-300 имел мощность 45 л.с.). Двигатель был снабжен противообледенительной системой.
В 1948-49 гг. двигатели АМ-ТКРД-01 и АМ-ТРД-02 прошли летные испытания на опытном самолете EF-140.
Планировалась установка двигателя на бомбардировщик "82", но проект не был воплощен из-за нереальности АМ-ТРД-02.
Двигатель выпущен в нескольких экземплярах.



АМ-ТРД-02 [20]



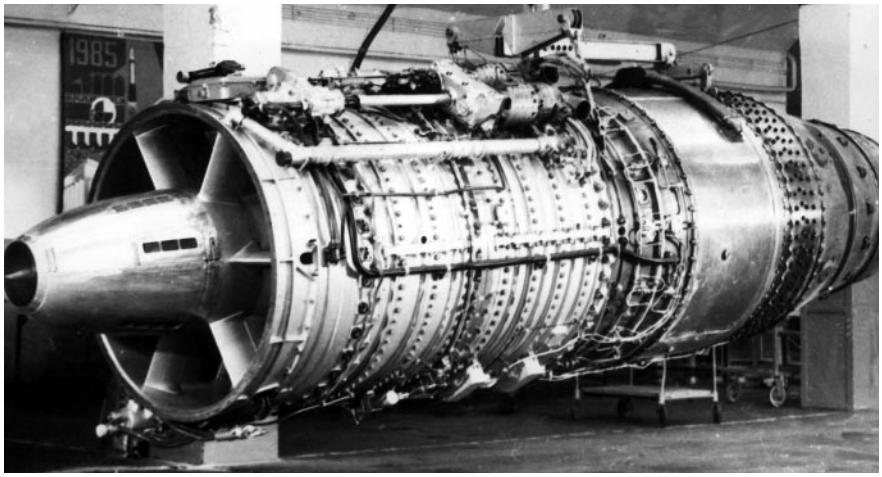
"82" (Ту-22 первый) [3]

P_{max} = 4250 кгс
$C_{уд.макс.}$ = 1,05 кг/кгс.ч
$C_{уд.ном.}$ = 1,02 кг/кгс.ч
$P_{ном.}$ = 3850 кгс
$G_{в\ макс.}$ = 75 кг/с

$\pi_к$ = 5
$T_г$ = 1125 К
$M_{дв.}$ = 1675 кг

АМ-3 (РД-3)

авиационный турбореактивный двигатель



АМ-3 [20]



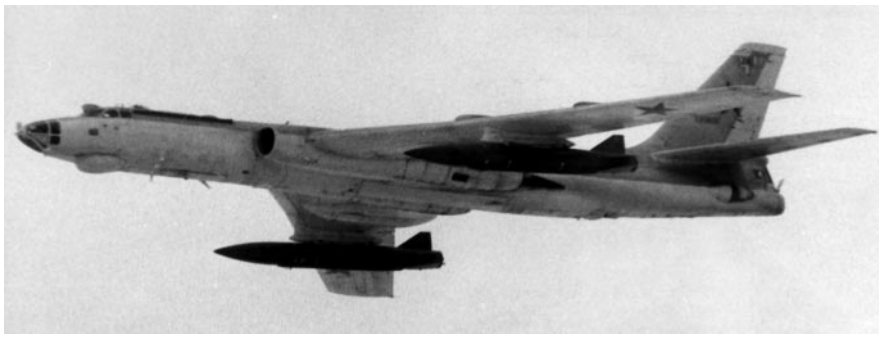
Ту-104 [57]



3МС-2 [23]



3М [21]



Ту-16 [2]



Н-6 [111]

В 1949 г. было начато проектирование самого мощного в мире для того времени ТРД **АМ-3**. В 1952 г. он успешно прошел государственные стендовые испытания и был запущен в крупносерийное производство в ОАО "Казанское моторостроительное ПО".

АМ-3 был предназначен для установки на бомбардировщик Ту-16, пассажирский самолет Ту-104 и стратегический бомбардировщик М-4.

На двигателе установлены восьмиступенчатый осевой компрессор, созданию которого предшествовала экспериментальная отработка модельных компрессоров, трубчато-кольцевая камера сгорания, состоящая из 14 прямоточных жаровых труб, заключенных в общий кожух, двухступенчатая турбина и нерегулируемое сопло. Во фронтовом устройстве камеры сгорания поставлены завихрители. Введено охлаждение жаровой трубы с помощью оребренных стенок. Применены автоматический бортовой запуск от турбостартера С-300М (расположен в коке) мощностью 65...75 кВт при частоте вращения 31000...35000 об./мин. с приводом через гидромуфту, управляемая противообледенительная система, топливомасляный радиатор для охлаждения масла топливом двигателя.

Одна из особенностей АМ-3 – это компрессор с дозвуковыми высоконапорными ступенями, обеспечивающими степень повышения давления 6,2. Первая ступень имела большую осевую скорость воздуха (до 200-210 м/с), что обеспечивало высокую производительность компрессора. Впервые было введено регулирование компрессора перепуском воздуха за первыми ступенями. Применено штифтовое соединение дисков в роторе барабанного типа, обеспечивающее их центровку. Для уменьшения радиальных зазоров над рабочими лопатками и в лабиринтах нанесен слой талька с графитом.

$P_{взл.}$ = 8700 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 1,0 кг/кгс.ч
$P_{кр.}$ = 6200 кгс
$C_{уд.кр.}$ = 0,931 кг/кгс.ч
$G_{в\ взл.}$ = 150 кг/с
$\pi_{к\ взл.}$ = 6,2
$T_{г\ взл.}$ = 1130 К
$M_{дв.}$ = 3100 кг
$D_{дв.}$ = 1400 мм
$L_{дв.}$ = 5380 мм

Модификации:

- **АМ-3А** (Ту-16);
- **АМ-3Д** (М-4, М-2-2, Ту-104, М-4А, 3МС, 3МС-2); $P_{взл.}$ = 8700 кгс;
- **РД-3М-500** (М-4, М-2-2, Ту-104, М-4А, 3МС, 3МС-2); $P_{взл.}$ = 9500 кгс; $P_{чрезв.}$ = 10608 кгс;
- **РД-3М-500А** (М-4, М-2-2, Ту-104, М-4А, 3МС, 3МС-2); $P_{взл.}$ = 10500 кгс;
- **РД-3М** (Ту-16); $P_{взл.}$ = 9500 кгс; $P_{ф}$ = 10608 кгс;
- **WP8**, выпускался по лицензии в Китае компанией Xian Aero-Engine Corporation для установки на самолет Н-6.



Ту-104 [57]

АМ-5

авиационный турбореактивный двигатель

Дальнейшее совершенствование проектируемых узлов и двигателей, их оптимизация и повышение надежности требовали проведения теоретических и экспериментальных исследований. Руководил этими работами в ОКБ Б.С.Стечкин.

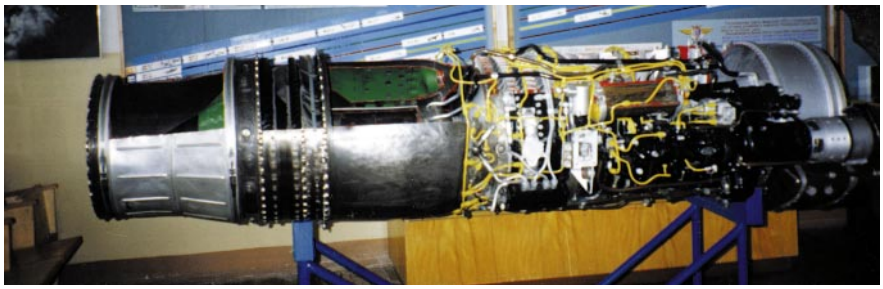
В 1950 г. на опытном заводе исследовали влияние размеров ТРД на его массу. Было установлено, что для подобных в газодинамическом и конструктивном отношении ТРД удельная масса существенно снижается при уменьшении (до определенных пределов) размеров двигателя. В 1950 г. в соответствии с результатами этих исследований спроектирован ТРД **АМ-5**, который пошел в серийное производство в 1953 г. Выпускался до 1961 г.

Устанавливался двигатель на истребителе-перехватчике Як-25.

Планировалась установка двигателя на экспериментальные истребители: летающее крыло Б.И.Черановского БИЧ-26 и самолеты БИ-1/2 А.Я.Березняка и А.М.Исаева.

АМ-5 прошел Госиспытания в 1953 г. и производился в АО "ММП имени В.В.Чернышева".

Двигатель имел удельную массу 0,0227 кг/Н, что было в полтора раза ниже, чем у существовавших в то время отечественных и зарубежных ТРД.



АМ-5 [12]

На АМ-5 установлены восьмиступенчатый осевой компрессор, кольцевая камера сгорания, двухступенчатая турбина и нерегулируемое сопло. Система автоматического регулирования обеспечивала управление двигателем только путем перестановки основного рычага управления двигателем. Применена автономная масляная система, состоящая из масляного бака с маятниковым заборником и топливомасляного радиатора, размещенных на двигателе. В системе смазки в один агрегат включены нагнетающий насос, фильтр, предохранительный, обратный и редукционный клапаны, что сократило число трубопроводов, снизило массу и увеличило надежность масляной системы. Использован стартер-генератор. Для электрического запуска разработана автоматическая двухскоростная передача с двумя обгонными муфтами - роликовой и кулачковой.

$P_{взл.}$ = 2000 кгс
$C_{уд.кр.}$ = 0,88 кг/кгс.ч
$G_{в}$ = 37,5 кг/с
$\pi_{к}$ = 5,8
$T_{г\ взл.}$ = 1130 К
$M_{дв.}$ = 445 кг
$D_{дв.}$ = 670 мм
$L_{дв.}$ = 2770 мм

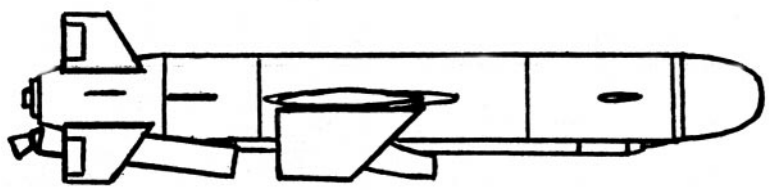
Модификации:

• **АМ-5Ф** повышенной тяги (опытный бронированный штурмовик Ил-40-1)
$P_{ном.}$ = 2150 кгс
$P_{макс.}$ = 2700 кгс

• **АМ-5А** (барражирующий истребитель Як-25, крылатая ракета класса "корабль-корабль" КСЩ).



Як-25 [2]



КСЩ [53]

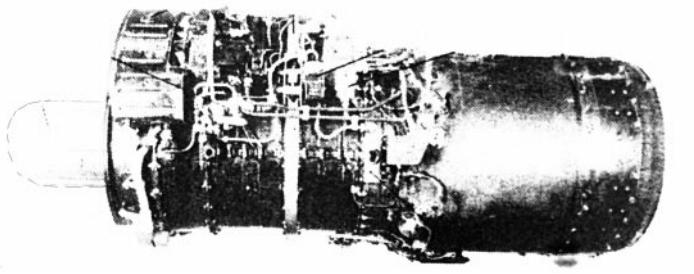
КР7-300

авиационный однорежимный двигатель

В 1964 г. завершились стендовые испытания однорежимного краткоресурсного двигателя **КР7-300**, предназначенного для сверхзвуковых беспилотных летательных аппаратов одноразового применения. В том же году двигатель был запущен в серийное производство и выпускался до 1990 г.

В связи с особенностями применения двигателя обусловлена его конструкция и режимы работы: малый ресурс, повышенные механические нагрузки и теплонапряженность, компактность, упрощенная конструкция.

$P_{взл.}$ = 2180 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 1,3 кг/кгс.ч
$C_{уд.кр.}$ = 1,77 кг/кгс.ч

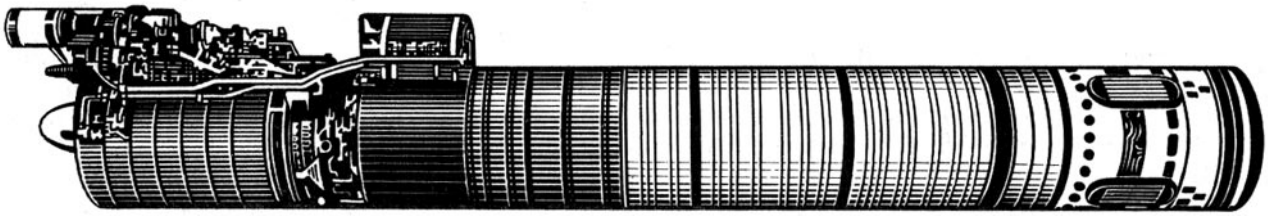


КР7-300 [20]

$G_{в\ взл.}$ = 35,5 кг/с
$\pi_{к\ взл.}$ = 4,5
$T_{г\ взл.}$ = 1330 К
$D_{дв.}$ = 645 мм
$L_{дв.}$ = 2010 м
$M_{дв.}$ = 385 кг

РД-9

авиационный турбореактивный двигатель



РД-9БФ [7]

В 1952 г. были начаты работы по созданию ТРД с форсажной камерой **РД-9Б** для МиГ-19, Як-27Р и ракетного комплекса с крылатой ракетой для подводных лодок надводного старта П-5 4К48.

При его проектировании использован опыт отработки конструкции отдельных узлов АМ-5.

$P_{взл.ф.}$ = 3300 кгс

$C_{уд.ф.}$ = 1,6 кг/кгс.ч

$C_{уд.кр.}$ = 0,88 кг/кгс.ч

$G_{в\ взл.}$ = 43,3 кг/с

$\pi_{к\ взл.}$ = 7,5

$T_{г\ взл.}$ = 1150 К

$M_{дв.}$ = 700 кг

Dдв. = 660 мм

Lдв. = 5560 мм

РД-9Б был первым отечественным двигателем со сверхзвуковой ступенью компрессора, запущенным в крупносерийное производство (1954 г.) в ОАО "Уфимское моторостроительное ПО". Выпускался до 1986 г.

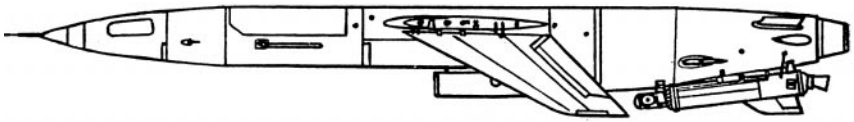
РД-9Б имеет трубчато-кольцевую камеру сгорания (девять прямоточных жаровых труб в общем кожухе), двухступенчатую турбину, форсажную камеру с трехпозиционным соплом. Особенностью двигателя был высоконапорный девятиступенчатый осевой компрессор со сверхзвуковой первой ступенью, применение которой увеличило производительность и напор компрессора.

При доводке РД-9Б проведены исследования с целью согласования сверхзвуковой ступени с дозвуковой частью и обеспечения устойчивой работы компрессора на всех режимах.

На двигателе установлен регулятор управления лентой перепуска воздуха из компрессора по приведенной частоте вращения. Разработана надежная и простая система дозировки топлива. Установлен топливомасляный агрегат, состоящий из маслобака и топливомасляного теплообменника, что явилось прогрессивным шагом на пути объединения элементов системы смазки. Применен двухскоростной привод стартера-генератора, что обеспечило повышение крутящего момента примерно в 4 раза в стартерном режиме и получение необходимой частоты вращения в генераторном режиме. Обеспечен карбюраторный розжиг форсажной камеры. В 1956 г. проведены работы по форсированию РД-9Б.

Анализ путей развития и работы двигателей, выполненных по одновальной схеме (с учетом необходимости специального регулирования многоступенчатых высоконапорных компрессоров для обеспечения их газодинамической устойчивости), привел к принципиально новому в то время направлению проектирования двигателей по двухвальной схеме. Опыт создания отдельных сверхзвуковых ступеней компрессора позволил перейти к решению более сложной задачи - обеспечению их совместной работы в многоступенчатом компрессоре, что давало возможность сократить число ступеней, уменьшить массу, габаритные размеры и трудоемкость изготовления компрессора.

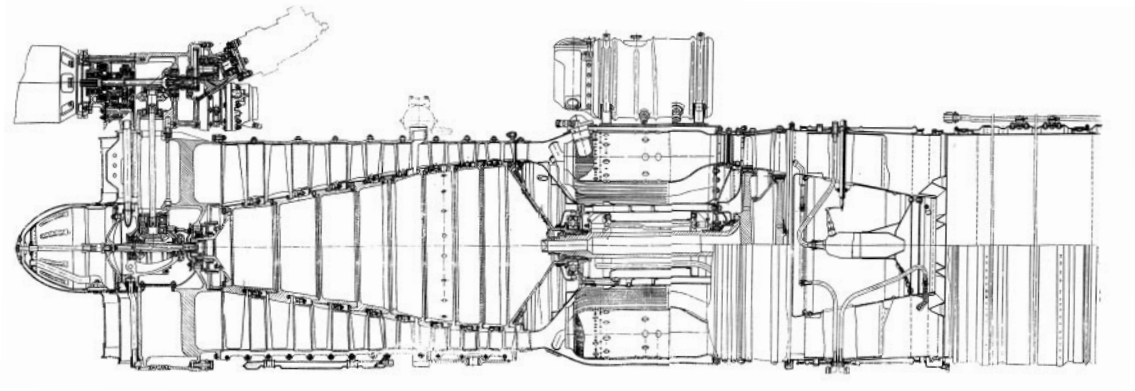
Большой объем НИОКР по созданию и отработке основ самолетов вертикального взлета и посадки, управления ими проведен ЛИИ имени М.М.Громова. В



Крылатая ракета П-5 [53]



МиГ-19П [2]



Конструктивная схема РД-9Б [20]



"Турболет" [1]

частности был построен "Турболет" взлетной массой 2340 кг и суммарной тягой двигателей 2835 кгс. Сам "Турболет" представлял собой ферменную конструкцию на 4-х амортизационных стойках с вертикально установленным ТРД типа РД-9Б. На 4-х консолях были установлены струйные рули реактивного управления летающей платформой. В кабине пилота располагались обычные для самолета органы управления. Топливная система состояла из двух топливных баков общей емкостью 400 л. Габариты платформы: 10000 х 10000 х 3800 мм. На "Турболете" была установлена первая в СССР автоматика управления полетом.

Модификации:

• **РД-9В** (опытный бронированный штурмовик Ил-40-2); $P_{ном.}$ = 2150 кгс; $P_{макс.}$ = 3300 кгс;

• **РД-9Е** (опытный самолет Е-50); $P_{ф.взл.}$ = 3800 кгс;

• **РД-9Ф** (самолеты Як-27Р и Як-120М); выпускался в Уфе в 1956-74 гг.; $P_{ф.взл.}$ = 3800 кгс; $P_{макс.}$ = 2750 кгс; $C_{уд.макс.}$ = 0,94 кг/кгс.ч; $T_г$ = 1163 К; $\pi_к$ = 7,8;

• **РД-9ФК** (авиационный ракетный комплекс с крылатой противокорабельной ракетой класса "воздух-поверхность" большой дальности "Комета-10";

• **РД-9БФ**;

• **РД-9БК** и **РД-9БКР** (беспилотный самолет-разведчик Ла-17М, мишень Ла-17ММ, тактический одноразовый беспилотный самолет-разведчик Ла-17Р); короткоресурсные ТРД без форсажной камеры; выпускались в Уфе с 1959 по 1985 гг.; $P_{взл.}$ = 1950 кгс; $C_{уд.взл.}$ = 0,95 кг/кгс.ч.; $T_г$ = 820 К; $\pi_к$ = 7,1;

• **РД-9АК** (опытный самолет-разведчик Як-122, фронтовой бомбардировщик Як-26/Як-123, истребитель-перехватчик Як-27); $P_{взл.}$ = 2000 кгс;

• **М-9ФК** (модификация РД-9Б; крылатая сверхзвуковая ракета класса "воздух-корабль" системы К-10; дальность стрельбы 130...240 км; скорость полета 1800...2030 км/ч, высота пуска 1600...11000 м);

• **WP6** (самолеты J-6, JJ-6 и Q-5); китайская версия РД-9БФ-11, выпускавшаяся на LEMC (Liming Engine Manufacturing Company) с 1958 г.; в дальнейшем на базе WP6 созданы модификации **WP6A** (самолет Q-51) и **WP6B** (самолет J-12).



Як-27 [2]



J-12 [111]

Р11-300

авиационный турбореактивный двигатель

В 1953 г. начато проектирование ТРДФ **Р11-300** ("Изделие 37"). В 1958 г. он успешно прошел государственные стендовые испытания и был запущен в серийное производство. Демонстрационный образец бесфорсажного двигателя Р11-300 был спроектирован и изготовлен под руководством Генеральных конструкторов А.А.Микулина и С.К.Туманского. Впервые двигатель был испытан на самолете Е-5 конструкции А.И.Микояна в 1957 г. Было принято решение о разработке его форсажных модификаций, работа над которыми велась в ТМКБ Союз под руководством главного конструктора Н.Г.Мецхваришвили.

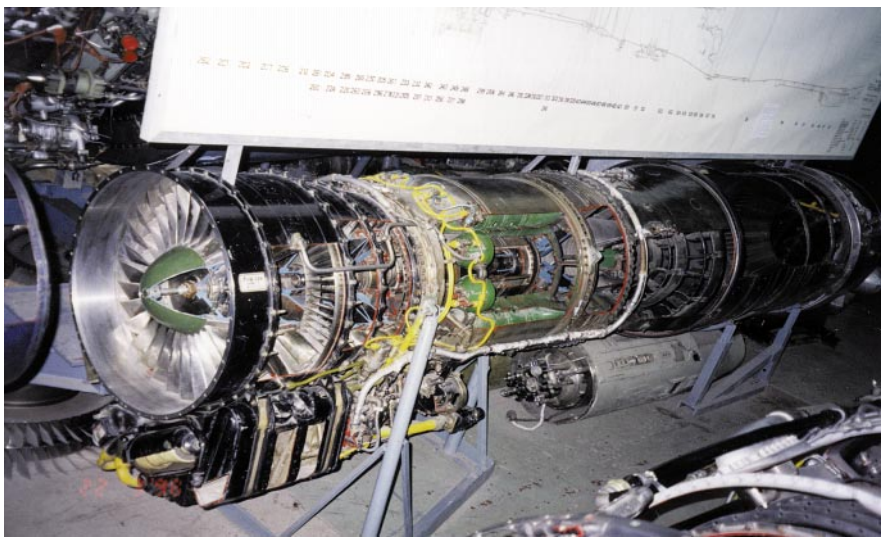
Р11Ф-300 с 1958 г. производился в АО "ММП имени В.В.Чернышева".

С 1962 по 1975 гг. Р11Ф2-300, Р11Ф2С-300, Р11Ф2СУ-300, Р11Ф2СК-300 выпускались в ОАО "Уфимское моторостроительное ПО". До 1997 г. было произведено свыше 20 тысяч Р11-300 разных модификаций.

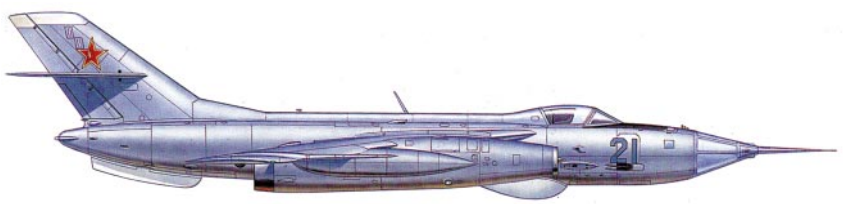
Ремонт двигателей осуществляется на заводах-производителях, а также в ООО "АВиС Моторс", ГП "Одессавиаремсервис", либо организовано через ОАО "Авиасервис".

Двигатели Р11-300 применялись на самолетах МиГ-21/21Ф, Як-28Б/И, Як-25РВ, Су-15.

На двигателе применены шестиступенчатый осевой компрессор, трубчато-кольцевая камера сгорания, двухступенчатая турбина, форсажная камера с всережимным реактивным соплом. Компрессор содержит по три высоконапорных сверхзвуковых (околозвуковых) ступени каскадов



Р11-300 [12]



Як-28И [24]



Як-25РВ [2]



Су-15У [6]



МиГ-21ПФМ [99]

низкого и высокого давления. С помощью компрессора обеспечена устойчивая работа двигателя на всех режимах (без использования механизации компрессора), расширен диапазон крейсерских режимов и улучшена экономичность на глубоких (при малой тяге) крейсерских режимах. В двигателе отсутствуют выносные опоры. Вместо традиционного переднего корпуса компрессора применено консольное крепление первой ступени к ротору. Этим сделан шаг к внедрению модульной конструкции (в случае повреждения в эксплуатации первая ступень легко заменяется). Рабочие лопатки второй ступени бандажированы с целью исключения резонансных колебаний. Снижена общая масса двигателя, упрощена противообледенительная система.

При создании двигателя теоретически разработаны и применены основные принципы регулирования двухвальных ТРДФ, что обеспечило получение оптимальных высотно-скоростных характеристик, простоту, надежность эксплуатации двигателя. Применение ограничителя частоты вращения ротора высокого давления позволило ограничить для любых режимов работы и климатических условий максимально допустимую температуру газа перед турбиной.

Система охлаждения масла автономная. Для обеспечения работы масляной системы в высотных условиях на центробежный суфлер поставлен баростатический клапан, с помощью которого поддерживается постоянное давление в масляных полостях двигателя. Надежный запуск двигателя на всех высотах и режимах полета обеспечивается подпиткой воспламенителя кислородом.

Модификации:

• Р11-300

$P_{ф.взл.}$ = 5110 кгс
$C_{уд.ф.}$ = 1,96 кг/кгс.ч
$C_{уд.кр.}$ = 0,94 кг/кгс.ч
$G_{в}$ = 64,5 кг/с
$\pi_{к}$ = 8,6
$T_{г\ взл.}$ = 1175 К
$M_{дв.}$ = 1040 кг
$D_{дв.}$ = 825 мм
$L_{дв.}$ = 4660 мм

• Р11Ф-300 (МиГ-21Ф, МиГ-21У)

$P_{ф.}$ = 6120 кгс
$C_{уд.ф.}$ = 2,19 кг/кгс.ч
$\pi_{к}$ = 8,9
$T_{г}$ = 1170 К
$T_{т}$ = 1090 К



МиГ-21С [99]



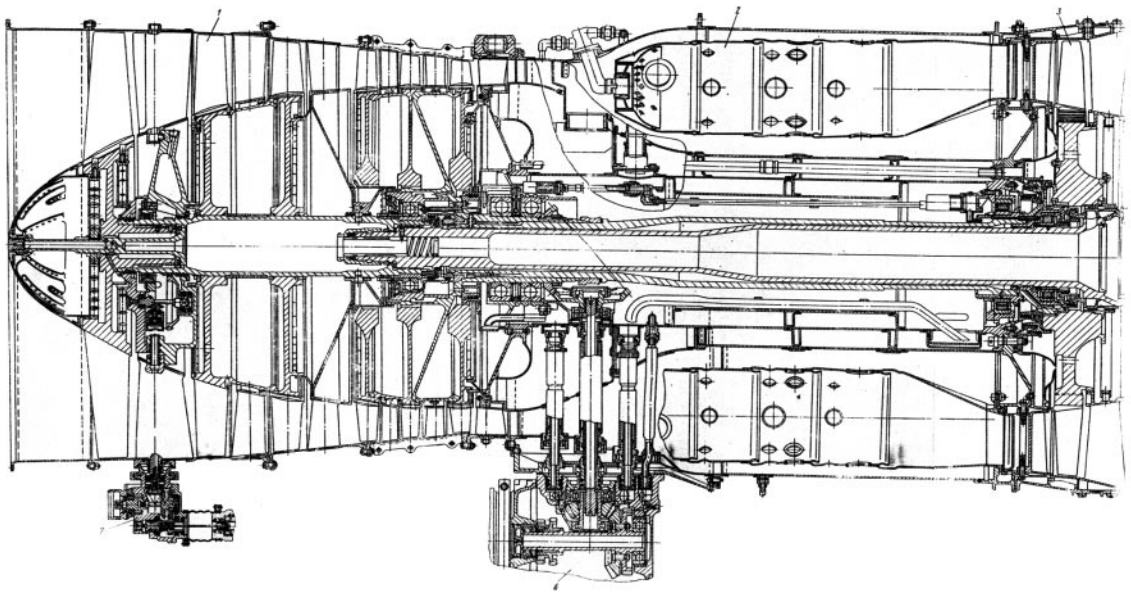
МиГ-21М [99]

• Р11Ф2-300 (МиГ-21ПФМ, МиГ-21УМ, МиГ-21Р, Су-15, МиГ-21С, МиГ-21М)

$P_{ф.взл.}$ = 6120 кгс
$P_{взл.}$ = 4200 кгс
$C_{уд.ф.взл.}$ = 2,2 кг/кгс.ч
$C_{уд.взл.}$ = 0,94 кг/кгс.ч
$G_{в\ взл.}$ = 66 кг/с
$\pi_{к\ взл.}$ = 8,7
$T_{г\ взл.}$ = 1175 К
$M_{дв.}$ = 1088 кг
$D_{дв.}$ = 825 мм
$L_{дв.}$ = 4600 мм
$\eta_{кнд}$ = 0,820
$\eta_{квд}$ = 0,830
$\eta_{г}$ = 0,970
$\sigma_{кс}$ = 0,935
$\eta_{твд}$ = 0,875
$\eta_{тнд}$ = 0,890
$\varphi_{с}$ = 0,970

• Р11ФС2-300

$P_{ф.взл.}$ = 6728 кгс
$C_{уд.ф.}$ = 2,2 кг/кгс.ч
$C_{уд.кр.}$ = 0,93 кг/кгс.ч
$G_{в}$ = 66 кг/с
$\pi_{к}$ = 9,0
$T_{г\ взл.}$ = 1225 К



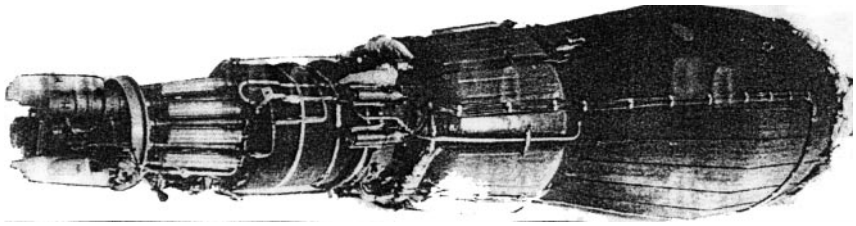
Конструктивная схема турбокомпрессорной части Р11-300 [20]

• **Р11Б-300** бесфорсажный;
• **Р11АФ2-300** (Як-28Л, Як-28И); $Р_{взл.ф.}$ = 6200 кгс;
• **Р11К-300** (беспилотный самолет-разведчик Ла-17М); короткоресурсный ГТД; $Р_{ном.}$ = 2460 кгс
• **WP7** (самолет J-7); $Р_{взл.}$ = 5500 кгс; двигатель Р11Ф-300 производился в Китае на LMC (Liming Engine Manufacturing Corporation); первое испытание двигателя проведено в октябре 1965 г.; WP7 пошел в производство с многочисленными доработками по сравнению с прототипом: первая ступень компрессора вместо 31 лопатки включала 24 большего размера, серьезные доработки диска турбины высокого давления, камеры сгорания, системы смазки подшипников и конструкции створок сопла; для установки WP7 на самолет J-8 (его первый полет состоялся в июле 1969 г.) внедрено охлаждение лопаток турбины, что позволило довести взлетную тягу до 6000 кгс; новый двигатель получил обозначение **WP7A**; модификации WP7 – **WP7B** ($Р_{взл.}$ = 6100 кгс), **WP7C** для J-7 II, **WP7F** для самолета J-7E ($Р_{взл.}$ = 6500 кгс).
На базе двигателя ТРД Р11-300 созданы семейства двигателей Р13, Р25 и Р95Ш (см. главу "НПП "Мотор").

Тополь

термоэмиссионная ядерно-энергетическая установка

Разрабатывалась в 1960-69 гг.
Электрическая мощность 5...7 кВт
Напряжение постоянного тока - до 30 В
Максимальная температура теплоносителя 600°С
Ресурс 10000 часов



ТЯЭУ "Тополь" [20]

Р201-300

жидкостный ракетный двигатель



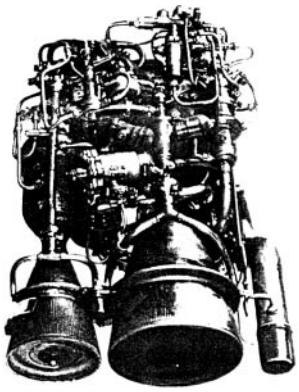
Авиационная ракета класса "воздух-поверхность" Х-22 "Буря" [2]

В 1959-64 гг. в ОКБ проводились работы по созданию жидкостных ракетных двигателей. Двигатель **Р201-300** предназначался для установки на ракеты "Буря" Х-22 (AS-4. Kitchen) класса "воздух-земля" (дальность стрельбы 400 км; скорость полета 2700...3000 км/ч.)
Это был многорежимный двигатель, одноразового действия, с турбонасосной подачей компонентов.

Компоненты топлива – окислитель АК-27И, горючее ТГ-02

СТАРТОВЫЙ РЕЖИМ
Р = 8350 кгс (81,86 кН) (Н=10000 м)
$Р_{уд.}$ = 256 кгс.с/кг (Н=10000 м)
$Р_{уд.}$ = 250 кгс.с/кг (Н=25000 м)

МАКСИМАЛЬНЫЙ СТАРТОВЫЙ РЕЖИМ
$Р_{з}$ = 1400 кгс (13,72 кН) (Н=25000 м)



Р201-300 [20]

$Р_{уд.}$ = 253 кгс.с/кг (Н=25000 м)
t = 530 с
$М_{дв.}$ = 112 кг

Р209-300

жидкостный ракетный двигатель



КСР-2 [99]

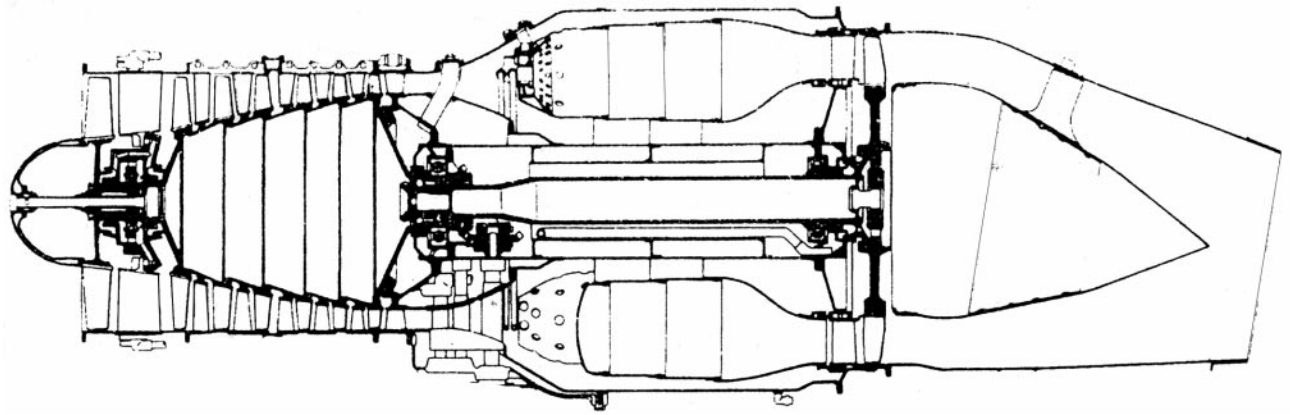
Р209-300 – двухрежимный двигатель одноразового действия с турбонасосной подачей компонентов для ракеты-мишени, созданной на базе КР КСР-2 (дальность полета 250 км, высота – до 25000 м, скорость 2500 км/ч.)
Компоненты топлива – АК-27И (окислитель) и ТГ-02 (горючее)
t = 820 с
$М_{дв.}$ = 80 кг

СТАРТОВЫЙ РЕЖИМ
Р = 3300 кгс (32,35 кН) (Н=10000 м)
$Р_{уд.}$ = 247 кгс.с/кг (Н=10000 м)
$Р_{уд.}$ = 264 кгс.с/кг (Н=25000 м)

МАКСИМАЛЬНЫЙ МАРШЕВЫЙ РЕЖИМ
Р = 650 кгс (6,37 кН) (Н=25000 м)
$Р_{уд.}$ = 250 кгс.с/кг (Н=25000 м)

РУ19-300

малоразмерный авиационный турбореактивный двигатель



Конструктивная схема РУ19-300 [20]

В 1959-61 гг. создан ТРД **РУ19-300** упрощенной конструктивной схемы для двухместного учебного Як-30 и одноместного спортивного самолетов Як-32.
Двигатель прошел летные испытания в 1961 г. В 1966-70 гг. проведена доработка двигателя с целью использования его в качестве вспомогательной силовой установки на самолетах Ан-24Д/РТ, Ан-26 и Ан-30.
В двигателе применены семиступенчатый осевой компрессор, кольцевая камера сгорания, одноступенчатая турбина и нерегулируемое реактивное сопло.
Производился в ОАО "Тюменские моторостроители" с 1969 г. Находится в серийном производстве.



Як-32 [8]



Ан-26 [2]

$P_{взл.}$ = 900 кгс
$C_{уд.кр.}$ = 1,18 кг/кгс.ч
$G_{в\ взл.}$ = 16 кг/с
$\pi_{к\ взл.}$ = 4,6
$T_{г\ взл.}$ = 1150 К

$M_{дв.}$ = 225 кг
$D_{дв.}$ = 550 мм
$L_{дв.}$ = 1730 мм
Гарантированный ресурс 1500 часов

Р15-300

авиационный турбореактивный двигатель

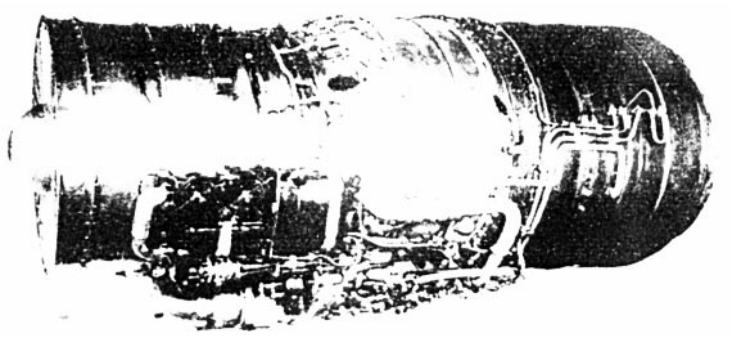


Р15Б-300 [102]

Возможность глубокого дросселирования режима по тяге и увеличенный ресурс обоих двигателей обеспечивает большую дальность полета воздушных судов, на которые они устанавливаются. Работа над этими двигателями началась в конце 50-х годов.
Одновальный двигатель **Р15-300** конструктивно состоит из пятиступенчатого осевого компрессора (ВНА, автоматическое управления лентой перепуска за третьей ступенью, бандажированные лопатки пятой ступени ротора), камеры сгорания трубчато-кольцевого типа, одноступенчатой турбины, форсажного контура с двухстворчатым регулируемым трехпозиционным соплом. Для автоматического запуска используется турбостартер СЗ (ГТД с силовой турбиной в 150 л.с.)
Р15-300 был первым двигателем с электронным регулятором режимов.
$P_{взл.}$ = 13500 кгс
$C_{уд.ф.}$ = 2,45 кг/кгс.ч



МиГ-25П [2]



Р15К-300 [20]



Ту-123 "Ястреб" [2]

Суд.кр. = 1,12 кг/кгс.ч
Gв взл. = 144 кг/с
πк взл. = 4,75
Тг взл. = 1230 К
Dдв. = 1640 мм
Lдв. = 6650 мм
Мдв. = 2590 кг

С 1969 г. **Р15-300** выпускался на ММПП "Салют". Находился в производстве до 1989 г.

Модификации:

• **Р15-300** (опытные тяжелые истребители-перехватчики Е-150 и Е-152; Рном. = 6840 кгс; Рмакс. = 10150 кгс;

• **Р15Б-300** (истребитель МиГ-25); Ркр. = 7500 кгс; Рмакс. = 11200 кгс;

• **Р15БФ(2) - 300** (истребители МиГ-25М, МиГ-25П, МиГ-25РБ);

• **Р15БД-300** (истребители МиГ-25ПД, МиГ-25РБ);

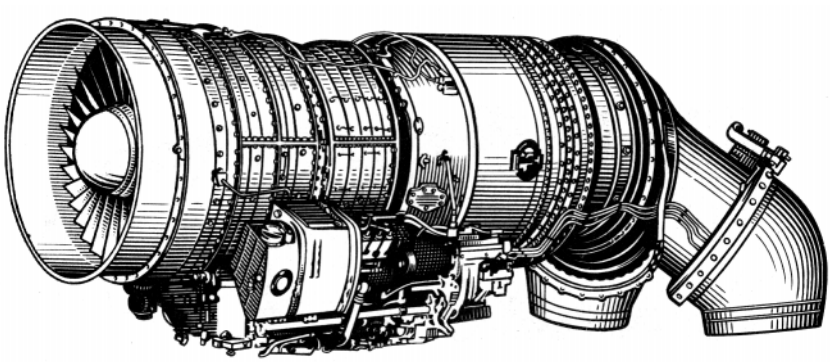
• **Р15К-300** (беспилотные разведчики Ту-123 "Ястреб" и Ту-121); короткоресурсный вариант Р-15Б; имел нерегулируемое эжекторное сопло и работал на форсажном режиме на протяжении всего полета с тягой 10000 кг. Форсажная тяга двигателя составляла 15000 кгс (в течение 3 минут); моторесурс 50 часов.

Р27-300

авиационный турбореактивный двигатель



Як-38М [2]



Р27В-300 [7]

ТРДДФ **Р27Ф2-300** для самолета МиГ-23 разработан под руководством С.К.Туманского. В 1966 г. документация передана в ТМКБ "Союз" К.Р.Хачатурову, где в дальнейшем велись работы по совершенствованию двигателей семейства Р29-300, в которое входит и Р27Ф-300 (см. ТМКБ "Союз"). В 1967-74 гг. создан подъемно-маршевый ТРД **Р27В-300**, который устанавливался на СВПП Як-36М и Як-38. Производились Р27В-300 в АО "ММП имени В.В.Чернышева" и ОАО "Тюменские моторостроители" с 1974 по 1991 г.

Р27В-300 спроектирован по двухвальной схеме и состоит из 11-ступенчатого осевого компрессора (пять ступеней ротора низкого давления и шесть ступеней ротора высокого давления) с циркуляционным перепуском воздуха над лопатками первого рабочего колеса, кольцевой камеры сгорания, двухступенчатой турбины с охлаждаемыми лопатками сопловых аппаратов и рабочими лопатками первой ступени, криволинейного реактивного сопла с двумя поворотными сужающимися насадками, приводимыми во вращение двумя гидродвигателями с рессорной синхронизацией, автономной системы смазки с замкнутой циркуляцией, системы топливной автоматики, электрической автоматической системы запуска, бортовой и наземной системы контроля.

Высокая газодинамическая устойчивость позволяет двигателю надежно работать в экстремальных условиях по уровню неравномерности температур и пульсаций воздуха на входе. Конструкция двигателя обеспечивает устойчивую работу силовой установки при применении бортового оружия.

Рвзл. = 6900 кгс
Суд.кр. = 0,883 кг/кгс.ч
Gв взл. = 100 кг/с
πк взл. = 10,5
Тг = 1440 К
Мдв. = 1350 кг
Lдв. = 3700 мм
Dдв. = 1012 мм

Модификация **Р27АФ-300** предполагалась для установки на вертикально-взлетающий бомбардировщик Як-28ВВ, вертикально-взлетающий бомбардировщик (имел также четыре подъемных двигателя Р39П-300).

Подъемно-маршевый ТРД **Р28-300** тягой 6100 кгс создан для установки на учебно-боевой Як-38У и штурмовик Як-38М.

РДК-300

авиационный турбореактивный двигатель

Малоразмерный двухконтурный ТРД **РДК-300** (1982 г.) предназначен для беспилотных летательных аппаратов. Он размещается на пилоне или внутри фюзеляжа. Модифицированный вариант двигателя существует для применения в гражданской авиации. РДК-300 оснащен современной электронно-гидромеханической системой автоматического управления, реализующей различные его функции (запуск, регулировку, остановку).

Конструктивно все оборудование размещается в одном корпусе малого размера. Запуск его производится пиростартером.

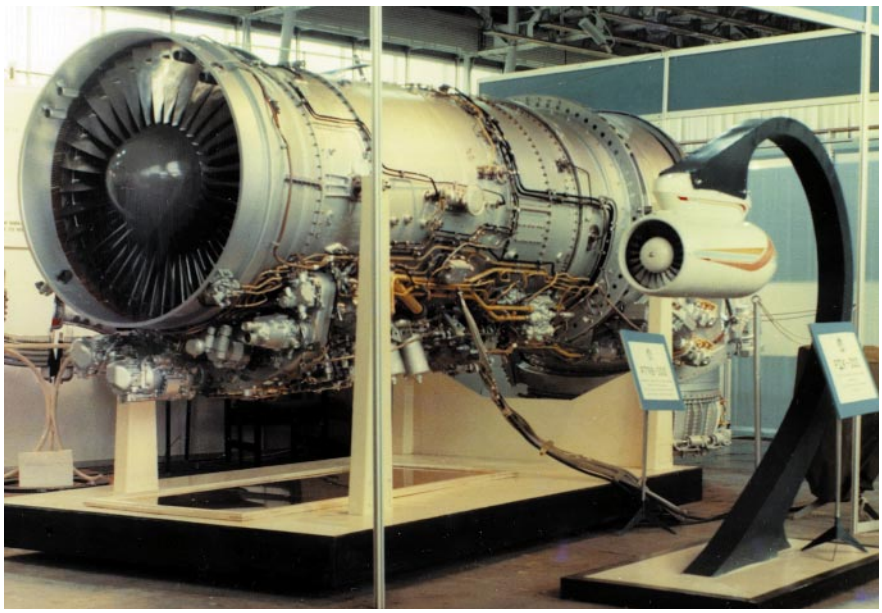
На двигателе применен встроенный электрический генератор.

Обладая малыми габаритами, он обеспечивает оборудование как двигателя, так и ЛА электроэнергией до 4 кВА.

$P_{взл.}$ = 300…350 кгс
$C_{уд.кр.}$ = 0,785 кг/кгс.ч
$G_{в\ взл.}$ = 7,5 кг/с
m = 1
$\pi_к$ = 8,5
$D_{дв.}$ = 315 мм
$L_{дв.}$ = 850 мм
$M_{дв.}$ = 95 кг

Р79

авиационный турбореактивный двигатель



Р79-300 и РДК-300 [12]

Для сверхзвукового самолета вертикального взлета и посадки Як-141 создан подъемно-маршевый двигатель (ПМД) **Р79В-300**. Выпущен малой серией в 1984-92 гг.

В 1993 г. 12 построенных двигателей отработали около 3500 часов, из которых 500 в полете.

Двигатель спроектирован по двухвальной модульной схеме со смешением потоков. Впервые в мире конструкторам-двигателистам удалось осуществить в поворотном реактивном сопле форсажный режим (отклонение газового потока возможно и на форсаже).

Система регулирования электронная трехканальная. При работе с горизонтальным соплом она дублируется гидромеханическим регулятором подачи топлива.

При вертикальном взлете и посадке ПМД в составе СУ отклоняет вектор тяги на 95° (вертикальный взлет), изменяет величину тяги для балансировки самолета по тангажу, подает воздух на струйные рули для балансировки машины по крену и курсу (на этом режиме предельная тяга двигателя снижается до 14000 кгс и подает воздух в подъемные двигатели для их запуска и топливо для работы на всех режимах. Кроме этого, ПМД обеспечивает системы самолета электроэнергией и давлением сервожидкости. Р79В-300 отличается бездымностью выхлопных газов и малым содержанием в них углекислого газа.

Для поворота сопла ПМД в задней части фюзеляжа имеется складывающаяся створка, состоящая из двух половин. Привод створки - гидроцилиндр - находится в нижней части фюзеляжа и закрыт обтекателем. Сопло располагается примерно на 2/3 длины самолета (между двумя хвостовыми балками), с тем, чтобы обеспечить баланс тяг ПМД и ПД на переходных режимах и режимах висения. При этом точка приложения суммарного вектора тяги проходит через центр тяжести самолета.

При коротком взлете сопло после начала движения от горизонта останавливается в положении 62°. Перевод его в горизонт осуществляется автоматом разгона или вручную рычагом управления соплом.

Двухвальный ТРДД Р79В-300 конструктивно состоит из пятиступенчатого компрессора низкого давления ($G_в$ = 120 кг/с), шестиступенчатого компрессора высокого давления (отбор воз-



Як-141 [2]



C-21 [6]

духа за двумя ступенями), кольцевой камеры сгорания (горение происходит в двух зонах), одноступенчатых турбин низкого и высокого давления с охлаждаемыми лопатками (рабочие колеса ТВД и ТНД вращаются в противоположные стороны), форсажной камеры (сохраняет рабочее состояние в режиме "висения" при угле 95° по отношению к направлению полета) и реактивным соплом, которое меняет положение относительно горизонтальной оси: 0° (горизонтальный полет), 63° (короткий взлет) и 90° (вертикальная посадка и "висение").

$P_{ф.взл.}$ = 15500 кгс
$P_{взл.}$ = 10500 кгс
$C_{уд.ф.взл.}$ = 1,6 кг/кгс.ч
$P_{кр.}$ = 10980 кгс
$C_{уд.кр.}$ = 0,66 кг/кгс.ч
$P_{макс.}$ = 14000 кгс
$G_{в\ взл.}$ = 180 кг/с
m = 0,8
$T_{г\ взл.}$ = 1620 К
$\pi_{к\ взл.}$ = 22
$D_{дв.макс.}$ = 1716 мм
$D_{дв.вх.}$ = 1100 мм
$L_{дв.}$ = 5229 мм
$M_{дв.}$ = 2750 кг

Для проекта "37" ОКБ Сухого (многоцелевой истребитель-бомбардировщик) в 1995 г. был предложен ТРДДФ **Р79М-300** максимальной тягой 18500 кгс с системой управления вектором тяги в вертикальной плоскости на ±20° и цифровой ЭДСУ. Р79М оснащен также новой системой управления и усовершенствованной камерой сгорания.

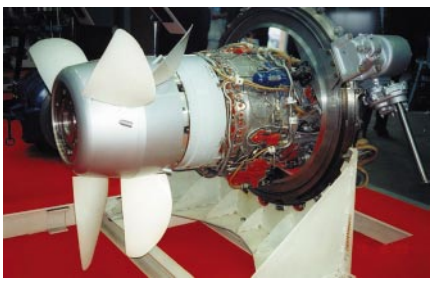
На базе Р79 создается двигатель **ВК-21** тягой 12000 кгс (общая с Р79 турбокомпрессорная часть).

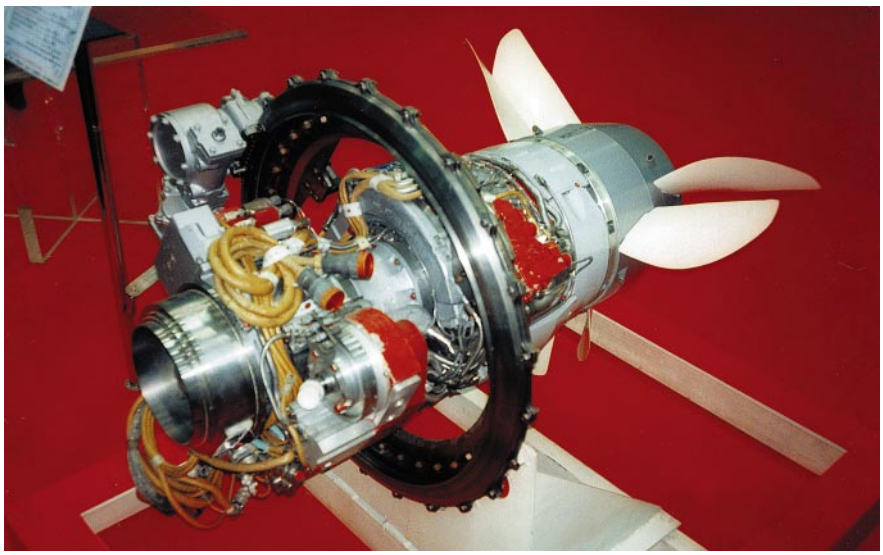
Сейчас два двигателя проходят стендовые испытания.

Три ВК-21 предполагается установить на самолет С-21 ОКБ Сухого.

ТВ128-300

авиационный турбовинтовой двигатель





ТВ128-300 [1]

ТВД **ТВ128-300** разработан для установки на самолеты местных воздушных линий и административные самолеты.

$N_{э\ взл.}$ = 1300 л.с.
$C_{э\ взл.}$ = 0,212 кг/л.с.ч
$N_{э\ кр.}$ = 500 л.с.
$C_{э\ кр.}$ = 0,178 кг/л.с.ч
$M_{дв.}$ = 200 кг
$L_{дв.}$ = 1200...1750 мм (в зависимости от компоновки самолета)

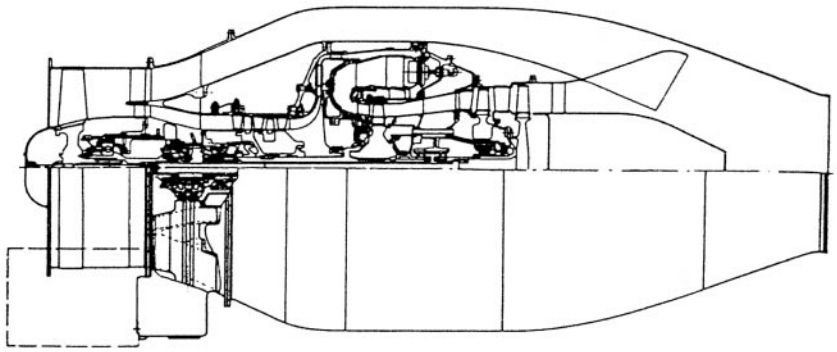
ТВ-0-100

авиационный турбовальный двигатель

Совместная с ОКБМ разработка ТВаД двигателя для вертолета Ка-126.
См. главу "Омское КБ моторостроения".

Р123-300

авиационный турбореактивный двигатель

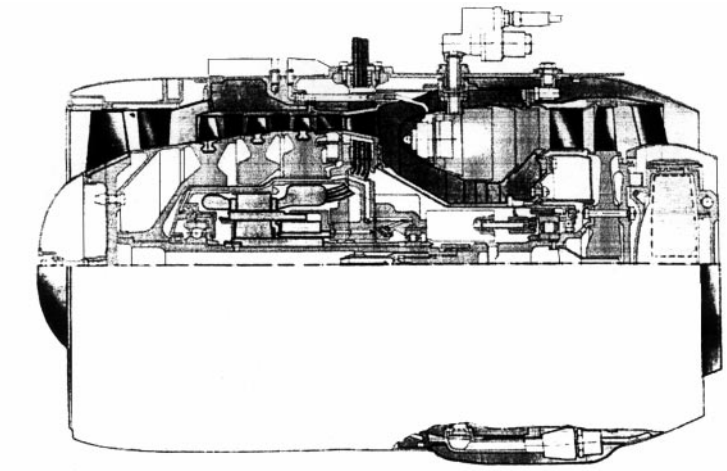


Конструктивная схема Р123-300 [103]

Р123-300 - проект двухвального ТРДД для легких дозвуковых самолетов.
Компрессор двигателя состоит из одной ступени КНД (m = 6) и трех ступеней КВД (регулируемый ВНА, третья ступень центробежная). Двигатель имеет противоточную камеру сгорания кольцевого типа, одноступенчатые турбины высокого и низкого давления, реактивное сопло со смешением.
$P_{взл.}$ = 430 кгс

Р125-300

турбореактивный краткоресурсный двигатель



Конструктивная схема Р125-300 [103]

Р125-300 - проект турбореактивного одновального двигателя малой двухконтурности для установки на беспилотные ЛА.
Простота конструкции, использование недорогих материалов, малое количество деталей обеспечивают снижение трудоемкости изготовления и низкую себестоимость двигателя.
Конструктивно Р125-300 состоит из одноступенчатого вентилятора, трехступенчатого компрессора высокого давления и одноступенчатой турбины. Двигатель оснащен электронной системой автоматического управления, встроенным электрогенератором и автономной масляной системой.
Запуск осуществляется с помощью пиростартера.
$P_{взл.}$ = 350…450 кгс
$M_{дв.}$ = 50 кг
$D_{дв.}$ = 315 мм
$L_{дв.}$ = 535 мм

Р126-300

авиационный турбореактивный двигатель

Р126-300 - проект двухвального ТРДД для установки на административные самолеты и самолеты МВЛ (например, Ту-324).
Компрессор низкого давления одноступенчатый, высокого давления - пять осевых ступеней плюс одна центробежная. Установлены противоточная камера сгорания кольцевого типа, двухступенчатая турбина высокого давления и трехступенчатая низкого давления, реактивное сопло со смешением. Возможна установка реверсивного устройства.
$P_{взл.}$ = 4000…5500 кгс

Р127-300

авиационный турбореактивный двигатель

Р127-300 - проект двухвального ТРДД для авиации общего назначения.
Конструктивно состоит из одноступенчатого осевого КНД, двухступенчатого центробежного КВД, противоточной камеры сгорания, двухступенчатых турбин низкого и высокого давления. Реактивное сопло со смешением. Возможна установка реверсивного устройства.
$P_{взл.}$ = 900 кгс
$G_{в}$ = 31 кг/с
m = 4,8



ОАО „Тураевское машиностроительное конструкторское бюро „Союз“

ТУРАЕВСКОЕ МКБ "СОЮЗ"

Адрес: 140061 Россия, г. Лыткарино Московской обл.
Тел.: (095) 555-0281, 552-5700
Факс: (095) 552-5878

Генеральный директор/Главный конструктор - Комиссаров Геннадий Васильевич

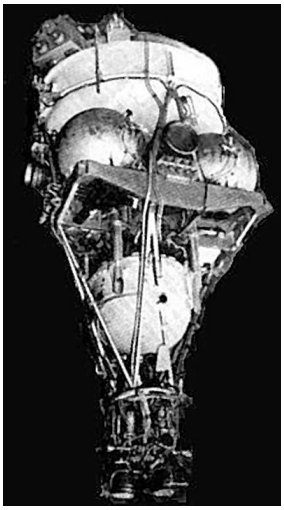
Образовано 1 августа 1964 г. как ОКБ-4-300. Акционировано в 1994 г.

Направления работ в настоящее время:
• ЖРД малой тяги;
• Силовые установки космических аппаратов;
• Прямоточные ВРД
• Форсажные камеры ВРД (в том числе и для ТРДДФ РД-33);
• Малоэмиссионные камеры сгорания СПВРД и ГПВРД
• Исследования проблемных вопросов организации рабочего процесса в камерах сгорания ГПВРД.
Имеет экспериментальное производство с испытательным оборудованием.

Материалы по Тураевскому МКБ "Союз" подготовлены с использованием электронной энциклопедии М.А.Первова "Отечественное ракетное оружие 1947-2000" ("АКС-Конверсалт", 1999) и по выставочным материалам аэросалона МАКС-99.

210А / 210Б

жидкостный ракетный двигатель малой тяги



КА "Полет-1" [66]

ЖРДМТ **210А** и **210Б** предназначены для изменения высоты и плоскости орбиты спутников. Устанавливались на первые маневрирующие спутники военного назначения "Полет-1" и "Полет-2" массой 1400 кг разработки ОКБ-52 Челомея, предназначенных для системы перехвата вражеских спутников.

ЖРДМТ был рассчитан на 350 запусков, основной двигатель – на 300 запусков.

3Д80

сверхзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель + РДТТ



Морская крылатая ракета 3М80 [20]

СПВРД **3Д80** разработан в середине 70-х гг. под руководством Михаила Бондарюка и Игоря Леванова для установки на ракетный комплекс "Москит" с корабельной противокорабельной крылатой ракетой 3М80 разработки МКБ "Радуга".

Ракета имеет маршевый сверхзвуковой ПВРД, а также стартовый РДТТ (размещен внутри камеры ПВРД, выбрасывается из камеры после выработки твердого топлива). Максимальная дальность стрельбы ракеты 90 км. Крейсерская скорость 2800 км/ч. Высота полета на марше 20 м.

Комплекс "Москит" состоит на вооружении ракетных крейсеров, эсминцев, больших противолодочных кораблей, малых ракетных кораблей проекта 1239. Им оснащался также экраноплан "Лунь".

Ракетным комплексом "Москит-Е" (две счетверенные пусковые установки) оснащены эсминцы проекта "956", экспортные варианты эсминца проекта "956Э" для Китая, большие ракетные катера проекта "1241-1". "Москит-Е" состоит на вооружении большого противолодочного корабля "Адмирал Чабаненко".

Еще один объект применения СПВРД 3Д80 – авиационный ракетный комплекс с крылатой противокорабельной ракетой класса "воздух-поверхность" Х-41 (3М80) разработки МКБ "Радуга". Ракета создана на основе морской ракеты "Москит" 3М80. Комплекс принят на вооружение в 90-е гг. Максимальная дальность стрельбы Х-41 250 км. Крейсерская скорость полета $M_п$ = 3. Комплексом вооружены истребители Су-27К и Су-33.

Модификация **3Д81** отличается наличием раскладывающихся стабилизаторов пламени V-образного сечения с топливными коллекторами. Удельный импульс на маршевом режиме 1200 кгс.с/кг.

Модификация **3Д83** имеет регулируемое двухпозиционное сопло, приводимое энергией основного потока газа.



Су-33 [31]

31ДПК

сверхзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель + РДТТ



Крылатая ракета класса "воздух-поверхность" Х-31П [53]



Крылатая ракета класса "воздух-поверхность" Х-31А [52]

Двигательная установка **31ДПК** разработана под руководством Михаила Бондарюка и Игоря Леванова во второй половине 70-х гг. и предназначена для крылатых ракет класса "воздух-поверхность" Х-31А и Х-31П.

Силовая установка состоит из маршевого СПВРД со стартовым РДТТ, который после выработки топлива, как и на КР 3М80, выбрасывается из камеры сгорания СПВРД.

Авиационный ракетный комплекс высокоточного оружия с тактической противокорабельной ракетой класса "воздух-поверхность" Х-31А разработки ОКБ "Звезда" принят на вооружение в 1989 г.

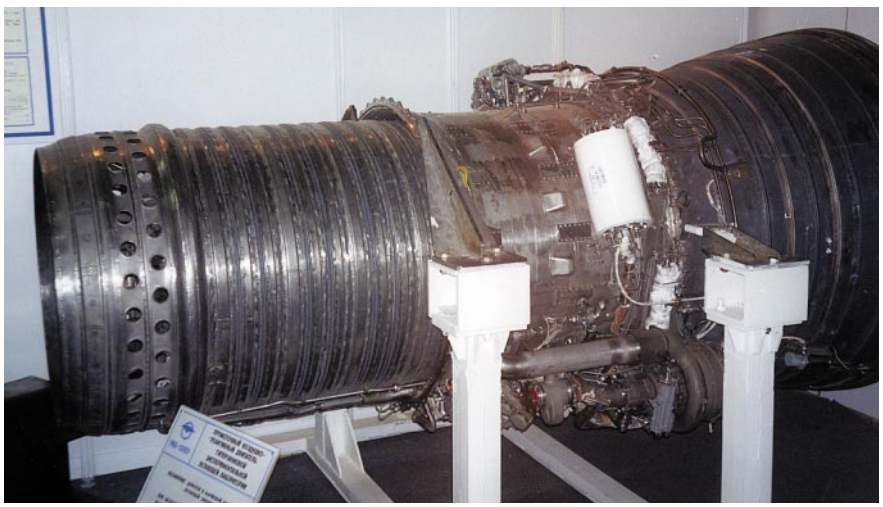
Дальность стрельбы - от 5 до 70 км. Скорость полета 1000 м/с.

Комплексом Х-31А вооружены самолеты МиГ-29М, МиГ-29СМТ, МиГ-29К, МиГ-31, Су-17, Су-24М, Су-25, Су-27ИБ, Су-35, Як-141.

Другой объект применения силовой установки 31ДПК – авиационный ракетный комплекс высокоточного оружия с тактической противорадиолокационной ракетой класса "воздух-поверхность" Х-31П.

Комплексом Х-31П вооружены самолеты МиГ-29М, МиГ-29К, МиГ-31, Су-17, Су-24М, Су-25Т, Су-27М, Су-27ИБ, Су-30МК, Су-35, Як-141.

Прямоточный воздушно-реактивный двигатель

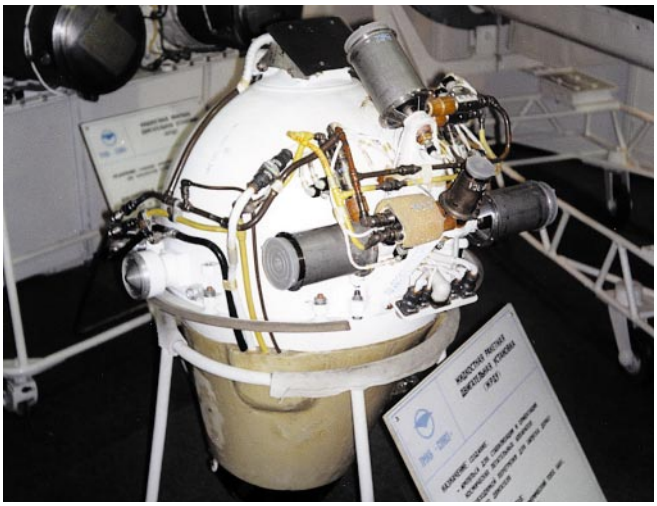


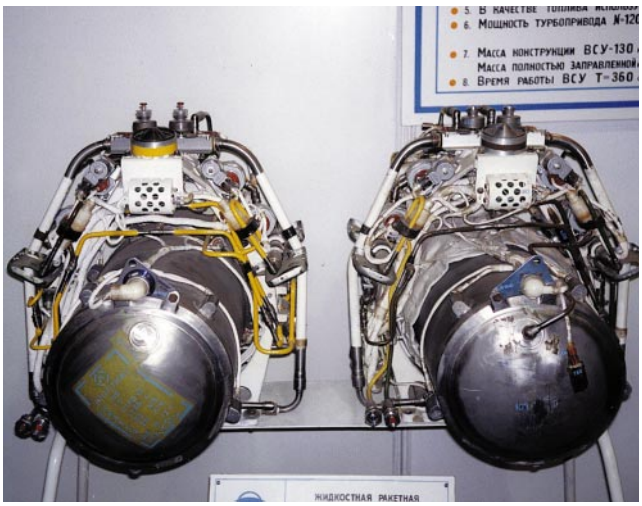
Прямоточный воздушно-реактивный двигатель [1]

ПВРД предназначен для установки на авиационные ракеты.

Конструктивно состоит из воздухозаборников, топливного бака с системой вытеснения, фронтового устройства, камеры сгорания с нерегулируемым сверхзвуковым соплом, системы многократного розжига, электронно-гидравлической системы регулирования.

Перспективные жидкостные ракетные двигательные установки



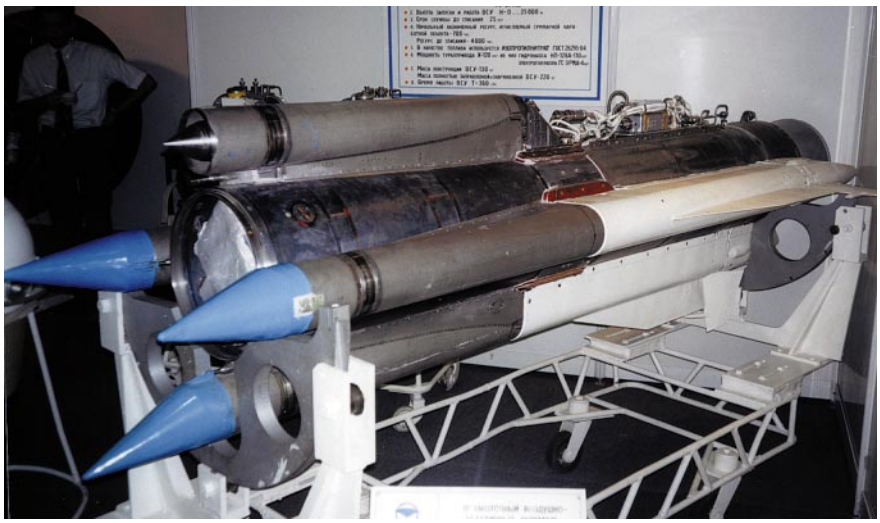


Жидкостные ракетные двигательные установки [1]

ЖРДУ служит для создания импульса для стабилизации и ориентации космических летательных аппаратов и создания необходимой перегрузки для запуска доразгонного двигателя.
Конструктивно ЖРДУ состоит из двухкомпонентного сферического топливного бака, вытеснительной системы, трех управляющих ЖРД малой тяги, перегрузочного ЖРД малой тяги и клапанов.
$Р_{ЖРДМТ\ управления}$ = 5, 5 и 10Н
$Р_{ЖРДМТ\ перегрузки}$ = 25 Н
$М_{заправленной\ ЖРДУ}$ = 106 кг
t = 151200 с
Компоненты топлива – гептил (горючее), амилин (окислитель)

ЖРДУ предназначена для создания импульса тяги для изменения параметров орбиты спутников связи.
Конструктивно двигатель состоит из двух одинаковых блоков, каждый из которых включает двуполостной цилиндрический бак для топлива и сжатого газа, а также два ЖРД малой тяги.
$Р_{ЖРДМТ}$ = 0,4 Н
Компоненты топлива – гептил (горючее), амилин (окислитель)
$М_{заправленной\ ЖРДУ}$ = 152 кг
$t_{техн.\ ЖРДУ}$ = 15 лет

Гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель



Гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель [1]

Экспериментальный двухрежимный ГПВРД (1990 г.) разработан совместно ЦИАМ, Тураевским МКБ "Союз", МКБ "Факел" и др. и предназначен для доразгона и маршевого полета гиперзвуковой летающей лаборатории.
При наземных стендовых испытаниях подтверждена работоспособность в следующих условиях:
Диапазон высот полета 8000...27000 м
$Т_{в\ на\ входе\ в\ двигатель}$ = 500...1000 К ($М_п$ = 2,3...4,5)
$Т_{т\ на\ входе\ в\ двигатель}$ ⩽ 423 К
$G_т$ = 0,4...10 кг/с
$G_в$ = 25...208 кг/с
Непрерывная работа - более 3400 с
Летные испытания 1991-92 гг. подтвердили возможность организации эффективного сжигания водородного топлива в сверхзвуковом потоке воздуха в тракте ГПВРД.

ГПВРД устанавливается в носовой части летающей лаборатории, что обеспечивает натекание на него невозмущенного воздушного потока с углом атаки ⩽ 5°.
Двигатель имеет осесимметричную конфигурацию и состоит из осесимметричного трехскачкового воздухозаборника с центральным телом, кольцевой комбинированной камеры сгорания с тремя секциями и тремя поясами струйных форсунок для впрыска нагретого газообразного водорода и реактивного сопла с центральным телом, обеспечивающего двойное расширение площади проходного сечения проточного тракта двигателя.
В состав двигателя входят также система регулирования расхода водорода, система охлаждения стенок камеры сгорания и сопла, измерительное оборудование.
$D_{дв.}$ = 400 мм
$L_{дв.}$ = 1300 мм



Гиперзвуковая летающая лаборатория "Холод" [22]



ГП „Тушинское машиностроительное конструкторское бюро „Союз“

ТУШИНСКОЕ МКБ "СОЮЗ"

Адрес: 123362 Россия, г. Москва, ул. Вишневая, 7
Тел.: (095) 491-5865
Факс: (095) 490-2154, 491-8115

Главный конструктор - Нусберг Роальд Юлианович
Первый заместитель ГК - Лобурев Анатолий Васильевич, тел. (095) 491-5801
Заместитель ГК по эксплуатации/Заместитель по ВЭД - Рузин Владимир Михайлович, тел. (095) 491-8115
Заместитель ГК/Директор предприятия - Винокуров Владимир Иванович, тел. (095) 491-4482
Начальник отдела ВЭД - Цуцков Валерий Викторович, тел. (095) 491-6378

Приказом Народного Комиссариата авиационной промышленности №444с от 13 июля 1942 г. было создано опытно-конструкторское бюро завода №500. Приказом Министерства авиационной промышленности №175 от 30 апреля 1966 г. ОКБ завода №500 переименовано в Тушинское машиностроительное конструкторское бюро "Союз" Министерства авиационной промышленности. Постановлением Правительства Российской Федерации от 22 апреля 1996 г. предприятие переименовано в Государственное унитарное предприятие "Тушинское машиностроительное конструкторское бюро "Союз".
КБ возглавляли:
Чаромский Алексей Дмитриевич – с 13 июля 1942 г. по 14 мая 1946 г.
Яковлев Владимир Михайлович – с 14 мая 1946 г. по сентябрь 1953 г.
Мецхваришвили Николай Георгиевич - с 1957 по 1965 гг.
Хачатуров Константин Рубенович – с 1966 по 1982 гг.
Швецов Юрий Евгеньевич – с 1982 по 1987 гг.
Нусберг Роальд Юлианович - возглавляет предприятие с 1987 г.
КБ было ориентировано на разработку и создание дизельных двигателей для авиации, микро-ЖРД для космических систем и ТРД. Разработано и создано более 40 типов и модификаций ТРД, 22 из которых внедрены в серийное производство.
ТМКБ "Союз" располагает опытным производством, лабораторной базой с уникальными установками для апробации конструкторских решений и идей, испытательной станцией.
Имеет филиалы в г.Жуковский Московской области и г.Ахтубинск Астраханской области.

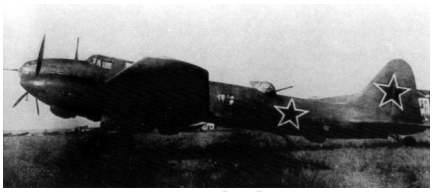
Глава по Тушинскому МКБ "Союз" подготовлена редакцией на основе материалов, переданных ей от разработчика и доработанных по рекламным проспектам предприятия. Часть данных по РД-500 предоставлены "Заводом имени В.Я.Климова".

АЧ

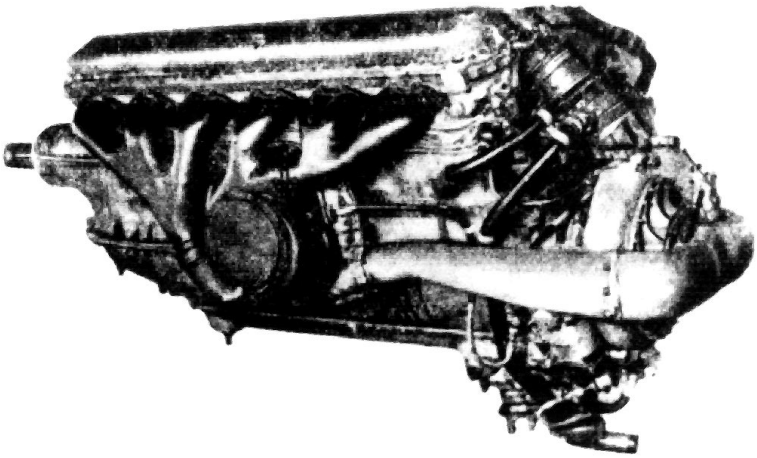
авиационные/танковые дизельные двигатели



Ер-2 [108]



Ил-6 [108]



АЧ-30Б [26]



КВ-1 [20]

В 1931-33 гг. в одной из лабораторий ЦИАМ, которой руководил А.Д.Чаромский, был создан первый отечественный авиационный дизельный двигатель **АН-1** ("авиационный нефтяной") мощностью 850...900 л.с. В 1939-42 гг. он был развит в более мощные дизельные двигатели АЧ-30, АЧ-30Б и АЧ-30БФ.

АЧ-30Б – это V-образный 12-цилиндровый двигатель с агрегатами наддува – центробежным нагнетателем и двумя турбокомпрессорами (по одному на каждый блок).

АЧ-30Б являлся одним из лучших авиадвигателей в мире по экономичности и весовым характеристикам. Он устанавливался на некоторые экземпляры самолетов Ер-2 и Пе-8 с воздушными винтами АБ-5ЛВ-116 или ВИШ-24.

$N_{взл.}$ = 1500 л.с.

$N_{кр.}$ = 1250 л.с. (H = 6000 м)

$C_{уд.кр.}$ = 150...165 г/л.с.ч

Удельная масса 0,86 кг/л.с.

Топливо - керосин

Ресурс 200 часов

АЧ-30БФ (1944 г.) мощностью 1900 л.с. с непосредственным впрыском спирта производился в единичных экземплярах и применялся на опытных самолетах Ил-6.

Попытки установить двигатели **АЧ-31** и **АЧ-32** (1945 г.) на Пе-8 и Ил-12 успехом не увенчались из-за их недоведенности.

За период с 1943 по 1946 гг. в ОАО "ММП имени В.В.Чернышева" выпущено около 900 двигателей АЧ-30 разных модификаций.

Дизель **АЧ-40** мощностью 1500 л.с. ставился на самолет БОК-11, разработанный до Великой Отечественной войны в Бюро особых конструкций. АЧ-40 выпущен в нескольких экземплярах.

На основе авиадвигателя АЧ-30Б под руководством Чаромского в 1946-47 гг. был разработан и изготовлен танковый дизельный двигатель **ТД-30Б**.

После успешных стендовых испытаний в ТМКБ и ходовых испытаниях на полигонах на танках "КВ" образцы двигателей и техдокументация были переданы в танковую промышленность, где двигатель ТД-30Б был внедрен в серийное производство в 1948 г. Всего выпущено около 500 двигателей ТД-30Б.

Создание ТД-30Б на базе мощного авиационного дизеля АЧ-30Б было первым этапом работ по созданию мощных дизель-моторов для сверхмощных отечественных танков.

М501

авиационный/корабельный дизельный двигатель

В 1946-53 гг. под руководством В.М.Яковлева был разработан дизельный двигатель **М501**, который представлял собой по схеме 42-цилиндровую 7-рядную звезду с наддувом от турбокомпрессора ТК-501 (2-х ступенчатый центробежный компрессор и газовая турбина).

Выпуск М501 осуществлялся в ТМКБ "Союз".

М501 являлся самым мощным и экономичным для своего времени двигателем в мире. Однако в связи с переориентацией боевой авиации на реактивные двигатели по просьбе Министерства ВМФ СССР, дизель М501 был переделан в морской вариант **М501М** с разработанным в ТМКБ "Союз" реверсом и был передан на Ленинградский завод тяжелого машиностроения, где производился серийно для нужд ВМФ.

М501М стал прототипом для создания еще более мощных 56-цилиндровых двигателей для ВМФ.

$N_{макс.}$ = 6000 л.с.

$C_{уд.кр.}$ = 150...165 г/л.с.ч

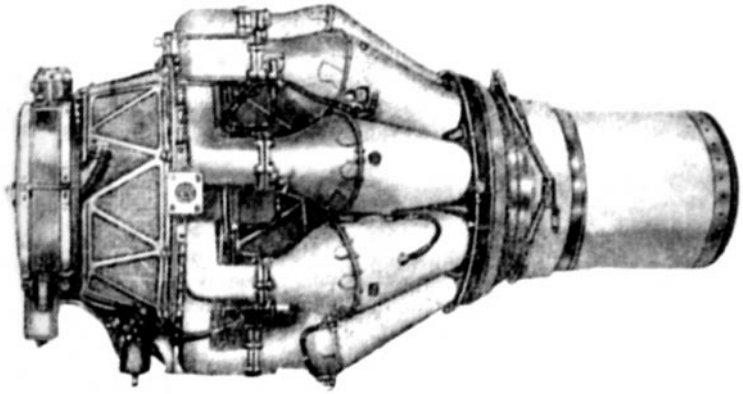
Удельная масса 0,74 кг/л.с.

Топливо - керосин

Ресурс 100 часов

РД-500

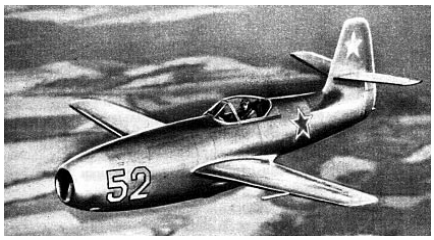
авиационный турбореактивный двигатель



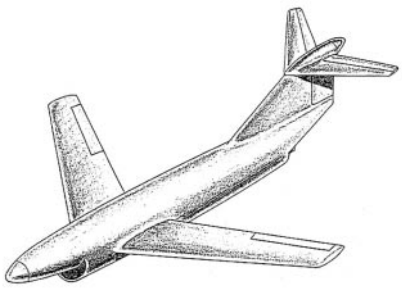
РД-500 [26]



Ла-15 [2]



Як-23 [8]



КС-1 "Комета" [99]

Один из первых отечественных турбореактивных двигателей **РД-500** создан на базе двигателя Rolls-Royce Dervent-V под руководством В.М.Яковлева. Работы по РД-500 велись на заводе №500 совместно с ОКБ-117 под общим руководством В.Я.Климова.

Серийный выпуск двигателя осуществлялся в ОАО "ММП имени В.В.Чернышева" с 1948 г. и ОАО "Мотор Сич" с 1956 г.

Изготовлено около 1300 экземпляров.

Двигатель РД-500 представлял собой одновальный ТРД с одноступенчатым центробежным двухсторонним компрессором, девятью индивидуальными трубчатыми камерами сгорания, одноступенчатой турбиной и выхлопной трубой с реактивным насадком

$P_{взл.}$ = 1590 кгс

n = 14700 об./мин.

$C_{уд.взл.}$ = 1,05 кг/кгс.ч

$G_{в}$ = 28,5 кг/с

$\pi_{к}$ = 4,0

$T_{г\ макс.}$ = 1130 К

$L_{дв.}$ = 2248 мм

$D_{дв.}$ = 1042 мм

$M_{дв.}$ = 567 кг

Топливо - керосин Т1

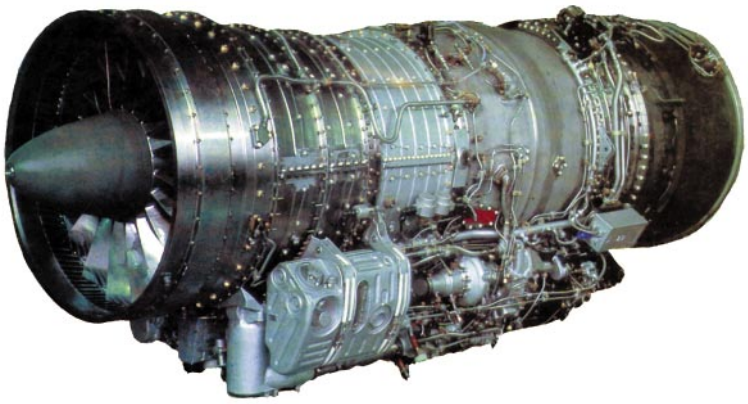
Ресурс 100 часов

РД-500 устанавливался на самолетах Ла-15, Як-23, Ту-12 (вариант с РД-45Ф, РД-500 был третьим двигателем в фюзеляже), а также опытных самолетах Су-13, Як-1000, Як-30 (первый), "180" КБ Лавочкина. На истребителе Як-25 с РД-500 была достигнута рекордная по тому времени скорость полета у земли – 975 км/час.

РД-500К (короткоресурсный двигатель для авиационной ракеты класса "воздух-поверхность" "Комета" КС-1 (самолет-снаряд); кроме СССР, РД-500К выпускался в конце 50-х гг. в Китае.

Р29-300

авиационный турбореактивный двигатель



Р29Б-300 [26]

Первый из двигателей семейства Р29-300, ТРД **Р27Ф2-300** ("Изделие 47"), был спроектирован и изготовлен под руководством Генерального конструктора С.К.Туманского (см. АМНТК "Союз"). В 1966 г. было принято решение о передаче работ по совершенствованию и доводке двигателей семейства Р29-300 в ТМКБ "Союз" Главному конструктору К.Р.Хачатурову.

Производится в ОАО "Уфимское моторостроительное ПО".

Одноконтурный ТРДФ выполнен по двухвальной схеме. Конструкция двигателя включает пятиступенчатый компрессор низкого давления, шестиступенчатый компрессор высокого давления, кольцевую камеру сгорания, одноступенчатые турбины высокого (n = 8800 об./мин.) и низкого давления (n = 8500 об./мин.), форсажную камеру и реактивное сопло.

В двигателе **Р27Ф2М-300** ("Изделие 47М") для самолетов МиГ-23УБ и МиГ-23С за счет перепрофилирования 1-й и 2-й ступеней компрессора, повышения температуры газа перед турбиной до 1373 К, изменения программы автоматического регулирования и изменения конструкции реактивного сопла тяга на форсаже была увеличена до



ГТП 55СТ-20 [1]



МиГ-23БП [2]



МиГ-23МЛ [2]



МиГ-27 [1]

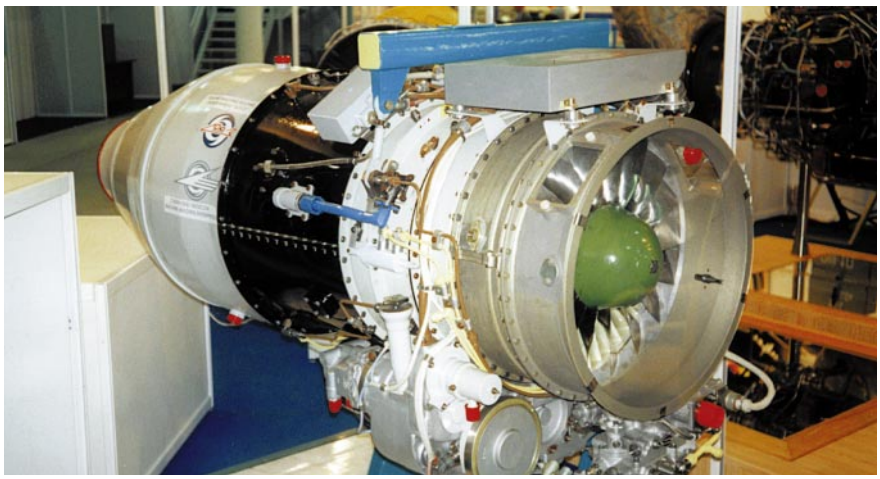


Су-22 [6]

10200 кгс при удельном расходе топлива не более 2,09 кг/кгс.ч, степени повышения давления в компрессоре 10,9. Удельный вес 0,169 кг/кгс. Для повышения запаса газодинамической устойчивости компрессора был введен перепуск воздуха перед рабочим колесом 1-й ступени.
$P_{ф.}$ = 10200 кгс
$C_{уд.ф.}$ = 2,1 кг/кгс.ч
$G_{в}$ = 95 кг/с
$\pi_{к}$ = 10,9
$T_{г}$ = 1373 К
$M_{дв.}$ = 1725 кг
На двигателе **Р29-300** ("Изделие 55") для истребителей МиГ-23М, МиГ-23МС и МиГ-23МФ за счет перепрофилирования 1-й и 2-й ступеней компрессора и увеличения наружного диаметра удалось заметно улучшить характеристики. С целью обеспечения надежности турбины на двигателе применены сопловые лопатки 1-й ступени с конвективно-пленочным охлаждением.
$P_{макс.}$ = 8300 кгс
$C_{уд.макс.}$ = 0,95 кг/кгс.ч
$P_{ф.}$ = 12500 кгс
$C_{уд.ф.}$ = 2,0 кг/кгс.ч
$G_{в}$ =110 кг/с
$\pi_{к\ ф}$ = 13,1
$T_{г}$ = 1423 К
$L_{дв.}$ = 4960 мм
$D_{макс.}$ = 912 мм
$M_{дв.}$ = 1880 кг
$M_{уд.}$ = 0,142 кг/кгс
На фронтовые истребители-бомбардировщики МиГ-23Б и МиГ-27 устанавливается двигатель **Р29Б-300** ("Изделие 55Б"), имеющий улучшенную экономичность. Этот двигатель оснащен небольшой форсажной камерой и укороченным двухпозиционным реактивным соплом для дозвуковых воздушных операций на низких высотах.
$P_{ф.}$ = 11500 кгс
$P_{кр.}$ = 4200 кгс
$C_{уд.ф.}$ = 1,80 кг/кгс.ч
$C_{уд.кр.}$ = 0,78 кг/кгс.ч
$T_{г}$ = 1408 К
$G_{в}$ = 105 кг/с
$\pi_{к}$ = 12,2
$L_{дв.}$ = 4991,5 мм
$D_{по\ фланцу\ турбины}$ = 986 мм
$M_{дв.}$ = 1782 кг
Удельный вес 0,154
На фронтовом истребитель-бомбардировщике Су-22 устанавливается двигатель **Р29БС-300** ("Изделие 55БС"), отличающийся коробкой приводов.
Дальнейшее увеличение тяги двигателя, необходимое для улучшения летно-технических характеристик самолета было реализовано на двигателе **Р35-300** ("Изделие 77") за счет повышения температуры газа перед турбиной. При перепрофилировании рабочих лопаток первой ступени компрессора было впервые использовано проектирование с учетом параметров потока вдоль линии тока, что позволило повысить к.п.д. ступени. На двигателе применены высокоэффективные системы охлаждения сопловых лопаток 1-й и 2-й ступеней и рабочих лопаток 1-й и 2-й ступеней турбины.
$P_{ф.}$ = 13000 кгс
$P_{кр.}$ = 8550 кгс
$C_{уд.ф.}$ = 1,96 кг/кгс.ч
$T_{г}$ = 1523 К
$M_{уд.}$ = 0,138 кг/кгс.ч
$M_{дв.}$ = 1794 кг
Двигатель Р35 установлен на истребителях МиГ-23МЛ/МЛА/МЛД/П. Производился в АО "ММП имени В.В.Чернышева". Ремонт двигателей семейства Р29-300 выполняется на Луганском АРЗ, заводах-производителях, либо может быть организован через ОАО "Авиасервис".
В 1992 г. на базе Р29-300 разработан газогенератор **ГГ55** для применения в лазерных и газотурбинных установках. АО "Энергоавиа" совместно с ТМКБ разработало газотурбинную установку ПГТУ 55СТ-20, где в качестве источника мощности используется **ГТП 55СТ-20** (создан на основе ГГ55; включает в себя также силовую турбину разработки ЗМКБ "Прогресс", переходное и выходное устройства, промежуточный вал).
ГТП 55СТ-20 выпускается в ОАО "ММП имени В.В.Чернышева".
Электрическая мощность ПГТУ 20 МВт
Тепловая мощность 30 Гкал/ч
Удельный расход тепла 2772 ккал/кВт.ч
Расход газа за силовой турбиной 96,9 кг/с
Ресурс до списания 80000 часов
Установки **ВМ-92** для очистки взлетно-посадочных полос на базе газогенератора ГГ55, которые монтируются на автомобильном шасси, эксплуатируются в аэропорту "Шереметьево" г. Москва.

РД-1700

авиационный турбореактивный двигатель



РД-1700 [1]

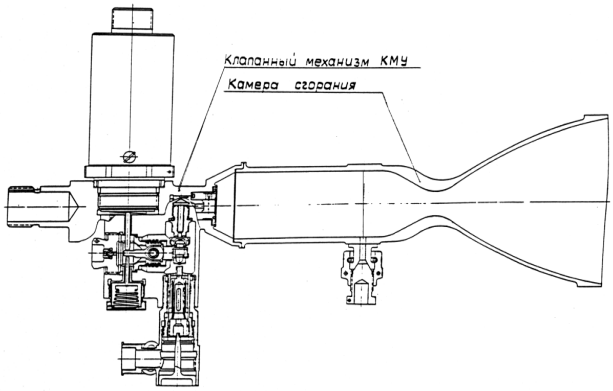


МиГ-АТ [2]

Малоразмерный ТРДД **РД-1700**, разработанный ТМКБ совместно с Центральный институтом авиационного моторостроения предназначен для установки на учебно-тренировочный самолет МиГ-УТС (вариант МиГ-АТ).
Двигатель выполнен по двухвальной схеме, имеет двухступенчатый вентилятор, четырехступенчатый компрессор высокого давления и двухступенчатую турбину с охлаждаемыми лопатками.
Подготовка к производству РД-1700 осуществляется в АООТ "ММП им. В.В.Чернышева".
$P_{взл.}$ = 1700 кгс
m = 0,78
$M_{дв.}$ = 297,5 кг
Общий технический ресурс 6000 часов
Ресурс горячей части 4000 часов
На базе газогенератора двигателя РД-1700 разрабатывается семейство ТРДД для перспективных самолетов.
Основные характеристики разрабатываемого семейства двигателей:
$P_{взл.}$ = 1700...3020 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,5...0,7 кг/кгс.ч
$\pi_к$ = 14,3...19,6
m = 0,78...3,3

Р210Е-300 / Р210Д-300

жидкостные ракетные микродвигатели



Конструктивная схема ЖРД Р210-300 [26]

Р210Е-300 и **Р210Д-300**, жидкостные микродвигатели для ориентации и стабилизации космических аппаратов спроектированы ТМКБ "Союз" в 1962-63 гг. (Главный конструктор Н.Г.Мецхваришвили, Генеральный конструктор С.К.Туманский) и выпускались серийно с 1964 по 1966 гг. В течение этого периода в ТМКБ был разработан целый ряд микродвигателей серии "210" с унифицированным клапанным механизмом КМУ на тягу P = 0,3; 0,5; 3; 10 и 40 кгс.
Микродвигатели "210" устанавливались на космические объекты "93В", "94", "Космос-102", "Космос-125", "Космос-138", "Космос-146", "Космос-154", "Космос-185", "Зонд-5", "Луна-16", "Луна-17" ("Луноход") и др.
В связи с необходимостью значительного увеличения количества микродвигателей для нужд космоса были внедрены с начала 1967 г. в серийное производство клапанные механизмы КМУ.
Особенности конструкции РД210: цельносваренная конструкция на основе малоамперной АДС тонких швов; универсальные клапанные механизмы (КМУ), включающие в себя специальные сильфонные узлы качания на игольчатых подшипниках; подвесные клапаны с оптимальными геометрическими характеристиками, обеспечивающими требуемую герметичность при минимальном усилии; вынесенные из полости компонентов пружины открытия клапанов.

Р210Е

P = 1,3 кгс
$P_{уд.} \geqslant 230$ с
Количество включений $\geqslant 40000$
Динамические характеристики:
Выход на 0,9 $R_{макс.} \leqslant 0,07$ с
Уход на 0,1 $R_{макс.} \leqslant 0,03$ с
Топливо - НДМГ + HNO_3 (или азотный тетраоксид)

РД210Д

P = 16,5 кг
$P_{уд.} \geqslant 250$ с
Количество включений $\geqslant 40000$
Динамические характеристики:
Выход на 0,9 – $P_{макс.} \leqslant 0,07$ с
Уход на 0,1 – $P_{макс.} \leqslant 0,03$ с
Топливо - НДМГ + HNO_3

Все конструктивные решения были внедрены впервые в отечественной практике и обеспечили надежность микро-ЖРД более 0,999 и ресурс работы на орбите не менее 45000 часов.
Всего выпущено более 2000 ЖРД.



Специальное конструкторское бюро роторно-поршневых двигателей Департамента развития ОАО „АвтоВАЗ“

СКБ РПД ОАО "АВТОВАЗ"

Адрес: 445633 Россия, г. Тольятти, ул. Заставная, 2, Департамент развития ОАО "АвтоВАЗ", СКБ РПД
Тел.: (8482) 376466, 378782
Факс: (8482) 372474
E-mail: pal@c3624.dd.vaz.tlt.ru
Http: //www.vaz.ru/skbrpd

Во второй половине 80-х гг. в СКБ РПД стали обращаться организации, занимающиеся разработкой легких летательных аппаратов и судов на воздушной подушке. В СКБ побывали представители практически всех Российских авиационных фирм.
Причина, по которой они были вынуждены обратиться к АО "АвтоВАЗ" – отсутствие отечественного авиационного двигателя мощностью 40...270 л.с. для легких и сверхлегких летательных аппаратов. Анализ параметров силовых установок различного типа, выполненный ими, указывал на перспективность применения РПД.
Для практической оценки применения на летательном аппарате роторно-поршневого двигателя по настоянию заказчиков для удешевления и ускорения работ была сделана попытка адаптировать существующий автомобильный двигатель без больших изменений под требования авиации. Был модернизирован автомобильный РПД ВАЗ-413 и проведены стендовые и натурные испытания в составе судна на динамической подушке "Волга-2" и самолета СЛ-90 (И-1) "Леший". Эти испытания подтвердили пригодность роторно-поршневого двигателя к использованию его в авиации.
В ходе этих работ конструкторами СКБ РПД был накоплен большой опыт. Однако несоответствие автомобильных систем двигателя требованиям авиационных правил не позволило перейти к производству таких двигателей.
В 1990 г. по инициативе Московского вертолетного завода им. М.Л. Миля был заключен договор на разработку авиационного РПД ВАЗ-430 для легкого многоцелевого вертолета Ми-34 ВАЗ. Предполагалось, что открывшийся доступ к технологиям Авиапрома позволит в короткий срок создать высокоэффективный двигатель. Все агрегаты были заказаны на предприятиях авиационного и оборонно-промышленного комплекса. Собственно двигатель был разработан в СКБ РПД. Однако в указанных отраслях утрачен опыт создания малоразмерных агрегатов, а по некоторым вопросам компетентные разработчики вовсе отсутствуют. Так, не удалось найти разработчика электронной системы впрыска и управления двигателем. Остальные агрегаты и системы, разработанные для двигателя ВАЗ-430, не отличались современным техническим уровнем, а с системой зажигания исполнители просто не справились.
"АвтоВАЗ" изготовил прототип авиационного РПД с автомобильными агрегатами. Это позволило провести большой объем доводочных работ по самому двигателю и успешно пройти в составе силовой установки 150-часовые испытания с винтом, которые были проведены АО "Авиадвигатель". Однако, все эти работы были прекращены из-за отсутствия финансирования со стороны основного заказчика.
В 1991 г. по заказу частной фирмы "ЛМ-АЭРО", без привлечения соисполнителей Авиапрома, был разработан авиационный РПД ВАЗ-1187 мощностью 40 л.с. для сверхлегких летательных аппаратов. Было изготовлено 15 опытных образцов, эксплуатационные испытания которых продолжаются и сегодня. Несколько двигателей были форсированы до мощности 55 л.с. На дельталете с таким мотором был выигран чемпионат России в 1994 г., а на чемпионате мира 1994 г. из 38 дельталетов российский экипаж был 19 и вторым среди российских участников. В 1996 г. на чемпионате России в упражнении на экономичность экипаж с мотором ВАЗ-1187 занял первое место.

Основываясь на проделанной работе и собрав информацию о зарубежных двигателях, "АвтоВАЗ" провел анализ целесообразности применения РПД, из которого стало очевидным что в диапазоне мощности 40...300 л.с. роторно-поршневой двигатель конкурентоспособен с современными поршневыми двигателями. Для обоснования возможности развития авиационного направления в деятельности АО "АвтоВАЗ" была собрана информация о зарубежных и Российском рынках авиационных двигателей.

В России 1993 г. находилось в эксплуатации около 1000 легких самолетов и вертолетов бизнес-класса, 8000 использовалось для народнохозяйственных целей, 5000 учебно-тренировочных самолетов. Как правило, все эти летательные аппараты принадлежали организациям, так как в России отсутствовала правовая база, позволяющая эксплуатировать самолеты частным лицам. Все это сдерживало развитие рынка летательных аппаратов и авиационных двигателей.

15 марта 1993 г. Президентом России был подписан Указ №338 "О развитии и деятельности в Российской Федерации авиации общего назначения." На основании этого указа была разработана программа развития АОН. Все это сделало возможным развитие этого вида транспорта. Сегодня идет формирование правовой базы, структур администрации и страхования, разработка и освоение производства летательных аппаратов.

Одна из основных проблем в развитии АОН России - это отсутствие отечественного двигателя, удовлетворяющего современным требованиям. Единственный двигатель, который производится в России для легких летательных аппаратов, - это М14, поршневой звездообразный двигатель воздушного охлаждения мощностью 360 л.с., но данная мощность не оптимальна для 4-5 местных машин. Зарубежный опыт показывает, что наиболее массовыми в этом классе летательных аппаратов являются моторы мощностью 200...220 л.с.

В настоящее время в России двигатели такого класса не производятся, а в Авиапроме отсутствуют структуры, способные в короткий срок разработать и поставить на производство двигатели такой мощности, так как авиационные КБ занимались с конца 40-х гг. разработкой и производством реактивной техники. Внедрение же на Российский рынок зарубежных двигателей затруднено из-за необходимости освоения производства и торговой сети специального авиационного топлива и масла, высокой цены, правовых проблем.

Все это послужило основанием для руководства СКБ РПД выйти с предложением об освоении АО "АвтоВАЗ" рынка авиационных двигателей. Эта инициатива была поддержана руководством Департамента и Генеральным директором. В декабре 1995 г. была подана заявка в Межгосударственный авиационный комитет о сертификации АО "АвтоВАЗ" как разработчика авиационной техники. В январе 1996 г. комиссия МАК работала по оценке возможностей "АвтоВАЗа" как разработчика авиационной техники. Результаты работы комиссии были положительными и был выдан сертификат № Р-40 от 26 мая 1996 г.

Параллельно с этой работой была разработана и утверждена концепция развития авиационных РПД. Для сокращения расходов и сроков работ за основу была принята секция автомобильного РПД, имеющая высокий уровень отработки и оснащения. На базе этой секции строится мощностной ряд: двухсекционный РПД от 140 до 180 л.с. и трехсекционный РПД от 200 до 300 л.с. Эта концепция позволяет иметь широкую гамму двигателей с высоким уровнем унификации, таким образом охватывая практически все возможные варианты летательных аппаратов, относящихся к авиации общего назначения.

Учитывая, что практически все профессиональные КБ разработали самолеты и вертолеты под двигатель 200...220 л.с. было принято решение о разработке и изготовлении опытных образцов авиационного РПД ВАЗ-426 мощностью 210 л.с. В настоящее время идет изготовление опытных образцов, испытание, работа с подразделениями Авиарегистра и Центра сертификации.

Материалы по СКБ РПД АО "АвтоВАЗ" подготовлены по выставочным проспектам и данным с интернетовского сайта СКБ.

ВАЗ-416

авиационный роторно-поршневой двигатель

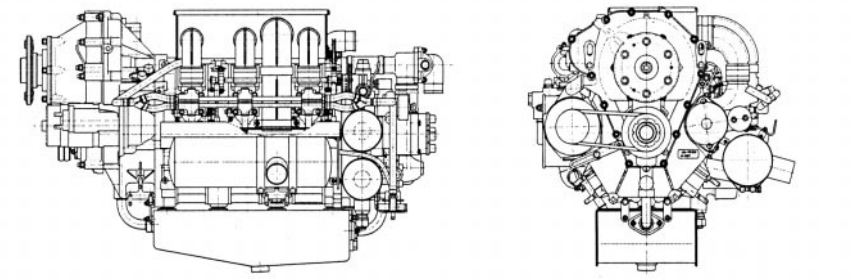
ПД **ВАЗ-416** предназначен для установки на легкие летательные аппараты и амфибийные суда на воздушной подушке. Спроектирован с учетом требований Авиационных Правил АП-33 (соответствующих FAR-33).
Направление вращения вала винта - правое. Система охлаждения жидкостная, закрытая. Система смазки комбинированная, с "мокрым" или "сухим" картером (в зависимости от назначения ЛА). Топливная система - распределенный впрыск с электронным управлением (дублируется гидромеханической системой). Система зажигания - двухканальная (1-й канал - магнето бесконтактное электронное, 2-й канал - батарейная бесконтактная электронно-цифровая).
$N_{взл.}$ = 180 л.с.
$C_{уд.кр.}$ = 0,205 кг/л.с.ч
$n_{вала\ вв}$ = 1900…2800 об./мин.
Топливо - бензин с октановым числом не ниже 90
Масла – автомобильные класса SG
Рабочий объем 2 x 0,654 дм^3
$M_{дв.}$ = 125 кг
$h_{дв.}$ = 614 мм
$b_{дв.}$ = 600 мм
$L_{дв.}$ = 877 мм

ВАЗ-426

авиационный роторно-поршневой двигатель



ВАЗ-426 [1]



Конструктивная схема ВАЗ-426 [19]



ВАЗ-4265 [1]

ПД **ВАЗ-426** предназначен для установки на легкие летательные аппараты (среди которых А-23М "Тренер" и А-29), амфибийные суда на воздушной подушке.
Спроектирован с учетом требований Авиационных Правил АП-33.
Направление вращения вала винта - правое.
Система охлаждения жидкостная, закрытая. Система смазки комбинированная, с "мокрым" или "сухим" картером (в зависимости от назначения ЛА). Топливная система - распределенный впрыск с электронным управлением (дублируется гидромеханической системой). Система зажигания - двухканальная (1-й канал - магнето бесконтактное электронное, 2-й канал - батарейная бесконтактная электронно-цифровая).
Рабочий объем 3 x 0,654 дм^3
$C_{уд.кр.}$ = 0,205 кг/л.с.ч
$n_{вала\ вв}$ = 1900…2800 об./мин.
Топливо - бензин с октановым числом не ниже 90
Масла – автомобильные класса SG
$N_{взл.}$ = 270 л.с.
$M_{дв.}$ = 155 кг
$h_{дв.}$ = 614 мм



А-23М "Тренер" [1]

$b_{дв.}$ = 645 мм
$L_{дв.}$ = 1032 мм
Модификация:
• **ВАЗ-4265**
$M_{дв.}$ = 130 кг
$n_{вала\ вв}$ = 6000 об./мин.
$L_{дв.}$ = 967 мм

ВАЗ-526

авиационный роторно-поршневой двигатель

Предназначен для установки на легкие летательные аппараты и амфибийные суда на воздушной подушке. Спроектирован с учетом требований Авиационных Правил АП-33.
Направление вращения вала винта - правое. Система охлаждения жидкостная, закрытая. Система смазки комбинированная, с "мокрым" или "сухим" картером (в зависимости от назначения ЛА). Топливная система - распределенный впрыск с электронным управлением (дублируется гидромеханической системой). Система зажигания - двухканальная (1-й канал - магнето бесконтактное электронное, 2-й канал - батарейная бесконтактная электронно-цифровая).
$N_{взл.}$ = 400 л.с.
$C_{уд.кр.}$ = 0,205 кг/л.с.ч
$n_{вала\ вв}$ = 6000 об./мин.
Топливо - бензин с октановым числом не ниже 90
Масла – автомобильные класса SG
Рабочий объем 4 x 0,654 дм^3
$M_{дв.}$ = 175 кг
$h_{дв.}$ = 460 мм
$b_{дв.}$ = 422 мм
$L_{дв.}$ = 1386 мм



ОАО „Ракетно-космическая корпорация „Энергия“ имени академика С.П.Королева“

Адрес: 141070 Россия, г. Королев Московской обл., ул. Ленина, 4А
Тел.: (095) 513-7248
Факс: (095) 187-9877, 513-8620
Телекс: 911518 BURAN SU

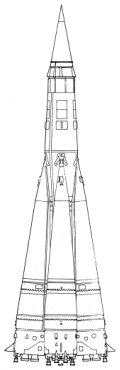
Председатель правления/Президент/Генеральный конструктор/Руководитель головного КБ - Семенов Юрий Павлович
Первый вице-президент/Первый заместитель Генерального конструктора/Первый заместитель руководителя ГКБ - Зеленщиков Николай Иванович, тел. (095) 513-7764
Вице-президент/Первый заместитель Генерального конструктора - Легостаев Виктор Павлович, тел. (095) 513-8242
Начальник управления ВЭД и маркетинга - Деречин Александр Гдальевич, тел. (095) 513-8652

В 1946 г. в составе НИИ-88 Министерства вооружений СССР образовано Специальное конструкторское бюро (СКБ). Начальником отдела №3 СКБ по разработке баллистических ракет дальнего действия назначен Сергей Павлович Королев. В 1950 г. отдел №3 СКБ НИИ-88 преобразован в ОКБ-1 Министерства вооружений СССР. Начальником и главным конструктором ОКБ-1 назначен С.П.Королев. В 1956 г. ОКБ-1 вместе с Опытным заводом выделяется из состава НИИ-88 в самостоятельное предприятие. В 1966 г. главным конструктором ОКБ-1 назначен Василий Мишин. В 1966 г. ОКБ-1 преобразовано в Центральное конструкторское бюро экспериментального машиностроения (ЦКБЭМ) Министерства общего машиностроения СССР. В его составе Завод экспериментального машиностроения. В 1974 г. главным конструктором ЦКБЭМ назначен Валентин Петрович Глушко. В 1974 г. на базе ЦКБЭМ создано Научно-производственное объединение "Энергия" во главе с В.П.Глушко.
РКК "Энергия" является ведущим российским предприятием в области создания и эксплуатации пилотируемой космической техники, современных средств выведения КА на орбиту и специализированных сложных спутниковых комплексов различного назначения. Предприятием созданы и сданы на вооружение комплексы - от мобильных сухопутных тактического назначения до баллистических ракет подводных лодок и стратегических межконтинентальных носителей термоядерного оружия, а также первые отечественные твердотопливные ракеты, которые впоследствии все были переданы в серийное производство на другие заводы.
Опыт производства боевых ракетных комплексов позволил предприятию создать ракету-носитель и запустить первый искусственный спутник Земли. Благодаря гению и инициативе основателя предприятия Сергея Павловича Королева, возглавлявшего его в течение двадцати лет, самоотверженному труду многотысячного коллектива, состоялись первый полет человека в космическое пространство (Ю.А. Гагарин), полет первой женщины-космонавта (В.В. Терешкова), первый выход человека в открытый космос (А.А. Леонов). В РКК разрабатывались и воплощались проекты орбитальных станций семейства "Салют", многомодульной станции "Мир", крупнейшей в мире ракеты "Энергия", орбитального многоразового корабля "Буран", а также всех космических кораблей, на которых совершали полеты все отечественные и зарубежные космонавты.
РКК стояла у истоков практически всех направлений космонавтики: первые запуски КА к Луне и планетам Солнечной системы, первые спутники для научных исследований, первые спутники связи "Молния-1", спутники детальной фотосъемки земной поверхности Зенит и др.
Направления деятельности РКК "Энергия" в настоящее время:
• Ракетно-космические средства выведения, верхние ступени космических носителей;
• Космические ракеты легкого класса;
• Разгонный блок типа ДМ;
• Проект "Морской старт" (Sea Launch);
• Программа создания Международной космической станции (интеграция ракетно-космического сегмента, создание и производство разгонного блока);
• Новое семейство спутников связи серии "Ямал" (без герметичных отсеков) в сотрудничестве с зарубежными партнерами, создающими радиоэлектронное оборудование спутника;
• Обеспечение подготовки и полетов зарубежных космонавтов. Использование научной аппаратуры орбитальной станции. Предоставление услуг по размещению полезных нагрузок заказчика на унифицированных рабочих местах орбитальной станции.
В РКК "Энергия" разработан ряд ракетных двигателей, некоторые из которых представлены в этой главе.
В состав РКК входят Головное конструкторское бюро и дочерние предприятия: ЗАО "Завод экспериментального машиностроения", ЗАО "Волжское КБ" (443009 Россия, г. Самара, ул. Псковская, 24), ЗАО "Авиакомпания "Космос" и ОАО "Приморский научно-технический центр" (189100 Россия, г. Приморск Выборгского р-на Ленинградской обл.)

Основная часть материалов по двигателестроительному направлению работ РКК "Энергия" взята из американской энциклопедии Encyclopedia Astronautica. Лишь часть данных по РД-58 взята из рекламных проспектов Воронежского механического завода.

С1.35800

жидкостный ракетный двигатель



РН Р-7 [53]



РН Р-7А [53]

С1.35800 разработан в 1954-57 гг. как управляющий ЖРД ракет семейства Р-7.
Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин
$P_п$ = 2,5...3,1 тс (22,7...30 кН)

С1.5400 (11Д33)

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный ЖРД **С1.5400** разработан в 1958-60 гг. для РН "Молния" 8К78 (первый полет выполнен в 1960 г.)
Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин
$P_п$ = 6,67 тс (66,7 кН)
$I_п$ = 340 с
t = 207 с
$M_{дв.}$ = 153 кг
$p_к$ = 5,35 МПа
Модификация **С1.5400А (11Д33М)** разработки 1961-64 гг. предназначена для



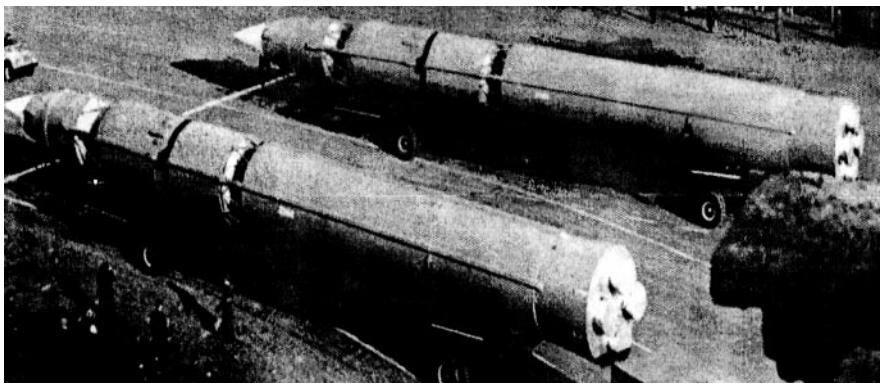
РН "Молния" [66]

РН "Молния" 8К78М (первый полет выполнен в 1964 г.)
$P_п$ = 6,86 тс (66,3 кН)
$I_п$ = 342 с
t = 200 с
$M_{дв.}$ = 148 кг
Количество камер сгорания 1
$p_к$ = 5,4 МПа

8Д726

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный **8Д726** создан в 1964 г. для третьей ступени МБР ГР-1 "Глобальная".
Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин
$P_п$ = 6,8 тс (66 кН)
$I_п$ = 350 с
t = 380 с



МБР ГР-1 "Глобальная" [65]

11Д121

жидкостный ракетный двигатель

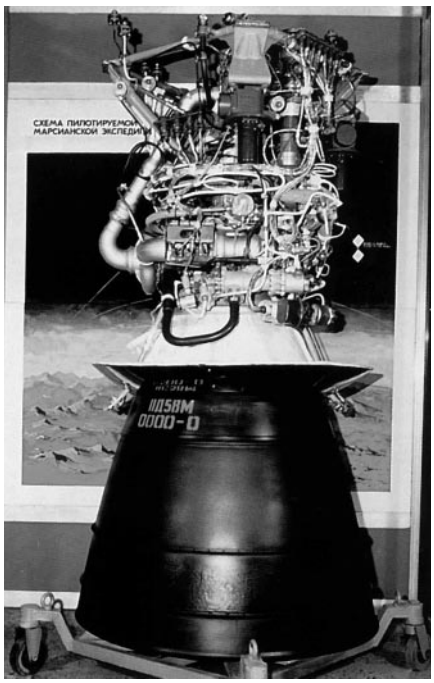
Однокамерный **11Д121** создан в 1969-74 гг. Устанавливался на первой ступени РН Н1 для управления креном.

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин (топливо поступает от ТНА маршевых ЖРД НК-15/НК-33)
$P_п$ = 7,0 тс (68,65 кН)

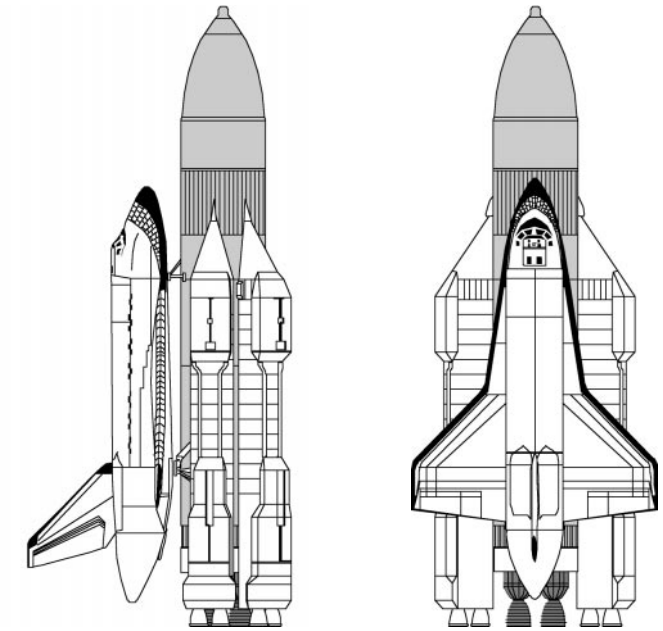
$I_п$ = 313 с
$I_з$ = 273 с
$p_к$ = 7,16 МПа

РД-58 (11Д58)

жидкостный ракетный двигатель



РД-58М [60]



РН "Энергия" [20]

Однокамерный **РД-58 (11Д58)** разработан в 1964-68 гг. для пятой ступени РН Н1, РН "Протон". Он использовался также в составе РН "Энергия".
Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин
$P_п$ = 8,5 тс (83,4 кН)
$I_п$ = 349 с
t = 600 с
Геометрическая степень расширения сопла 189
$p_к$ = 7,8 МПа
$M_{дв.}$ = 300 с
$D_{дв.}$ = 1200 мм
Первые испытания состоялись в 1967 г. До 1988 г. РД-58 выдержал около 50 запусков.
Модификация **РД-583 (11Д583)** создана в 1981-90 гг. для установки на РН "Зенит-3"
Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин
Количество камер сгорания 1
$P_п$ = 7,24 тс (71 кН)
$I_п$ = 361 с
Геометрическая степень расширения сопла 189
$p_к$ = 7,8 МПа
t = 660 с
$M_{дв.}$ = 300 кг
$D_{дв.}$ = 2900 мм
РД-58М (11Д58М) – маршевый ракетный двигатель многократного включения для разгонного ракетного блока с запуском в космических условиях для осуществления его выведения с опорной орбиты на геостационарную орбиту и к планетам солнечной системы. Одновременно является исполнительным органом системы управления полетом по каналам тангажа, рыскания и вращения



Старт РН "Zenit-3SL" комплекса Sea Launch ("Морской старт") [84]



РН "Протон" [95]

блока. Разработан в 1970-75 гг. для РН "Протон". Первые испытания проведены в 1974 г. К настоящему времени осуществлено 130 пусков в составе ракетных блоков в космических условиях.
В комплект поставки входят: маршевый ЖРД, бустерный агрегат подачи окислителя, установленный на баке окислителя, бустерный агрегат подачи горючего, установленный на баке горючего, блок многократного запуска, обеспечивающий химическое зажигание.
$P_п$ = 8,67 тс (85 кН)
Компоненты топлива – жидкий кислород и керосин (или синтетическое горючее синтин; модификация на синтине именуется **РД-58С/11Д58С**)
$I_п$ = 354 с (керосин), 361 с (синтин)
Количество включений 7
t = 680 с
$p_к$ = 7,8 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 189
K_m = 2,48
$M_{дв.}$ = 310 кг
$D_{дв.}$ = 1200 мм
$L_{дв.}$ = 2300 мм
Изготовитель - Воронежский механический завод (выпущено около 180 двигателей).
РД-58МФ (11Д58МФ) разработан для РН "Энергия-М", "Ангара", блока DM-SL РН "Zenit-3SL" комплекса Sea Launch и др.
Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин
$P_п$ = 8,5 тс (83,4 кН)
$I_п$ = 353 с
t = 660 с
$M_{дв.}$ = 230 кг
$p_к$ = 7,75 МПа
Степень расширения сопла 189

11Б97

ядерный ракетный двигатель

Начиная с 1978 г. велись работы по созданию ядерных двигателей для использования на космических буксирах. В 1982 г. НПО "Энергия" разработала для нужд МО проект межорбитального буксира для вывода на орбиту тяжелых спутников "Геркулес" массой до 100 т. Однокамерный ЖРД **11Б97** разработан для таких спутников в 1986 г.

Топливо - ксенон
$I_п$ = 3000 с
$I_з$ = 1 с
t = 57600000 с

17Д11

основная силовая установка

Силовая установка **17Д11** разработана в 1976-88 гг. для установки на орбитальный корабль "Буран".

Состоит из двух 17Д12, тридцати восьми 17Д15 и восьми РДМТ-200К.

17Д12

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный **17Д12** создан в 1976-88 гг. для применения в составе СУ 17Д11 орбитального корабля "Буран". Представляет собой модификацию ЖРД РД-58.
Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин (синтин)

$P_п$ = 8,800 тс (86,3 кН)
$I_п$ = 362 с
t = 680 с
$p_к$ = 7,94 МПа
$M_{дв.}$ = 230 с
$D_{дв.}$ = 1200 мм
$L_{дв.}$ = 2300 мм

Геометрическая степень расширения сопла 189

17Д15

жидкостный ракетный двигатель



МКТС "Буран" [60]

Однокамерный **17Д15** разработан в 1976-88 г. для системы управления орбитального корабля "Буран". Входит в состав силовой установки 17Д11.
Компоненты топлива - газообразный кислород и синтин
$P_п$ = 0,408 тс (4 кН)
$I_п$ = 295 с
t = 10800 с
Геометрическая степень расширения сопла 50



ОАО „НПО Энергомаш имени академика В.П.Глушко“

141400 Россия, г. Химки-1 Московской обл.
Факс (095) 251-7504
Телекс: 911649 ALMAZ SU
E-mail: energomash@glasnet.ru

Генеральный директор и генеральный конструктор - Каторгин Борис Иванович
Первый заместитель генерального директора и генерального конструктора / Директор КБ - Чванов Владимир Константинович
Заместитель генерального директора / Исполнительный директор - Лизгунов Сергей Анатольевич
Заместитель генерального директора / Директор завода - Головченко Сергей Сергеевич
Заместитель генерального директора / Директор по стратегическому развитию - Пирогов Николай Анатольевич
Заместитель генерального директора / Руководитель администрации - Пахомов Дмитрий Вячеславович
Начальник отдела научно-технической информации - Судаков Владимир Сергеевич, тел. (095) 572-7649
Пресс-секретарь - Коротков Юрий Георгиевич, тел. (095) 573-0201

Предприятие ведет свою историю с 15 мая 1929 г., когда в Газодинамической лаборатории в Ленинграде была организована группа по разработке ракетных двигателей под руководством Валентина Петровича Глушко. Вошедшая в 1934 г. в состав Реактивного научно-исследовательского института группа продолжила работу в Москве, а в годы Великой Отечественной войны она была реорганизована в опытно-конструкторское бюро. Основателем и бессменным руководителем предприятия до 1974 г. являлся академик В.П.Глушко, под руководством которого разработаны мощные ЖРД на низко- и высококипящих компонентах топлива. В 1974-91гг. предприятие возглавлял член-корреспондент АН России В.П.Радовский, а с 1991 г. генеральным директором и генеральным конструктором предприятия является член-корреспондент АН России Б.И.Каторгин.
Предприятие создало более 70 ЖРД с индексами ОРМ (ОРМ-1...-70, -101, -102) в период 1930-38 гг. Первым отечественным ЖРД, пригодным для пилотируемого полета, был ОРМ-65 (1936 г.) для ракетопланера РП-318 и крылатой ракеты "212". После 1946 г. было разработано более 50 мощных ЖРД для баллистических и космических ракет. ЖРД разработки "НПО Энергомаш" установлены практически на всех первых ступенях и на большинстве вторых ступеней отечественных космических РН.

Направления работ в настоящее время:
• Теоретические исследования в области жидкостных ракетных двигателей;
• Разработка и серийное производство мощных ЖРД для первых и вторых ступеней ракет-носителей, использующих различные компоненты топлива;
• Разработка трехкомпонентных ЖРД;
• Экспериментальная отработка конструкций ЖРД и экспертиза результатов испытаний ЖРД, их узлов и агрегатов;
• Сопровождение летных испытаний ЖРД и эксплуатации в составе РН;
• Разработка новых технологий производства ЖРД;
• Разработка непрерывных химических лазеров различной мощности.

В состав НПО входят: КБ, Опытный завод (производственная площадь 205 тыс.м^2, парк оборудования и станков - 4400 ед.) и экспериментальная база (83 испытательных стенда, из них четыре стенда для огневых испытаний двигателей). Площадь территории - 136 га. Производственная мощность - до 20 двигателей типа РД-170 в год.

Филиалы: Приволжский в Самаре (авторское сопровождение производства двигателей в ОАО "Моторостроитель"), Камский в Перми (авторское сопровождение производства двигателей в ОАО "Пермские моторы"), Омский (испытательная база) и испытательный отдел в Санкт-Петербурге.

Заказчики: РКК "Энергия", ГКНПЦ им. М.В.Хруничева, ГКБ "Южное", Lockheed Martin.

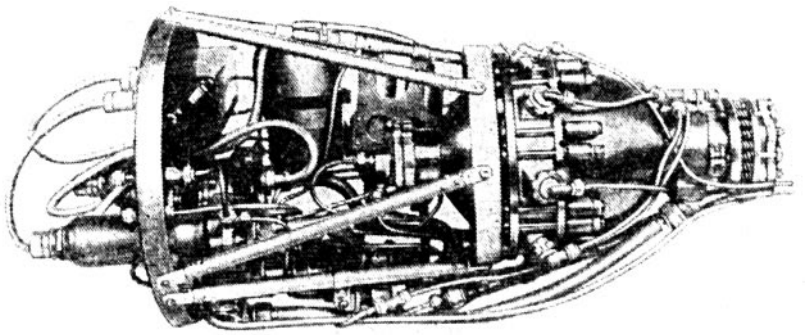
Глава по НПО "Энергомаш" подготовлена редакцией с использованием энциклопедий "Космонавтика" и Encyclpoedia Astronautica, "Альбома конструкций ЖРД п/р В.П.Глушко", ч. I-IV (Воениздат, Москва, 1972 г.), открытых публикаций в журналах "Аэрокосмический курьер" и "Авиапанорама", рекламных проспектов предприятия. Материалы откорректированы разработчиком.

РД-1

жидкостный ракетный двигатель

РД-1 и его модификация **РД-1Х3** (ракетный двигатель с химическим зажиганием) разработаны в 1941-46 гг. Они предназначены для облегчения взлета самолетов и кратковременного улучшения их характеристик в полете. Топливо двухкомпонентное (окислитель - азотная кислота, горючее - керосин)

РД-1Х3 содержит следующие основные узлы, раздельно монтируемые на самолете: камеру с агрегатами автоматического управления, насосный агрегат, блок дроссельных вентилей и релейную коробку. Камера - двустенная, с регенеративным охлаждением горючим (смесительная головка) и окислителем. Огневая стенка камеры - со спиральным оребрением для образования охлаждающего тракта; при нагреве в процессе работы ЖРД она может перемещаться относительно внешней стенки с целью компенсации температурных напряжений. Давление в камере сгорания 2,01 МПа. Насосный агрегат состоит из шестеренных насосов окислителя и горючего, приводимых от авиационного двигателя через гидромуфту. Насосы развивают напор, соответствующий давлению 3,5 МПа при расходе топлива 1,5 кг/с, частота вращения 33 об./с, потребляемая мощность 33 кВт. Блок дроссельных вентилей обеспечивает плавное регулирование тяги в диапазоне 2,94...1,47 кН. Управление ЖРД производится пилотом. Агрегаты автоматики работают от бортовых электрических аккумуляторов и баллонов сжатого воздуха. Зажигание топлива - при помощи пускового горючего (смесь карбинола с бензином), находящегося в бачке, емкость которого рассчитана на 4 запуска. В начальном варианте ЖРД, называвшемся РД-1, зажигание осуществлялось от пускового факела эфиро-воздушной смеси, воспламеняемой электросвечой. Пуск РД-1/РД-1Х3 полностью автоматический; число пусков не ограничивалось в пределах ресурса.



Камера ЖРД РД-1Х3, установленная на моторной раме вместе с агрегатами управления [63]

Первые серийные ЖРД РД-1 изготавливались опытными партиями с начала 1944 г. Помимо стендовых доводочных и официальных испытаний, в 1943-46 гг. проведено около 400 пусков ЖРД РД-1 и РД-1Х3 (на земле и в воздухе) на поршневых самолетах конструкции В.М.Петлякова (Пе-2Р), С.А.Лавочкина (Ла-7Р, "120Р"), А.С.Яковлева (Як-3) и П.О.Сухого (Су-6, Су-7). ЖРД обеспечивали прирост максимальной скорости самолетов до 30%.

В 1946 г. на авиационном празднике в Тушино состоялся первый публичный полет истребителя "120Р" с работающим ЖРД РД-1Х3.

Компоненты топлива – азотная кислота и керосин
$P_з$ = 0,3 тс (2,94 кН)
$I_з$ = 200 с
$p_к$ = 20,5 атм
$M_{дв.}$ = 56 кг
Ресурс до первой переборки 1 час

РД-2

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный двигатель **РД-2** является дальнейшим развитием двигателя РД-1Х3 и может развивать вдвое большую тягу. В 1946 г. он прошел официальные, а в 1947 г. государственные стендовые испытания.

Предназначался в качестве вспомогательного двигателя для реактивных самолетов.

Пуск РД-2 был полностью автоматический. Число пусков не ограничивалось в пределах ресурса. Величина тяги регулировалась путем изменения подачи компонентов топлива в камеру блоком дроссельных вентилей, связанных с сектором управления двигателем. Как и двигатель РД-1Х3, РД-2 состоит из отдельно монтируемых на самолете агрегатов: собственно двигателя (камера сгорания с агрегатами пуска и управления), насосного агрегата, приводимого от основного двигателя самолета, блока дроссельных вентилей, релейной коробки с электрическим реле.

Компоненты топлива – азотная кислота и керосин
$P_з$ = 0,600 тс (5,89 кН)
$I_з$ = 200 с
Количество камер 1
$p_к$ = 20 атм
$M_{дв.}$ = 77 кг

РД-3

жидкостный ракетный двигатель

В семейство самолетных ЖРД, разработанных предприятием, входил **РД-3** с ТНА и тремя камерами от двигателя РД-1. РД-3 предназначался для основной силовой установки самолетов типа истребителей-перехватчиков, мог быть использован и как вспомогательный двигатель для самолетов с винтомоторной или воздушно-реактивной установкой.

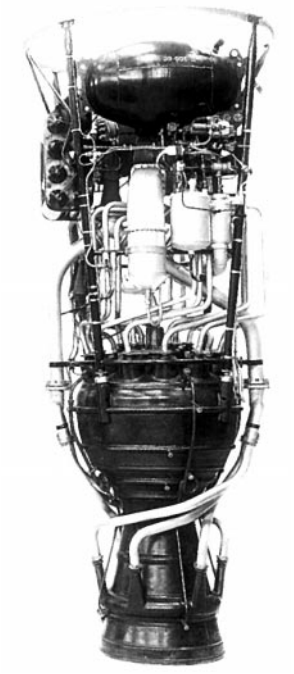
Двигатель состоит из трех камер, ТНА, питающего эти камеры, газогенератора, вырабатывающего парогаз для работы турбины, и агрегатов пуска и управления. На режимах форсажа работают все три камеры (диапазон тяг: 900...300 кгс), в других случаях может работать только одна камера (300...100 кгс). Управление двигателем полностью автоматизировано, введена автоблокировка для устранения аварий вследствие неправильного запуска двигателя.

РД-3 был разработан и проходил стендовые испытания в 1944-45 гг.

Компоненты топлива – азотная кислота и керосин
$P_з$ = 0,900 тс (8,83 кН)
$I_з$ = 190 с
$p_к$ = 22,5 атм
$M_{дв.}$ = 190 кг

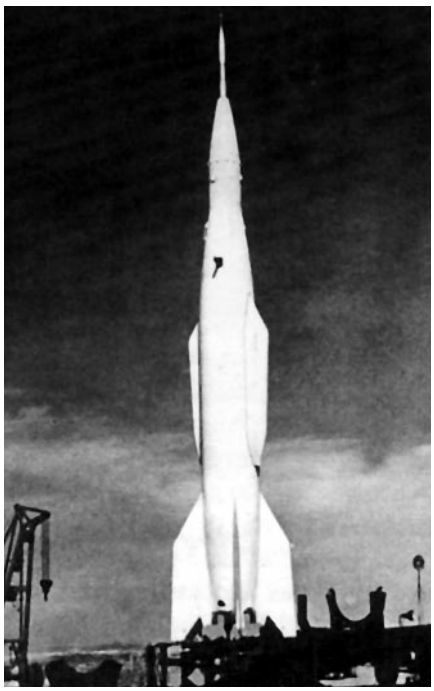
РД-100

жидкостный ракетный двигатель



РД-100 [78]

РД-100 разработан в 1947-50 гг. для баллистической ракеты Р-1 и ее модификаций. Являлся советским вариантом двигателя немецкой ракеты А-4 (Фау-2). Воспроизводство его происходило при участии немецких инженеров.
Представляет собой однокамерный ЖРД с ТНА, приводимым в действие продуктами каталитического разложения концентрированной перекиси водорода в газогенераторе.
Компоненты топлива – жидкий кислород и 75%-ый раствор этилового спирта
$P_п$ = 31,3 тс (307 кН)
$P_з$ = 27,2 тс (267 кН)
$I_п$ = 237 с
$I_з$ = 203 с
t = 65 с
Количество камер 1
$p_к$ = 1,59 МПа
K_m = 1,28
$N_{ТНА}$ = 400 кВт
$n_{ТНА}$ = 3900 об./мин.
$M_{дв.}$ = 885 кг
$D_{дв.}$ = 1650 мм
$L_{дв.}$ = 3700 мм

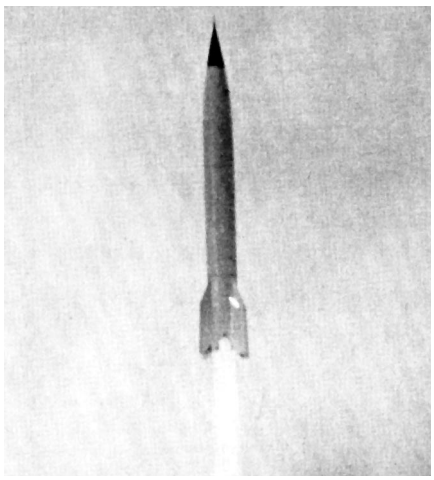


Р-1Д [60]

РД-101

жидкостный ракетный двигатель

РД-101 – кислородно-спиртовой ЖРД, разработанный в 1947-51 гг. для баллистической ракеты Р-2 и ее модификаций.
Представляет собой однокамерный ЖРД с ТНА, приводимым в действие продуктами каталитического разложения концентрированной перекиси водорода в газогенераторе.
РД-101 создан в результате усовершенствования РД-100 (без участия немецких специалистов) путем применения горючего большей концентрации (92%), форсирования рабочих параметров, улучшения охлаждения смесительных головок камеры и сопла, введения автоматики для регулирования тяги в полете, модернизации системы газогенерации (применены твердый катализатор разложения перекиси водорода, а затем и центробежный насос для подачи ее в газогенератор), введения сильфонных трубопроводов для окислителя и эластичных для горючего, улучшения компоновки и т. д.; изменения претерпели все системы и элементы ЖРД.
$P_п$ = 41,2 тс (404 кН)
$P_з$ = 37 тс (363 кН)
$I_п$ = 237 с
$I_з$ = 210 с
$p_к$ = 2,12 МПа
K_m = 1,45
t = 85 с
$M_{дв.}$ = 888 кг
$D_{дв.}$ = 1650 мм
$L_{дв.}$ = 3350 мм



Р-2 [60]

РД-102

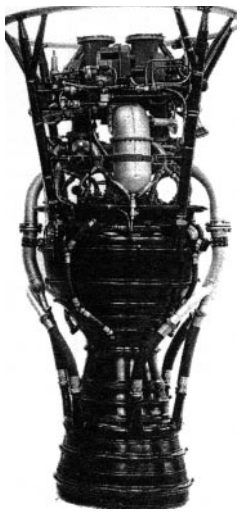
жидкостный ракетный двигатель

В 1951-53 гг. для ракеты Р-3А разработан проект ЖРД **РД-102**, где компонентами топлива являлись жидкий кислород и спирт.
Работы по проекту РД-102 были прекращены в пользу РД-103.
$P_п$ = 43,7 тс (428 кН)
$I_п$ = 235 с
$I_з$ = 214 с
t = 83 с
$M_{дв.}$ = 885 кг
$L_{дв.}$ = 3100 мм

РД-103

жидкостный ракетный двигатель

РД-103 разработан в 1948-53 гг. для баллистических ракет Р-5, Р-5М, "Вертикаль" и др. В основном использовалась модификация **РД-103М**.
Представляет собой однокамерный ЖРД с ТНА, приводимым в действие продуктами каталитического разложения концентрированной перекиси водорода в газогенераторе.
Создан в результате усовершенствования РД-100 путем применения горючего большей концентрации, форсирования рабочих параметров, улучшения охлаждения смесительных головок камеры и сопла, введения автоматики для регулирования тяги в полете, модернизации системы газогенерации (применены твердый катализатор разложения перекиси водорода, а затем и центробежный насос для подачи ее в газогенератор), введения сильфонных трубопроводов для окислителя и эластичных для горючего, улучшения компоновки и т. д.; изменения претерпели все системы и элементы ЖРД.
Компоненты топлива - жидкий кислород и 92%-ый раствор этилового спирта
$P_п$ = 51 тс (500 кН)
$P_з$ = 44 тс (432 кН)
$I_п$ = 248 с
$I_з$ = 220 с
t = 120 с
$p_к$ = 2,39 МПа
$M_{дв.}$ = 870 кг
$D_{дв.}$ = 1620 мм
$L_{дв.}$ = 3220 м
В 1952-55 гг. создана модификация **РД-103РД** для использования при испытаниях систем будущей МБР Р-7.



РД-103М [63]

РД-105

жидкостный ракетный двигатель

РД-105 – экспериментальная разработка 1952-54 гг. для первой ступени МБР типа Р-7. Предусматривалась ДУ первой ступени из четырех ЖРД РД-105.
Компоненты топлива – жидкий кислород и керосин
$P_п$ = 64 тс (627 кН)
$P_з$ =55 тс
$I_п$ = 302 с
$I_з$ = 260 с
t = 130 с
Количество камер 1
$p_к$ = 5,88 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 14,2
K_m = 2,7
$M_{дв.}$ = 782 кг
$D_{дв.}$ = 1200 мм
$L_{дв.}$ = 4500 мм

РД-106

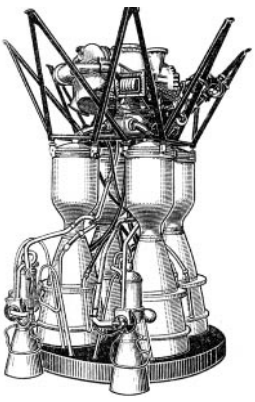
жидкостный ракетный двигатель

Экспериментальная работа по **РД-106**, модификация РД-105 с большим соплом, проводилась в 1952-54 гг. для второй ступени МБР. На второй ступени предполагалось установить один двигатель РД-106 и включать его одновременно с двигателями РД-105 первой ступени.
Компоненты топлива – жидкий кислород и керосин
$P_п$ = 65,8 тс (645,3 кН)
$I_п$ = 310 с
t = 330 с
Количество камер 1
$p_к$ = 5,88 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 20,4
K_m = 2,7
$M_{дв.}$ = 802 кг
$D_{дв.}$ = 1400 мм
$L_{дв.}$ = 4800 мм

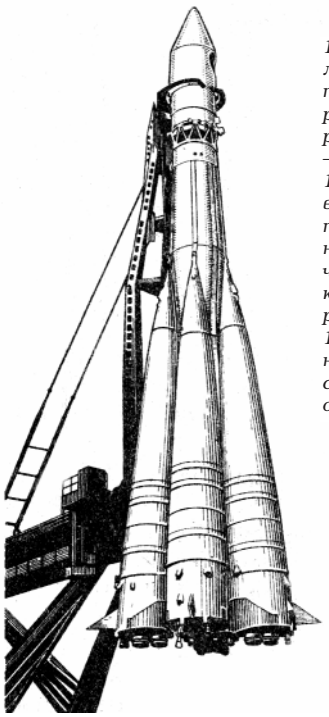
РД-107

жидкостный ракетный двигатель

РД-107 разработан в 1954-57 гг. для первой ступени МБР Р-7. Модификации РД-107 использовались на РН "Спутник", "Восток", "Восход", "Молния", "Союз".
Производится в ОАО "Моторостроитель" (г. Самара).
ЖРД содержит четыре основных и две рулевые камеры, питающий их ТНА, газогенератор, агрегаты управления, раму и др.
Основные камеры паяно-сварной конструкции с внутренним и регенеративным охлаждением создают 92% тяги ЖРД. Корпус камеры сгорания образован двумя оболочками – огневой бронзовой стенкой и стальной рубашкой, которые соединены через гофрированные проставки, а в области максимального теплового потока через ребра на огневой стенке. Окислитель подается непосредственно в смесительную головку камеры через центральный патрубок, горючее – в кольцевой коллектор, расположенный у выхода из камеры, и распределяется по каналам охлаждающего тракта. Затем, нагретый до 480 К, направляется в смесительную головку пакетной конструкции с плоскими днищами, скреп-



РД-107 [105]



РН "Восток" [105]

1 – рулевые камеры; 2 – узел поворота рулевой камеры; 3 – трубопроводы окислителя рулевых камер; 4 – трубопроводы горючего рулевых камер; 5 – основные камеры; 7 – парогазогенератор; 8 – турбина; 9 – насос окислителя; 10 – насос горючего; 11 – датчик давления системы регулирования тяги; 12 – главный клапан окислителя; 13 – трубопроводы окислителя основных камер; 14 – главный клапан горючего; 15 – трубопровод горючего основной камеры; 16 – пуско-отсечный клапан перекиси водорода; 17 – редуктор давления; 18 – насос перекиси водорода; 19 – воздушный редуктор с электроприводом; 20 – насос жидкого азота; 21 – дроссель системы опорожнения баков с электроприводом

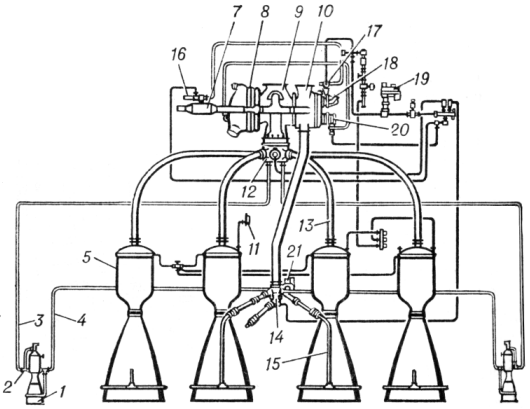


Схема РД-107 [63]

ленными 337 форсунками. Одна форсунка – в центре, остальные – в 10 концентрических рядах. Все форсунки, кроме периферийных, двухкомпонентные. На периферии установлены форсунки горючего, создающие у огневой стенки камеры защитную газожидкостную пленку завесного охлаждения. При сжигании топлива в камере сгорания образуется газ с давлением 5,85 МПа и температурой 3520 К. При этом газ разгоняется до скорости 2950 м/с, сообщая камере тягу 230 кН (в пустоте). Огневое днище смесительной головки, форсунки, огневая стенка и гофрированные проставки изготовлены из жаропрочных медных сплавов, остальные детали камеры – стальные.

ТНА содержит два основных и два вспомогательных центробежных одноступенчатых насоса и активную двухступенчатую турбину мощностью 3820 кВт. Основные насосы – с осевой крыльчаткой горючего и шнеками окислителя перед центробежными колёсами – установлены соосно с турбиной и имеют одинаковую с ней частоту вращения 138 об./с. Насосы рассчитаны на подачу 226 кг/с жидкого кислорода под давлением 7,8 МПа и подачу 91 кг/с керосина под давлением 9,3 МПа. Корпуса, колеса и шнеки насосов – из алюминиевых сплавов; валы, осевая крыльчатка и почти все детали турбины – стальные. Вспомогательные насосы приводятся во вращением (302 об./с) через шестеренный мультипликатор. Один из насосов подает жидкий азот в теплообменник, который встроен в выхлопной коллектор турбины. Испарившийся в теплообменнике азот используется для наддува топливных баков РН. Другой вспомогательный насос питает 82%-ой перекисью водорода газогенератор, содержащий твердый катализатор, при прохождении через который перекись водорода разлагается на водяной пар и газообразный кислород. Смесь под давлением 5,4 МПа и с температурой 830 К поступает (8,8 кг/с) на лопатки турбины и затем выбрасывается через выхлопные патрубки со скоростью 450 м/с, создавая тягу 7 кН. Рулевые камеры по конструкции аналогичны основным. Работая при давлении 5,4 МПа, каждая из них развивает тягу в 6 раз меньшую, чем основная камера. Камеры снабжены полными цапфами, через которые подводится топливо; они же обеспечивают при помощи гидроприводов отклонение камер на угол 45°. Зажигание топлива в камерах при запуске осуществляется от пиротехнических устройств, устанавливаемых через сопла. Регулирование ЖРД по тяге достигается изменением расхода рабочего тела газогенератора. Соотношение компонентов топлива регулируется изменением расхода горючего.

Компоненты топлива – жидкий кислород и керосин

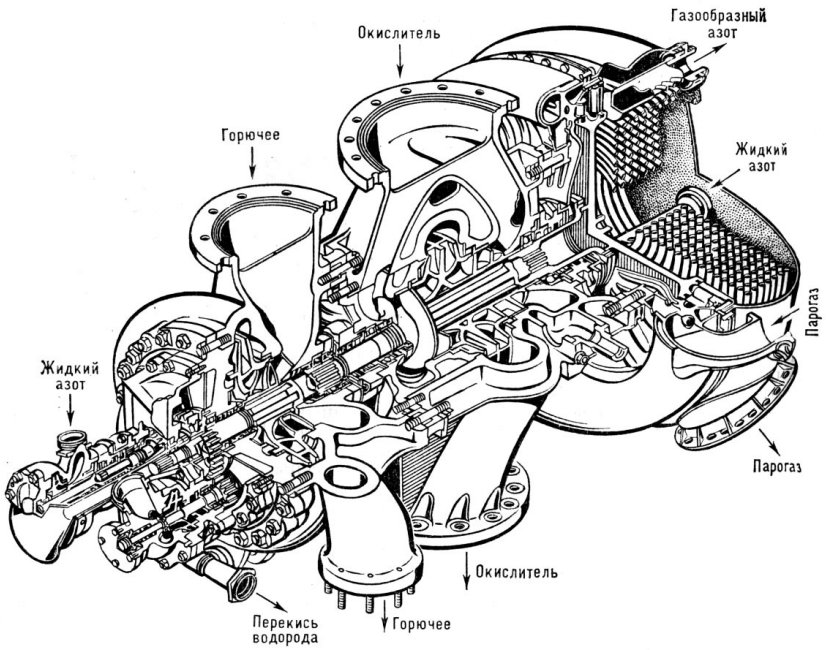
$P_з$ = 821 кН

$P_п$ = 1000 кН

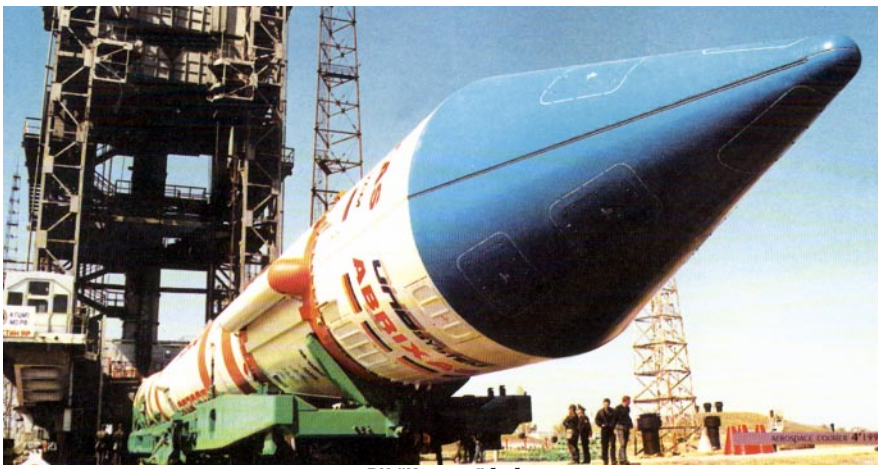
$I_з$ = 2520 Н/(кг/с)

$I_п$ = 3080 Н/(кг/с)

K_m = 2,47



Турбонасосный агрегат РД-107 [63]

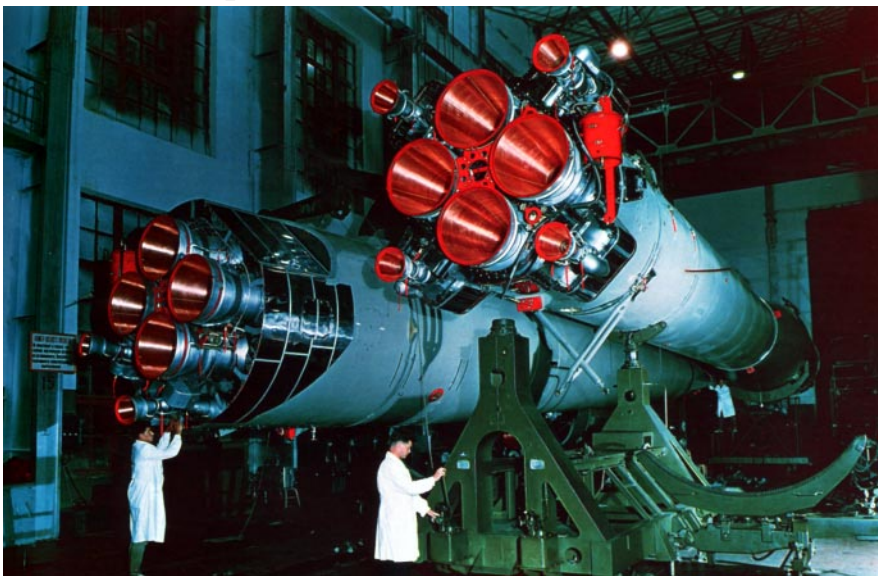


РН "Космос" [98]

t = 140 с
$p_к$ = 5,85 МПа
$M_{дв.}$ = 1155 кг
$L_{дв.}$ = 2860 мм (без рулевых камер)
$D_{дв.}$ = 2580 мм (без рулевых камер)
За прошедшие годы были разработаны разнообразные модификации ЖРД РД-107, которые использовались для пусков семейства космических РН, созданных на базе МБР Р-7 ("Спутник", "Луна", "Восток", "Молния", "Восход", "Союз", "Союз-У", "Союз-У2"). Все они основывались на конструкции двигателя РД-107 и не имели принципиальных отличий по конструкции.
Использующаяся в настоящее время модификация является одной из наиболее совершенных и надежных модификаций двигателей типа РД-107. Она разработана в 1971-75 гг.

РД-108

жидкостный ракетный двигатель



Р-7 [60]



РД-108 [78]

РД-108 разработан в 1954-57 гг.
Производится в ОАО "Моторостроитель" (г. Самара).
Аналогичен по конструкции РД-107. Отличается в основном числом рулевых камер и конструкцией дросселя, предназначенного для изменения соотношения топливных компонентов (установлен в магистрали окислителя в отличие от РД-107). Двигатель РД-108 имеет четыре основные камеры и четыре рулевые камеры. Камеры, ТНА и газогенератор – те же, что и в РД-107. ЖРД включается одновременно с двигателями первой ступени.
Компоненты топлива – жидкий кислород и керосин
$P_з$ = 745 кН
$P_п$ = 941 кН
$I_з$ = 2430 Н/(кг/с)
$I_п$ = 3090 Н/(кг/с)
$p_к$ = 5,1 МПа
t = 310 с
K_m = 2,39
$L_{дв.}$ = 2860 мм (без рулевых камер)
$D_{дв.}$ = 1950 мм (без рулевых камер)
$M_{дв.\ сухая}$ = 1250 кг
За прошедшие годы были разработаны разнообразные модификации ЖРД РД-108, которые использовались для пусков семейства космических РН, созданных на базе МБР Р-7 ("Спутник", "Луна", "Восток", "Молния", "Восход", "Союз", "Союз-У", "Союз-У2"). Все они основывались на конструкции двигателя РД-108 и не имели принципиальных отличий по конструкции. Используемая в настоящее время модификация РД-108 является одной из наиболее совершенных и надежных модификаций двигателей типа РД-108. Она разработана в 1971-75 гг.
В одной из модификаций двигателя для РН «Союз-У2» керосин для повышения экономичности был заменен циклином, но сейчас эта модификация не используется.

РД-109

жидкостный ракетный двигатель

РД-109 – один из проектов для второй ступени РН, разрабатывавшийся в 1957-60 гг.
Представляет собой однокамерный ЖРД на кислороде и НДМГ. Рабочим телом турбины являются продукты термического разложения основного горючего в газогенераторе вместо парогаза. ТНА выполнен по двухвальной схеме.
Работы по РД-109 прекращены в пользу РД-119.
Компоненты топлива – жидкий кислород и НДМГ
$P_п$ = 10,36 тс (101,6 кН)
$I_п$ = 334 с
t = 330 с
Количество камер 1
$p_к$ = 7,75 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 58,5
K_m = 1,49
$M_{дв.сухая}$ = 210 кг
$D_{дв.}$ = 1000 мм
$L_{дв.}$ = 2300 мм

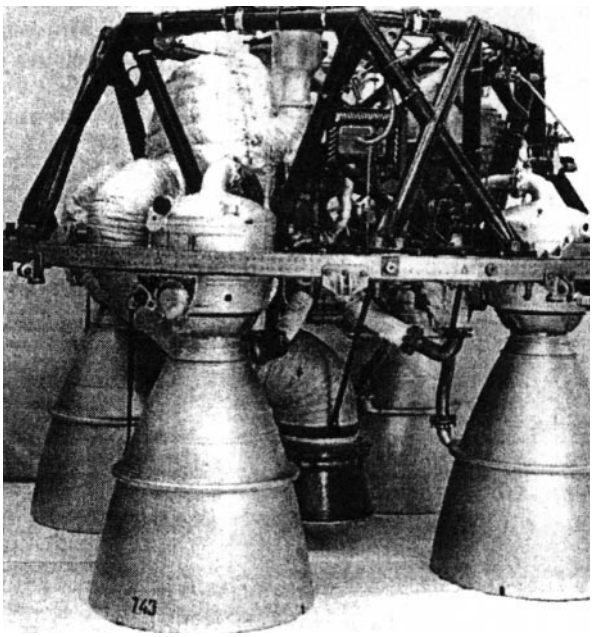
РД-110

жидкостный ракетный двигатель

Разработка **РД-110** велась в 1947-51 гг. для МБР Р-3. В основу положена конструкция двигателя РД-103.
Прорабатывался вариант двигателя с охлаждением камеры водой. Работа завершена на стадии макетного проектирования, изготовления и испытания отдельных узлов двигателя.
Компоненты топлива – жидкий кислород и керосин
$P_п$ = 140 тс (1374 кН)
$I_п$ = 285 с
$I_з$ = 244 с
Количество камер 1
$p_к$ = 5,88 МПа
K_m = 2,65
$D_{дв.}$ = 1800 мм
$L_{дв.}$ = 5200 мм

РД-111

жидкостный ракетный двигатель



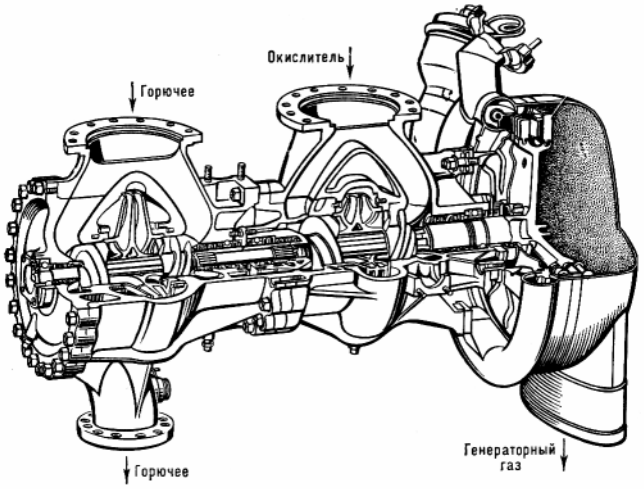
РД-111 [65]



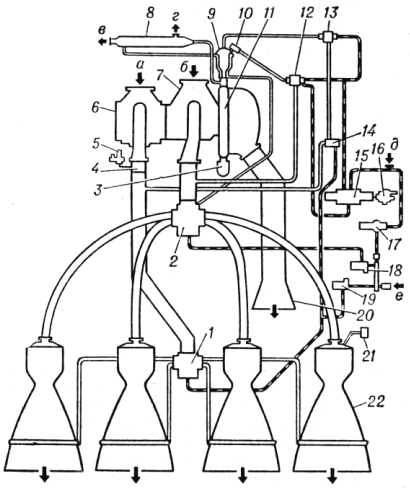
Р-9А [60]

РД-111 разработан в 1959-65 гг. для первой ступени МБР Р-9.
Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин
РД-111 содержит 4 камеры, ТНА, газогенератор, агрегаты автоматики, раму и др. элементы. Камера ЖРД - со связанными оболочками, с регенеративным и завесным (от форсуночной головки) охлажденным горючим. Камеры установлены на двигательной раме в подшипниках, оси которых расположены горизонтально, в плоскостях курса и тангажа РН; путем поворота камер достигается полное управление полетом. Над камерами расположен горизонтально ТНА, связанный с ними сильфонными металлическими шлангами. ТНА содержит центробежные одноступенчатые насосы окислителя и горючего (со шнеками на входе) и двухступенчатую осевую активную турбину (мощность 8460 кВт). Насосы и турбины расположены соосно и вращаются с частотой 142 об./с. Газ для привода ТНА вырабатывается в газогенераторе за счет сжигания небольшой части топлива с избытком горючего. Отработанный газ выбрасывается через патрубок, снабженный расширяющимся соплом. ЖРД регулиру-

ется по тяге аналогично ЖРД РД-219 и по соотношению компонентов топлива – РД-107. Зажигание топлива в камерах и газогенераторе при запуске осуществляется от пиротехнических устройств; раскрутка ТНА производится пороховым стартером.
$P_п$ = 166 тс (1628 кН)
$P_з$ = 143,51 тс (1407 кН)
$I_п$ = 317 с
$I_з$ = 275 с
t = 110 с
$p_к$ = 7,85 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 18,0
K_m = 2,39
$M_{дв.}$ = 1480 кг
$D_{дв.}$ = 2760 мм
$L_{дв.}$ = 2340 мм



Турбонасосный агрегат РД-111 [63]



1, 2 – главные пуско-отсечные клапаны; 3 – пороховой стартер; 4 – дроссель системы опорожнения баков; 5, 16 – электроприводы; 6, 7 – насосы; 8 – теплообменник; 9 – газогенератор; 10 – отсечный пироклапан; 11 – турбина; 12, 13, 15, 17 – редукторы давления; 14 – пуско-отсечный клапан; 18, 19 – управляющие электропневмоклапаны; 20 – выпускное сопло турбины; 21 – датчик давления системы регулирования тяги; 22 – камера; а – горючее; б – окислитель; в, г – газ для наддува баков; д – сжатый воздух от бортовых баллонов; е – сжатый воздух от наземной установки

Схема РД-111 [63]

РД-112

жидкостный ракетный двигатель

Проектные работы по **РД-112** велись в 1960 г. для установки на первую ступень МБР.
Предложена схема с дожиганием окислительного генераторного газа в основной камере сгорания. Для раскрутки турбины предполагалось использовать пусковую турбину, приводимую пороховыми газами от стартера.

Компоненты топлива – жидкий кислород и НДМГ.
$P_п$ = 111 тс (1089 кН)
$P_з$ = 98 тс
$I_п$ = 344 с
$I_з$ = 304 с
Количество камер 1
$p_к$ = 14,7 МПа

Геометрическая степень расширения сопла 31,8
K_m = 1,7
$M_{дв.сухая}$ = 790 кг
$D_{дв.}$ = 1290 мм
$L_{дв.}$ = 2600 мм

РД-113

жидкостный ракетный двигатель

Проектные работы велись в 1960 г. для установки на вторую ступень МБР. Развитие ЖРД РД-112 (отличался высотным соплом).
Компоненты топлива – жидкий кислород и НДМГ

$P_п$ = 116 тс (1138 кН)
$I_п$ = 360 с
Количество камер 1
$p_к$ = 14,7 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 119,8

K_m = 1,7
$M_{дв.}$ = 1100 кг
$D_{дв.}$ = 2480 мм
$L_{дв.}$ = 4200 мм

РД-114

жидкостный ракетный двигатель

Проектные работы по **РД-114** велись в 1960-61 гг. для первой ступени МБР. По принципиальной схеме аналогичен двигателю РД-112, но форсирован по тяге. В камере введены два пояса щелевой завесы и улучшена схема охлаждения сопла. Проводились модельные испытания отдельных агрегатов и узлов. Работы прекращены в связи с переходом к разработке двигателей на азотном тетраоксиде вместо кислорода.
Компоненты топлива - жидкий кислород и НДМГ.
$P_п$ = 168,6 тс (1653 кН)
$P_з$ =152 тс
$I_п$ = 341 с
$I_з$ = 307 с
t = 120 с
Количество камер 1
$p_к$ = 14,7 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 26,4
K_m = 1,77
$M_{дв.}$ = 900 кг
$D_{дв.}$ = 1460 мм
$L_{дв.}$ = 2600 мм

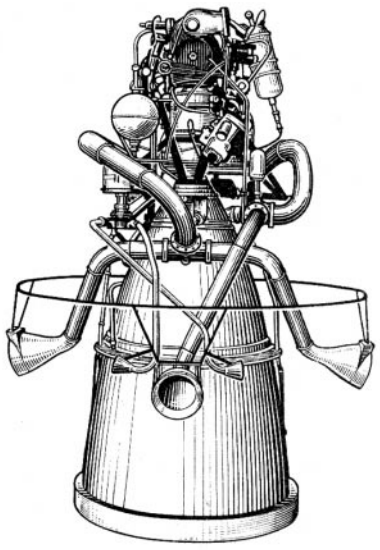
РД-115

жидкостный ракетный двигатель

Высотная модификация двигателя РД-114.
Компоненты топлива – жидкий кислород и НДМГ
$P_п$ = 176 тс (1726 кН)
$I_п$ = 357 с
t = 130 с
Количество камер 1
$p_к$ = 14,7 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 86,2
K_m = 1,77
$M_{дв.}$ = 1250 кг
$D_{дв.}$ = 3265 мм
$L_{дв.}$ = 5000 мм

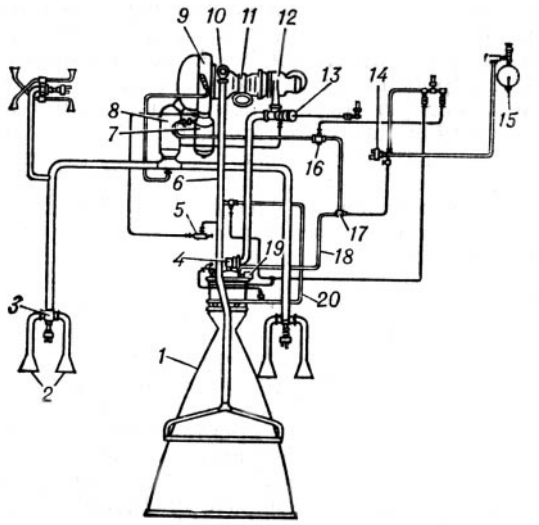
РД-119

жидкостный ракетный двигатель



РД-119 [105]

РД-119 разработан в 1958-62 гг. и использовался на второй ступени РН "Космос". Изготавливался в Химках и Красноярске.
Содержит камеру, ТНА, газогенератор, рулевые сопла, агрегаты управления, раму и другие элементы. Камера ЖРД – со связанными оболочками, тракт регенеративного охлаждения образован оребрением огневой стенки в области камеры сгорания и горловины сопла, а также гофрированными проставками между стенками сопловой части камеры. Внутреннее охлаждение камеры обеспечивается периферийными форсунками смесительной головки и питаемым автономно поясом завесы, установленным перед соплом. ТНА содержит два шнекоцентробежных топливных насоса и осевую двухступенчатую активную турбину с частотой вращения 350 об./с и мощностью 566 кВт, расположенные на двух соосных валах, которые связаны с помощью шлицевого соединения через короткий гибкий вал. На одном валу установлены насос горючего и (консольно) турбина, на другом - насос окислителя. Турбина приводится во вращение газом с температурой 1030 К, который вырабатывается при термическом разложении горючего в газоге-



1 – камера; 2 – рулевые сопла; 3 – газораспределитель с электроприводом; 4 – отсечный пироклапан окислителя; 5 – смеситель; 6 – трубопровод горючего камеры; 7 – газогенератор; 8 – теплообменник-испаритель; 9 – турбина; 10, 16 – пуско-отсечные клапаны; 11 – насос горючего; 12 – насос окислителя; 13 – пусковой клапан окислителя; 14 – азотный редуктор с электроприводом; 15 – баллон со сжатым азотом; 17 – редуктор давления горючего; 18 – трубопровод горючего газогенератора; 19 – отсечный клапан горючего камеры; 20 – трубопровод горючего завесного охлаждения

Схема РД-119 [63]

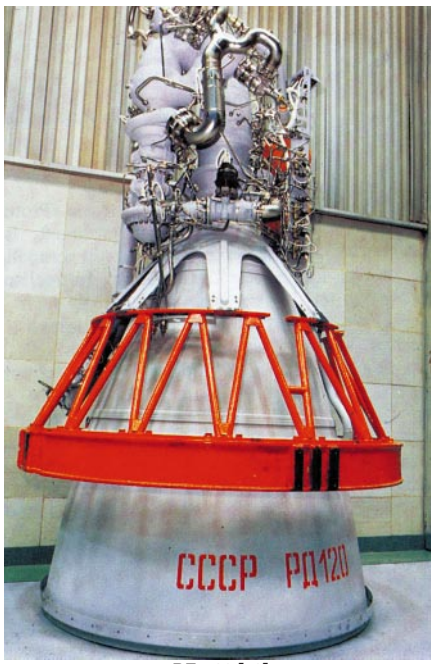
нераторе. Начальный тепловой импульс создается сжиганием порохового заряда, расположенного в газогенераторе. Этот же заряд используется для начальной раскрутки турбины при запуске ЖРД. Отработанный газ турбины истекает через три пары неподвижных рулевых сопел, снабженных газораспределителями с электроприводами, обеспечивая управление полетом РН.
В РД-119 имеются агрегаты, вырабатывающие газ для наддува топливных баков. Бак окислителя наддувается продуктами испарения окислителя в теплообменнике, который встроен в выхлопной патрубок турбины. Бак горючего наддувается газом, образующимся при смешении части генераторного газа с горючим. Зажигание топлива в камере при включении ЖРД осуществляется от пиротехнического устройства, устанавливаемого через сопла. Тяга регулируется изменением расхода горючего тела газогенератора. В конструкции камеры, газогенератора, газораспределителей, системы газовых трубопроводов широко использованы титановые сплавы. При команде на включение РД-119 двигатель первой ступени (РД-214) еще работает, и создаваемая им перегрузка обеспечивает поступление начальной порции топлива в двигатель.
Компоненты топлива – жидкий кислород и НДМГ
$P_п$ = 10,71 тс (105 кН)
$I_п$ = 352 с
t = 260 с
$p_к$ = 7,89 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 102,0
K_m = 1,5
$M_{дв. сухая}$ = 168 кг
$L_{дв.}$ = 2170 мм
$D_{дв.}$ = 1020 мм (без рулевых сопел)

РД-120

жидкостный ракетный двигатель

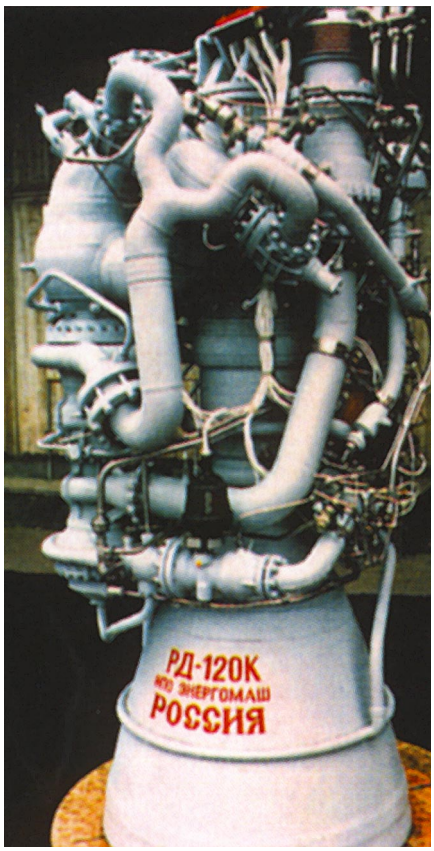


РН "Зенит" [64]



РД-120 [78]

ЖРД **РД-120** разработан в 1976-85 гг. под общим руководством В.П.Радовского для второй ступени РН "Зенит". Имеет схему с дожиганием окислительного газа. Он выполняет только маршевые функции (осуществляет основной разгон ступени) и обеспечивает подогрев гелия для наддува бака окислителя.
Наземные огневые испытания ЖРД проходил в полностью укомплектованном составе с полноразмерным соплом на стенде с выхлопным диффузором, позволяющим имитировать высотные условия работы двигателя. Летные испытания РН "Зенит" начались в 1985 г.
Двигатель допускает проведение многократных огневых стендовых испытаний автономно или в составе ступени и дальнейшее использование на РН при минимальном объеме профилактических работ.
ЖРД РД-120 является однокамерным двигателем с насосной подачей. На ступени он установлен неподвижно внутри торового бака горючего. Камера паяно-сварной конструкции с плоской многофорсуночной смесительной головкой. Ее наружное (регенеративное) и внутреннее (пленочное) охлаждение осуществляется горючим. ТНА расположен вертикально. Он выполнен двухблочным. Первый блок содержит осевую одноступенчатую газовую турбину и насос кислорода. Во втором блоке размещены насосы керосина первой и второй ступени. Безкавитационную работу ТНА обеспечивают бустерные насосные агрегаты (БНА). Газогенератор – окислительный, паяно-сварной. Он работает на основных компонентах ракетного топлива и охлаждается кислородом. Теплообменник подогрева гелия для наддува бака окислителя паяно-сварной. Управление работой ЖРД обеспечивают автоматические и пневмоуправляемые клапаны, регуляторы тяги и дроссель СОБ. Все агрегаты ЖРД с помощью трубопроводов объединены в единую пневмогидравлическую систему и функционируют по определенной циклограмме по командам от системы управления РН.
РД-120 был первым российским серийным ЖРД, прошедшим стендовые огневые испытания в США в октябре 1995 г.
ЖРД серийно изготавливается на Южном машиностроительном заводе (г. Днепропетровск, Украина). Его серийное производство в короткие сроки может быть также налажено в "НПО Энергомаш" или на других заводах отрасли.
Компоненты топлива – жидкий кислород и керосин.
Зажигание компонентов топлива осуществляется с помощью пускового горючего.
$P_п$ = 85 тс (833 кН)
$I_п$ = 350 с
t = до 360 с
Количество камер 1
$P_к$ = 16,2 МПа



РД-120К [98]

Геометрическая степень расширения сопла 106,1
K_m = 2,6
Диапазон дросселирования 70...110%
$M_{дв.}$ = 1125 кг
$D_{дв.}$ = 1954 мм
$L_{дв.}$ = 3872 мм



Испытания РД-120 на стенде компании Pratt & Whitney [97]

На базе РД-120 разработаны двигатели: **РД-120К** для первых ступеней перспективных РН и **РД-120U** для первой ступени РН ULV-22 ("Единство").
Двигатель РД-120К, являющийся модификацией двигателя РД-120 с укороченным соплом, отличается от последнего перекомпонованной верхней частью. РД-120К, разработка которого велась в "НПО Энергомаш" в инициативном порядке, предназначен для использования на первых ступенях перспективных РН легкого и среднего класса. Он имеет возможность регулирования по тяге - 50...105%.
РД-120К может устанавливаться как неподвижно (в этом случае управление вектором тяги двигателя может осуществляться с помощью двух рулевых камер), так и в шарнирном подвесе для управления вектором тяги (угол качания камеры в двух плоскостях ±6°.

Основная камера двигателя РД-120U установлена неподвижно, а управление вектором тяги осуществляется с помощью двух рулевых камер. В 1999 г. были проведены два огневых стендовых испытания двигателя РД-120U в НИИХиммаш в Сергиевом Посаде.
Компоненты топлива – жидкий кислород и керосин
$P_з$ = 73...80 тс (716...785 кН)
$I_п$ = 337 с
$I_з$ = 305 с
Количество камер 1
$p_к$ = 16,6...17,5 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 106,7
K_m = 2,6
$M_{дв.}$ = 1080 кг
$D_{дв.}$ = 1500 мм
$L_{дв.}$ = 2800 мм

РД-134

жидкостный ракетный двигатель

Проект ЖРД (середина 90-х гг.) для верхних ступеней РН.
Двигатель должен быть установлен на карданной подвеске с качанием камер в одной плоскости.

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин
$P_п$ = 35 тс (343 кН)
$I_п$ = 357 с
Количество камер 4 (с общим ТНА)

$p_к$ = 16,7 МПа
K_m = 2,6
$M_{дв.}$ = 540 кг
$D_{дв.}$ = 2400 мм
$L_{дв.}$ = 1600 мм

РД-146

жидкостный ракетный двигатель

РД-146 – проектная разработка 1992 г. для второй ступени РН.
Компоненты топлива – жидкий кислород и керосин

$P_п$ = 90 тс (883 кН)
$I_п$ = 350 с
$p_к$ = 16,67 МПа

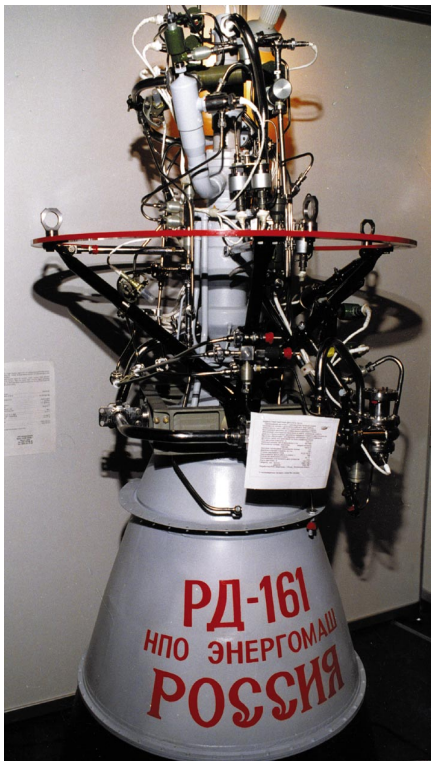
K_m = 2,6
Количество камер 1

РД-161

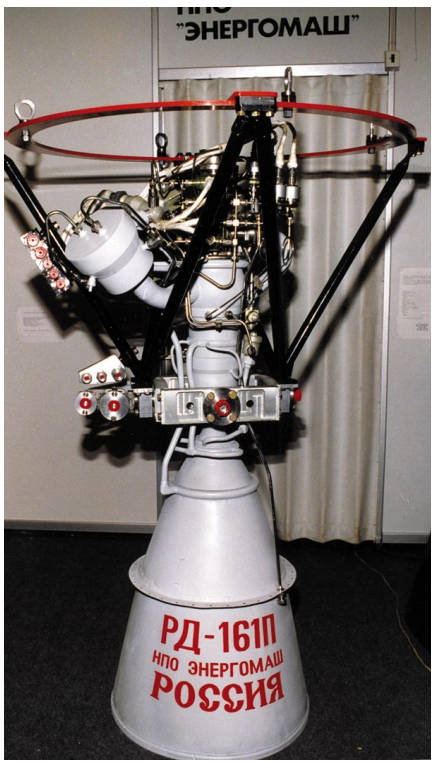
жидкостный ракетный двигатель



РН "Союз" [79]



РД-161 [78]



РД-161П [78]

РД-161 (проект 1990 г.) – высотный однокамерный ЖРД с турбонасосной системой подачи топлива. Выполнен по схеме с дожиганием генераторного газа. Имеет качающуюся в двух плоскостях камеру. Базовая версия. Назначение – верхняя ступень РН и разгонных блоков. Двигатель оснащен газогенератором высокого давления для питания управляющих камер.
Зажигание компонентов топлива в РД-161 осуществляется с помощью плазмы, возникающей при пропускании тока высокого напряжения и частоты через газообразный кислород.
РД-161-1 – вариант без неохлаждаемого соплового насадка
Компоненты топлива – жидкий кислород и керосин
$P_п$ = 2 тс (19,6 кН)
$I_п$ = 360 с
t = 900 с
Количество камер 1
$p_к$ = 12,2 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 18,75
Количество включений – до 17
Угол качания в шарнире ±6°
$N_{ТНА}$ = 444 л.с.
K_m = 2,6
$M_{дв.}$ = 119 кг
$D_{дв.}$ = 780 мм
$L_{дв.}$ = 1700 мм
РД-161-2 – вариант с неохлаждаемым сопловым насадком.
Компоненты топлива – жидкий кислород и керосин
$P_п$ = 2,03 тс (19,9 кН)
$I_п$ = 365 с
t = 900 с
Количество камер 1
$p_к$ = 11,72 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 19,25
K_m = 2,6
$M_{дв.}$ = 141 кг
$D_{дв.}$ = 1020 мм
$L_{дв.}$ = 2205 мм
РД-161П – проект 1993 г. с двумя уровнями тяги (1 – основной и 2 – промежуточный режим) и другим окислителем (высококонцентрированная перекись водорода). Схема двигателя - замкнутая с дожиганием.
Назначение - третья ступень РН "Союз".
$P_{п1}$ = 2,5 тс (24,5 кН)
$P_{п2}$ = 1,4 тс (13,7 кН)
$I_{п1}$ = 319 с
$I_{п2}$ = 317 с
$p_к$ = 12,23 МПа
t = 900 с
Количество камер 1
Геометрическая степень расширения сопла 265,0
K_m = 5,9
Количество включений – до 50
$N_{ТНА}$ = 500 л.с.
$M_{дв.}$ = 105 кг
$D_{дв.}$ = 540 мм
$L_{дв.}$ = 1450 мм
Двигатели РД-161 и РД-161П состоят из практически аналогичных камер сгорания с двухкомпонентными (газ - жидкость) форсунками, высотных сопел и ТНА. Тракт газогенерации обоих ЖРД различен. Газогенератор двигателя РД-161 – двухкомпонентный однофорсуночный (центробежная форсунка с осевым впрыском горючего и периферийным распылом окислителя), работает с избытком окислителя, образуя горячий газ с температурой около 550°С, состоящий в основном из кислорода и некоторой части паров воды и углекислого газа. Газогенератор двигателя РД-161П – однокомпонентный каталитический: при проходе перекиси водорода через каталитический пакет происходит ее разложение с образованием горячего парогаза с температурой порядка 850°С, состоящего из паров воды и кислорода. После срабатывания на лопатках турбины ТНА парогаз поступает в камеру сгорания, где дожигается с помощью горючего.

Благодаря применению однокомпонентного газогенератора система подачи топлива и запуска двигателя была существенно упрощена. Этот двигатель имеет особенность: в случае, если горючее в камеру сгорания не подается, ЖРД работает в так называемом однокомпонентном режиме, сохраняя при этом достаточно высокую тягу. Наибольшая трудность в разработке системы подачи топлива состояла в выборе материалов для каталитического пакета газогенератора.
Применение насадка из углепластика длиной приблизительно 500 мм позволяет увеличить удельный импульс тяги в вакууме примерно на 5 единиц.
Двигатель РД-161 относится к разряду перспективных. Он обеспечивает получение наиболее высокого удельного импульса тяги кислородно-керосиновых ЖРД.

РД-167

жидкостный ракетный двигатель

Для верхних ступеней РН в 90-х гг. разработан проект ЖРД **РД-167** (вариант РД-134).
Компоненты топлива – жидкий кислород и жидкий метан
$P_п$ = 35 тс (343 кН)
$I_п$ = 383 с
Количество камер 4
$p_к$ = 19,6 МПа
K_m = 3,6
$D_{дв.}$ = 2370 мм
$L_{дв.}$ = 1575 мм

РД-169

жидкостный ракетный двигатель

РД-169 предложен в начале 90-х гг. для первой ступени РН "Рикша-1". Связка из шести ЖРД РД-169 образует ДУ **РД-190**.
Проект выполнен с дожиганием окислительного генераторного газа. Управление вектором тяги - качание в двух плоскостях ±8°.
Компоненты топлива - жидкий кислород и жидкий метан
$P_п$ = 17 тс (167 кН)
$P_з$ = 15 тс (147 кН)
$I_п$ = 351 с
$I_з$ = 309 с
Количество камер 1
$p_к$ = 14,7 МПа
K_m = 3,4
Продолжительность одного использования 200 с
Количество включений в полете 1
$M_{дв.\ сухая}$ = 246 кг
$D_{дв.}$ = 530 мм
$L_{дв.}$ = 2100 мм

РД-170

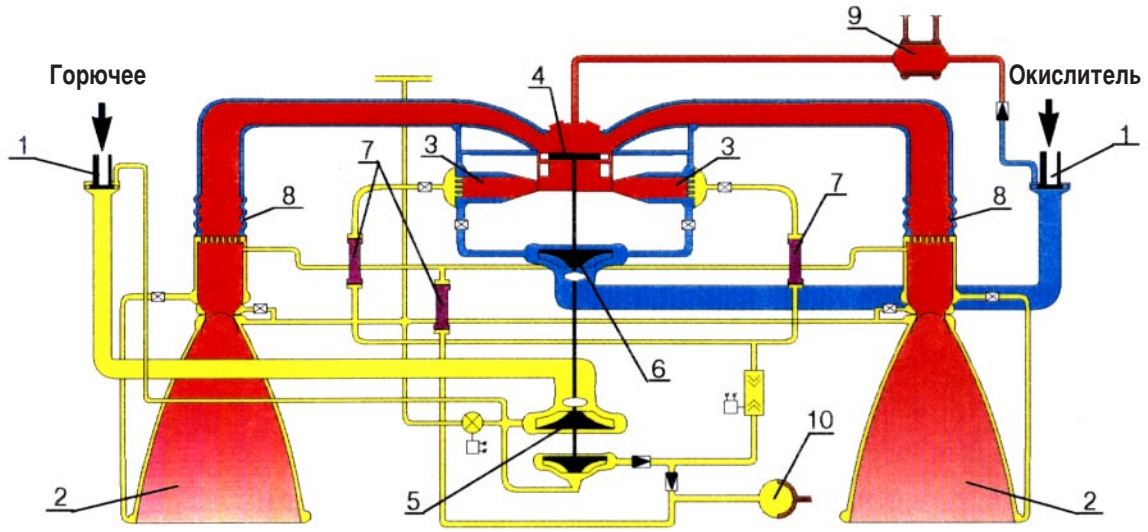
жидкостный ракетный двигатель



РД-170 [78]

РД-170 разработан в 1976-87 гг. для первой ступени РН "Энергия".
Самый мощный в мире ЖРД имеет высочайший уровень параметров и характеристик для двигателей такого класса. Двигатель предназначен для многократного использования и сертифицирован на 10-кратное использование. Первое огневое испытание РД-170 было проведено 25 августа 1980 г. На одном из двигателей было проведено 18 полноресурных огневых испытаний на стенде с общей наработкой 2520 секунд.
Первый полет в составе РН "Энергия" был выполнен 15 мая 1987 г.
Двигатель спроектирован по схеме с дожиганием окислительного газа. Он имеет четыре камеры сгорания и один ТНА, приводимый в действие двумя газогенераторами. Управление вектором тяги обеспечивается качанием каждой камеры на угол ±8° в двух плоскостях благодаря разработке уникального сильфонного узла.
(Подробное описание конструкции – см. РД-171)
Компоненты топлива – жидкий кислород и керосин.
$P_з$ = 740 тс (7255 кН)
$P_п$ = 806 тс (7903 кН)
$I_з$ = 309,2 с
$I_п$ = 337 с
$p_к$ = 24,5 МПа
K_m = 2,6
$M_{дв.сухая}$ = 9750 кг
$D_{дв.}$ = 4000 мм
$L_{дв.}$ = 4000 мм
Количество использований - до 10


РН "Энергия" [60]



1 – бустерные насосные агрегаты; 2 – камера сгорания; 3 – преднасосы; 4 – турбина; 5 – насос горючего; 6 – насос окислителя; 7 – воспламенитель; 8 – шарнир; 9 – теплообменник; 10 – бак пускового горючего

Схема РД-170 [60]

РД-171

жидкостный ракетный двигатель



РД-171 [78]

ЖРД **РД-171** создан в 1976-85 гг. под общим руководством В.П.Радовского.

ЖРД РД-171 выполнен по схеме дожигания в камерах окислительного генераторного газа. Сегодня это самый мощный ЖРД в мире. Он устанавливается на первых ступенях РН "Зенит" и "Zenit-3SL".

Конструктивно аналогичен РД-170 (за исключением крепления к ракете) и обладает возможностью качания камер только в одной плоскости.

ЖРД РД-171 допускает проведение огневых стендовых испытаний автономно или в составе ступени и дальнейшее использование на РН при минимальном объеме профилактических работ.

Он выполняет маршево-рулевые функции (осуществляет разгон и управление полетом РН), а также обеспечивает подогрев гелия для наддува бака окислителя ступени и подачу керосина с высоким давлением на бортовой источник мощности для рулевых гидроприводов РН.

ЖРД РД-171 является четырехкамерным двигателем с насосной подачей компонентов ракетного топлива. Камеры установлены в карданных узлах силовой рамы и могут отклоняться в тангенциальной плоскости на угол до 8°. Камеры имеют паяно-сварную конструкцию с плоскими многофорсуночными смесительными головками. Их наружное (регенеративное) и внутреннее (завесное) охлаждение производится горючим. Окислительный газ подводится по газоводам, имеющим уникальные сильфонные узлы, обеспечивающие поворот камер. ТНА расположен вертикально между камер. ТНА содержит осевую одноступенчатую газовую турбину, шнекоцентробежный насос окислителя и шнекоцентробежный двухступенчатый насос горючего (вторая ступень обеспечивает подачу части горючего в газогенераторы). Турбина и насос окислителя установлены на одном валу. Две ступени насоса горючего установлены на другом соосно расположенном валу, крутящий момент на который передается с помощью зубчатой рессоры. Безкавитационную работу ТНА обеспечивают бустерные насосные агрегаты. Оба газогенератора – окислительные, паяно-сварные. Они работают на основных КРТ и охлаждаются кислородом. Теплообменник подогрева гелия – многостенный, паяно-сварной. Управление работой ЖРД обеспечивают автоматические и пневмоуправляемые клапаны, регулятор тяги, дроссель СОБ и дроссели окислителя. Все агрегаты



РН "Zenit-3SL" на платформе стартового комплекса Sea Launch [84]

ЖРД с помощью трубопроводов объединены в единую пневмогидравлическую систему и функционируют по определенной циклограмме по командам от системы управления РН.

ЖРД изготавливаются в "НПО Энергомаш". В 80-х гг. велось параллельное изготовление двигателя на Омском заводе ПО "Полет".

Компоненты топлива – жидкий кислород и керосин. Вспомогательным компонентом является пусковое горючее ПГ-2.

$P_п$ = 806 тс (7903 кН)

$P_з$ = 740 тс (7254 кН)

$I_п$ = 337 с

$I_з$ = 309,2 с

Количество камер 4

$p_к$ = 24,5 МПа

t = 140 с

K_m = 2,63

$M_{дв.}$ = 9500 кг

$D_{дв.}$ = 4150 мм

$L_{дв.}$ = 3565 мм

РД-172

жидкостный ракетный двигатель

Проект **РД-172** создан в90-х гг. как модификация РД-171 с повышенной тягой за счет увеличения давления в камерах сгорания.
Компоненты топлива – жидкий кислород и керосин

$P_п$ = 848 тс (8310 кН)
$P_з$ = 784 тс (7680 кН)
$I_п$ = 337 с
$I_з$ = 311 с
Количество камер 4

$p_к$ = 25,7 МПа
K_m = 2,6
$D_{дв.}$ = 4150 мм
$L_{дв.}$ = 3565 мм

РД-180

жидкостный ракетный двигатель



РД-180 [78]

Двухкамерный **РД-180** разработан в 1994-98 гг. для РН Atlas IIIA компании Lockheed Martin на основе ЖРД РД-170. Двигатель спроектирован по схеме с дожиганием окислительного газа. Двигатель РД-180 имеет две камеры сгорания в отличие от четырехкамерного РД-170 и новый ТНА меньшей мощности, приводимый в действие одним газогенератором, а также ряд агрегатов автоматики, спроектированных заново.
В начале 1996 г. "НПО Энергомаш" приступило к подготовке производства РД-180, а огневые испытания доводочных двигателей прошли уже в ноябре того же года. Первое огневое испытание на стенде в США было проведено 29 июля 1998 г. Первый товарный ЖРД РД-180 поставлен в США в январе 1999 г. Первый полет американской РН Atlas IIIA с российским двигателем РД-180 успешно осуществлен 24 мая 2000 г.
"НПО Энергомаш" имеет контракт на поставку в США 18 двигателей для за-



РД-180 на РН Atlas IIIA [78]

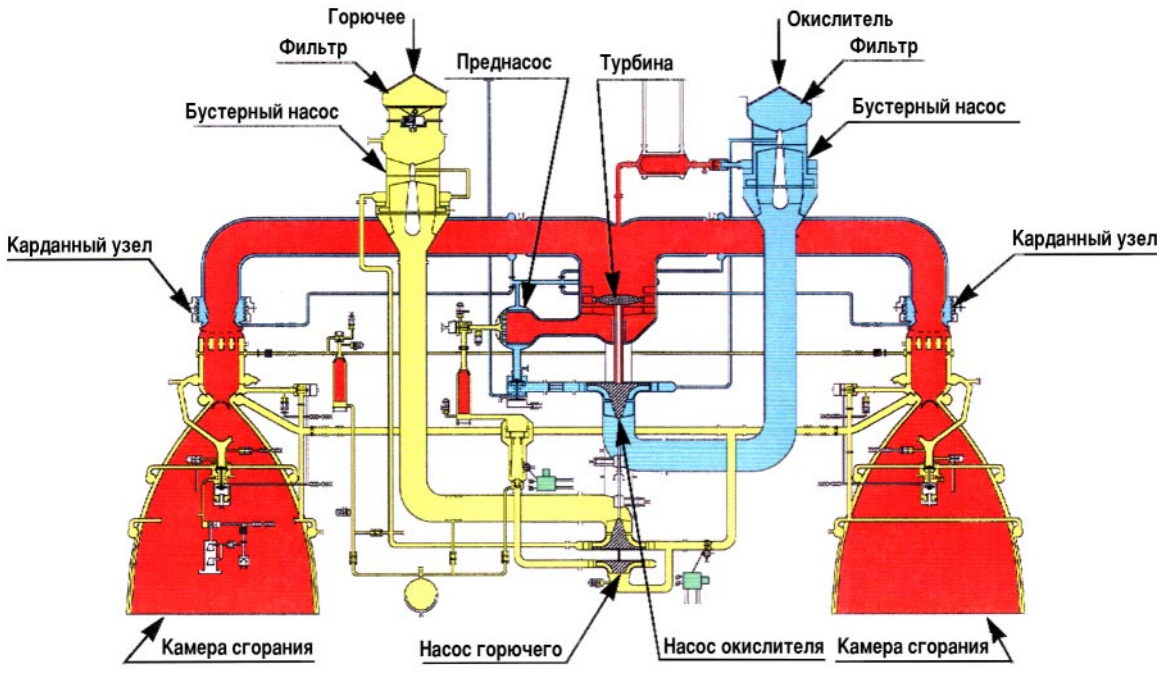


Схема РД-180 [78]

пусков американских ракет. В июне 1997 г. Lockheed Martin объявил о намерении заказать 101 двигатель РД-180 производства "НПО Энергомаш" для коммерческих полетов РН Atlas IIIA. Планируется оснастить двигателями РД-180 и новое семейство РН Atlas V.
Маркетингом и реализацией двигателя РД-180 в США занимается совместное предприятие "РД АМРОС", созданное при равном участии "НПО Энергомаш" и Pratt & Whitney.
Компания Pratt & Whitney купила лицензию на производство девяти двигателей РД-180 для установки на вышеуказанную РН.

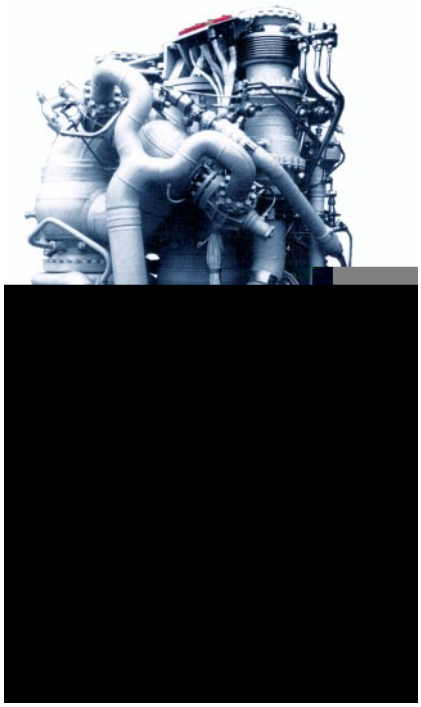
Компоненты топлива – жидкий кислород и керосин
$P_п$ = 423,4 тс (4152 кН)
$P_з$ = 390,2 тс (3828 кН)
$I_п$ = 337,8 с
$I_з$ = 311,3 с
$p_к$ = 26,0 МПа
K_m = 2,72
Угол качания камер ±8°
$M_{дв.сухая}$ = 5330 кг
$D_{дв.}$ = 3200 мм
$L_{дв.}$ = 3580 мм

РН Atlas IIIA [78]

РД-182

жидкостный ракетный двигатель

РД-182 – проект 1994 г. для первой ступени РН "Рикша-1/2".
Вариант РД-120К, использующий жидкий метан в качестве горючего. Проект выполнен с дожиганием окислительного генераторного газа.
Компоненты топлива – жидкий кислород и жидкий метан
$P_п$ = 83...92 тс (814...902 кН)
$P_з$ = 74...81 тс (725...794 кН)
$I_п$ = 351...353 с
$I_з$ = 311...316 с
Количество камер 1
$p_к$ = 16,6...17,5 МПа
Управление вектором тяги – угол качания ±6° в двух плоскостях
K_m = 3,4
Продолжительность одного использования 200 с
$M_{дв.}$ = 1500 кг
$D_{дв.}$ = 1500 мм
$L_{дв.}$ = 2800 мм



РН "Рикша" [52]

РД-182 [78]

РД-185

жидкостный ракетный двигатель

РД-185 – высотная модификация двигательного модуля РД-169 для второй ступени РН "Рикша".
Компоненты топлива – жидкий кислород и жидкий метан
$P_п$ = 18,3 тс (180 кН)
$I_п$ = 375,6 с
Количество камер 1
Управление вектором тяги - качание камер ±8° в двух плоскостях
$p_к$ = 14,7 МПа
K_m = 3,4
Продолжительность одного использования 350 с
Количество включений в полете 2
$M_{дв. сухая}$ = 353 кг
$D_{дв.}$ = 1500 кг
$L_{дв.}$ = 3300 мм

РД-192

жидкостный ракетный двигатель

РД-192 (1996 г.) – проектный вариант двигателя РД-191 с дожиганием окислительного генераторного газа с заменой керосина на метан для первой ступени РН.
Компоненты топлива – жидкий кислород и жидкий метан
$P_п$ = 207,8 тс (2038 кН)
$P_з$ = 191 тс (1876 кН)
$I_п$ = 356 с
$I_з$ = 327,8 с
Количество камер 1
$p_к$ = 24,5 МПа
K_m = 3,5
Управление вектором тяги - качание камеры ±8° в двух плоскостях
Продолжительность одного использования 200 с
$M_{дв.}$ = 2640 кг
$D_{дв.}$ = 1445 мм
$L_{дв.}$ = 3622 мм

РД-192С – проектный вариант РД-191 с дожиганием окислительного генераторного газа с заменой керосина на метан, предназначенный для второй ступени.
Компоненты топлива – жидкий кислород и жидкий метан
$P_п$ = 217 тс (2128 кН)
$I_п$ = 371,5 с
Количество камер 1
$p_к$ = 24,5 МПа
K_m = 3,5
Управление вектором тяги – качание камеры ±8° в двух плоскостях
Продолжительность одного использования 200 с
$M_{дв.\ сухая}$ = 2930 кг
$D_{дв.}$ = 2400 мм
$L_{дв.}$ = 4820 мм



РД-192 [78]

РД-200

жидкостный ракетный двигатель

РД-200 – проектная разработка 1951-53 гг. для зенитной ракеты. Предполагалось использовать вытеснительную систему подачи.
Компоненты топлива - азотная кислота и углеводородное горючее

$P_п$ = 10 тс (98,4 кН)
$P_з$ = 9,0 тс (88,2 кН)
$I_п$ = 234 с
$I_з$ = 210 с
t = 60 с

$p_к$ = 2,35 МПа
K_m = 3,76
$D_{дв.}$ = 530 мм
$L_{дв.}$ = 1500 мм

РД-210

жидкостный ракетный двигатель

РД-210 – проектная разработка 1954 г. для зенитной ракеты. Предполагалось использовать вытеснительную систему подачи.
Компоненты топлива - азотная кислота и углеводородное горючее

$P_п$ = 3 тс (29,85 кН)
$P_з$ = 2,7 тс (26,5 кН)
$I_п$ = 241 с
$I_з$ = 214 с
t = 60 с

$p_к$ = 2,35 МПа
K_m = 4,12
$D_{дв.}$ = 400 мм
$L_{дв.}$ = 1400 мм

РД-211

жидкостный ракетный двигатель

Проект двигателя **РД-211** разрабатывался в 1952-55 гг. для боевой ракеты.
Компоненты топлива - азотная кислота и углеводородное горючее
$P_п$ = 65,5 тс (642 кН)

$P_з$ = 56 тс (549 кН)
$I_п$ = 262 с
$I_з$ = 224 с
t = 122 с
Количество камер 4

$p_к$ = 3,92 МПа
K_m = 4,05
$D_{дв.}$ = 1650 мм
$L_{дв.}$ = 2700 мм

РД-212

жидкостный ракетный двигатель

Проект двигателя **РД-212** разработан в 1954-56 гг. для использования в качестве стартового ускорителя опытной крылатой ракеты "Буран".
Компоненты топлива - азотная кислота и углеводородное горючее

$P_п$ = 63,5 тс (623 кН)
$I_п$ = 253 с
$I_з$ = 227 с
t = 100 с
Количество камер 4
$p_к$ = 3,92 МПа
K_m = 3,97
$D_{дв.}$ = 1480 мм
$L_{дв.}$ = 2500 мм

РД-213

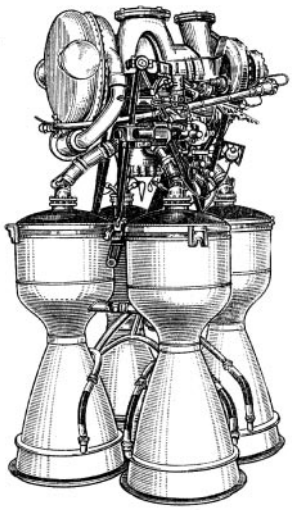
жидкостный ракетный двигатель

ЖРД **РД-213** разработан в 1956-57 гг. как стартовый ускоритель опытной крылатой ракеты "Буран". Двигатель проходил летные испытания. Работы прекращены в связи с прекращением работ по ракетной системе.

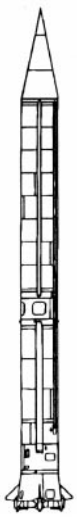
Компоненты топлива - азотная кислота и углеводородное горючее
$P_п$ = 76,4 тс (749 кН)
$P_з$ = 70 тс (686 кН)
$I_п$ = 254 с
$I_з$ = 231 с
t = 110 с
Количество камер 4
$p_к$ = 4,66 МПа
K_m = 3,97
$D_{дв.}$ = 1480 мм
$L_{дв.}$ = 2500 мм

РД-214

жидкостный ракетный двигатель



РД-214 [105]



Р-12 [65]

РД-214 разработан в 1952-57 гг. для одноступенчатой баллистической ракеты средней дальности Р-12/12У. Использовался и на первой ступени РН "Космос". Изготовлялся в Перми.

РД-214 имеет четыре камеры, ТНА, газогенератор, агрегаты управления и другие элементы. Камеры ЖРД – со связанными оболочками с гофрированными проставками между стенками, с регенеративным и завесным (от форсуночной головки) охлаждением горючим. Камеры изготовлены из стали и скреплены в жесткий блок, к которому сверху на специальной раме крепится ТНА. Он содержит три центробежных одноступенчатых насоса и осевую двухступенчатую активную турбину с частотой вращения 133 об./с и мощностью 1880 кВт. Агрегаты расположены на двух соосных валах, связанных с помощью шлицевого соединения через короткий гибкий вал. На одном валу установлены насос окислителя и (консольно) турбина, на другом – насосы горючего и 80%-ой перекиси водорода (для питания газогенератора). Для бескавитационной работы топливных насосов перед их центробежными колесами установлены осевые крыльчатки. Корпуса насосов, центробежные колеса и осевые крыльчатки изготовлены из алюминиевых сплавов, остальные детали ТНА стальные. Газогенератор аналогичен по конструкции газогенератору РД-107. Запуск ЖРД производится без предварительной ступени. Зажигание топлива в камере – химическое, при помощи пускового горючего (смесь ксилидина с триэтиламином), заливаемого в магистраль до главного клапана горючего. Тяга регулируется измерением расхода рабочего тела через газогенератор. РД-214 выключается через режим конечной ступени. Крепление ЖРД к ракете осуществляется с помощью опор, расположенных в верхней части камер. Управление вектором тяги РД-214 производится при помощи газовых рулей (к конструкции ЖРД не относится).
Компоненты топлива – смесь окислов азота с азотной кислотой и продукт переработки керосина
$P_п$ = 74,35 тс (730 кН)
$P_з$ = 64,77 тс (635 кН)
$I_п$ = 264 с
$I_з$ = 230 с
t = 140 с
$p_к$ = 4,36 МПа
K_m = 3,97
Геометрическая степень расширения сопла 9,42
$M_{дв.\ сухая}$ = 645 кг
$D_{дв.}$ = 2380 мм
$L_{дв.}$ = 1500 мм

РД-215

жидкостный ракетный двигатель

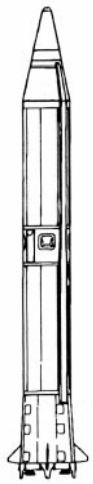
РД-215 создан в 1958-60 гг. для одноступенчатой ракеты Р-14.
Два ЖРД РД-215 образуют ДУ РД-216.
Изготавливался в Омске, Красноярске и Днепропетровске.
Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ
$P_п$ = 88,7 тс (870 кН)

$P_з$ = 75,5 тс (740 кН)
$I_п$ = 289 с
$I_з$ = 246 с
t = 125 с
Количество камер 2
$p_к$ = 7,35 МПа
K_m = 2,5

Двигатель РД-215М – это модификация РД-215. Два блока РД-215М образуют двигатель РД-216М, который используется на первой ступени РН "Интеркосмос", "Космос-2" и "Космос-3".

РД-216

жидкостный ракетный двигатель



Р-14 [53]

РД-216 разработан в 1958-60 гг. для одноступенчатой ракеты Р-14.
ЖРД состоит из двух идентичных двигательных блоков РД-215, объединенных рамой крепления с РН и имеющих общую систему запуска. Двигательные блоки аналогичны по конструкции РД-219.
Основные отличия от РД-219:
• сопла камер рассчитаны на меньшую степень расширения газа (от давления 7,35 МПа до 43 кПа);
• отсутствуют дроссель системы опорожнения баков и сопла для расширения отработанных газов турбины, сопла для расширения отработанных газов турбины,
• ТНА имеет мощность 3270 кВт при частоте вращения 155 об./с.
Управление вектором тяги РД-216 производится при помощи газовых рулей (к конструкции ЖРД не относятся).
Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ
$P_п$ = 177,4 тс (1740 кН)
$P_з$ = 151 тс (1480 кН)
$I_п$ = 289 с
$I_з$ = 246 с
Количество камер 4
$p_к$ = 7,35 МПа
K_m = 2,5
t = 125 с
$M_{дв.\ сухая}$ = 1325 кг
$D_{дв.}$ = 2260 мм
$L_{дв.}$ = 2195 мм
ЖРД **РД-216М** разработан в 1965-67 гг. как модификация двигателя РД-216.
Он установлен на первой ступени РН и выполняет только маршевые функции – осуществляет разгон РН. Управление полетом РН обеспечивают аэродинамические газовые рули, установленные в потоке истекающих из сопел двигателя продуктов сгорания, а наддув баков производит газобаллонная система наддува ступени.
ЖРД серийно изготавливался на Южном машиностроительном заводе в г. Днепропетровск (Украина).
ЖРД РД-216М отличается от прототипа ЖРД РД-216 тем, что для повышения устойчивости горения в камере на основном режиме установлена смесительная головка со стабилизированным истечением компонентов топлива из форсунок, а для обеспечения устойчивой работы камер при запуске в коллекторе нижней части симметрично относительно входного патрубка установлены две пары перегородок с отверстиями, обеспечивающими разновременность поступления первых порций горючего по периметру смесительной головки. Кроме того, в ЖРД РД-216М изменена конструкция воздушного редуктора, что позволило исключить работу двигателя на конечной ступени.
Компоненты топлива – АК-27И и НДМГ
$P_з$ = 151,5 тс (1480 кН)
$I_з$ = 248 с
$p_к$ = 7,35 МПа
Количество камер 4
t = 140 с
K_m = 2,5
$h_{дв.}$ = 2195 мм
$D_{дв.}$ = 2260 мм

РД-217

жидкостный ракетный двигатель

РД-217 разработан в 1958-61 гг. для первой ступени МБР Р-16.
Связка из трех двухкамерных РД-217 образует ДУ **РД-218**.
Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ
$P_п$ = 88,6 тс (869 кН)
$P_з$ = 75,5 тс (740 кН)
$I_п$ = 289 с
$I_з$ = 246 с
Количество камер 2
$p_к$ = 7,35 МПа
K_m = 2,5

РД-218

жидкостный ракетный двигатель

ДУ **РД-218** разработана в 1958-61 гг. для первой ступени МБР Р-16/16У.
Она состоит из трех двухкамерных ЖРД РД-217.
Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ
$P_п$ = 266 тс (2609 кН)
$P_з$ = 226 тс (2220 кН)
$I_п$ = 289 с
$I_з$ = 246 с
Количество камер 6
$p_к$ = 7,35 МПа
K_m = 2,5
t = 100 с
$D_{дв.}$ = 2789 мм
$L_{дв.}$ = 2188 мм

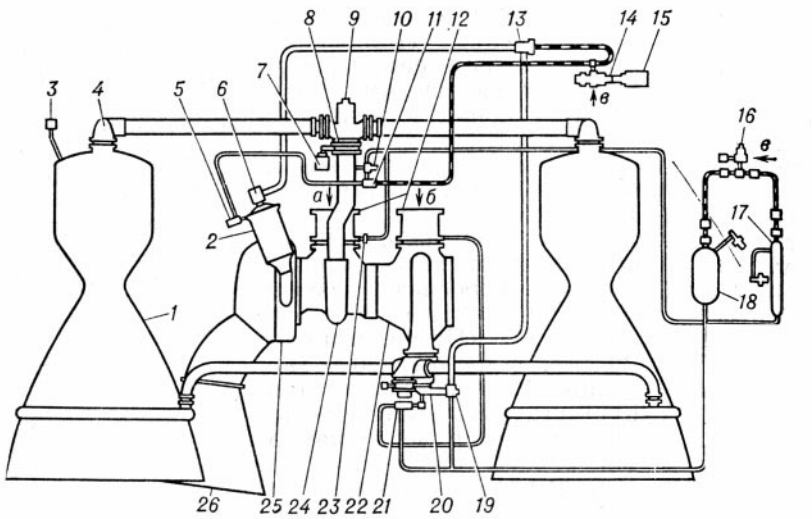
РД-219

жидкостный ракетный двигатель



РД-219 [66]

РД-219 создан в 1958-61 гг. для второй ступени МБР Р-16/16У.
ЖРД содержит две камеры, питающий их ТНА, газогенератор, агрегаты автоматики, двигательную раму и другие элементы. Камеры соединены специальной рамой, к которой крепится ТНА, расположенный горизонтально между камерами в области их горловин. Камеры изготовлены из стали и по конструкции аналогичны применяемым в РД-107, но в них используются исключительно однокомпонентные форсунки и гофрированные проставки (для соединения стенок) на всей длине корпуса.
ТНА содержит два топливных шнекоцентробежных насоса с двухсторонними входами и осевую двухступенчатую активную турбину, расположенные на двух валах: на одном – насос окислителя и (консольно) турбина, на другом – насос горючего. Крутящий момент между валами передается через короткий гибкий вал. Мощность ТНА 3570 кВт, частота вращения 158 об./с. Крыльчатки, шнеки и корпуса насосов изготовлены из алюминиевых сплавов, ротор и коллекторы турбины - из никелевых сплавов. Другие основные детали ТНА – стальные. Газ для привода ТНА (его температура 1100 К) вырабатывается в газогенераторе за счет сжигания небольшой части топлива (1,8%) с избытком горючего.
Газогенератор – с цилиндрическим одностенным корпусом, охлаждаемым завесой горючего, которое создается форсуночной головкой. Он изготовлен из сталей и никелевого сплава. Отработанный газ ТНА выбрасывается через расширяющиеся сопла, создающее тягу свыше 8 кН. Агрегаты автоматики срабатывают от электро- и пирокоманд, а также управляющего давления азота, который поступает к редуктору из бортовых баллонов.



1 – камера; 2 – газогенератор; 3 – датчик давления системы регулирования тяги; 4,5, 6 – отсечные клапаны; 7, 15 – электроприводы; 8 – дроссель системы опорожнения баков; 9 – главный пусковой клапан; 10, 19 – пусковые блоки обратных клапанов; 11, 13, 14 – редукторы давления; разделительные пиромембранные клапаны; 16 – пусковой электропневмоклапан; 17, 18 – пусковые бачки; 20 – главный пуско-отсечный клапан; 21, 23 – клапаны заправки пускового бачка; 22, 24 – насосы; 25 – турбина; 26 – выпускное сопло; а – окислитель; б – горючее; в – сжатый азот от бортовых баллонов

Схема РД-219 [63]

ЖРД запускается сразу на главную ступень. Предварительно производится открытие пиромембранных клапанов, установленных на входе в насос, и компоненты топлива заполняют насосы и пусковые бочки. Начальная раскрутка ТНА происходит на закрытых топливных клапанах, установленных на выходе из насосов, а необходимое для раскрутки топливо вытесняется в газогенераторе из пусковых бочков газообразным азотом. По мере увеличения давления топливные клапаны открываются и газогенератор переключается на питание от насосов.
ЖРД регулируется по тяге – изменением расхода топлива через газогенератор (команды поступают от системы регулирования кажущейся скорости РН) и по соотношению компонентов топлива – изменением расхода окислителя через камеры (команды поступают от системы опорожнения баков на электропривод дросселя, установленного за насосом). При выключении ЖРД прекращается подача топлива последовательно в газогенератор и камеры. Одновременно с выключением камер производится дренаж горючего из охлаждающих трактов с целью уменьшения импульса последействия тяги.
Компоненты топлива – АК-27И и НДМГ
$P_п$ = 89,95 тс (883 кН)
$I_п$ = 293 с
t = 125 с
$p_к$ = 7,35 МПа
Количество камер 2
Геометрическая степень расширения сопла 25,8
K_m = 2,5
$M_{дв.\ сухая}$ = 665 кг
$D_{дв.}$ = 2200 мм
$L_{дв.}$ = 2040 мм

РД-220

жидкостный ракетный двигатель

Проект **РД-220** создан в 1960-61 гг. для первой ступени космической ракеты (начальная стадия разработки РН Н1). Схема с дожиганием.
Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ
$P_п$ = 109,52 тс (1073 кН)
$P_з$ = 96,6 тс (947 кН)
$I_п$ = 306 с
$I_з$ = 270 с
Количество камер 1
$p_к$ = 14,7 МПа
K_m = 2,8
$D_{дв.}$ = 1300 мм
$L_{дв.}$ = 2600 мм

РД-221

жидкостный ракетный двигатель

Проект **РД-221** создан в 1960-61 гг. для второй ступени космической ракеты (начальная стадия разработки РН Н1). Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ

$P_п$ = 114 тс (1118 кН)
$I_п$ = 318 с
Количество камер 1
$p_к$ = 14,7 МПа

K_m = 2,8
$D_{дв.}$ = 2400 мм
$L_{дв.}$ = 4200 мм

РД-222

жидкостный ракетный двигатель

Проект **РД-222** создан в 1960-61 гг. для первой ступени космической ракеты (начальная стадия разработки РН Н1). Схема с дожиганием.
Работы прекращены в связи с переходом на другой окислитель - азотный тетраоксид.

Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ
$P_п$ = 166,6 тс (1634 кН)
$P_з$ = 150 тс (1470 кН)
$I_п$ = 302 с
$I_з$ = 272 с

Количество камер 1
$p_к$ = 14,7 МПа
K_m = 2,92
$D_{дв.}$ = 1460 мм
$L_{дв.}$ = 3470 мм

РД-223

жидкостный ракетный двигатель

Проект **РД-223** создан в 1960-61 гг. для второй ступени космической ракеты (начальная стадия разработки РН Н1). Схема с дожиганием. Разработка прекращена в связи с переходом на другой окислитель - азотный тетраоксид.

Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ
$P_п$ = 173 тс (1695 кН)
$I_п$ = 314 с
Количество камер 1

$p_к$ = 14,7 МПа
K_m = 2,92
$D_{дв.}$ = 2600 мм
$L_{дв.}$ = 5000 мм

РД-224

жидкостный ракетный двигатель

Проект **РД-224** создан в 1960-62 гг. для опытного ракетного комплекса с тяжелой межконтинентальной баллистической ракетой Р-26 (первая ступень). Связка двух ЖРД РД-225 образуют двигательную установку РД-224. Открытая схема.
По своей конструкции и параметрам двигатель близок к двигателю РД-216.

Двигатель прошел полный объем доводочных испытаний. Разработка прекращена в связи с прекращением разработки ракеты.
Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ
$P_п$ = 181 тс (1774 кН)
$P_з$ = 155 тс (1517 кН)
$I_п$ = 294 с

$I_з$ = 251 с
t = 100 с
Количество камер 4
$p_к$ = 8,33 МПа
K_m = 2,5
$D_{дв.}$ = 2300 мм
$L_{дв.}$ = 2000 мм

РД-225

жидкостный ракетный двигатель

Проект **РД-225** создан в 1960-62 гг. для опытного ракетного комплекса с тяжелой межконтинентальной баллистической ракетой Р-26 (первая ступень). Связка двух ЖРД РД-225 образуют двигательную установку РД-224.

Открытая схема.
Компоненты топлива – азотная кислота и НДМГ
$P_п$ = 90,5 тс (887 кН)
$P_з$ = 77,5 тс (759 кН)
$I_п$ = 294 с

$I_з$ = 251 с
t = 100 с
Количество камер 2
$p_к$ = 8,33 МПа
K_m = 2,5

РД-250

жидкостный ракетный двигатель

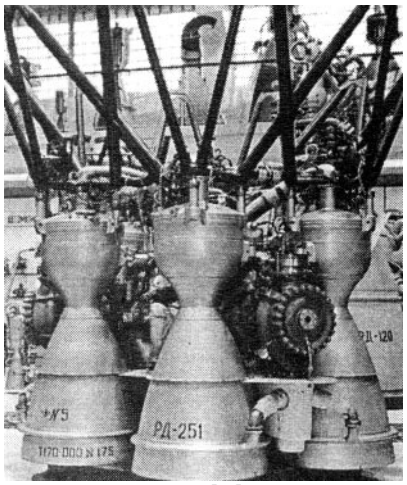
Двигатель **РД-250** разработан в 1961-65 гг. для первой ступени МБР Р-36.
Связка трех РД-250 образуют ДУ РД-251.
Открытая схема. Двухкамерный двигатель с одним ТНА и газогенератором.

Компоненты топлива - тетраоксид азота и НДМГ
$P_п$ = 89,9 тс (881 кН)
$P_з$ = 80,4 тс (788 кН)
$I_п$ = 301 с
$I_з$ = 270 с
t = 120 с

Количество камер 2
$p_к$ = 8,83 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 14,7
K_m = 2,6
$L_{дв.}$ = 2600 мм

РД-251

жидкостный ракетный двигатель



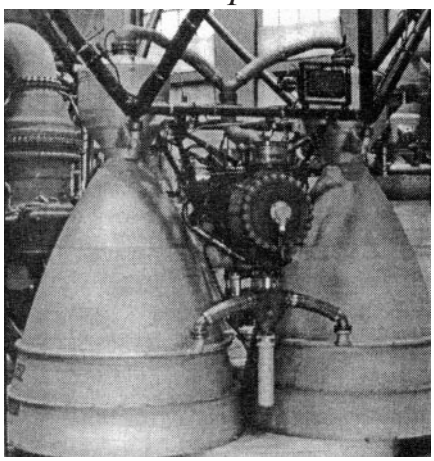
РД-251 [65]

РД-251 создан в 1961-65 гг. для первой ступени МБР Р-36.
Связка трех двухкамерных ЖРД РД-250.
Открытая схема. Управление полетом ракеты – рулевым блоком.
Компоненты топлива - тетраоксид азота и НДМГ
$P_п$ = 270 тс (2634 кН)
$P_з$ = 241 тс (2364 кН)
$I_п$ = 301 с

$I_з$ = 270 с
t = 120 с
Количество камер 6
$p_к$ = 8,33 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 14,7
K_m = 2,6
$D_{дв.}$ = 2520 мм
$L_{дв.}$ = 1762 мм

РД-252

жидкостный ракетный двигатель

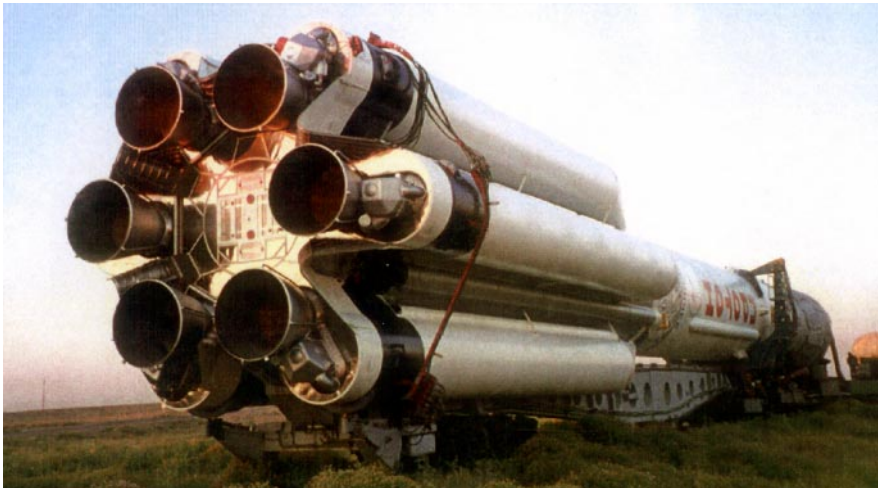

РД-252 [65]

Двухкамерный ЖРД **РД-252**, созданный в 1961-65 гг., предназначен для второй ступени МБР Р-36.
Открытая схема.
РД-252 отличается от РД-250 наличием высотного сопла и повышенным давлением в камере. Управление полетом ракеты - за счет рулевого блока.
Компоненты топлива - тетраоксид азота и НДМГ

$P_п$ = 95,9 тс (940,5 кН)
$I_п$ = 317 с
$p_к$ = 8,92 МПА
Геометрическая степень расширения сопла 46,1
K_m = 2,6
$M_{дв.}$ = 720 кг
$D_{дв.}$ = 2590 мм
$L_{дв.}$ = 2186 мм

РД-253

жидкостный ракетный двигатель



РН "Протон-К" [78]



РД-253 [78]

РД-253 создан в 1961-65 гг. для первой ступени МБР УР-500 (РН "Протон").

ЖРД содержит камеру, ТНА, газогенератор, агрегаты автоматики и другие элементы. После насосов окислитель с небольшой частью горючего направляется в газогенератор, а остальная часть горючего – в тракт регенеративного охлаждения камеры. Окислительный генераторный газ после турбины поступает по газоводу в камеру сгорания, где дожигается с горючим, прошедшим тракт охлаждения. Камера ЖРД – со связанными оболочками, содержит форсуночную головку и корпус с оребренной внутренней стенкой и гофрированными проставками (в сопловой части). Имеет дополнительную защиту от прогара жаростойким керамическим покрытием и газожидкостной пленкой, создаваемой подачей горючего из охлаждающего тракта через два пояса внутреннего охлаждения. Плотность теплового потока, поступающего в стенку камеры, достигает 120 МВт/м^2.

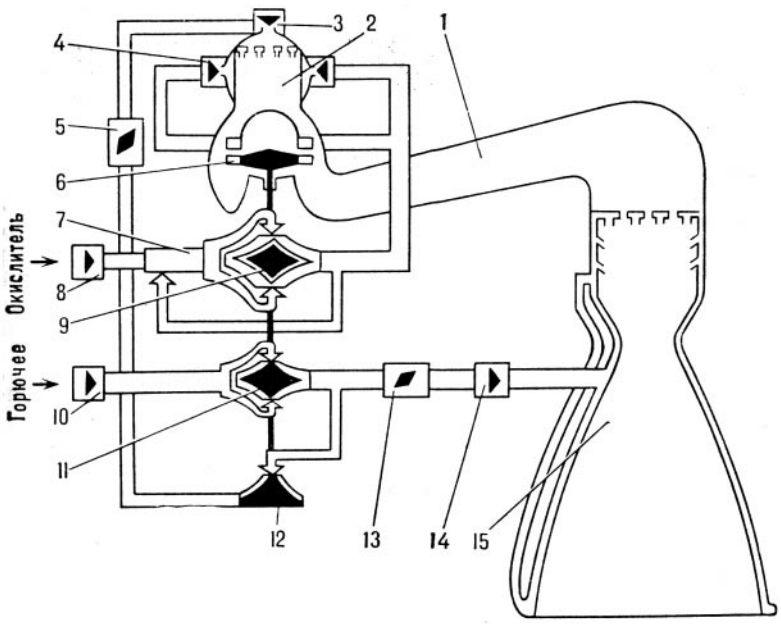
ТНА содержит два топливных шнекоцентробежных насоса с двухсторонними входами и осевую реактивную турбину, расположенные на двух валах: на одном – насос окислителя и турбина, на другом – насос горючего. Крутящий момент между валами передается через промежуточный короткий гибкий вал. Насос горючего – двухступенчатый: первая ступень питает камеру, вторая – газогенератор. Во входной магистрали окислителя установлен эжектор. Мощность ТНА 18,74 МВт, частота вращения 231 об./с.

Газогенератор - сферической формы, охлаждаемой окислителем. В газогенератор поступает около 70% всего топлива и вырабатывается газ с температурой 780 К и давлением 24 МПа.

Конструктивная надежность ЖРД при давлении в его магистралях, достигающем 40 МПа, обеспечена широким применением сварки: в основных магистралях насчитывается всего 11 разъемов. Вспомогательные рабочие тела отсутствуют. Запуск происходит на самотеке топлива. Операции включения и выключения обеспечиваются девятью пироклапанами простой конструкции. С целью регулирования ЖРД по тяге и соотношению компонентов топлива в его магистралях установлены регулятор и дроссель, работающие от электроприводов. Имеются также небольшие газогенераторы, в которых вырабатывается газ для наддува топливных баков РН. Узлы крепления ЖРД к РН обеспечивают возможность поворота его в вертикальной плоскости с целью управления вектором тяги. Для защиты агрегатов ЖРД от воздействия реактивной струи предусмотрены теплоизоляционные экраны.

Первый полет РН "Протон состоялся 16 июля 1965 г. Всего состоялось 247 запусков РН "Протон" с использованием двигателей РД-253. В последние годы на первой ступени РН «Протон» стали использоваться модернизированные двигатели РД-275.

Компоненты топлива – тетраоксид азота и НДМГ



1 – газовод; 2 – газогенератор; 3, 4, 8, 10, 14 – пироклапаны; 5 – регулятор; 6 – турбина; 7 – струйный преднасос; 9, 11, 12 – насосы; 13 – дроссель; 15 – камера

Схема РД-253 [63]

$P_п$ = 167 тс (1635 кН)
$P_з$ = 150 тс (1470 кН)
$I_п$ = 316 с
$I_з$ = 285 с
$p_к$ = 14,7 МПа
Количество камер 1
K_m = 2,67
$M_{дв.сухая}$ = 1080 кг
$D_{дв.}$ = 1500 мм
$L_{дв.}$ = 2720 мм
t = 130 с

РД-254

жидкостный ракетный двигатель

Проект **РД-254** разрабатывался в 1961-66 гг. для третьей ступени ракеты УР-700. Высотная версия РД-253.
Схема с дожиганием. Управление вектором тяги – качанием двигателя.

Компоненты топлива - тетраоксид азота и НДМГ
$P_п$ = 175 тс (1714 кН)
$I_п$ = 328 с
$p_к$ = 14,7 МПа
Количество камер 1
K_m = 2,67
$h_{дв.}$ = 4000 мм
$D_{дв.}$ = 2600 мм

РД-261

жидкостный ракетный двигатель

РД-261 – разработка 1968-70 гг. для первой ступени РН «Циклон-2» и "Циклон-3" на основе РД-251.
Двигатель состоит из трех двигательных блоков РД-250ПМ (двухкамерные ЖРД открытой схемы). Управление полетом ракеты – за счет качания рулевых камер.

Компоненты топлива - тетраоксид азота и НДМГ
$P_п$ = 241 тс (2365 кН)
$P_з$ = 270 тс (2645 кН)
$I_п$ = 301 с
$I_з$ = 270 с
t = 120 с
Количество камер 6
Геометрическая степень расширения сопла 14,7
$p_к$ = 8,3 МПа
K_m = 2,6
$M_{дв.}$ = 1764 кг
$D_{дв.}$ = 2520 мм
$L_{дв.}$ = 1760 мм

РД-262

жидкостный ракетный двигатель

РД-262 – разработка 1968-70 гг. для второй ступени РН «Циклон-2» и "Циклон-3" на основе РД-252.
Открытая схема. Двухкамерный двигатель с одним ТНА и газогенератором. Управление полетом ракеты – за счет качания рулевых камер.

Компоненты топлива - тетраоксид азота и НДМГ
$P_п$ = 96 тс (941 кН)
$I_п$ = 318 с
t = 160 с
Количество камер 2
$p_к$ = 8,92 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 46,1
K_m = 2,6
$D_{дв.}$ = 2590 мм
$L_{дв.}$ = 2190 мм

РД-263

жидкостный ракетный двигатель

Разработан в 1969-73 гг. для первой ступени МБР Р-36М/36МУ.
Четыре ЖРД РД-263 образуют ДУ РД-264.
ЖРД работает по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа. Для управления вектором тяги двигатель может отклоняться на угол ±7°.

Компоненты топлива - тетраоксид азота и НДМГ
$P_з$ = 106 тс (1040 кН)
$P_п$ = 115 тс (1130 кН)
$I_п$ = 318 с
$I_з$ = 293 с
Количество камер 1
$p_к$ = 20,6 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 31,8
K_m = 2,67
$h_{дв.}$ = 2150 мм
$D_{дв.}$ = 1080 мм

РД-264

жидкостный ракетный двигатель

ЖРД **РД-264** разработан в 1969-73 гг. для первых ступеней ракет Р-36М/Р-36МУ.
Состоит из четырех двигательных блоков - однокамерных ЖРД РД-263.
Схема с дожиганием. Управление полетом ракеты за счет поворота каждого двигательного блока в одной плоскости.

Компоненты топлива - тетраоксид азота и НДМГ
$P_п$ = 461 тс (4520 кН)
$P_з$ = 425 тс (4163 кН)
$I_п$ = 318 с
$I_з$ = 293 с
Количество камер 4
$p_к$ = 20,6 МПа
Геометрическая степень расширения сопла 31,8
K_m = 2,67
$M_{дв.}$ = 3600 кг
$D_{дв.}$ = 3025 мм
$L_{дв.}$ = 2150 мм

РД-268

жидкостный ракетный двигатель

РД-268 создан в 1969-76 гг. для установки на первую ступень МБР МР-УР-100/100У.
Форсированная модификация РД-263.
Схема с дожиганием. Управление полетом ракеты - с помощью рулевых камер.
Компоненты топлива - тетраоксид азота и НДМГ
$P_п$ = 126 тс (1236 кН)
$P_з$ = 117 тс (1147 кН)
$I_п$ = 319 с
$I_з$ = 296 с
Количество камер 1
$p_к$ = 22,6 МПа
K_m = 2,67
$M_{дв.}$ = 770 кг
$D_{дв.}$ = 1083 мм
$L_{дв.}$ = 2150 мм



РД-268 [65]

РД-270

жидкостный ракетный двигатель

РД-270 создавался в 1962-71 гг. для первых и вторых ступеней ракеты УР-700 (на первой ступени предусматривалась установка шести двигателей).
РД-270 представляет собой ЖРД предельно замкнутой схемы. Эта схема двигателя позволяет повысить удельный импульс тяги за счет повышения давления в камере. Управление вектором тяги – за счет качания двигателя в карданном подвесе в одной плоскости на ±8°.
В двигателе два ТНА: один – с окислительной турбиной и насосом подачи окислителя, второй – с восстановительной турбиной и насосом подачи горючего.
На моделях и специальных стендах были отработаны все узлы двигателя. Огневые испытания проводились с октября 1967 г. по июль 1969 г. Всего проведено 27 испытаний 22 двигателей. Три двигателя испытывались повторно, один двигатель – трижды. Все испытания РД-270 были кратковременными.
Испытания ЖРД РД-270 показали реальность создания двигателя по схеме "газ-газ".
Все работы по двигателю прекращены в третьем квартале 1969 г. в связи с закрытием разработки УР-700.
Компоненты топлива - тетраоксид азота и НДМГ
$P_п$ = 685 тс (6713 кН)
$P_з$ = 640 тс (6272 кН)
$I_п$ = 322 с
$I_з$ = 301 с
Количество камер 1
$p_к$ = 26,1 МПа
K_m = 2,67
$M_{дв.}$ = 3370 кг
$D_{дв.}$ = 3300 мм
$L_{дв.}$ = 4850 мм

РД-273

жидкостный ракетный двигатель

РД-273 создан в 1982-88 гг. под общим руководством В.П.Радовского для первой ступени МБР Р-36М2. Усовершенствованная модификация РД-263.
Входит в состав ДУ РД-274.
Изготовитель - Южный машиностроительный завод.
Компоненты топлива - тетраоксид азота и НДМГ
$P_п$ = 126,2 тс (1238 кН)
$P_з$ = 117,2 тс (1148 кН)
$I_з$ = 296 с
$I_п$ = 318,7 с
Количество камер 1
$p_к$ = 22,6 МПа
K_m = 2,67

РД-274

жидкостный ракетный двигатель

РД-274 – разработка 1982-88 гг. под общим руководством В.П.Радовского для первой ступени МБР Р-36М2. Усовершенствованная версия РД-264 с повышенным давлением в камерах и большей тягой.
Изготовитель - Днепропетровск.
Двигатель состоит из четырех однокамерных ЖРД (двигательных блоков) РД-273.
Схема с дожиганием. Управление полетом – за счет поворота каждого двигательного блока в одной плоскости.
Компоненты топлива – тетраоксид азота и НДМГ
$P_п$ = 504,9 тс (4950 кН)
$P_з$ = 468,6 тс (4590 кН)
$I_п$ = 318,7 с
$I_з$ = 296 с
$p_к$ = 22,6 МПа
K_m = 2,67
$h_{дв.}$ = 2150 мм
$D_{дв.}$ = 3025 мм

РД-275

жидкостный ракетный двигатель

ЖРД **РД-275** разработан в 1987-93 гг. под руководством В.П.Радовского на основе двигателя РД-253.

Двигатель РД-275 форсирован по тяге на 8%. Схема с дожиганием.

Шесть двигателей РД-275 устанавливаются на первой ступени РН "Протон" в качестве маршевого двигателя.

На конец февраля 2000 г. был проведен 21 запуск РН "Протон" с использованием нового двигателя РД-275.

Двигатель РД-275 включает в себя агрегаты наддува баков первой ступени:
– двухзонный восстановитель газогенератора наддува бака горючего;
- окислительный смеситель для наддува бака окислителя.

ЖРД РД-275 является однокамерным двигателем с насосной подачей. На РН он установлен на двух траверсах в хвостовом отсеке бокового блока и может отклоняться в одной плоскости на углы до 8,15°.

Камера - паяно-сварная, с плоской многофорсуночной смесительной головкой. Ее наружное (регенеративное) и внутреннее (завесное) охлаждение производится горючим. ТНА расположен вертикально. Он выполнен двухблочным. Первый блок содержит осевую одноступенчатую газовую турбину и насос АТ. Во втором блоке размещены насосы НДМГ первой и второй ступени. На входе насоса окислителя ТНА установлен дополнительный струйный преднасос (эжектор). Основной газогенератор - окислительный, паяно-сварной. Управление работой ЖРД обеспечивают пироклапаны, регулятор тяги, дроссель СОБ и клапан предварительной ступени. Все агрегаты двигателя с помощью трубопроводов объединены в единую систему и функционируют по определенной циклограмме по командам от системы управления РН.

ЖРД серийно изготавливается в АО "Пермские моторы".

Компонент топлива – тетраоксид азота и НДМГ (компоненты самовоспламеняющиеся).

$P_п$ = 178 тс (1747 кН)
$P_з$ = 162 тс (1590 кН)
$I_п$ = 316 с
$I_з$ = 287 с
$p_к$ = 15,7 МПа
Количество камер 1
K_m = 2,67
$M_{дв.сухая}$ = 1070 кг
$D_{дв.}$ = 1500 мм
$L_{дв.}$ = 3050 мм



РН "Протон-К" [60]

РД-280

жидкостный ракетный двигатель

РД-280 – экспериментальный ЖРД (1963-65 гг.). для верхних ступеней РН. Схема с дожиганием. Качание двигателя в двух плоскостях.

Компоненты топлива – тетраоксид азота и аэрозин-50 (50% НДМГ и 50% гидразина)

$P_п$ = 11,9 тс (117,6 кН)
$I_п$ = 350 с
Количество камер 1
$p_к$ = 14,7 МПа
K_m = 1,72
$M_{дв.}$ = 174 кг
$D_{дв.}$ = 1270 мм
$L_{дв.}$ = 2200 мм

РД-301

жидкостный ракетный двигатель

Для применения на четвертой ступени РН "Протон-К" в 1969-77 гг. создан однокамерный ЖРД **РД-301**, который использует в качестве топлива жидкий фтор (окислитель) и жидкий аммиак (горючее).

В 70-х гг. двигатель прошел полный объем стендовых испытаний, включая официальные, однако в полете не использовался.

Двигатель содержит камеру, ТНА, восстановительный газогенератор, работающие на основных компонентах топлива, агрегаты автоматики и др.

ЖРД выполнен по схеме с дожиганием восстановительного генераторного газа в камере (4400 К). Камера охлаждается горючим; в дополнению к регенеративному предусмотрено внутреннее охлаждение, обеспечиваемое периферийными форсунками и поясами внутреннего охлаждения.

ТНА – одновальный, мощность 1265 кВт с частотой вращения 470 об./с. Запуск и включение ЖРД производится при помощи электропневмоклапанов, управляемых гелием. В линии окислителя газогенератора предусмотрен регулятор расхода с электроприводом для регулирования тяги; аналогичный регулятор, установленный в линии горючего камеры обеспечивает изменение соотношения топливных компонентов.

ЖРД снабжен карданным подвесом, закрепленным на смесительной головке камеры и парой поворотных сопел крена с электроприводами, в которые поступает газифицированное горючее из охлаждающего тракта газогенератора. Указанные узлы, предназначенные для управления полетом РН, отсутствовали в первоначальной конструкции ЖРД, которая разрабатывалась для однократного запуска.

РД-301 – единственный фторный ЖРД в мире, прошедший полный объем стендовых испытаний, включая официальные в составе разгонного блока: испытано 274 двигателя общей наработкой более 200000 секунд.
Изготовлялся в Химках.
В 1977 г. работы по двигателю были прекращены в связи с закрытием темы разработки.
$P_п$ = 9,86 тс (96,67 кН)
$I_п$ = 400 с
t = 750 с
$p_к$ = 11,76 МПа
Количество камер 1
Геометрическая степень расширения сопла 108,7
K_m = 2,7
$M_{дв.}$ = 183 кг
$D_{дв.}$ = 980 мм
$L_{дв.}$ = 1880 мм
Количество включений 3



РД-301 [60]

РД-302

жидкостный ракетный двигатель

РД-302 – разработка 1965-69 гг. для верхних ступеней РН по техническому заданию КБ «Южное».
Развитие РД-303.
Предшественник РД-301.
Схема с дожиганием. Качание двигателя – в двух плоскостях на угол 3°.
Проведено 309 огневых испытаний двигателя с общей наработкой свыше 40000 секунд. Работы были прекращены в связи с выходом Постановления о разработке двигателя РД-301.
Компоненты топлива - жидкий фтор и аммиак
$P_п$ = 9,86 тс (96,7 кН)
$I_п$ = 400 с
$p_к$ = 11,76 МПа
K_m = 2,7
Количество камер 1
t = 750 с
$h_{дв.}$ = 1885 мм
$D_{дв.}$ = 980 мм

РД-303

жидкостный ракетный двигатель

РД-303 – разработка 1960-65 гг. для разгонной ступени.
Схема с дожиганием.
Испытывался как стендовый вариант будущих двигателей верхних ступеней космических ракет.
Явился прототипом двигателей РД-302 и РД-301.
Проведено 98 огневых испытаний с общей наработкой более 1200 секунд.
Качание двигателя на 5°.
Компоненты топлива - жидкий фтор и аммиак
$P_п$ = 10 тс (98,1 кН)
$I_п$ = 400 с
K_m = 2,95
$p_к$ = 120 атм
Количество камер 1
t = 420 с
$h_{дв.}$ = 1700 мм
$D_{дв.}$ = 880 мм
M_1 = 161 кг

РД-350

жидкостный ракетный двигатель

РД-350 – проект 1961-67 гг. для верхней ступени РН. Схема с дожиганием. По схеме и конструкции основных агрегатов (кроме водородного насоса) двигатель РД-350 во многом аналогичен двигателю РД-301.
Компоненты топлива - жидкий фтор и жидкий водород
$P_п$ = 10 тс (98 кН)
$I_п$ = 464 с
$p_к$ = 7,84 МПа
Количество камер 1
K_m = 16,2
$h_{дв.}$ = 2010 мм
$D_{дв.}$ = 1180 мм

РД-410

ядерная силовая установка

РД-401 – проект 1956-58 гг. для второй ступени космической ракеты. Уран-графитовые твэлы с покрытием.

Компоненты топлива - ядерное топливо (уран-235) и жидкий аммиак
$P_п$ = 168 тс

$I_п$ = 428 с
$P_{с\ вх.}$ = 100 атм
Количество камер 1

РД-502

жидкостный ракетный двигатель

РД-502 – экспериментальный ЖРД для верхних ступеней РН создан в 1960-66 гг. Схема с дожиганием. Управление полетом ракеты обеспечивалось за счет качания двигателя в двух плоскостях на ±3°. В 1965-66 гг. проведены стендовые огневые испытания.

Работы по проекту был прекращены вследствие высокой токсичности топлива.
Компоненты топлива – перекись водорода и пентаборан
$P_п$ = 10 тс (98,1 кН)
$I_п$ = 380 с

Количество камер 1
$p_к$ = 14,7 МПа
$M_{дв.}$ = 132 кг
$D_{дв.}$ = 1360 мм
$L_{дв.}$ = 2500 мм

РД-511

жидкостный ракетный двигатель

РД-511 – экспериментальная разработка 1970-74 гг., выполняемая по схеме с дожиганием.
Камера сгорания – поворотная, также имеются сопла крена. Возможность форсирования до 10,15 тс, дросселирования - до 0,65 тс. Стендовые испытания прототипа проводились в 1971-74 гг.
Компоненты топлива - перекись водорода и керосин
Количество камер 1

$P_п$ = 8 тс (78,4 кН)
$I_п$ = 329 с
K_m = 6,27
t = 100 с
$h_{дв.}$ = 1495 мм
$D_{дв.}$ = 750 мм

РД-550

ракетный двигатель

В 1963-68 гг. велись работы по экспериментальным двигателям **РД-550** для верхних ступеней РН.

Компоненты топлива – перекись водорода и бериллий в гидразине
$P_п$ = 10 тс (98 кН)
$I_п$ = 400 с

$p_л$ = 14,7МПа
K_m = 0,765
Количество камер 1

РД-600

ядерный ракетный двигатель

Работы по проекту **РД-600** велись в 1962-68 гг. Установка была предназначена для межпланетной ракеты, которую намечалось использовать для экспедиций на Венеру и Марс. Газофазные твэлы струйного типа. Работы по ядерным СУ прекращены и в СССР и в США.
Компоненты топлива - ядерное топливо (уран-235) и жидкий водород с литием

$P_п$ = 600 тс
$I_п$ = 2000 с
$P_{с\ вх.}$ = 500 атм
Количество камер 1

РД-701

жидкостный ракетный двигатель

Трехкомпонентный двухрежимный двухкамерный ЖРД **РД-701** замкнутого цикла поступил в разработку в 1989 г. для орбитального корабля авиационно-космической системы МАКС, который поднимается на высоту 8 км с помощью самолета Ан-225.

РД-701 имеет два режима работы. Достижение высокой начальной тяги в таком ЖРД обеспечивается за счет подачи в камеру сгорания более плотного горючего – керосина с небольшим по массе добавлением водорода; на участке маршевого полета подача керосина прекращается и двигатель работает как чисто кислородно-водородный ЖРД, эффективно используя высокий удельный импульс этих компонентов топлива.

Предполагается многократное использование двигателя - до 15 раз.

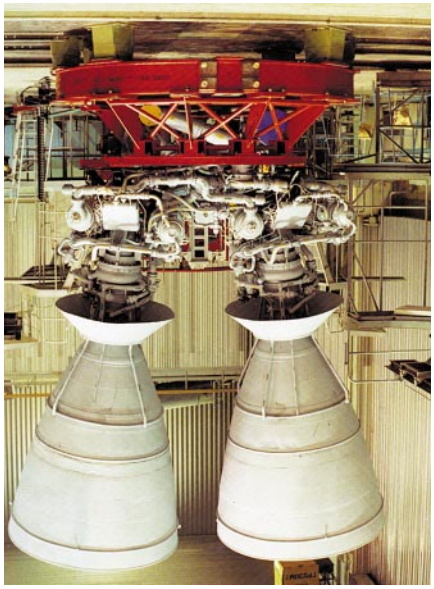
Основная камера сгорания закреплена в двухосном карданном подвесе, что позволяет ей отклоняться для управления вектором тяги в полете.

Номинальное соотношение компонентов топлива на первом режиме работы двигателя составит 81,4% ЖК, 6% ЖВ и 12,6% керосина. На втором режиме соотношение компонентов в смеси будет 14% ЖВ и 86% ЖК.

Наличие двух отдельных ТНА на каждом двигателе позволяет использовать метод автономной отработки и испытаний отдельных элементов. Такой подход позволит значительно снизить стоимость всей разработки.

В 1992 г. натурный макет РД-701 был установлен на модель ВКС системы МАКС для оценки взаимной совместимости агрегатов самолета и двигателя.

НПО Энергомаш провели более 50 огневых испытаний экспериментального трехкомпонентного двухрежимного двигателя тягой около 10 тс на первом режиме на испытательном стенде НИИХиммаш в г. Сергиев Посад, которые полностью подтвердили высокие параметры двигателя и возможность реализации концепции таких ЖРД. Первое испытание было проведено в августе 1994 г.



РД-701 [78]

ПЕРВЫЙ РЕЖИМ
$P_п$ = 400 тс (3925 кН)
$I_п$ = 415 с
$p_к$ = 29.4 МПа
$p_{тг}$ = 70,7 МПа

ВТОРОЙ РЕЖИМ
$P_п$ = 162 тс (1600 кН)
$I_п$ = 460 с
$p_к$ = 12,0 МПа
$p_{тг}$ = 70 МПа

Пределы дросселирования 32...100%
$M_{дв.}$ = 4000 кг
$h_{дв.}$ = 5,0 м
$D_с$ = 2300 мм





Многоцелевая авиационно-космическая система (МАКС) [1/52]

РД-704

жидкостный ракетный двигатель



Макет РД-704 [78]

РД-704 – трехкомпонентный двухрежимный однокамерный ЖРД спроектирован в первой половине 90-х гг. для использования на перспективных РН. Двигатель должен объединить функции двигателей первой и второй ступеней, реализовать возможность многократного использования - до 10 раз. См. описание двигателя РД-701.



ГП „Научно-производственное предприятие „Машпроект“ имени С.Д.Колосова“

Адрес: 54018 Украина, г. Николаев, пр. Октябрьский, 42А
Тел.: (0512) 297648, 502641
Факс: (0512) 556868
Телетайп: 272136 ВАЛ

Генеральный директор/Генеральный конструктор - Романов Виктор Иванович
Заместитель ГК/Начальник КО - Жирицкий Олег Георгиевич, тел (0512) 297559
Главный инженер - Рудометов Станислав Васильевич, тел (0512) 221374
Заместитель ГК по эксплуатации - Коваленко Анатолий Васильевич
Директор опытного производства - Хорошилов Владимир Митрофанович, тел (0512) 297125
Начальник отдела информации и рекламы - Сташок Анатолий Николаевич, тел (0512) 297425

7 мая 1954 г. было принято постановление Совета Министров СССР о создании на строящемся Южном турбинном заводе базы по проектированию и производству газотурбинных установок для Военно-морского флота. Главным конструктором завода и начальником вновь организованного специального конструкторского бюро по газотурбинным установкам (СКБ ГУ) был руководивший созданием газотурбинной установки М1 на авиационном заводе №16 в г. Казани Сергей Дмитриевич Колосов. Он был инициатором использования авиационного турбовинтового двигателя на кораблях Военно-морского флота.
Предприятие является базой по созданию судовых ГТУ, редукторных передач, котлов-утилизаторов и установок для кораблей всех классов ВМФ и торговых судов. За более чем 40 лет ПО "Зоря", серийный производитель двигателей и установок разработки НПП "Машпроект", поставило Флоту порядка 1500 двигателей, суммарная наработка которых составила 2,5 млн.ч.
С 1969 г. "Машпроект" занимается созданием двигателей для газоперекачивающих станций, стационарных и передвижных электростанций. Всего для газовой промышленности и энергетики поставлено около 700 промышленных двигателей судового типа общей мощностью 10140 МВт с суммарной наработкой 19 млн.часов. Лидерные двигатели наработали свыше 65000 часов без капремонта.
Заказчики: РАО "ЕЭС России", ОАО "Газпром", АО "Укргазпром", ВМФ.

Материалы по НПП "Машпроект" получены непосредственно от разработчика.

"Северное сияние"

плавающая электростанция

В 1970 г. первая плавэлектростанция (ПЛЭС) **"Северное сияние"** с ГТД **М3А** была пущена в эксплуатацию в поселке Черском (устье реки Колыма). В установках применялись котлы-утилизаторы, вырабатывавшие пар для нужд теплофикации. С 1975 г. на ПЛЭС стали устанавливаться газотурбогенераторы **ГТГ 12** на базе двигателя второго поколения **М8Е** мощностью 12000 кВт и КПД 27%.
Всего построено 6 ПЛЭС "Северное сияние", два из которых работают на природном газе.

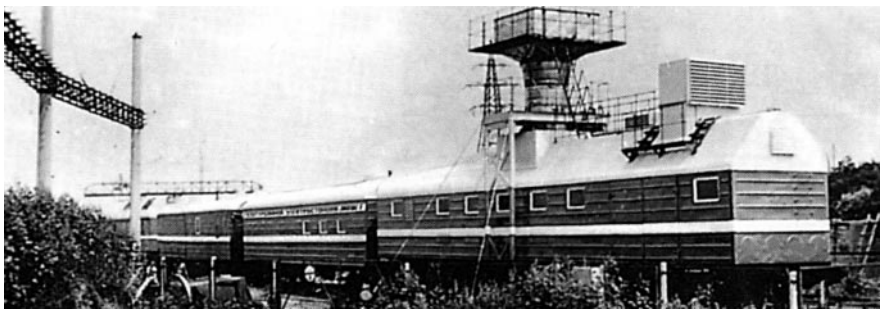


ПЭС "Северное сияние" [37]

ГТГ 4000

газотурбогенератор

С 1974 г. началось переоборудование паротурбинных энергопоездов в железнодорожных вагонах с установкой газотурбогенераторов **ГТГ 4000**. Газотурбинные энергопоезда "Маяк" мощностью 4000 кВт и КПД 26% (вместо 16% у паротурбинных) состояли из трех вагонов вместо девяти. Их обслуживали 26 человек вместо 65.
Всего построено 22 газотурбинных энергопоезда, 8 из них использовались на строительстве Байкало-Амурской магистрали. Газотурбогенераторы различных модификаций работают на стационарных электростанциях в Тюменской области, Якутии, Казахстане, Украине, Беларуси, Чехии.

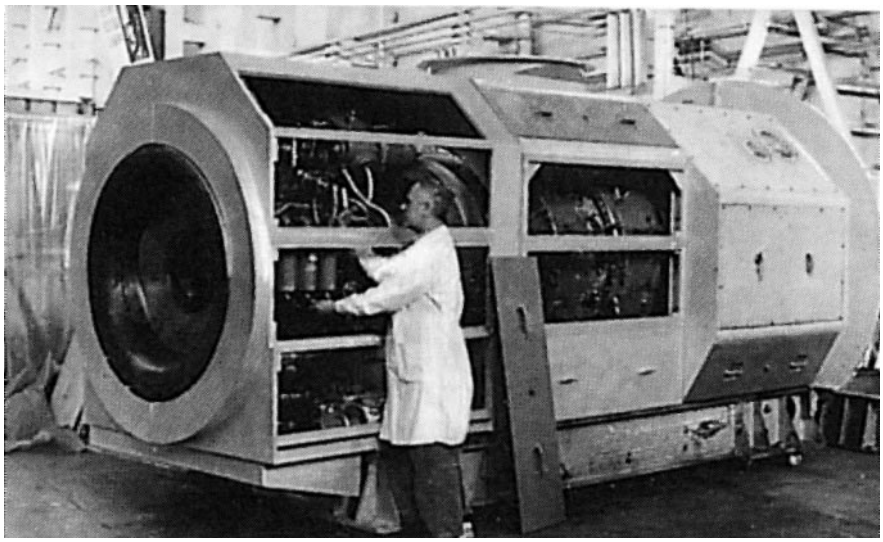


Газотурбинный электропоезд "Маяк" [37]

ГПА 10

газоперекачивающий агрегат

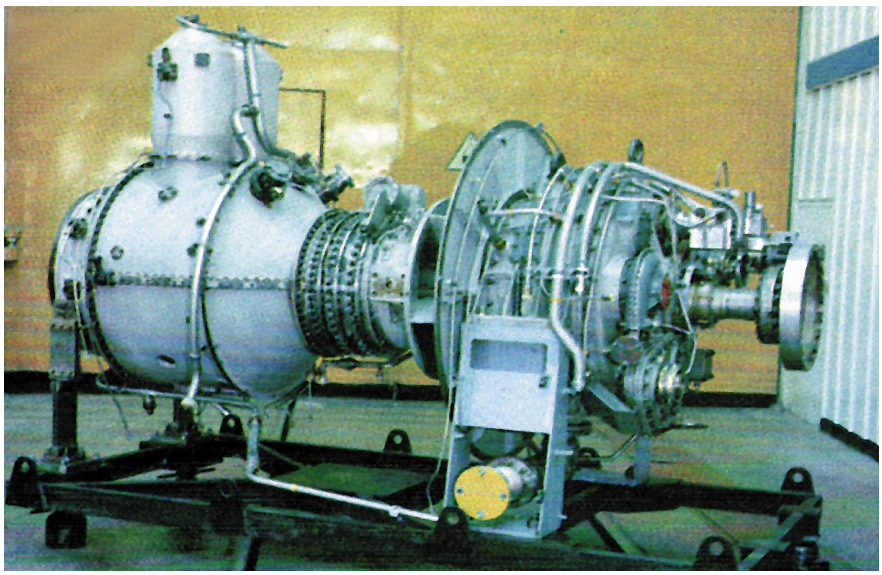
Для решения проблемы транспортировки природного газа из Сибири в Европу "Машпроект" с 1975 г. начал работы по созданию газоперекачивающих агрегатов **ГПА 10** мощностью 10 МВт и КПД 27% на базе двигателя второго поколения **М8**. Отработка первых ГПА проходила на компрессорной станции в Шебелинке. Собственные испытательные стенды на природном газе были построены позже в поселке Каборга. Серийный выпуск ГПА 10 был освоен ПО "Зоря" в 1979 г.
На сегодняшний день разработанные двигатели используются на компрессорных станциях 11 магистральных газопроводов.
Всего выпущено свыше 500 газоперекачивающих агрегатов ГПА 10 и ГПА 10-01.



М8 [37]

ГТД 2500 (ДО49)

газотурбинный двигатель наземного применения



ГТД 2500 [38]

Газотурбинный двигатель **ГТД 2500** (1989 г.) со встроенным редуктором предназначен для привода электрогенератора мощностью 2500 кВт, частотой 50 Гц, напряжением 10 кВ.

Модификация двигателя со свободной силовой турбиной может применяться для привода нагнетателей газа, гидронасосов, движителей.

Конструктивные особенности: компрессор осецентробежный (9 осевых ступеней + 1 центробежная, степень сжатия 12), камера сгорания трубчатая, выносная (2 жаровых трубы, 2 форсунки, 2 воспламенителя), турбина осевая (3 ступени, охлаждение воздушно-конвективное, n = 14000 об./мин.), подшипники – один опорно-упорный скольжения и один радиальный роликовый.

Система смазки - циркуляционная под давлением с навесным и электроприводным маслоагрегатами. Стартер пневматический (газовый). Управление дистанционное, автоматическое. Редуктор соосный, звездного типа, одноступенчатый, с растроением потока мощности (передаточное отношение 4,66).

N = 2850 кВт

η = 28,5%

$G_{выхлопных\ газов}$ = 15 кг/с

$T_{уходящих\ газов}$ = 708 К

$n_{вых.вала\ редуктора}$ = 3000...3600 об./мин.

$L_{дв.}$ = 3000 мм

$b_{дв.}$ = 1200 мм

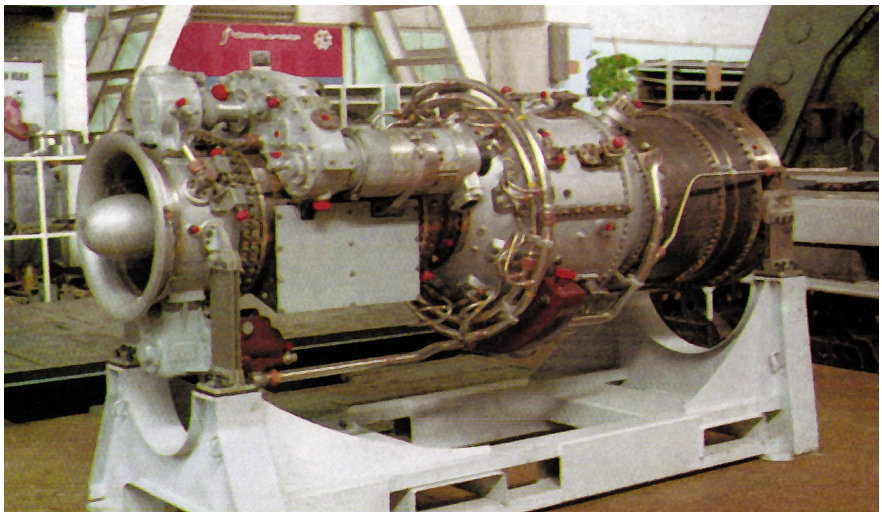
$h_{дв.}$ = 2000 мм

$M_{дв.}$ = 1500 кг

Установленный ресурс 40000 часов

ГТД 3000 / М75

газотурбинный двигатель наземного/морского применения



ГТД 3000 [38]

Двигатели эксплуатируются в составе судовых энергетических установок, компрессорных станций, передвижных, плавучих и стационарных электростанций.

Серийное изготовление - с 1981 г. на ПО "Зоря".

ГТД 3000 (ДЕ76)

N = 3360 кВт

η = 31,0%

$G_{в}$ = 16,6 кг/с

$T_{уходящих\ газов}$ = 693 К

$n_{вых.вала\ редуктора}$ = 9700 об./мин.

$L_{дв.}$ = 2500 мм

$b_{дв.}$ = 1300 мм

$h_{дв.}$ = 1250 мм

$M_{дв.}$ = 2500 кг

Установленный ресурс 40000 часов

ГТД 3000Р (ДС76)

N = 3125 кВт

η = 28,5%

$G_{в}$ = 16,5 кг/с

$T_{уходящих\ газов}$ = 725 К

$n_{вых.вала\ редуктора}$ = 8800 об./мин.

$L_{дв.}$ = 2500 мм

$b_{дв.}$ = 1800 мм

$h_{дв.}$ = 1800 мм

$M_{дв.}$ = 2800 кг

Конструкция трехвального **ГТД 3000** (1980 г.): компрессор осевой двухкаскадный (число ступеней 8+9, степень сжатия 13,5), турбины компрессора осевые (число ступеней 1 + 1, охлаждение воздушно-конвективное), турбина силовая осевая (число ступеней 3), исполнение реверсивное (Р)/нереверсивное, направление вращения левое/правое, камера сгорания трубчато-кольцевая, противоточная (жаровых труб 9, форсунок 9, воспламенителей 2), подшипники шариковые радиально-упорные (3) и роликовые радиальные (4), система смазки циркуляционная под давлением с навесным маслоагрегатом, стартер электрический (60 В, 60 кВт), управление дистанционное, автоматическое.

ГТД 3200

газотурбинный двигатель наземного применения

Двигатель **ГТД 3200** предназначен для привода электрогенератора.
Он представляет собой одновальный ГТД со встроенным редуктором. Состоит из осецентробежного компрессора (9 осевых + 1 центробежная ступень, степень повышения давления 12), камера сгорания трубчатая выносная (2 трубы), турбина осевая трехступенчатая (частота вращения 14000 об./мин.).
Смазка – циркуляционная под давлением.
Стартер электрический (380 В, 140 кВт) или пневматический
N = 3400 кВт
η = 31%
$G_г$ = 15 кг/с
$T_г$ за регенератором = 733 К
Частота вращения выходного вала редуктора 1000, 1500, 1800, 3000 об./мин.
$L_{дв.}$ = 4200 мм
$b_{дв.}$ = 2100 мм
$h_{дв.}$ = 2300 мм
$M_{дв.}$ = 2000 кг
Установленный ресурс 75000
Двигатель **ГТД 3200РГ** с регенерацией тепла уходящих газов предназначен для привода электрогенератора.

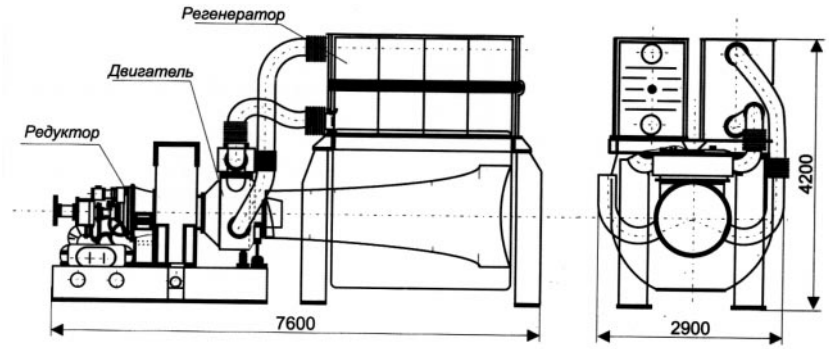


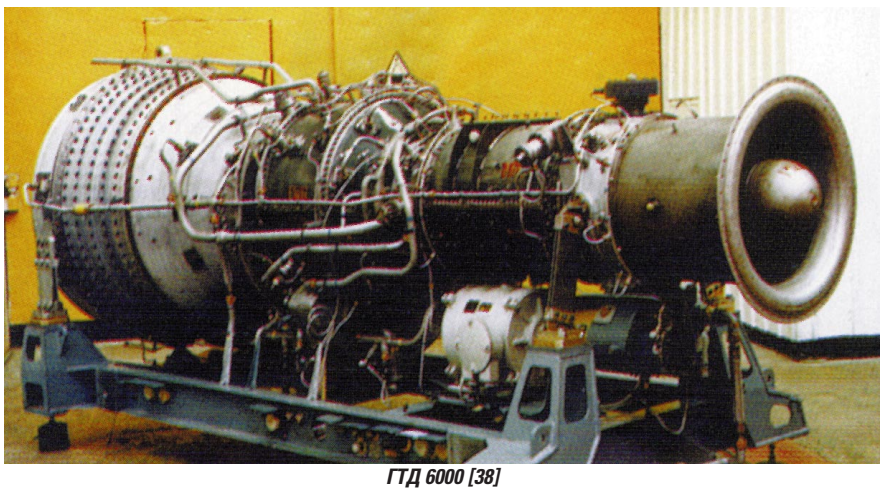
Схема ГТД 3200РГ [38]

Он представляет собой одновальный ГТД со встроенным редуктором и утилизацией тепла уходящих газов для подогрева воздуха на входе в камеру сгорания. Состоит из осевого компрессора (9 ступеней, степень повышения давления 7), камера сгорания трубчатая выносная (2 трубы), турбина осевая двухступенчатая (частота вращения 14000 об./мин.), пластинчатый противоточный генератор модульной конструкции.
Смазка циркуляционная под давлением
Стартер электрический (380 В, 140 кВт) или пневматический (газовый)
N = 3400 кВт
η = 40%
$G_г$ = 16 кг/с
$T_г$ за регенератором = 603 К
$n_{вых.вала\ редуктора}$ = 1000, 1500, 1800, 3000 об./мин.
Степень регенерации 85%
$L_{дв.}$ = 7600 мм
$b_{дв.}$ = 2900 мм
$h_{дв.}$ = 4200 мм
Установленный ресурс 75000 часов

ГТД 6000 / М70

газотурбинный двигатель наземного/морского применения

ГТД 6000 предназначен для для привода нагнетателей, электрогенераторов, судовых движителей.
Конструкция: газогенератор унифицированный двухкаскадный (число ступеней компрессоров 8+9, степень сжатия 16,6), турбины компрессоров осевые одноступенчатые, камера сгорания трубчато-кольцевая противоточная с 10 жаровыми трубами, силовые турбины (2, 3, 4 или 6 ступеней).
Направление вращения выходного вала левое или правое.
Морские двигатели ГТД 6002Р и ГТД 6004Р имеют реверсивную силовую турбину.
Смазка - циркуляционная под давлением.
Стартер - электрический (380В, 70 кВт).
Семейство судовых и конвертированных двигателей ГТД 6000 серийно выпускается с 1978 г. на ПО "Заря".



ГТД 6000 [38]

ГТД 6000 (ДТ71)
N = 6700 кВт
η = 31,5%
$G_в$ = 31 кг/с
Туходящих газов = 693 К
$n_{выходного\ вала}$ = 8200 об./мин.
Габаритные размеры 3800 х 1300 х 1600 мм
$M_{дв.}$ = 3500 кг

ГТД 6001 (ДВ71)
N = 6700 кВт
η = 31,5%
$G_в$ = 31 кг/с
Туходящих газов = 693 К
$n_{выходного\ вала}$ = 3000...3600 об./мин.
Габаритные размеры 4600 х 1800 х 1700 мм
$M_{дв.}$ = 4500 кг

ГТД 6002 (ДП71)
N = 6700 кВт
η = 31,5%
$G_в$ = 31 кг/с
Туходящих газов = 693 К
$n_{выходного\ вала}$ = 7000 об./мин.
Габаритные размеры 3200 х 1700 х 1800 мм
$M_{дв.}$ = 3500 кг

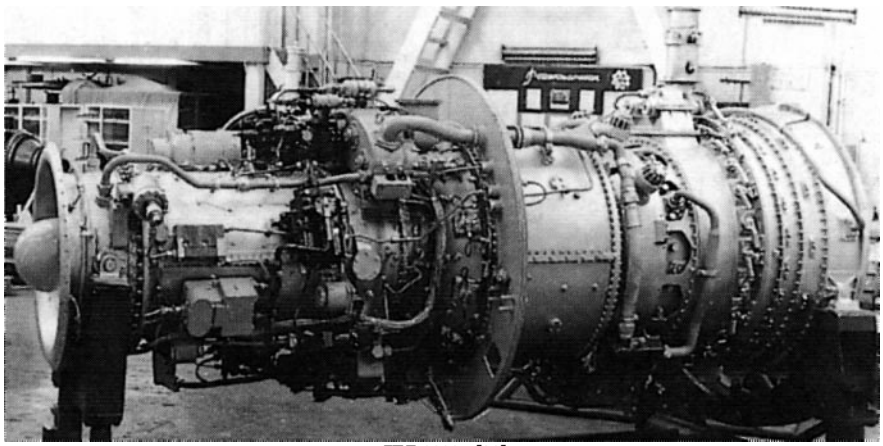
ГТД 6002Р (ДС71.1)
N = 6200 кВт
η = 29,0%
$G_в$ = 31 кг/с
Туходящих газов = 701 К
$n_{выходного\ вала}$ = 6400 об./мин.
Габаритные размеры 3200 х 1700 х 1800 мм
$M_{дв.}$ = 3500 кг

ГТД 6003 (ДР71)
N = 6700 кВт
η = 31,5%
$G_в$ = 31 кг/с
Туходящих газов = 693 К
$n_{выходного\ вала}$ = 9300 об./мин.
Габаритные размеры 2800 х 1700 х 1800 мм
$M_{дв.}$ = 3100 кг

ГТД 6004Р (ДС71)
N = 6200 кВт
η = 29,0%
$G_в$ = 31 кг/с
Туходящих газов = 693 К
$n_{выходного\ вала}$ = 8200 об./мин.
Габаритные размеры 3400 х 1700 х 1800 мм
$M_{дв.}$ = 3500 кг

ГТД 6000+ / М70

газотурбинный двигатель наземного/морского применения



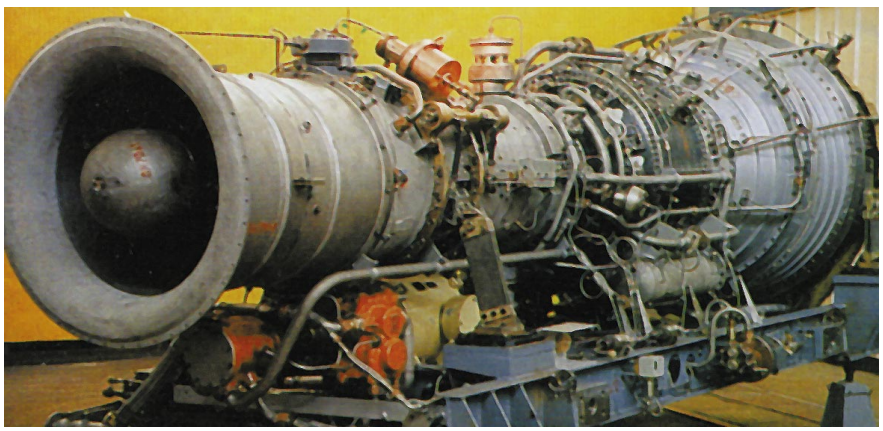
ГТД 6000+ [38]

Конструктивные особенности **ГТД 6000+** (1976 г.): компрессор осевой двухкаскадный (число ступеней 8+9, степень сжатия 16,6), турбины компрессора осевые (число ступеней 1+1, охлаждение воздушно-конвективное), турбина силовая осевая (число ступеней 2, 3, 4, 6), исполнение реверсивное, направление вращения левое/правое, камера сгорания трубчато-кольцевая, противоточная (жаровых труб 10, форсунок 10, воспламенителей 2), подшипники шариковые радиально-упорные (4), роликовые радиальные (4).

Система смазки циркуляционная под давлением с навесным маслоагрегатом.
Стартер электрический (380 В, 70 кВт).
Управление дистанционное, автоматическое.
Газотурбинный двигатель ГТД 6000+ - это экономичный привод для газовых нагнетателей, электрогенераторов, судовых движителей.
Двигатель может работать с пароводяным теплоутилизирующим контуром.
Серийное изготовление с 1978 г. на ПО "Зоря".
N = 8300 кВт
η = 33%
$G_в$ = 33,4 кг/с
Туходящих газов = 715 К
$n_{силовой\ турбины}$ = 3000, 5130 (Р), 5700, 7560, 10000 об./мин.
$L_{дв.}$ = 3150 мм
$b_{дв.}$ = 1640 мм
$h_{дв.}$ = 1750 мм
$M_{дв.}$ = 3500 кг
Установленный ресурс 30000 часов

ГТД 10000 / М70Ф

газотурбинный двигатель наземного/морского применения



ГТД 10000 [38]

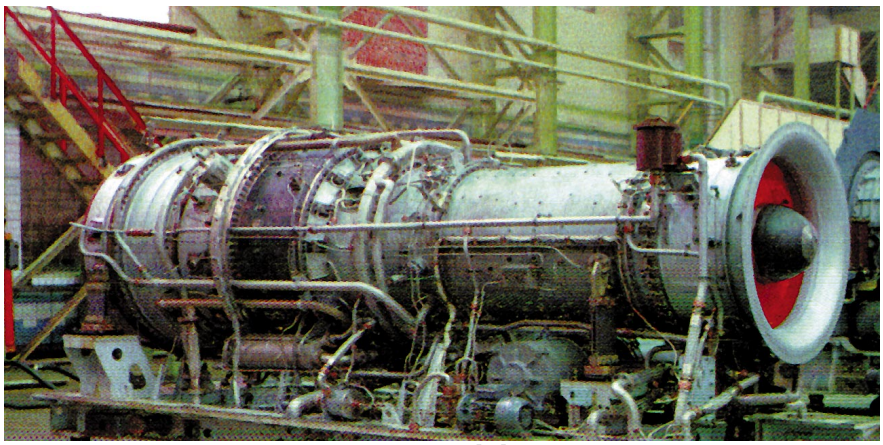
Трехвальный газотурбинный двигатель предназначен для газовой промышленности, энергетики и морского транспорта.
Конструкция: компрессор осевой двухкаскадный (число ступеней 9+9, степень сжатия 19,5), турбины компрессора осевые одноступенчатые, силовая турбина осевая 3-, 4- или 6-ступенчатая, левого или правого вращения, камера сгорания трубчато-кольцевая противоточная с 10 жаровыми трубами.

Топливо - природный газ или жидкое.
Смазка - циркуляционная под давлением.
Стартер электрический (380В, 70кВт).
Управление дистанционное автоматическое электронное.
Двигатель выдерживает сейсмическое воздействие до 7 баллов по шкале MSK-64 и сохраняет работоспособность при температуре наружного воздуха от -55 до 45°С и относительной влажности до 100% (15°С)
Серийный выпуск осуществляется с 1999 г. на ПО "Зоря"
N = 10700 кВт
η = 36%
$G_{уходящих\ газов}$ = 37,2 кг/с
$T_{г\ за\ ГТД}$ = 731 К
$n_{вых.\ вала}$ = 3000/4800/6500 об./мин.
$L_{дв.}$ = 4000
$b_{дв.}$ = 1800 мм
$h_{дв.}$ = 1700 мм
$M_{дв.}$ = 5000 кг
Установленный ресурс 100000 часов

ГТД 15000 / М90

газотурбинный двигатель наземного/морского применения

ГТД 15000 (15000, 15000С, 15001, 15002, 15003Р) разработан в 1984 г. для привода электрогенераторов, нагнетателей, судовых движителей.
Серийное изготовление с 1988 г. на ПО "Зоря".
Конструктивные особенности: компрессор осевой двухкаскадный (число ступеней 9+10, степень сжатия 20), турбины компрессора осевые (число ступеней 1+1, охлаждение воздушно-конвективное), турбина силовая осевая (число ступеней 3, 4), исполнение реверсивное (Р), нереверсивное, направление вращения левое/правое, камера сгорания трубчато-кольцевая, противоточная (жаровых труб 16, форсунок 16, воспламенителей 2), подшипники шариковые радиально-упорные (3), роликовые радиальные (5). Система смазки циркуляционная под давлением с навесным и электроприводным маслоагрегатами.
Стартер электрический (380 В, 140 кВт). Управление дистанционное, автоматическое.
Возможна работа двигателя с пароводяным теплоутилизирующим контуром.
Установленный ресурс 40000 часов



ГТД 15000 [38]

ГТД 15000С (ДС90)
N = 25000 кВт
η = 41,8%
$G_в$ = 72 кг/с
$T_{уходящих\ газов}$ = 712 К
$n_{силовой\ турбины}$ = 3000...3600 об./мин.
$L_{дв.}$ = 6400 мм
$b_{дв.}$ = 2500 мм
$h_{дв.}$ = 2700 мм
$M_{дв.}$ = 15000 кг

ГТД 15002 (ДА90)
N = 17600 кВт
η = 35,0%
$G_в$ = 73 кг/с
$T_{уходящих\ газов}$ = 673 К
$n_{силовой\ турбины}$ = 5300 об./мин.
$L_{дв.}$ = 4800 мм
$b_{дв.}$ = 2200 мм
$h_{дв.}$ = 2200 мм
$M_{дв.}$ = 9000 кг

ГТД 15000 (ДБ90)
N = 17500 кВт
η = 35,0%
$G_в$ = 71 кг/с
$T_{уходящих\ газов}$ = 706 К
$n_{силовой\ турбины}$ = 3000...3600 об./мин.
$L_{дв.}$ = 6100 мм
$b_{дв.}$ = 2200 мм
$h_{дв.}$ = 2500 мм
$M_{дв.}$ = 12800 кг

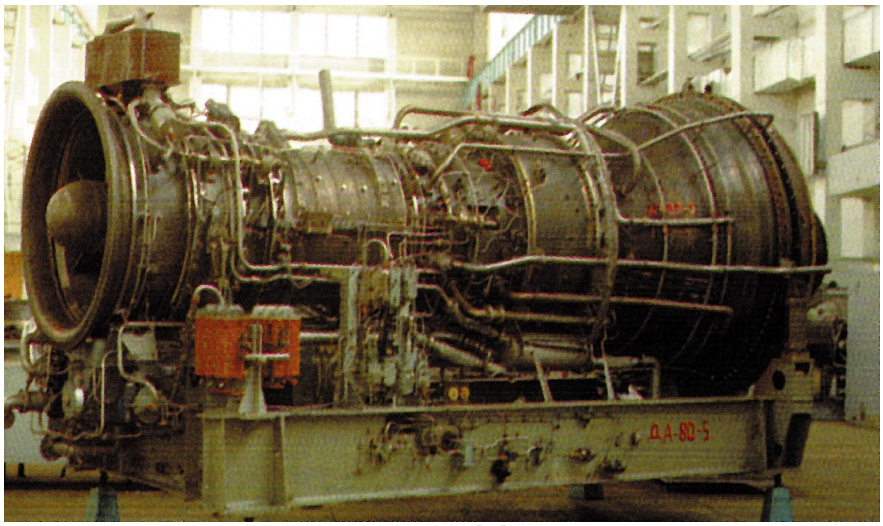
ГТД 15001 (ДГ90)
N = 17150 кВт
η = 35,0%
$G_в$ = 71 кг/с
$T_{уходящих\ газов}$ = 693 К
$n_{силовой\ турбины}$ = 5200 об./мин.
$L_{дв.}$ = 4700 мм
$b_{дв.}$ = 2100 мм
$h_{дв.}$ = 2200 мм
$M_{дв.}$ = 11600 кг

ГТД 15003Р (ДО90)
N = 14700 кВт
η = 33,0%
$G_в$ = 70 кг/с
$T_{уходящих\ газов}$ = 673 К
$n_{силовой\ турбины}$ = 4400 об./мин.
$L_{дв.}$ = 5000 мм
$b_{дв.}$ = 2600 мм
$h_{дв.}$ = 2800 мм
$M_{дв.}$ =11500 кг

ГТД 25000 / М80

газотурбинный двигатель наземного/морского применения

ГТД 25000 – наиболее мощный и самый экономичный двигатель из унифицированного ряда газотурбинных двигателей – ГТД 3000, ГТД 6000+, ГТД 15000, предназначенных для привода нагнетателей газа, электрогенераторов и судовых движителей.
При проектировании ГТД 25000 максимально учитывался опыт разработки и эксплуатации газотурбинных двигателей третьего поколения, применяемых на флоте с 1972 г.
Эти компактные двигатели отличают высокая экономичность, маневренность, надежная работа в морской и запыленной атмосфере и большой ресурс. Эксплуатация двигателей третьего поколения на флоте превышает 200000 часов.
В конструкции ГТД 25000 сохранена традиционная схема – модульный дви-



ГТД 25000 [38]

гатель простого цикла с двухкаскадным газогенератором и свободной силовой турбиной.
Два девятиступенчатых осевых компрессора ($\pi_к$ = 21,6...23,6) приводятся двумя независимыми одноступенчатыми турбинами. Первая ступень компрессора низкого давления – сверхзвуковая. Три поворотных направляющих аппарата обеспечивают легкий запуск и устойчивую работу компрессора. Ротор компрессора высокого давления сварной. Диск турбины высокого давления крепится к нему консольно. Камера сгорания петлевая, трубчато-кольцевого типа с веерным расположением шестнадцати жаровых труб. Ее розжиг производится с помощью двух плазменных воспламенителей. Расположение камеры сгорания над модулем компрессора позволяет сократить длину двигателя и упростить его трансмиссию. Лопатки турбины высокого давления и сопловые лопатки турбины низкого давления имеют внутреннее воздушно-конвективное охлаждение. Гибкие опоры с масляными демпферами уменьшают динамические нагрузки на подшипники и уровень корпусной вибрации. Четырехступенчатая силовая турбина кинематически не связана с газогенератором, приводится энергией газового потока и может быть изготовлена правого и левого вращений в нереверсивном и реверсивном исполнениях.
Высокую готовность к действию обеспечивают: циркуляционная система смазки с навесным и электроприводным маслоагрегатами, топливная система с черпаковым топливным насосом, приборы контроля и автоматической защиты, пневматический или электрический стартер для раскрутки контура низкого давления.
Соединительная дисковая муфта допускает перекос валов до 0,5° и осевое перемещение до 5 мм.
Установленный ресурс до заводского ремонта двигателя 20000 часов.
Полный ресурс 60000 часов.
Срок службы ГТД 25000 25 лет.
Высококачественные материалы и сплавы, использованные в конструкции ГТД 25000, обеспечивают высокую надежность и длительный срок службы. Лопатки и другие детали компрессоров изготавливаются из титановых сплавов. Для лопаток турбин применяются высокохромистые сплавы с защитными покрытиями.
Конструктивные формы основных деталей позволяют применять методы точного формообразования. В двигателе используется более 10% деталей, выполненных литьем по выплавляемым моделям – рабочие лопатки турбин, пакеты сопловых аппаратов, стойки опорных венцов, корпуса подшипников, элементы жаровых труб.
Для изготовления компрессорных лопаток применяется штамповка и холодная вальцовка. Фланцы, кожухи камеры сгорания, кольца спрямляющих аппаратов изготовлены из раскатных колец.
Применение электронно-лучевой сварки упрощает конструкцию заготовок, повышает жесткость и надежность сборочных единиц.
ГТД 25000 - автоматизированный газотурбинный двигатель. Приспособлен для работы в установках с утилизацией тепла уходящих газов, а также для совместной работы с дизелями, газовыми и паровыми турбинами.
Малые габариты и вес облегчают транспортировку и монтаж двигателя на месте.
ГТД 25000 оснащен средствами диагностического контроля для раннего предупреждения отказов и неисправностей. При помощи бороскопов можно тщательно обследовать состояние проточной части двигателя без разборки.
Модульная конструкция обеспечивает замену узлов в условиях эксплуатации. Возможна замена навесных агрегатов, топливных форсунок, жаровых труб, компрессора низкого давления, силовой турбины.
Для удобства обслуживания основные и вспомогательные агрегаты установлены снаружи в доступных местах.
Выпускается с 1995 г. на ПО "Зоря".

ГТД 25000А (ДА80)
N = 28700 кВт
η = 37,0%
$G_в$ = 93 кг/с
$T_{уходящих\ газов}$ = 773 К
$n_{выходного\ вала}$ = 3270 об./мин.
$L_{дв.}$ = 6400 мм
$b_{дв.}$ = 2500 мм
$h_{дв.}$ = 2700 мм
$M_{дв.}$ = 16000 кг

ГТД 25000Г (ДГ80)
N = 27500 кВт
η = 36,0%
$G_в$ = 87 кг/с
$T_{уходящих\ газов}$ = 758 К
$n_{выходного\ вала}$ = 3000...3600 об./мин.
$L_{дв.}$ = 6400 мм
$b_{дв.}$ = 2500 мм
$h_{дв.}$ = 2700 мм
$M_{дв.}$ = 16000 кг

ГТД 25000Н (ДН80)
N = 26500 кВт
η = 36,0%
$G_в$ = 86 кг/с
$T_{уходящих\ газов}$ = 748 К
$n_{выходного\ вала}$ = 3700...4670 об./мин.
$L_{дв.}$ = 6400 мм
$b_{дв.}$ = 2500 мм
$h_{дв.}$ = 2700 мм
$M_{дв.}$ = 16000 кг

Корабельные газотурбогенераторы

Для обеспечения электроэнергией водоизмещающих кораблей разработан газотурбогенератор **ГТГ-2500**, для кораблей с динамическими принципами поддержания – **ГТГ-100К**.
Газотурбогенератор ГТГ–100К – автономный энергоузел судовой электростанции. Блокированная конструкция позволяет вырабатывать электроэнергию высокого качества.
ГТГ-100К разработан в 1986 г. Серийное изготовление с 1987 г. ведется на ПО "Зоря".
Конструктивные особенности ГТГ-100К: компрессор центробежный (1 ступень, степень сжатия 5,5), камера сгорания трубчатая, выносная (1 жаровая труба, 1 форсунка, 1 воспламенитель), турбина осевая (3 ступени, охлаждение воздушно-конвективное, частота вращения 43000 об./мин.), подшипники - 2 радиально-упорных шариковых и 2 упорных скольжения. Система смазки циркуляционная под давлением с навесным маслоагрегатом. Стартер электрический (24 В; 4,6 кВт). Управление дистанционное, автоматическое. Редуктор соосный, звездного типа, одноступенчатый, с растроением потока мощности (передаточное отношение 3,58). Генератор трехфазный, синхронный, бесконтактный (частота вращения 12000 об./мин.).
Упруго-демпферные опоры обеспечивают долговечность подшипников и низкий уровень вибрации ротора.
Мощность на клеммах генератора 100 кВт
Напряжение 230/400 В
Частота 400 Гц
η = 11,6%
$G_в$ = 1,36 кг/с
$n_{выходного\ вала}$ = 12000 об./мин.
$T_{уходящих\ газов}$ = 773 К
Габаритные размеры 1800 x 700 x 1170 мм
$M_{дв.}$ = 760 кг
Установленный ресурс до капитального ремонта 4000 часов
Газотурбогенератор ГТГ-2500 может работать с паровым котлом-утилизатором.
Мощность на клеммах генератора 2500 кВт
Напряжение 400 В
Частота 50/60 Гц
η = 26,0%
$n_{выходного\ вала}$ = 1500, 3000 об./мин.
Габаритные размеры 6750 x 1560 x 1900 мм
$M_{дв.}$ = 16100 кг
Установленный ресурс до капитального ремонта 20000 часов

ГТД 110

газотурбинный двигатель для электростанций

Для строительства новых электростанций и модернизации действующих разработана парогазовая установка **ПГУ 325** мощностью 325 МВт и КПД 51,5% (см. ПГУ-325 в главе "Рыбинские моторы").
В ПГУ 325 входят два газотурбинных двигателя **ГТД 110** с теплоутилизационными котельными установками, одна паротурбинная установка и три электрогенератора мощностью 110 МВт. Первые образцы парогазовой установки устанавливаются на Конаковской ГРЭС (Россия).
Изготовитель ГТД 110 - АО "Рыбинские моторы".



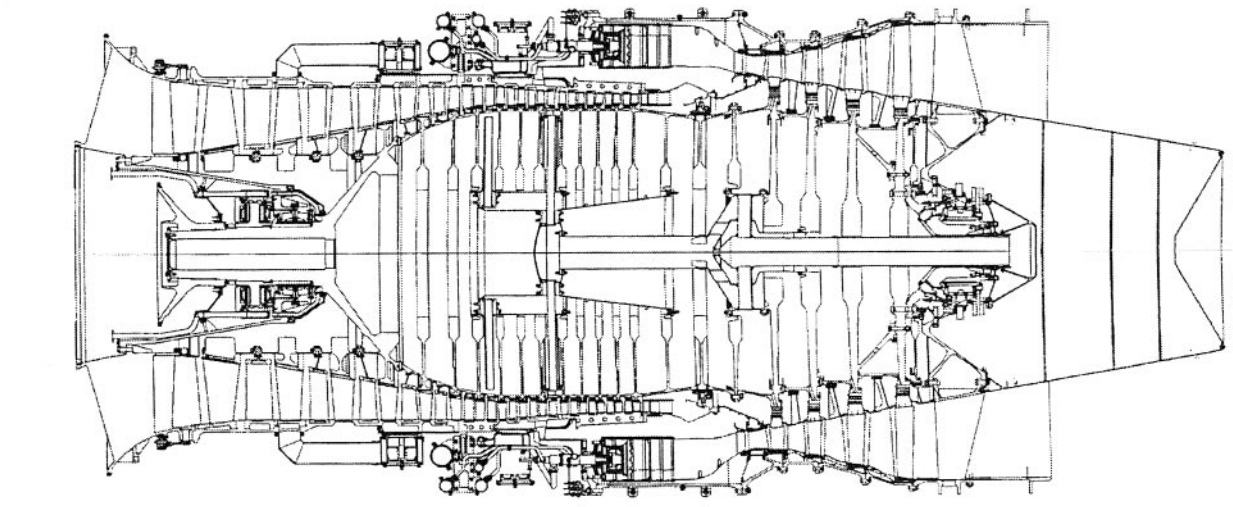
ГТД 110 [27]

БАЗОВЫЙ РЕЖИМ
N = 110 МВт
η = 36%
$\pi_к$ = 14,7
$n_{выходного\ вала}$ = 3000 об./мин.
$G_г$ на выходе из ГТД = 362 кг/с
$T_г$ на выходе из ГТД = 790 К
$G_т$ = 22510 кг/ч (газ Hu = 11955 ккал/кг)

ПИКОВЫЙ РЕЖИМ
N = 120 МВт
η = 36,6%
$\pi_к$ = 15,0
$G_г$ на выходе из ГТД = 362 кг/с
$T_г$ на выходе из ГТД = ГТД 820 К
$G_т$ = 24220 кг/ч (газ Hu = 11955 ккал/кг)

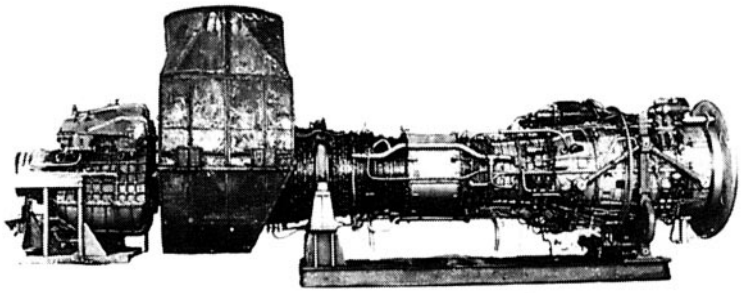
ГТД-110 выполнен по однокаскадной схеме, с двухопорным ротором газогенератора. Конструктивно ГТД 110 состоит из осевого 15-ступенчатого осевого компрессора, трубчато-кольцевой противоточной камеры сгорания (20 жаровых труб), четырехступенчатой осевой турбины. Смазка циркуляционная под давлением. В условиях эксплуатации возможна замена лопаток компрессора и турбины всех ступеней, балансировка ротора, замена и ремонт опорных и упорного подшипников скольжения.
Масса двигателя в 1,5...2 раза меньше лучших мировых образцов. Транспортируется единым модулем в сборе на раме в теплозвукоизолированном контейнере.
Незначительный объем монтажных работ требует только установки двигателя на фундаментную раму, центровки и подсоединения коммуникаций.
Капитальный ремонт производится на заводе изготовителе.

Топливо - природный газ P = 2,5 МПа, аварийное - жидкое топливо по ГОСТ 305-82
Содержание оксидов азота (при 15% кислорода) - не более 50 мг/м^3
Ресурс ГТД в базовом режиме 100000 часов
Ресурс горячей части - не менее 25000 часов
$L_{дв.}$ = 5700 мм
$b_{дв.}$ = 3700 мм
$h_{дв.}$ = 4000 мм
$D_{макс.}$ = 3500 мм
$M_{дв.}$ = 50000 кг

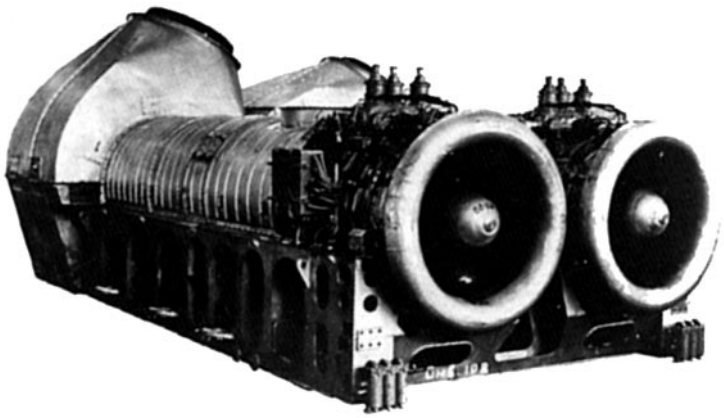


Конструктивная схема ГТД 110 [37]

Газотурбинные установки для водоизмещающих кораблей



ГТУ М2 [37]



ГТУ М3 [37]

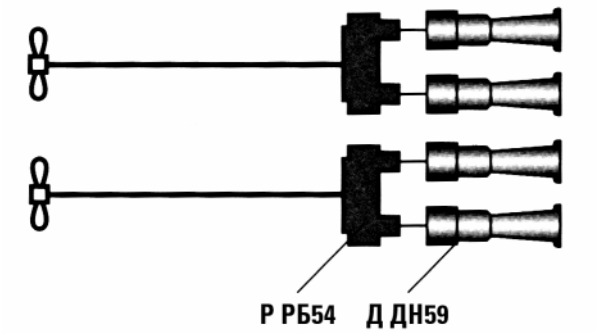


Схема ГТУ М3 [37]



ПЛК "Проект 159" [37]



БПЛК "Проект 61" [37]

За 45 лет своего существования НПП "Машпроект" создало более 30 главных и ускорительных корабельных и судовых газотурбинных установок. Серийное производство этих установок осуществляется на Производственном объединении "Зоря" (г. Николаев).

Газотурбинными установками "НПП "Машпроект" оснащены более 60% кораблей ВМФ бывшего СССР, что составляет 29% газотурбинных кораблей мирового флота и 33% суммарной мощности ГТУ.

Начиная с 70-х гг., ГТД и ГТУ, разработанные для ВМФ, начали применяться в качестве приводов на передвижных и стационарных электростанциях, магистральных газоперекачивающих станциях и в качестве главных газотурбинных установок на судах морского флота. Это позволило получить опережающую наработку базовых ГТД более 70000 часов на газоперекачивающих агрегатах и 27000 часов на морских судах без капитального ремонта. Всего для промышленности и флота изготовлено и поставлено свыше 2600 двигателей общей мощностью около 22 млн. кВт и общей наработкой более 26 млн. часов.

Эксплуатация первых газотурбинных установок на флоте показала необходимость разработки специальных корабельных двигателей, устойчиво и экономично работающих от холостого хода до максимальной нагрузки, приспособленных к длительной работе на дизельном топливе в морской атмосфере.

Двигатель **М1**, использовавшийся на торпедном катере ("Проект 183ТК" 1955 г., водоизмещение 750 т, построено 15 катеров для СССР) в качестве ускорительного, имел мощность 4000 л.с., расход топлива 410 г/л.с.ч и ресурс 100 часов.

Одновременно с производством М1 спроектирован всережимный двигатель **Д053** для установки **М2** мощностью 15000 л.с. и расходом топлива 260 г/л.с.ч.

Этот двигатель имел двухкаскадный турбокомпрессор, трубчато-кольцевую камеру сгорания, свободную силовую турбину, усовершенствованную топливную аппаратуру, улучшенную теплоизоляцию. Применение новых материалов увеличило ресурс двигателя до 1000 часов.

В 1957 г. ускорительная газотурбинная установка М2 была поставлена на противолодочный корабль ("Проект 159", водоизмещение 1150 т, построено 50 кораблей для СССР, Эфиопии, Индии и Сирии).

Для патрульных катеров "Проект 35" и "Проект 204" (водоизмещение 840 т, построено 76 кораблей для СССР, Болгарии и Румынии) с улучшенными акустическими характеристиками были разработаны газотурбокомпрессоры ГТК **Д2** (1960 г.) и ГТК **Д3** (1964 г.) мощностью 18000 л.с., подающие воздух отдельно стоящих компрессоров в гидромоторное устройство.

Редуктор, разработанный конструкторами СПБ "Машпроект", обеспечивал суммирование мощности двух ГТД и реверс гребного винта, подключение и отключение каждого двигателя с помощью специальных кулачково-фрикционных и гидравлических муфт.



БПЛК "Проект "Беркут" [37]



БПЛК "Проект "Буревестник" [37]



БПЛК "Проект "Фрегат" [37]

В 1958 г. разработан первый в мире главный газотурбинный агрегат **М3** для большого противолодочного корабля "Проект 61" водоизмещением 4000 т (построено 25 кораблей для ВМФ СССР, Индии и Польши).
Характеристики ГТУ М3Н:
Полная мощность установки 2х36000 л.с.
Удельный расход топлива основного двигателя 220 г/л.с.ч
Удельный расход топлива маршевого двигателя 360 г/л.с.ч
Полная скорость 34 узла
Маршевая скорость 24 узла
Расход топлива на полной скорости 466 г/милю
Расход топлива на маршевой скорости 351 кг/милю
Масса установки 2 х 86000 кг
Ресурс 5000 часов
В 1965-66 гг. началась разработка двигателей и установок второго поколения с повышенной экономичностью (200-240 г/л.с.ч), маневренностью, улучшенными акустическими характеристиками, ресурсом не менее 10000 часов.
В 1970 г. для фрегата "Проект "Альбатрос" водоизмещением 1000 т (построен 101 корабль для СССР, Алжира, Болгарии, Кубы, ГДР, Ливии и Югославии) разработана ГТУ **М8**.
Созданы высокоэкономичные корабельные установки **М7** (1971 г.) и **М5** (1972 г.), в состав которых входили независимые маршевые и форсажные двигатели различной мощности. Редукторные передачи обеспечивали количественное регулирование мощности установки: работу одного двигателя на два гребных винта и совместную работу маршевых и форсажных двигателей, что дало высокую экономичность установки на любых ходовых режимах.

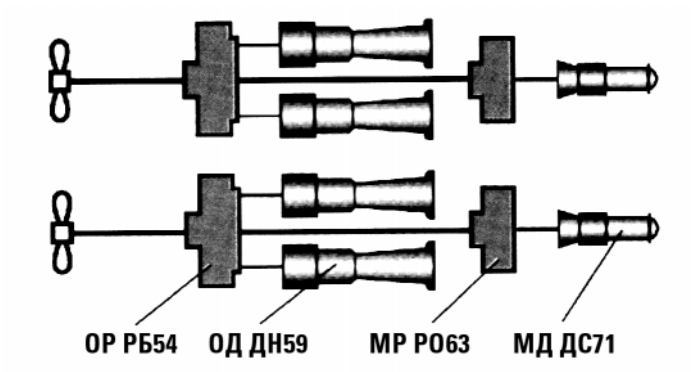


Схема ГТУ М5 [37]

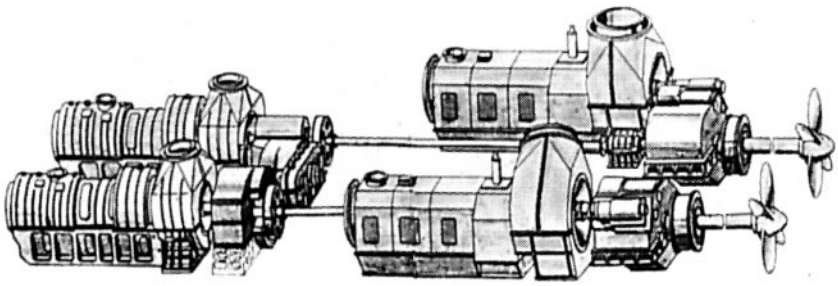


Схема ГТУ М7 [37]

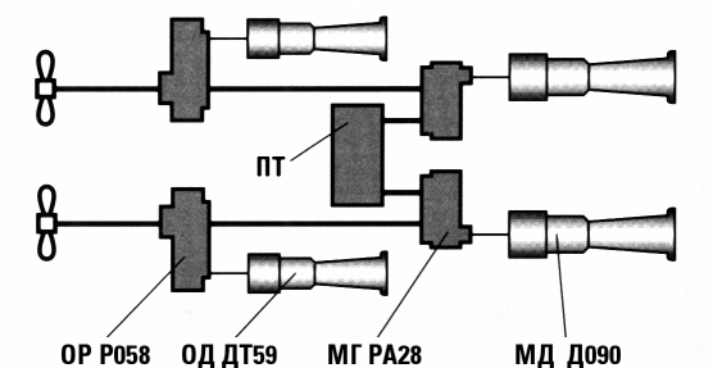
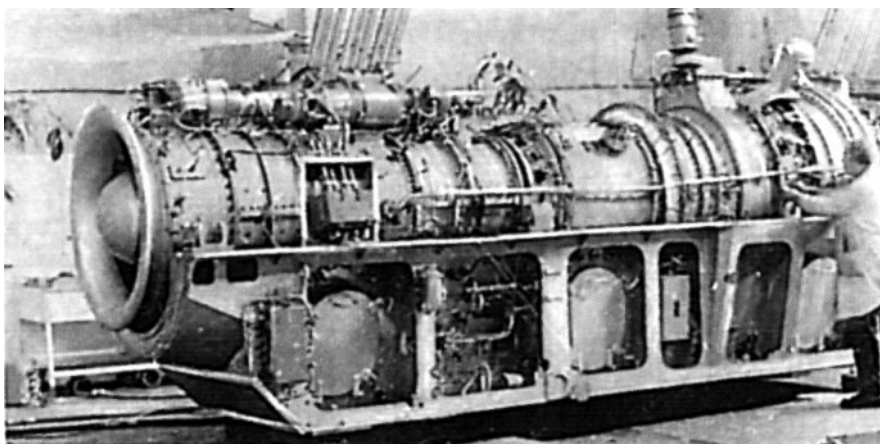


Схема ГТУ М9 [37]



М8К [37]

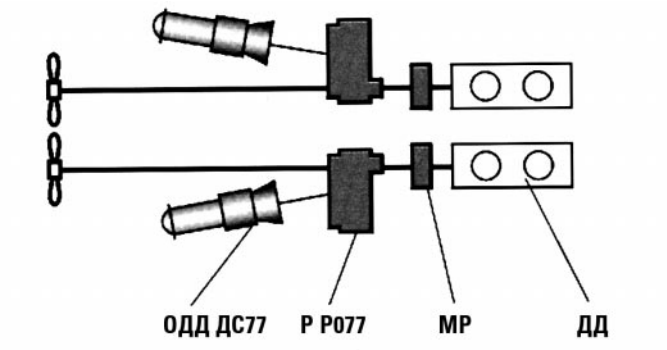


Схема ГТУ М15-1 [37]

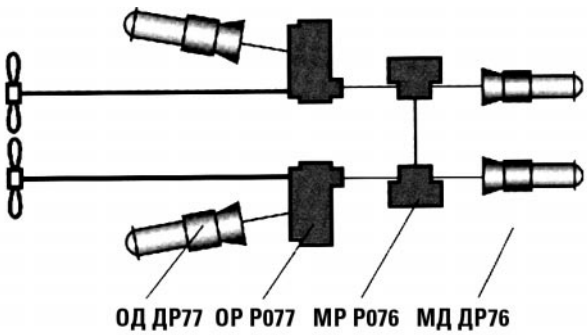


Схема ГТУ М15-2 [37]

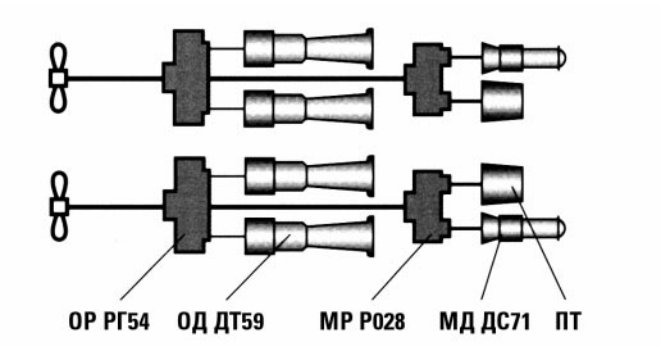


Схема ГТУ М21 [37]



Ракетный катер "Проект "Молния-1" [27]



Ракетный катер "Проект "Молния-2" [37]

В установках М5 и М7, не имеющих аналогов в мировой практике, впервые были внедрены реверсивные силовые турбины, быстродействующие шинно-пневматические муфты, двухскоростные редукторы и ряд других технических решений.
ГТУ М5 создан для применения в составе большого противолодочного корабля "Проект "Беркут" водоизмещением 7500 т (с 1972 г. построено 7 кораблей для России).
Полная мощность установки 2 х 46000 л.с.
Маршевая мощность установки 2х6400 л.с.
Удельный расход топлива основного двигателя 220 г/л.с.ч
Удельный расход топлива маршевого двигателя 250 г/л.с.ч
Полная скорость 32,6 узла
Маршевая скорость 19,5 узла
Расход топлива на полной скорости 628 г/милю
Расход топлива на маршевой скорости 153 кг/милю
Масса установки 2 х 112000 кг
ГТУ М7 использовался на с 1971 г. на сторожевых кораблях "Проект "Буревестник" (водоизмещение 3550 т, построено 44 корабля для СССР)
Полная мощность установки 2 х 28000 л.с.
Маршевая мощность установки 2 х 6000 л.с.
Удельный расход топлива основного двигателя 235 г/л.с.ч
Удельный расход топлива маршевого двигателя 240 г/л.с.ч
Полная скорость 32,7 узла
Маршевая скорость 18 узлов
Расход топлива на полной скорости 404 г/милю
Расход топлива на маршевой скорости 160 кг/милю
Масса установки 143000 кг
ГТУ **М9** устанавливалась на эсминце "Проект "Фрегат" (водоизмещение 600 т, с 1980 г. на вооружение СССР поступило 13 кораблей).
Применение ГТУ **М15** – ракетные катера "Проект "Молния-1" и "Проект "Молния-2" водоизмещением 450 т (с 1980 г. построено 53 катера проекта "Молния-2" для СССР, Болгарии, ГДР, Индии, Польши, Румынии и Йемена; с 1981 г. 27 катеров "Проект "Молния-1" поступили в ВМФ СССР).
Полная мощность установки 2х16000 л.с.
Маршевая мощность установки 2 х 4000 л.с.
Удельный расход топлива основного двигателя 190 г/л.с.ч
Удельный расход топлива маршевого двигателя 220 г/л.с.ч
Полная скорость 43 узла
Маршевая скорость 20 узлов
Расход топлива на полной скорости 147 г/милю
Расход топлива на маршевой скорости 88 кг/милю
Масса установки 26400 кг
М21 устанавливается на крейсере "Проект "Атлант" ("Слава") водоизмещением 11400 т (с 1982 г. 4 корабля построены для СССР/СНГ).
Полная мощность установки 2 х 55000 л.с.
Маршевая мощность установки 2 х 11000 л.с.
Удельный расход топлива основного двигателя 225 г/л.с.ч
Удельный расход топлива маршевого двигателя 195 г/л.с.ч
Полная скорость 32,6 узла
Маршевая скорость 19,5 узла
Расход топлива на полной скорости 741 г/милю
Расход топлива на маршевой скорости 200 кг/милю
Масса установки 2 х 131000 кг
ГТУ **М36** создан в 1997 г. для установки на эсминец "Проект "Дели" (водоизмещение 6500 т; три корабля построены для Индии).
ГТУ **М80** (1997 г.) разработан для крейсера ВМФ Китая.
Одна из последних разработок НПП "Машпроект" – установка **М44** (1999 г.) для российского фрегата ("Проект 12441") водоизмещением 2100 т.



Ракетный крейсер "Проект "Атлант" [37]



Эскадренный миноносец "Проект "Дели" [37]

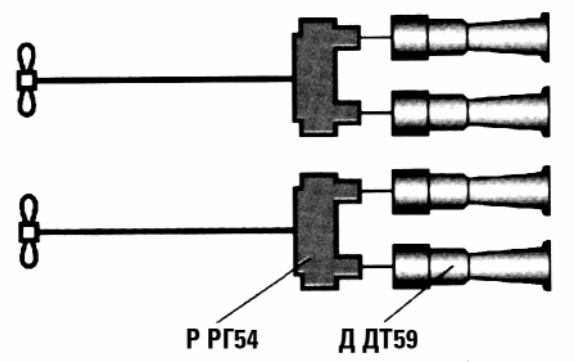


Схема ГТУ М36 [37]

Основные принципы построения газотурбинных установок для водоизмещающих кораблей:
• возможность совместной работы с дизелями и паровыми турбинами;
• сохранение экономичности в широком диапазоне нагрузок путем включения в работу оптимального числа двигателей для получения необходимых в данный момент мощности и применения двухскоростных маршевых редукторов, оптимизирующих обороты силовой турбины двигателя. Система перекидки мощности между маршевыми редукторами позволяет работать одним двигателем на два гребных вала
• применение системы реверсирования во всем диапазоне мощностей ГТУ с помощью реверсивных редукторов или силовых турбин
• повышение экономичности и мощности ГТУ применением парового теплоутилизирующего контура

Газотурбинные установки для кораблей на воздушной подушке

Созданы и проверены в эксплуатации газотурбинные установки для пяти проектов кораблей на воздушной подушке грузоподъемностью от 10000 до 150000 кг и скоростью 60 узлов. На такого рода кораблях применены базовые двигатели облегченной конструкции и легкие редукторы.
Новый класс кораблей ВМФ, отличающихся от надводных высокой скоростью и маневренностью, зародился в 60-х гг.
Начиная с 1971 г. в СССР строился КВП "Проект "Джейран" водоизмещением 350 т и скоростью 50 узлов (построено 19 штук). На нем устанавливалась уникальная в судовой энергетике ГТУ **ДТ4**, мощностью 18000...20000 л.с. Этот легкий двигатель имел корпус из алюминиевых сплавов, специальные зубчатые передачи большой мощности с угловыми и планетарными редукторами.
Силовая установка ДТ-4 оснащается реверсивным воздушным винтом изменяемого шага АВ-92 ($Р_{взл.}$ = 14300 кгс; $n_{взл.}$ = 795 об./мин.; $D_{вв}$ = 6200 мм; число лопастей 4+4; $М_{вв}$ = 1600 кг).

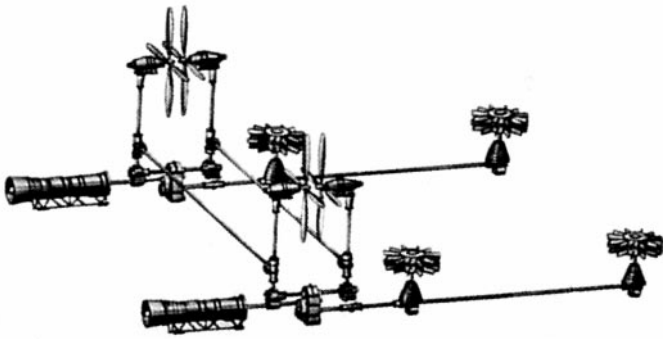


Схема ГТУ ДТ4 [37]



КВП "Проект "Джейран" [37]

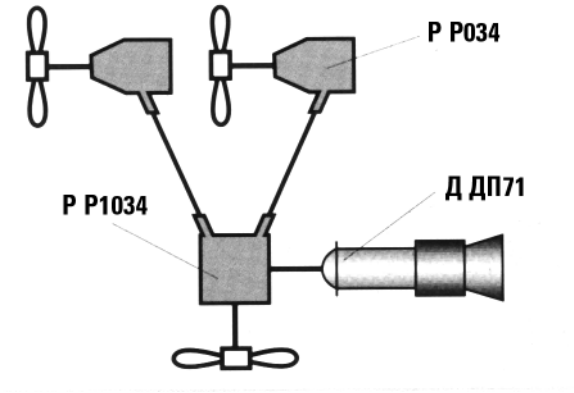


Схема ГТУ М34 [37]

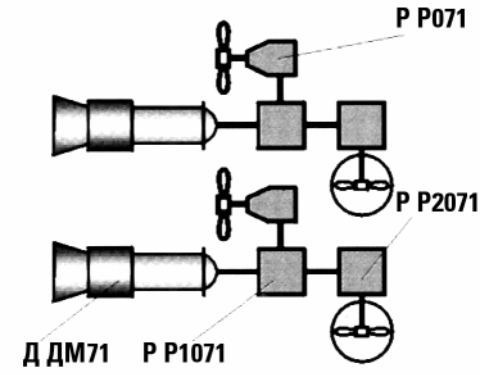


Схема ГТУ МТ70 [37]

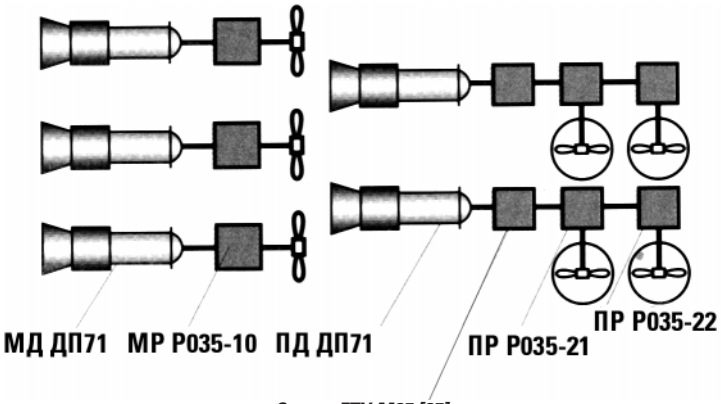
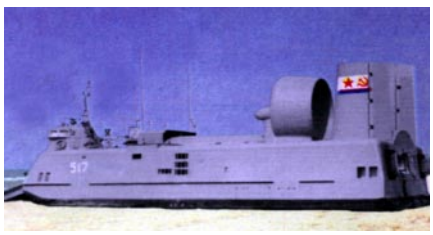


Схема ГТУ М35 [37]



КВП "Проект "Омар" [37]



КВП "Проект "Кальмар" [37]



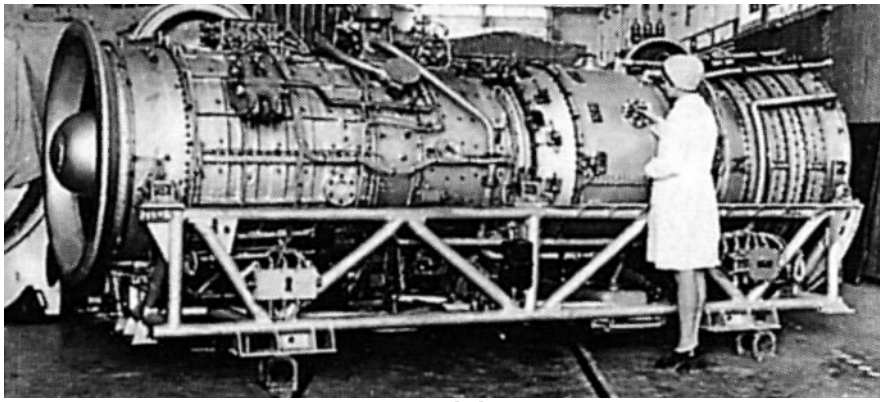
КВП "Проект "Зубр" [97]

С 1972 г. на КВП "Проект "Кальмар" водоизмещение 70 т (построено 2 корабля) устанавливалась ГТУ **МТ70М**.
Мощность установки 10000 л.с.
Удельный расход топлива 190 г/л.с.ч
Расход топлива 63 кг/милю
Масса установки 5200 кг
ДУ МТ70 оснащена реверсивным толкающим воздушным винтом изменяемого шага АВ-96 ($D_{вв}$ = 3500 мм; число лопастей 4; $P_{взл.}$ = 9150 кгс; $n_{взл.}$ = 1490 об./мин.; $M_{вв}$ = 280 кг).
ГТУ **М34** применяется на десантном корабле "Проект "Омар" (водоизмещение 35 т, скорость 60 узлов, два КВП этого проекта построены с 1980 г.)
Мощность установки 6000 л.с.
Удельный расход топлива 217 г/л.с.ч
Расход топлива 21,7 кг/милю
Масса установки 4300 кг
Воздушный винт - тянущий ВИШ АВ-99 ($D_{вв}$ = 4200 мм; число лопастей 4; $P_{взл.}$ = 2700 кгс, $n_{взл.}$ = 970 об./мин.; $M_{вв}$ = 390 кг).
Применение ГТУ **М35** – десантный корабль "Проект "Зубр" водоизмещением 600 т (с 1987 г. построено 11 кораблей).
Мощность установки 2 х 10000 л.с. (нагнетатель), 3 х 1000 л.с. (воздушный винт)
Удельный расход топлива 190 г/л.с.ч
Расход топлива 159 кг/милю
Масса установки 28550 кг
Воздушный винт - реверсивный тянущий ВИШ АВ-98 ($D_{вв}$ = 5500 мм; число лопастей 4; $P_{взл.}$ = 7450 кгс, $n_{взл.}$ = 800 об./мин.; $M_{вв}$ = 660 кг).
Все воздушные винты, устанавливаемые на КВП, разработаны НПП "Аэросила".

Газотурбинные установки для кораблей на подводных крыльях



Малый ПЛК "Проект "Сокол-2" [37]



Д050 [37]

Созданы и проверены в эксплуатации газотурбинные установки для пяти проектов судов и кораблей на подводных крыльях и скегового типа водоизмещением от 100000 до 1100000 кг. На таких кораблях применяются базовые двигатели облегченной конструкции и легкие редукторы по схемам, требуемым для конкретных кораблей.

В 1969-1971 гг. в СПБ "Машпроект" был создан уникальная в судовой энергетике установка **М10** для применения на малом противолодочном корабле "Проект "Сокол-1" водоизмещением 500 т (с 1977 г. построено 2 корабля).

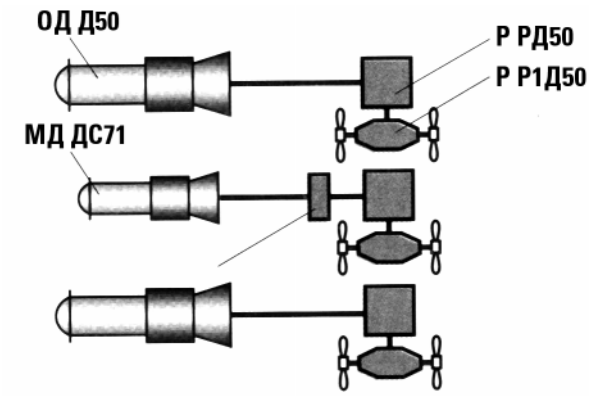
Мощность установки 2 х 20000 л.с.
Удельный расход топлива 210 г/л.с.ч
Полная скорость 60 узлов
Маршевая скорость 12 узлов
Расход топлива на полной скорости 175 кг/милю
Масса 47 т

ГТУ **М16** (1987 г.) рассчитан на применение на малом противолодочном корабле "Проект "Сокол-2" водоизмещением 500 т.

Мощность установки 10000 л.с.
Удельный расход топлива 210 г/л.с.ч
Полная скорость 60 узлов
Маршевая скорость 12 узлов
Расход топлива на полной скорости 175 кг/милю
Масса 47 т

Применение ГТУ **М20** – пограничный катер "Проект "Антарес" водоизмещением 250 т (с 1979 г. построено 12 кораблей).

Мощность установки 12000 л.с.
Удельный расход топлива 190 г/л.с.ч
Полная скорость 60 узлов
Расход топлива на полной скорости 76 кг/милю
Масса 2 х 6950 кг



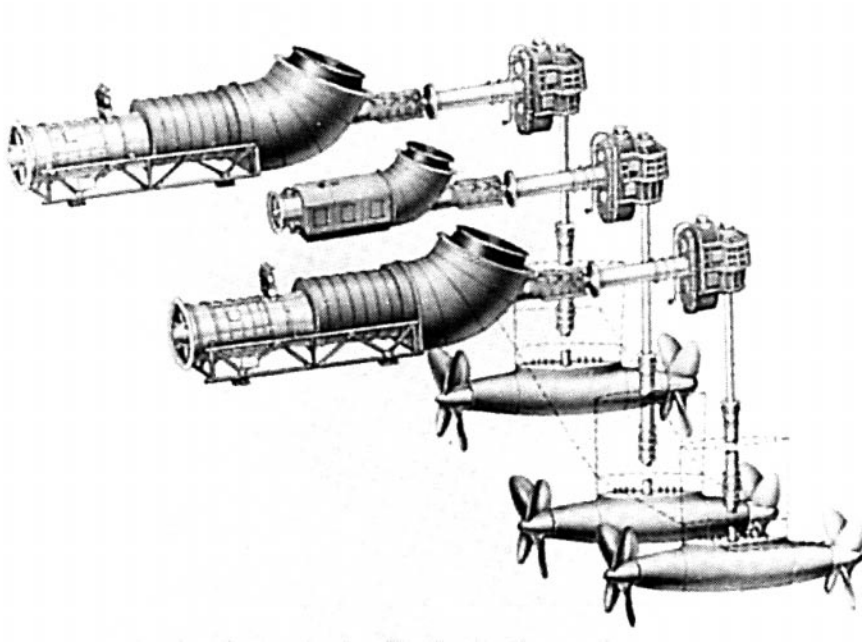
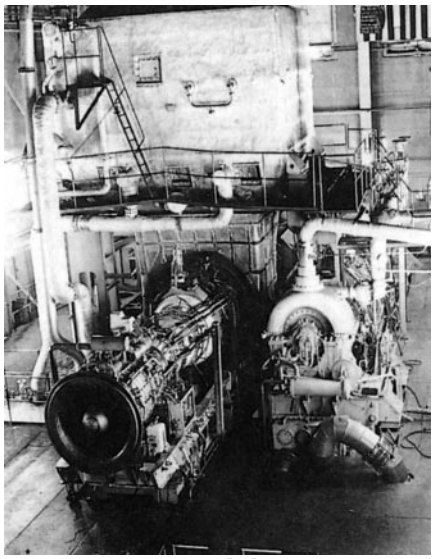


Схема ГТУ М10 [37]

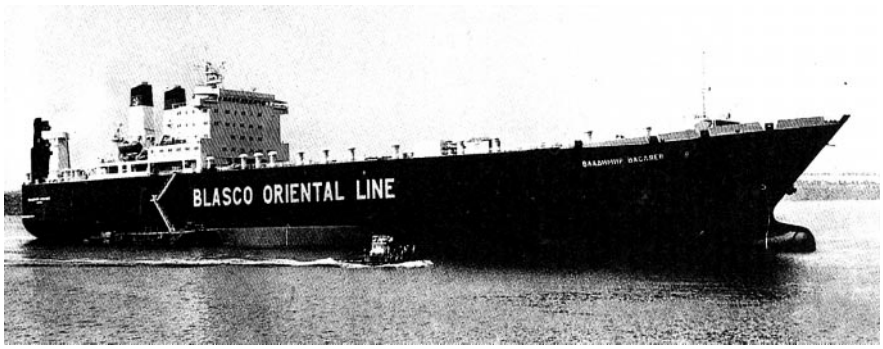
Газотурбинные установки для коммерческих судов



М25 [37]



СПК "Проект "Циклон" [37]



Контейнеровоз "Проект "Атлантика" [37]

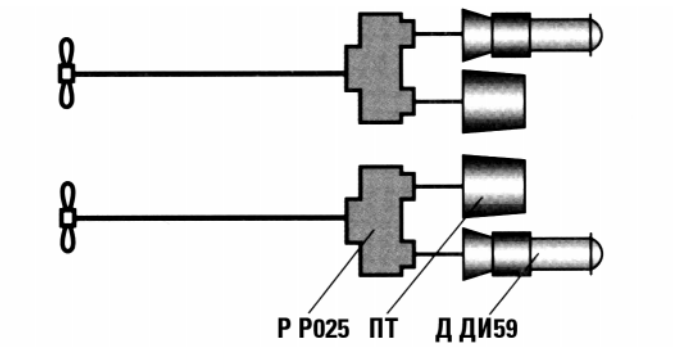


Схема ГТУ М25 [37]

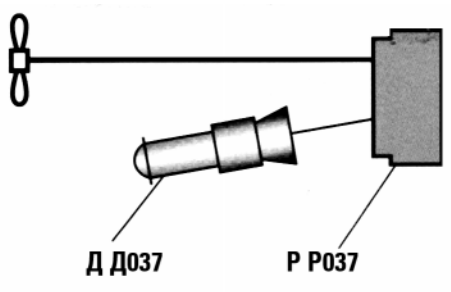


Схема ГТУ М37 [37]

В 1979 г. на первом ролкере "Проект "Атлантика" (водоизмещение 36000 т, построено 4 корабля для СНГ и США) были установлены газопаротурбинные агрегаты **М25** с утилизацией тепла уходящих газов, конкурентоспособные с дизельными установками.
При общей мощности агрегата 25000 л.с. 5800 л.с. были получены за счет парового утилизационного контура, а удельный расход топлива был снижен на 25% (до 175 г/л.с.ч).
Для возможности использования дешевых сортов тяжелого топлива специалистами "Машпроект" была разработана комплексная антиванадиевая и антинатриевая присадка НИМБ-2.
Полная скорость 25 узлов
Маршевая скорость 19,5 узлов
Расход топлива при полной скорости 340 кг/милю
Расход топлива на маршевой скорости - 256 кг/милю
Масса установки 2 х 55000 кг
Для применения на пассажирских судах на подводных крыльях "Проект "Циклон" в 1988 г. создана ГТУ **М37**.
Общая мощность 8000 л.с.
Удельный расход топлива 217 г/л.с.ч
Полная скорость 42 узла
Расход топлива при полной скорости 34,7 кг/милю
Масса установки 5100 кг
Для коммерческих судов различного водоизмещения и назначения могут использоваться схемы газотурбинных и парогазотурбинных установок, отработанные для кораблей ВМФ.



ОАО „Мотор Сич“

"МОТОР СИЧ"

Адрес: 69068 Украина, г. Запорожье, ул. 8-го Марта, 15
Тел.: (0612) 614211
Факс: (0612) 656007
Телетайп: 127113 ЗАРЯ
E-mail: motor@motor.comint.net
Http: //www.ukrainetrade.com./motorsich

Председатель Правления/Генеральный директор - Богуслаев Вячеслав Александрович
Заместитель ГД по маркетингу - Колтун Константин Сергеевич, тел. (0612) 614777
Главный инженер - Жеманюк Павел Дмитриевич, тел. (0612) 614212
Директор внешнеторговой фирмы - Мотриченко Владислав Яковлевич, тел. (0612) 614814

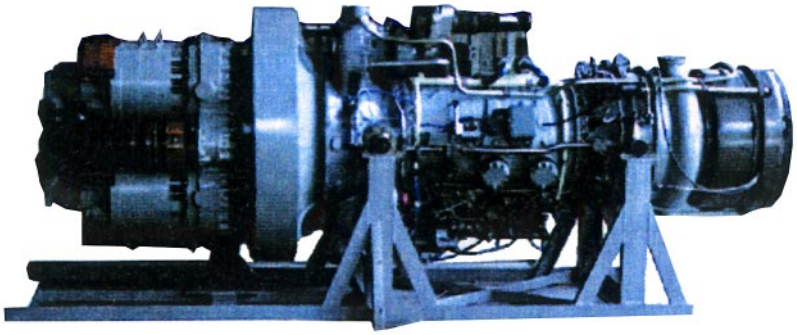
Головной завод основан в 1916 г. Выпускал поршневые двигатели: "Дека" М-100 (1916 г.) для самолета "Илья Муромец" и др.; М-6 (1925-30 гг.) для самолетов "Фоккер", К-4, "Мартинсайд" F-4 и П-2; М-11 (1927-59 гг.) для самолетов АИР-6, Ш-2, Як-6, Як-12 и др.; М-22 (1930-35 гг.) для самолетов АИР-7, И-16, И-5, "Сталь-3", АНТ-5 и др.; М-85 (1935-45 гг.) для самолетов ДБ-3, Ил-4Т (ДБ-3Ф), Су-2, И-180 и др.; АШ-82ФН (1942-45 гг.) для самолетов Ла-5ФН, Ла-7, Ту-2, Ил-12 и др.; М-11ФР-1 для самолета Як-18; АИ-26ГР (1947 г.) для вертолетов Ми-1, Б-5, Б-9, Г-4 и др.; АШ-62ИР (1949-52 гг.) для самолетов Ли-2 и Ан-2; реактивные двигатели РД-45Ф (1953-58 гг.) для самолетов МиГ-15, Ил-28 и др.; РД-500 (1956 г.) для самолетов Ту-14, Ла-15, Як-23 и др.; АИ-25 (с 1967 г.) для самолета Як-40; АИ-25ТЛ (с 1973 г.) для самолетов L-39 и К8-J; Д-36 (с 1977 г.) для самолетов Як-42, Ан-72/74; Д-18Т (с 1984 г.) для самолетов Ан-124 и Ан-225; Д-436Т1 и Д-436ТП (с 1992 г.) для самолетов Ту-334, Бе-200, Ту-230, Ту-134М и др.; турбовинтовые двигатели АИ-20 (с 1957 г.) для самолетов Ан-8, Ан-10, Ан-32, Ил-18, Бе-12, Ан-12, Ил-38 и др.; АИ-24 (с 1961г.) для самолетов Ан-24, Ан-26, Ан-30 и др.; ТВ3-117ВМА-СБМ1 (с 1997 г.) для самолетов Ан-140, МиГ-110 и др.; ВСУ АИ-8 (с 1964 г.) для самолетов Бе-12, Ан-26, вертолетов Ми-6, Ми-10 и др.; АИ-9 (с 1967 г.) для самолета Як-40, вертолетов Ка-27, Ка-50, Ка-29, Ми-28, Ка-32 и др.; АИ-9В (с 1974 г.) для вертолетов Ми-8МТ, Ми-17, Ми-24/35 и др.; АИ9-3Б (с 1997 г.) для самолета Ан-140; турбовальные двигатели ТВ3-117 (с 1970 г.) для вертолетов Ми-8МТ, Ми-17, Ка-32, Ка-31, Ми-28 и др.; Д-136 (с 1982 г.) для вертолетов Ми-26; ВК-2500 (с 1999 г.) для вертолетов Ка-50, Ми-24, Ка-32 и др. Осваивается серийное производство турбовинтовентиляторного двигателя Д-27 (с 1992 г.) для самолетов Ан-70, Ан-180, Бе-42 и др., ТВД ВК-1500 (с 1999 г.) для самолетов Ан-3, Ан-38, Бе-32, ТРДД АИ-22 (с 1998 г.) для самолетов Ту-324 и Як-48. Выпуск ГТД наземного применения: АИ-23У и АИ-23СГ (с 1965 г.) для привода буровых установок, газотурбинные двигатели морского применения АИ-23С1 (с 1967 г.), газотурбинные приводы семейств Д-336 и АИ-336 мощностью от 6,3 до 10 МВт для нефтеперекачивающих агрегатов и других промышленных установок, электростанции ЭГ-1000 (мощность 1 МВт), ЭГ-2500, ЭГ-6000, ЭГ-8000, ЭГ-10000, ПАЭС-2500 (мощность 2,5 МВт), турбодетандерная электростанция ЭТД-1000 (мощность 1 МВт), агрегат тепла и холода АТХ-50/50, установка для пожаротушения МТ-1.
Субподрядчики: ФНПЦ ММПП "Салют", Уфимское моторостроительное производственное объединение" и "Казанское моторостроительное производственное объединение".
При производстве используются разработки ЗМКБ "Прогресс", ГУП "Завод имени В.Я.Климова", ЦИАМ, ВИАМ, ГосНИИ АС, Института регистрации информации (г. Киев) и др.
В состав ОАО входят восемь предприятий, расположенных в Украине.

Материалы по ОАО "Мотор Сич" получены непосредственно от разработчика.

АИ-24УБЭ

бортовая энергетическая установка

На основе АИ-24 в ОАО "Мотор Сич" создана установка **АИ-24УБЭ** (1981 г.) для питания потребителей электрической энергией и сжатым воздухом.
Установка предназначена для самолете ДРЛО А-50.
АИ-24УБЭ выполнен в виде отдельного конструктивно законченного агрегата и имеет систему подачи и регулирования топлива, систему запуска и зажигания, генераторы питания электроэнергией систем потребителей, автономные масляную систему и систему суфлирования. Статическая система регулирования двигателя поддерживает постоянной частоту вращения ротора независимо от изменения нагрузки.
В схеме управления АИ-24УБЭ предусмотрены защиты по предельным параметрам: температуре газов за турбиной, забросу частоты вращения ротора двигателя, падению давления масла в маслосистеме и защита привода генераторов переменного тока при разрушении подшипников генератора.
Запуск установки осуществляется от одного стартер-генератора.



АИ-24УБЭ [82]

Номинальная мощность 800 л.с.
n = 15800 об./мин.
Расход отбираемого воздуха 2,1 кг/с
Снимаемая электрическая мощность 480 кВт
Частота тока 400 Гц
Напряжение 208 В
Часовой расход топлива – не более 500 кг/ч
Вид топлива - керосин ТС-1, Т-1, РТ
Габаритные размеры 3000х1320х1110 мм
Масса 720 кг

ЭТД-1000

турбодетандерная электростанция

ЭТД-1000 предназначена для редуцирования избыточного давления магистрального газа на газораспределительных станциях и газораспределительных пунктах при отборе его потребителем и выработки переменного трехфазного тока за счет потенциальной энергии, высвобождаемой при этом. Одновременно может быть использована как генератор холода для производственных и хозяйственных нужд.
Номинальная мощность 1000 кВт
Максимальная мощность 1250 кВт
Расход газа 0,94-1,0 млн. Н.м^3/сутки
$P_{г\ вх}$ = 55 кг/см^2
$P_{г\ вых}$ = 3-12 кг/см^2
Напряжение 6,3 кВ
Частота тока 50 Гц
Габаритные размеры контейнеров: турбодетандера 8000х3000х2350 мм, высоковольтного оборудования 4000х3000х2350 мм
Масса 20000 кг
Календарный срок службы 20 лет
Отличительные особенности:
- изготовление в виде двух модулей блочно-контейнерного исполнения исключает потребность в специальных монтажных работах;
- наличие высокоэффективной системы дистанционного мониторинга, управления и технического диагностирования, обеспечивает высокую надежность и комфортные условия эксплуатации;



ЭТД-1000 [82]

- возможность использования на ГРС с различными значениями параметров расхода и давления природного газа за счет применения турбины с регулируемым сопловым аппаратом;
- устойчивая работа в параллельном режиме, а также с внешней энергосистемой;
- обеспечивает быструю окупаемость и получение высокой прибыли.

АТХ-50/50

агрегат тепла и холода



АТХ 50/50 [1]

АТХ-50/50 может стать основой для целого семейства экологически безопасных турбохолодильных машин различного применения: в сельском хозяйстве, в пищевой, мясомолочной и рыбной промышленностях, в системах кондиционирования промышленных зданий и сооружений трикотажной промышленности, системах кондиционирования шахтных забоев, полиграфической отрасли, в системах овощехранилищ, в нефтехимической и металлургической промышленностях, медицине и других областях.

Во всех случаях применения агрегат одновременно с выработкой холодного воздуха вырабатывает горячую воду, которая может быть использована для технологических и санитарных нужд.

Холодопроизводительность 50-60 кВт
Потребляемая мощность 80-100 кВт
Хладагент - атмосферный воздух
Количество вырабатываемого холодного воздуха 7400-10000 м^3/ч
Температура охлажденного воздуха:
при работе в открытом цикле +5...-5°С
при работе в закрытом цикле 0...-10°С
Расход масла 0,2 кг/ч
Ресурс до капитального ремонта 25000 часов
Габаритные размеры / масса
агрегата 3100 х 1140 х 1500 мм / 1440 кг
шкафа управления 1038 х 668 х 2098 мм / 511 кг
пульта дистанционного управления 330 х 115 х 313 мм / 9 кг
модулей системы шумоглушения 2000 х 4200 х 2567 мм / 1500 кг

ПАЭС-2500

передвижная автоматизированная газотурбинная электростанция



ПАЭС-2500 [82]

Электростанция **ПАЭС-2500** снабжает электроэнергией промышленные и бытовые объекты, компенсирует недостаток электроэнергии при пиковых нагрузках, резервирует электроэнергию.

ПАЭС-2500 отличается повышенной мобильностью, простотой управления, высокой надежностью и не требует больших капитальных затрат при вводе в эксплуатацию. Может транспортироваться автомобильным, железнодорожным, водным и воздушным транспортом.

Данная электростанция устойчиво работает в автономном режиме, а также параллельно с внешней энергосистемой.

Конструкция станции позволяет производить быструю замену агрегатов, что обеспечивает ее высокую ремонтопригодность.

ПАЭС-2500 успешно эксплуатируется в различных климатических зонах СНГ и за рубежом (в Венгрии, Аргентине, Бразилии, Гвинее, Афганистане, Пакистане).

Номинальная мощность 2500 кВт
Максимальная мощность 2750 кВт
Род тока – переменный, трехфазный
Напряжение 6300 (13800) В
Частота тока 50 (60) Гц
Коэффициент мощности 0,8
Установленные силовые установки – **АИ-20ДМЭ/ДМН** для привода генератора и ТГУ-8 для запуска АИ-20ДМЭ/ДМН
Топливо – жидкое (керосин, дизельное топливо) / газообразное (природный, попутный нефтяной газы)
$\eta_{эф.}$ = 24% (в условиях ISO)
Габаритные размеры 11565х2500х3700 мм
Масса 28500 кг

Предшественник ПАЭС-2500 – **ПАЭС-1600** номинальной мощностью 1600 кВт с двигателем **АИ-20КЭ**.

ЭГ-2500Т

автоматизированная газотурбинная электростанция

ЭГ-2500Т предназначена для питания электроэнергией промышленных и бытовых потребителей, покрытия недостатка электроэнергии при пиковых нагрузках и резервирования.
Она представляет собой блочную автономную автоматизированную установку, не требующую внешнего источника питания для запуска.
ЭГ-2500Т отличается высокими транспортабельностью, надежностью, ремонтопригодностью, простотой и легкостью в управлении, не требует больших капитальных затрат при вводе в эксплуатацию. Устойчиво работает в автономном режиме, а также параллельно с внешней энергосистемой.
Привод синхронного генератора осуществляется газотурбинным двигателем.
Электростанция оборудована автоматическими системами запуска, приема нагрузки с последующей непрерывной работой, защит и сигнализации по основным параметрам двигателя и генератора, а также системой шумоглушения.
Кабина оператора выполнена отдельным блоком, обеспечивающим дистанционное управление электростанцией.
Может транспортироваться автомобильным, железнодорожным, водным и воздушным транспортом.



ЭГ-2500Т [82]

Номинальная мощность 2500 кВт
Максимальная мощность 2750 кВт
Род тока – переменный, трехфазный
Напряжение 6300 (13800) В
Частота тока 50 (60) Гц
Коэффициент мощности 0,8
Топливо – жидкое (керосин, дизельное топливо) / газообразное (природный, попутный нефтяной газы)
$\eta_{эф.}$ = 24% (в условиях ISO)
Габаритные размеры 17600x2500x4250 мм
Масса 34500 кг

"МОТОР СИЧ" ЭГ 1000Т-Т400-ЗУХЛ1

газотурбинная электростанция

Электростанция предназначена для питания электроэнергией промышленных и бытовых потребителей в базовом и других режимах работы.
Исполнение – блочно-транспортабельное.
Работает в диапазоне температур от -50°С до +45°С на газообразном топливе в автономном и параллельном режимах.
Значение номинальной мощности обеспечивается до температуры воздуха на входе в двигатель +27°С.
Номинальная мощность 1000 кВт
Максимальная мощность 1100 кВт
Род тока – переменный, трехфазный
Напряжение 400 В
Частота тока 50 Гц
Привод – газотурбинный двигатель **ТВ3-137**
Топливо – природный или попутный нефтяной газы
Расход топлива при нагрузке 1000 кВт 310 кг/ч
$\eta_{эф.}$ = 25%
Эквивалентный уровень шума 80 дБ
Содержание NO_x – 55 мг/м^3
Габаритные размеры 14850x5600x6870 мм

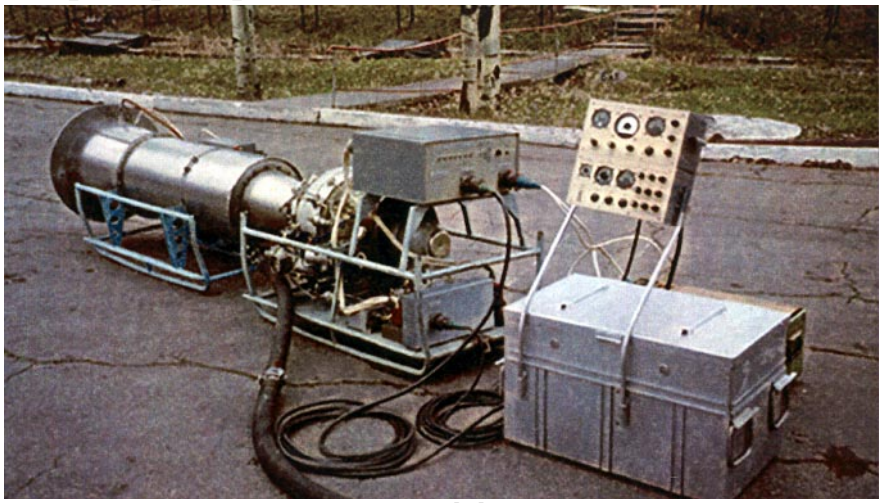


"МОТОР СИЧ" ЭГ 1000Т-Т400-ЗУХЛ1 [82]

Масса 30000 кг
Ресурс до капитального ремонта 30000 часов
Назначенный ресурс 90000 часов
Срок службы 12 лет

МТ-1

генератор инертных газов



МТ-1 [82]

Автономный, мобильный генератор инертных газов **МТ-1** предназначен для промышленных предприятий, служб ликвидации чрезвычайных ситуаций, пожарных и спасательных частей.

Генераторы МТ-1 могут эффективно использоваться на предприятиях: угледобывающей отрасли для предотвращения взрывов метана, локализации и тушения подземных пожаров; нефтедобывающей, нефтеперерабатывающей и газовой промышленности для обеспечения взрыво- и пожаробезопасных условий ремонта нефтехранилищ, магистральных нефте- и газопроводов, очистки нефтепромысловых труб и емкостей от смолистых отложений нефтепродуктов; агропромышленного комплекса для тепловой дезинфицирующей обработки животноводческих и птицеводческих помещений, для борьбы с весенними заморозками, сушки сельхозпродукции; строительной индустрии для обработки паром, сушки и обжига строительных материалов; других отраслей промышленности.

Генератор МТ-1 состоит из двух основных модулей: воздухоподающей установки на основе двигателя **АИ-9В** и камеры сгорания

Монтаж и подготовка к работе осуществляются в течение 15-20 минут. При этом не требуется подключение к внешним источникам энергопитания, обеспечивается автоматический контроль параметров и дистанционное управление.

Подача парогазовой смеси 15000 м^3/ч
Содержание кислорода 1-3%
Температура 353-363 К
Объемная доля пара 57-60%
Расход топлива (керосина) 400 кг/ч
Расход воды 14000-16000 кг/ч
Габаритные размеры в сборе 3100x700x900 мм
Масса 250 кг

ВК-1500

авиационный турбовинтовой двигатель

См. главу "Завод имени В.Я.Климова".

ВК-2500

авиационный турбовальный двигатель

См. главу "Завод имени В.Я.Климова".

ТВ3-117ВМА-СБМ1

авиационный турбовинтовой двигатель

См. главу ГП "Запорожское машиностроительное конструкторское бюро "Прогресс" имени академика А.Г.Ивченко".



ГП „Запорожское машиностроительное конструкторское бюро „Прогресс“ имени академика А.Г.Ивченко“

69068 Украина, г. Запорожье-68, ул. Иванова, 2
Тел.: (0612) 653382
Факс: (0612) 654697
E-mail: PROGRESS@pgress.zssm.zp.ua

Генеральный конструктор - Муравченко Федор Михайлович, тел. (0612) 650327, факс (0612) 654697
Первый заместитель руководителя предприятия/Главный конструктор - Колесников Владимир Иванович, тел. (0612) 657816, факс (0612) 654697

Основано 5 мая 1945 г. как ОКБ при авиамоторном заводе №478 (ныне ОАО "Мотор Сич"). Первым руководителем КБ с 1945 по 1968 гг. был Александр Георгиевич Ивченко. С 1968 по 1988 г. предприятие возглавлял Владимир Алексеевич Лотарев, а с 1989 г. – Федор Михайлович Муравченко.

ЗМКБ "Прогресс" специализируется на проектировании, изготовлении, ремонте, испытаниях и сертифицировании газотурбинных двигателей авиационного и промышленного применения. Обеспечивает авторское сопровождение производства и эксплуатации двигателей собственной разработки.
Созданные ЗМКБ "Прогресс" двигатели эксплуатируются в авиакомпаниях и подразделениях ВВС 80 стран мира.
Разработки КБ используются ЦИАМ, НИИД, ВИАМ и ВИЛС.
Субподрядчики: ОМКБ, Уфимское АКБ "Молния", Ступинское КБ машиностроения, НПО "Сфера", Харьковское НПО "ФЭД", АО "Старт", ФНПЦ ММПП "Салют", АО "Уфимское моторостроительное ПО".

Материалы по ЗМКБ "Прогресс" подготовлены редакцией на основе архивов Центра истории авиационных двигателей и откорректированы разработчиком.

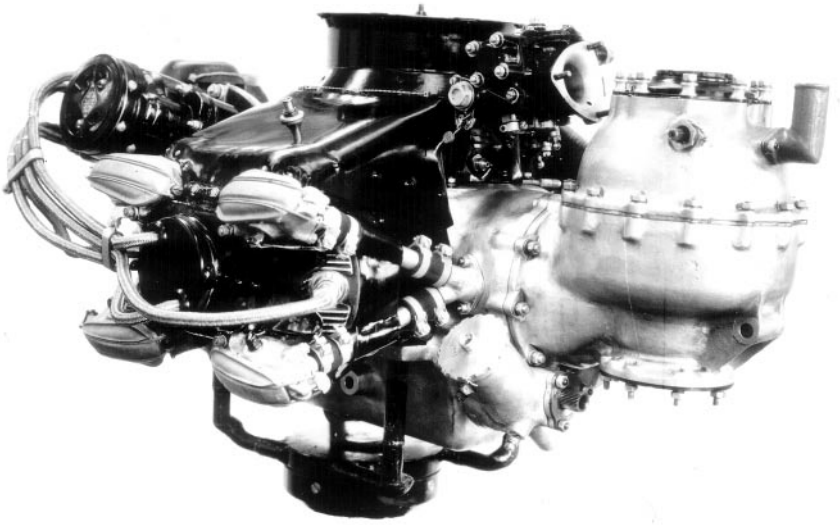
АИ-4Г (АИ-4В)

авиационный поршневой двигатель



Ка-10 [35]

АИ-4Г (впоследствии **АИ-4В**) создан в 1946 г. специально для установки на опытный вертолет Ка-10, который оснащался одним таким двигателем. В ноябре 1948 г. предъявлен на ГСИ.
АИ-4Г – это четырехцилиндровый двигатель с воздушным принудительным охлаждением. В его трансмиссию входили два редуктора: один был состыкован непосредственно с двигателем и служил для уменьшения числа оборотов, другой служил для распределения мощности на два несущих винта. Комбинированная муфта редуктора выполняла функции муфты включения и муфты свободного хода.



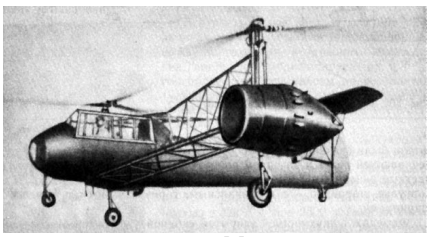
АИ-4Г [41]

Выходивший из редуктора двигателя вертикальный вал передавал мощность на распределительный редуктор и одновременно на верхний несущий винт.

Выпущено всего несколько ПД АИ-4Г.
$P_{своб.}$ = 390 кгс
$N_{макс.}$ = 55 л.с.
$N_{ном.}$ = 50 л.с.

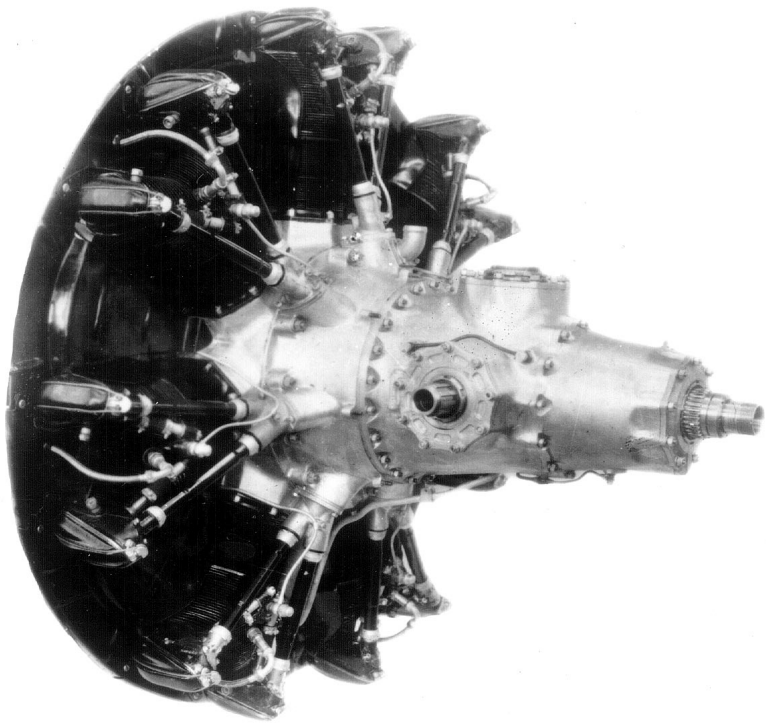
АИ-26 (М-26)

авиационный поршневой двигатель



Г-4 [3]

М-26 (в последствии **АИ-26**) создан в 1945 г. С 26 июля по 9 августа 1945 г. прошел 400 часовые стендовые испытания, а с 15 по 25 июля 1945 г. – 30-часовые летные испытания на трофейном самолете Ju-52. К концу 1946 г. было выпущено 10 двигателей. Для этого двигателя самолета еще не было, но возникла острая потребность в двигателе для геликоптеров.
В 1946 г. был разработан план создания **М-26ГРПр** мощностью 500 л.с. для геликоптера Г-4 (в последствии Б-4) Братухина с предъявлением на ГСИ в мае 1947 г. и **М-26ГРФЛ** мощностью 750 л.с. (но создан мощностью 615 л.с.) – в августе 1947 г. для Г-1 (впоследствии Ми-1) Миля и Як-100 Яковлева.
В октябре 1947 г. М-26ГРПр и М-26ГРФЛ прошли ГСИ.



АИ-26 [41]

ЗМКБ "ПРОГРЕСС"

Форсированный на 30% **М-26ГРФ** был создан для признанного лучшим вертолета Г-1.
Двигатели АИ-26 выпускались в ОАО "Мотор Сич". Всего выпущено около 1300 двигателей всех модификаций. Ремонт ПД АИ-26 различных модификаций выполнялся ОАО "Иркутским АРЗ №403", ОАО "Завод №411 ГА" и др.



Ми-1Т [13]

АИ-10 (М-10)

авиационный поршневой двигатель

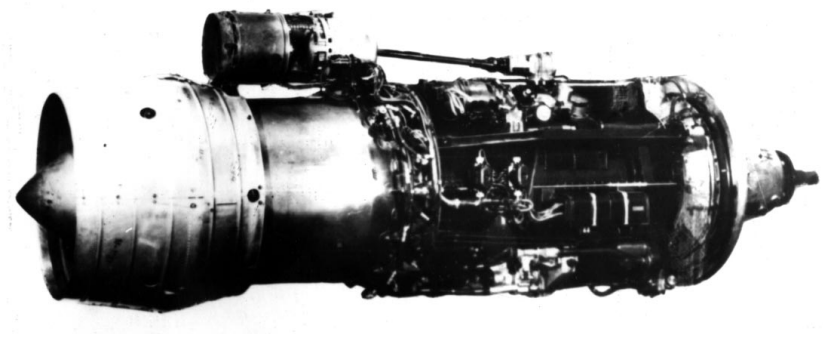
В октябре 1947 г. создан двигатель **М-10** мощностью 80 л.с. для самолета По-2. М-10 (впоследствии **АИ-10**) в мае 1948 г. прошел ГСИ.
После 1948 г. всем двигателям, созданным в ОКБ, присвоен индекс "АИ".
Малые сроки создания и успехи применения М-26ГРФ и АИ-10 побудили Н.И.Камова заказать менее мощный, чем АИ-10 – двигатель АИ-4Г мощностью 55 л.с. для вертолета Ка-10 и более мощный АИ-14В для вертолета Ка-15, а А.С.Яковлева – более мощный АИ-14 для самолета Як-12М.



По-2 [1]

ТВ-2

авиационный турбовинтовой/турбовальный двигатель



ТВ-2 [40]

В 1953 г. 10 двигателей **ТВ-2Ф** мощностью 6000 л.с. переданы из ОКБ Н.Д.Кузнецова в ОКБ-478 для модернизации, дальнейшего совершенствования и доводки.
В августе 1954 г. на базе ТВ-2Ф создан **ТВ-2Т** мощностью 6250 л.с. для самолета Ан-8.
В 1955 г. создан **ТВ-2ВК** для первого в мире винтокрыла Ка-22.
См. данные по ТВ-2 в главе "СНТК имени Н.Д.Кузнецова".



Ан-8 [42]



Ка-22 [35]

ТС-12Ф

авиационный газотурбинный двигатель

Первой самостоятельной работой по созданию авиационных газотурбинных двигателей (1953 г.), получившей широкое распространение, стал турбостартер **ТС-12Ф** мощностью 200 л.с. для запуска ТВД НК-12 и НК-12М конструкции Н.Д. Кузнецова.

АИ-14

авиационный поршневой двигатель



CJ-6 [111]



Як-18А [8]

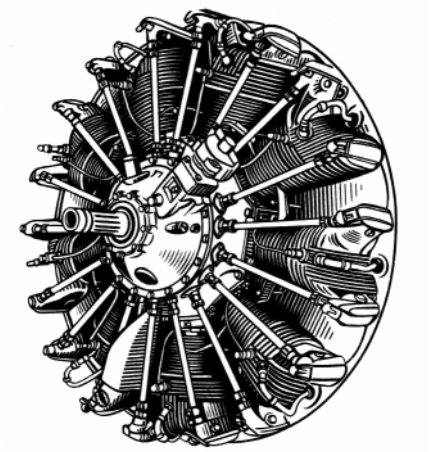


Як-12А [8]



Ан-14 "Пчелка" [81]

На рубеже 40-50-х гг., когда возникла потребность в экономичном, мощном и легком двигателе для малых самолетов, был создан мотор **АИ-14Р**.
В мае 1948 г. АИ-14 прошел ГСИ.
По конструкции это была девятицилиндровая звезда воздушного охлаждения с редуктором и нагнетателем.
АИ-14Р устанавливался либо с ВИШ В-530Л-11, либо с АВ-14, трехлопастным флюгерным ВИШ диаметром 2900 мм и массой 82 кг ($n_{вв}$ = 1890 об./мин.; $\eta_{вв}$ = 81,5%).
Большой серией АИ-14Р различных модификаций производился в СССР на Воронежском механическом заводе, в ОАО "Мотор Сич", в Польше на заводе PZL-Kalisz и Китае.
Модификации:
• **АИ-14ВФ** (1954 г. - вертолеты Ка-15, Ка-18 и Ка-26); $N_{макс.}$ = 280 л.с.; $N_{ном.}$ = 235 л.с.; $N_{кр.}$ = 160 л.с.;
• **АИ-14РФ** (самолеты Ан-14 "Пчелка", Як-18ПФ, Як-12А, Як-12М); $N_{макс.}$ = 300 л.с.;
• **АИ-14РФП** (самолет Як-18П);
• **АИ-14РА** (самолеты Як-12, Як-18, PZL-101A Gawron, PZL-104 Wilga 35); оснащен поршневым приводом компрессора и пневмостартером.
$N_{взл.}$ = 256 л.с.
$n_{взл.}$ = 2350 об./мин.
$N_{кр.}$ = 217 л.с.
$n_{кр.}$ = 2050 об./мин.
$C_э$ = 0,253...0,278 кг/л.с.ч
$D_{поршня}$ = 105 мм (ход поршня 130 мм)
Рабочий объем 10,16 л
Степень сжатия в цилиндрах 5,9
Редуктор – планетарный с передаточным числом 0,787
$L_{дв.}$ = 956 мм
$D_{дв.}$ = 985 мм
$M_{дв.}$ = 200 кг
• **АИ-14РС** (аэросани "Север-2");
• **AI-14RA-KAF** (самолет Wilga 80); карбюраторная модификация АИ-14РА польского производства;
• **AI-14RDP** (прототипы самолетов PZL-104 Wilga 35, PZL-130 Orlik); оснащен пневмостартером; производился в Польше;
• **AI-14RD** (самолеты PZL-104 Wilga 35 и PZL-130 Orlik); оснащен электростартером; $N_{взл.}$ = 276 л.с.; производился в Польше;
• **HS6**; лицензионная версия АИ-14Р для учебного самолета CJ-6; выпущено более 700 штук; на базе HS6 создано большое семейство поршневых двигателей, которые выпускались до 1970 г.
• **АИ-14П** (1952 г. - самолет Як-50).



АИ-14Р [103]



Ка-18 [35]



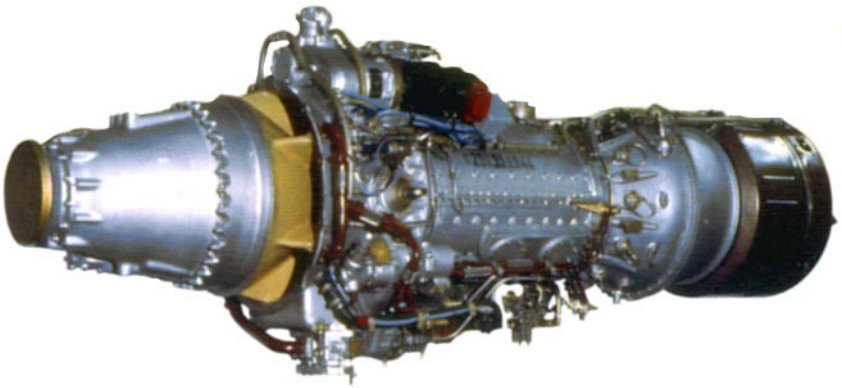
Ка-15 [35]



PZL-104 Wilga 35 [106]

АИ-20

авиационный турбовинтовой двигатель



АИ-20 [82]



АИ-20 IV серии [1]



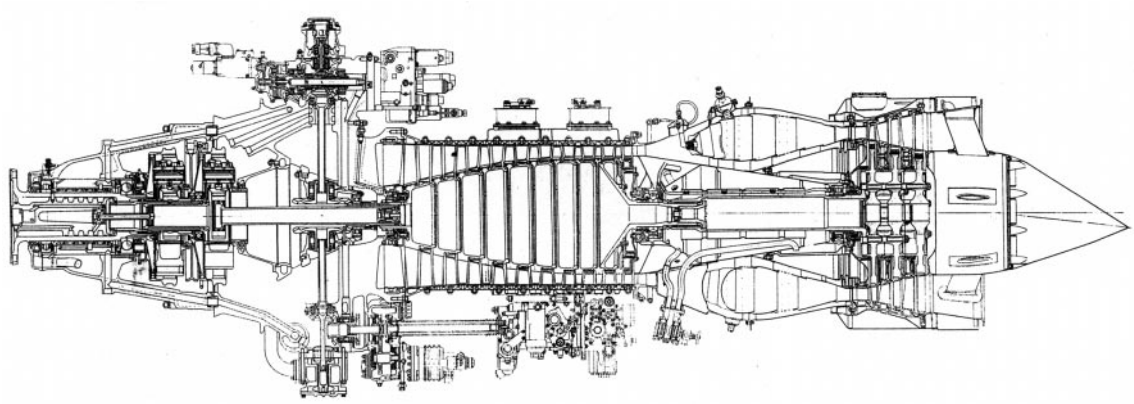
АИ-20Д V серии [1]



АИ-20М VI серии [1]

В 1955 г. на ЗМКБ "Прогресс" начата разработка турбовинтового двигателя **АИ-20** для силовой установки пассажирского самолета Ан-10.
По результатам сравнительных стендовых и летных испытаний двигателя АИ-20 и НК-4 (ОКБ Н.Д.Кузнецова) на самолетах Ан-10 и Ил-18, двигатель АИ-20 показал более высокую надежность, экономичность, лучшие эксплуатационные характеристики и в 1957 г. был принят для установки на эти самолеты.
В 1957 г. АИ-20 успешно прошел Госиспытания и в 1958 г. запущен в серийное производство.
АИ-20А выпускался в ОАО "Мотор Сич" с 1966 г., в ОАО "Пермские моторы" – в 1958-63 гг.
$N_{э\ взл.}$ = 4000 л.с.
$C_{э\ взл.}$ = 0,259 кг/л.с.ч
$G_{в\ взл.}$ = 20,9 кг/с
$\pi_к$ = 7,32
$T_{г\ макс.}$ = 1080 К
$N_{э\ кр.}$ = 2300 л.с. (H = 8000 м, Мп = 0,57)
$C_{э\ кр.}$ = 0,210 кг/л.с.ч
$\pi_{к\ кр.}$ = 8,5
$\eta_{кнд}$ = 0,849
$\eta_г$ = 0,970
$\sigma_{кс}$ = 0,957
$\eta_{твд}$ = 0,915
$\varphi_с$ = 0,900
$L_{дв.}$ = 3096 мм
$b_{дв.}$ = 842 мм
$h_{дв.}$ = 1180 мм
$M_{дв.}$ = 1080 кг
АИ-20 выполнен по одновальной схеме и состоит из осевого 10-ступенчатого компрессора, кольцевой камеры сгорания, трехступенчатой неохлаждаемой турбины и планетарного редуктора. В серийном производстве он выпускался с индексом АИ-20А.
Резервы надежности, заложенные в этом двигателе, позволили на его базе разработать ряд модификаций с повышенной мощностью, увеличенным ресурсом и улучшенной экономичностью. Ресурс 4000 часов.
Авиационный турбовинтовой высотный двигатель **АИ-20Д V серии** является дальнейшим развитием двигателя АИ-20. Двигатели АИ-20Д V серии устанавливаются на самолеты Ан-32 и успешно эксплуатируются во многих странах мира (Индия, Бангладеш, Эфиопия, Перу, Никарагуа и др.) в условиях высоких температур наружного воздуха и высокогорных аэродромов.
АИ-20Д V серии оборудован системами автоматизированного запуска, противообледенительной, противопожарной, следящего упора для защиты по отрицательной тяге и автоматического флюгирования воздушного винта.

$N_{э\ взл.}$ = 5180 л.с.
$C_{э\ взл.}$ = 0,232 кг/л.с.ч
$G_{в\ взл.}$ = 20,4 кг/с
$\pi_{к\ взл.}$ = 9,45
$T_{г\ макс.}$ = 1200 К
$N_{э\ кр.}$ = 2725 л.с. (H=8000 м, Мп=0,57)
$C_{э\ кр.}$ = 0,199 кг/л.с.ч
n = 12300 об./мин. (рабочий режим)
n = 10400 об./мин. (малый газ)
Направление вращения ротора (вид по полету) – левое
$L_{дв.}$ = 3096 мм
$b_{дв.}$ = 842 мм
$h_{дв.}$ = 1180 мм



Конструктивная схема АИ-20М [20]

$M_{дв.}$ = 1040 кг
Авиационный одновальный турбовинтовой двигатель **АИ-20М** (иногда его называют **АИ-20 VI серии**) является одним из базовых семейства двигателей АИ-20. Двигатели АИ-20М устанавливаются на самолеты Ан-12, Ил-18, Ил-20, Ил-22, Ил-38 и успешно эксплуатируются во многих странах мира (Индия, Китай, Германия, Югославия, Мали, Гвинея и др.)
На АИ-20М за счет усовершенствования узла турбины и применения более жаростойкого материала жаровой трубы камеры сгорания удалось добиться высокой мощности и улучшенной экономичности.
$N_{э\ взл.}$ = 4250 л.с.
$C_{э\ взл.}$ = 0,243 кг/л.с.ч
$\pi_к$ = 9,2 (H = 8000 м, Vп = 630 км/ч)
$T_{г\ макс.}$ = 1173 К
$G_в$ = 20,7 кг
$N_{э\ кр.}$ = 2700 л.с. (H = 8000 м, Vп = 650 км/ч)
$C_{э\ кр.}$ = 0,197 кг/л.с.ч
n = 12300 об./мин. (рабочий режим)
n = 10400 об./мин. (малый газ)
Направление вращения ротора (вид по полету) – левое
$b_{дв.}$ = 842 мм
$h_{дв.}$ = 1180 мм
$L_{дв.}$ = 3095 мм
$M_{дв.}$ = 1040 кг
Редуктор планетарный с передаточным числом 0,087
Действующий назначенный ресурс 20000 часов
Назначенный амортизационный срок службы 24000 часов
Межремонтный ресурс 7000 часов
Количество двигателей "на крыле" 49%
Отработали действующие межремонтные ресурсы и ресурс до первого капитального ремонта 47,4% двигателей
Количество двигателей в резерве 3,6%
Около 65% парка АИ-20М имеют наработку с начала эксплуатации более 12000 часов.

Другие модификации:

- **АИ-20К** (самолеты Ил-18В, Ан-10А, Ан-12, Ан-24); $N_{взл.}$ = 3780 л.с.; флюгерный четырехлопастный ВИШ АВ-68И ($D_{вв}$ = 4500 мм; $n_{вв}$ = 1075 об./мин.; $M_{вв}$ = 370 кг); выпускался в ОАО "Пермские моторы" в 1963-65 гг.;
- **WJ6**, лицензионный АИ-20К (самолет Y-8/Ан-12); выпускался на South Motive Power and Machinery Complex в Китае; испытания пройдены в 1970 г.; поступил в эксплуатацию в 1977 г.;
- **АИ-20ДК**, или **АИ-20Д III серии** (самолеты Бе-12, Ан-8, всех модификаций и Ан-12БК); $N_{взл.}$ = 4190 э.л.с.; для Бе-12 и Ан-8 – флюгерный тянущий ВИШ АВ-68Д/ДМ (4 лопасти; $D_{вв}$ = 4000/4700 мм; $n_{вв}$ = 1075 об./мин.; $\eta_{вв}$ = 88...87%; $M_{вв}$ = 430/423 кг); для Ан-32 и Ан-12БК – флюгерный тянущий ВИШ АВ-68ДМ;
- **АИ-20ДМ**, или **АИ-20Д IV серии** (самолеты Бе-12 и Ан-8); $N_{взл.}$ = 5180 э.л.с.; $T_г$ = 1210 К.;
- **АИ-20ДКЭ** и **АИ-20ДКН** промышленного применения; работают в составе газотурбинных электростанциях ПАЭС-1600 и ПАЭС-2500 мощностью 1600 и 2500 МВт соответственно. Выпущено более 13800 двигателей АИ-20 всех модификаций и серий.

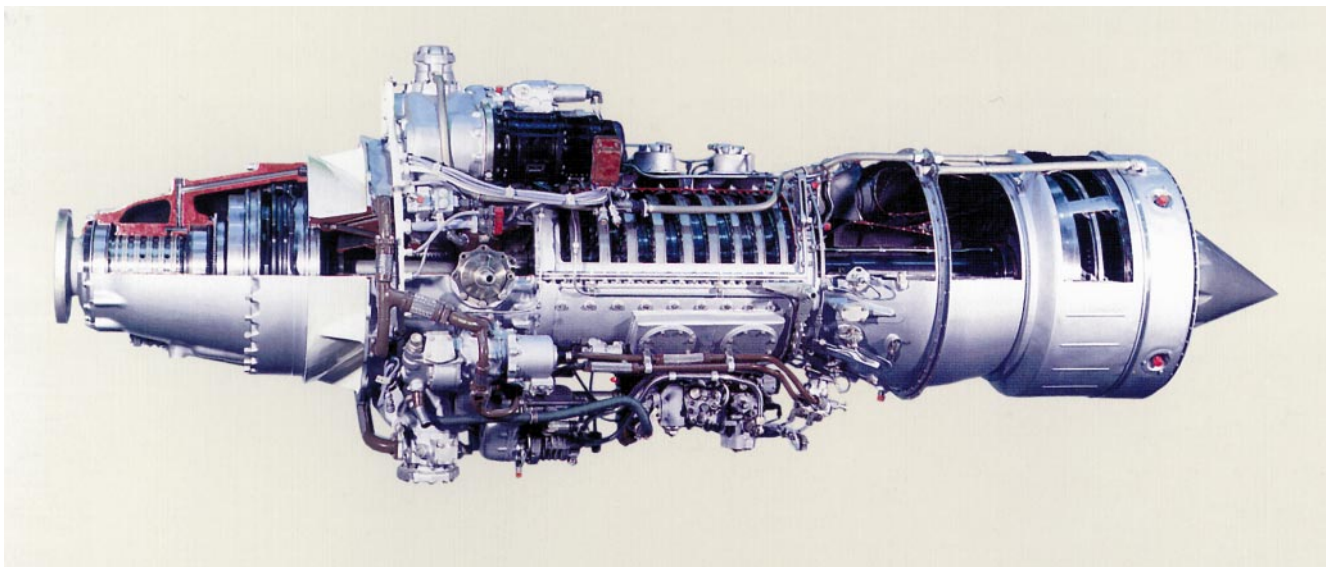

Ан-32Б [10]


Ил-38 [2]


Ан-12Б [104]


Y-8 [111]


Бе-12 [2]


АИ-20М [41]

"Дружба"

мотопила

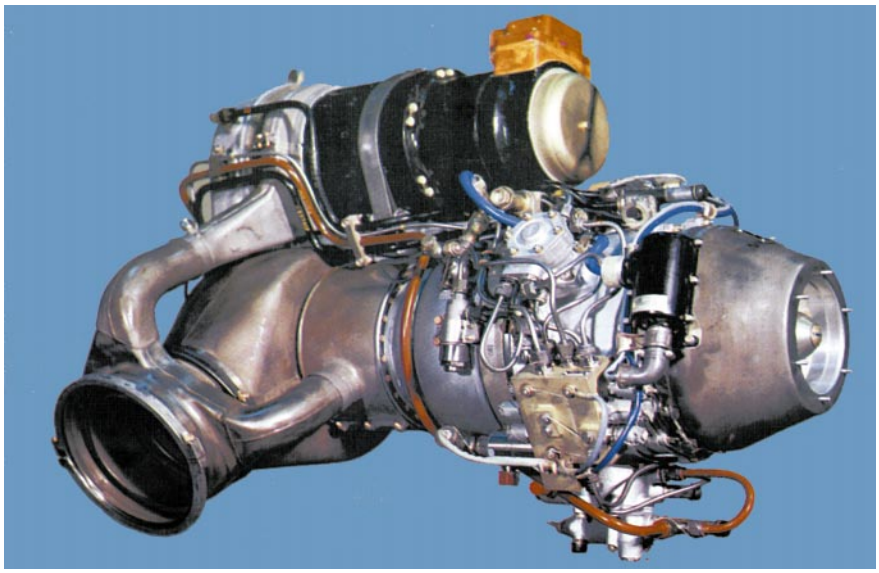
В ноябре 1953 г. создана, а в декабре 1953 г. – феврале 1954 г. прошла всестороннюю проверку на лесоразработках мотопила "Дружба".

В 1958 г. на Брюссельской международной выставке мотопила получила первый приз – "Пальмовую ветвь".
На ней был установлен, разработанный ОКБ, двигатель **МП-1**.

Со сменными спецприспособлениями двигатель мог выполнять 32 операции, как то: дойка коров, стрижка газонов, рытье ям, канав и др.

АИ-8

вспомогательный газотурбинный двигатель



АИ-8 [41]

Для запуска маршевых двигателей АИ-20, АИ-24 и аварийного питания бортсети самолетов разработан турбогенератор **АИ-8**.

Он использовался и как аэродромный пусковой агрегат АПА-8.
Производился в ОАО "Мотор Сич" с 1964 г.

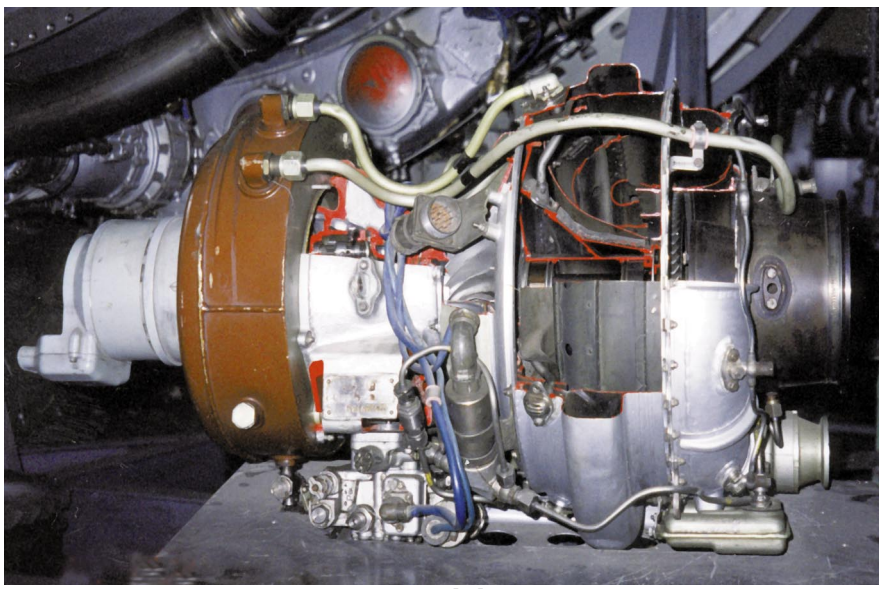


Бе-12П [1]

АИ-8 ремонтируется на Киевском авиаремонтном заводе №410 ГА.
Эксплуатируется около 460 ВСУ АИ-8.
Применяется на самолетах Ан-24, Ан-32, Ан-12, Бе-12, вертолетах Ми-6, Ми-10, электростанциях и др.
Мощность на клеммах генератора 60 кВт
$n_{роторов\ турбин\ компрессора\ ном.}$ = 28500+1500 об./мин.
$n_{роторов\ турбин\ генератора\ ном.}$ = 26000+2000 об./мин.
$G_т$ = 120 кг/ч
$T_т$ = 1023 К
$T_г$ = 1053 К
Габаритные размеры 917х725х605 мм
$М_{дв.}$ = 145 кг

АИ-9

вспомогательный газотурбинный двигатель



АИ-9 [12]



Ка-27ПЛ [2]

Турбогенераторы **АИ-9/9К** разработаны в 1966 г. для запуска маршевых двигателей вертолетов Ми-8, Ми-14, Ми-24, Ми-28, Ка-27, Ка-32, Ка-29, Ка-50, самолета Як-40, корабельных и энергетических установок. С 1967 г. АИ-9/9К производятся в ОАО "Мотор Сич". Их выпущено более 2030 штук.
$G_{отбираемого\ воздуха}$ = 0,38 кг/с
$Р_{отбираемого\ воздуха}$ = 2,4 кгс/см^2
$М_{дв.}$ = 45 кг (АИ-9К – 52 кг)



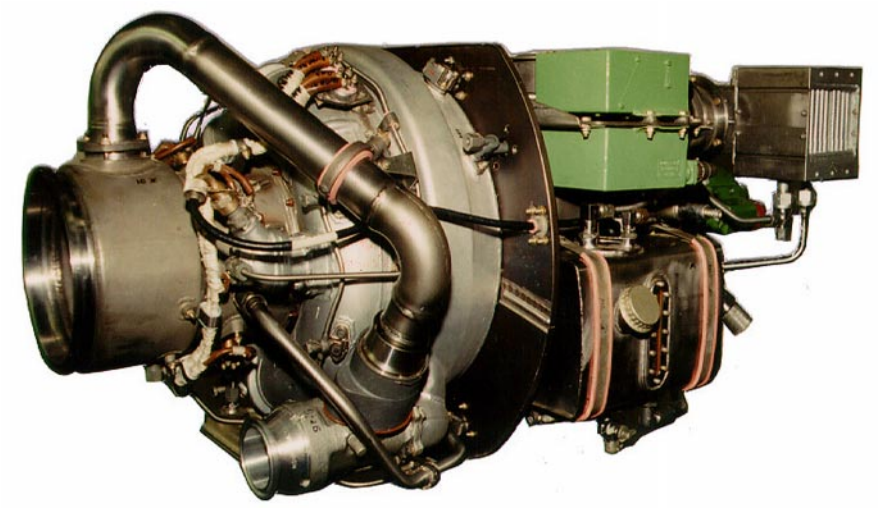
Ми-6 [10]



Ан-140 [42]



Ми-24 [1]



АИ9-3Б [41]

Газотурбинный двигатель **АИ-9В** со стартером-генератором, разработанный на основе АИ-9, используется на земле и в полете для подачи воздуха в систему запуска двигателей вертолетов Ми-24, Ми-17, Ми-9МТ, Ми-8МТ, Ми-35 и для питания электроэнергией бортсети вертолетов при проверке электро- и радиооборудования. При необходимости его можно использовать в качестве резервного источника электроэнергии. АИ-9В выполнен в виде отдельного конструктивно законченного агрегата, имеет собственную топливную аппаратуру, автономную масляную систему, систему регулирования.

$n_{ном.}$ = 36750+475 об./мин.

$G_{отбираемого\ воздуха}$ = 0,4 кг/с

$P_{отбираемого\ воздуха}$ = 2,9 кгс/см^2

$M_{дв.}$ = 70 кг

Габаритные размеры 888х530х490 мм

В ОАО "Мотор Сич" выпущено более 3600 ВСУ АИ-9В.

ВГТД **АИ9-3Б** используется в качестве вспомогательного ГТД на самолете Ан-140.

Он предназначен для генерирования сжатого воздуха при запуске маршевых ТВД ТВ3-117ВМА-СБМ1 и др., привода электрогенератора, генерирования сжатого воздуха системы кондиционирования ВС.

$N_{на\ валу}$ = 21,7 л.с.

$G_{отбираемого\ воздуха}$ = 0,47 кг/с

$P_{отбираемого\ воздуха}$ = 4 кгс/см^2

$T_{отбираемого\ воздуха}$ = 190 К

$M_{дв.}$ = 128 кг

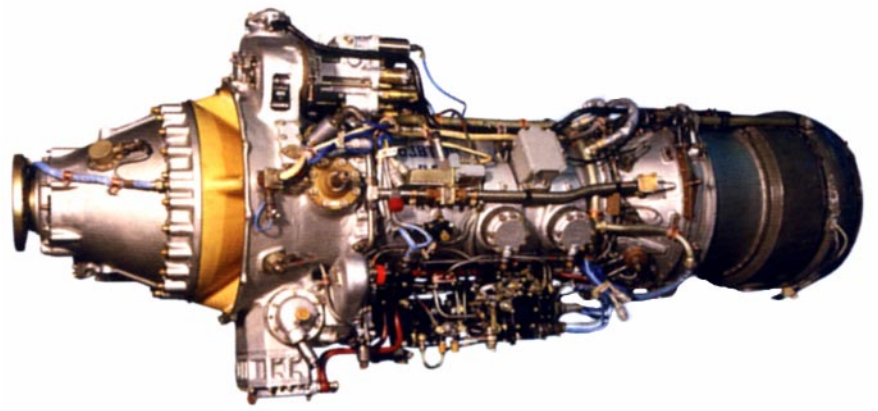
Производство АИ-9-3Б разворачивается в ОАО "Мотор Сич".

АИ-24

авиационный турбовинтовой двигатель



Ан-24 [10]



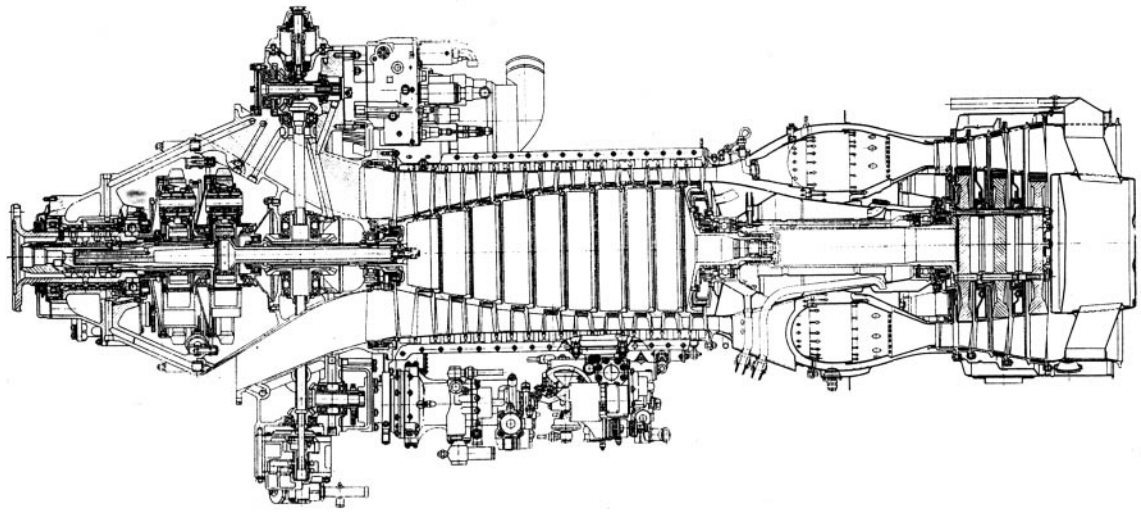
АИ-24 [82]

В 1960 г. в ЗМКБ создан ТВД **АИ-24** мощностью 2400 л.с. С 1961 г. АИ-24 производился в ОАО "Мотор Сич" (выпущено более 11700 экземпляров).

Двигатель **АИ-24А** (**АИ-24 I серии**) начал эксплуатироваться в системе ГА в 1962 г.

При его разработке был использован прогрессивный метод моделирования двигателя-прототипа.

АИ-24 представляет собой одновальный ТВД с 10-ступенчатым осевым компрессором, кольцевой камерой сгорания (8 форсунок), трехступенчатой турбиной. Система смазки циркуляционная под давлением. Запуск двигателя осуществляется от стартера-генератора СТГ-18ТМО (питание от наземной ВСУ ТГ-16). В передней части двигателя монтируются стартер-генератор, генератор переменного тока, аэродинамические датчики, детектор обледенения, система автофлюгирования винта, система передачи крутя-



Конструктивная схема АИ-24 [20]

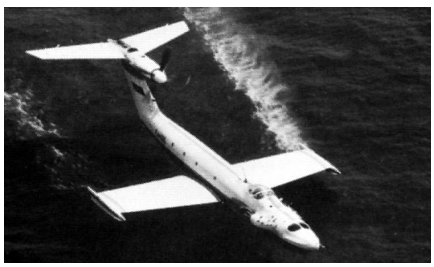
щего момента, масляный фильтр, регулятор вращения винта Р68ДТ-24М.
ТВД АИ-24 работал с четырехлопастным флюгерным ВИШ АВ-72 ($D_{вв}$ = 3900 мм; $n_{вв}$ = 1245 об./мин.; $\eta_{вв}$ = 88%; $M_{вв}$ = 265 кг).
Для АИ-24А:
$N_{э\ взл.}$ = 2550 л.с.
$C_{э\ взл.}$ = 0,264 кг/л.с.ч
$n_{кнд\ взл.}$ = 15100 об./мин.
$G_{в\ взл.}$ = 13,1 кг/с
$\pi_{к\ взл.}$ = 6,40
$T_{г\ взл.}$ = 1150 К
$N_{э\ кр.}$ = 1550 л.с. (H = 6000 м, Vп = 450 км/ч)
$C_{э\ кр.}$ = 0,245 кг/л.с.ч
$L_{дв.}$ = 2345 мм
$b_{дв.}$ = 677 мм
$h_{дв.}$ = 1075 мм
$M_{дв.}$ = 600 кг
АИ-24 II серии устанавливался на самолеты Ан-24А, Ан-24Б, Ан-24В, Ан-24Т и Ан-24РВ.
$N_э$ = 15000 об./мин. (рабочие режимы)
$N_э$ = 13900 об./мин. (режимы малого газа)
Действующий назначенный ресурс 22000 часов
Гарантийный ресурс до первого ремонта 4000 часов
Гарантийный межремонтный ресурс 4000 часов
Межремонтный ресурс по ТС 5000 часов
Назначенный ресурс 20000 часов
Календарный срок службы 12 лет
Около 70% парка АИ-24-II имеют наработку с начала эксплуатации более 14000 часов, из них 18% – более 18000 часов
Производство АИ-24 II серии начато в 1964 г.
АИ-24П мощностью 2467 л.с. разработан для установки на экранопланы СМ-6 (один двигатель) и "Метеор-2" (два двигателя).
АИ-24Т устанавливался на самолеты Ан-24А, Ан-24В и Ан-24Т. Характеризуется наличием системы впрыска воды на входе.
$N_{э\ взл.}$ = 2820 э.л.с.
$N_{э\ кр.}$ = 1580 л.с. (H = 6000 м, Vп = 450 км/ч)
$C_{э\ взл.}$ = 0,262 кг/л.с.ч
$C_{э\ кр.}$ = 0,242 кг/л.с.ч
n = 15800 об./мин. (рабочие режимы)
n = 14050 об./мин. (режим малого газа)
$\pi_{к\ взл.}$= 7,05
$b_{дв.}$ = 677 мм
$h_{дв.}$ = 1075 мм
$L_{дв.}$ = 2345 мм
$M_{дв.}$ = 600 кг
АИ-24Т выпускался серийно с 1966 г.
Высотный двигатель **АИ-24ВТ** имеет автоматические системы, предохраняющие его от перегрузок по предельной мощности и температуре газов за турбиной.
АИ-24ВТ устанавливается на самолеты Ан-26 и Ан-30 и успешно эксплуатируется в условиях высоких температур наружного воздуха и высокогорных аэродромов.
АИ-24Т/ВТ работают с флюгерным четырехлопастным ВИШ АВ-72Т ($D_{вв}$ = 3900 мм, $n_{вв}$ = 1305 об./мин., $\eta_{вв}$ = 88%; $M_{вв}$ = 600 кг).
$N_{э\ взл.}$ = 2820 л.с.
$C_{э\ взл.}$ = 0,256 кг/л.с.ч
$G_{в\ взл.}$ = 14,4 кг/с
$\pi_к$ = 7,65
$T_г$ = 1070 К
$N_{макс.\ кр.}$ = 1650 л.с.
$C_{уд.кр.}$ = 0,239 кг/л.с.ч
n = 15800+150 об./мин. (на рабочих режимах)
n = 14050+225 об./мин. (на режимах малого газа)
Направление вращения ротора (вид по полету) – левое
$L_{дв.}$ = 2346 мм
$b_{дв.}$ = 677 мм
$h_{дв.}$ = 600 мм
$M_{дв.}$ = 600 кг
На основе АИ-24 в ОАО "Мотор Сич" создан газотурбинный двигатель **АИ-24УБЭ** (1981 г.) для питания потребителей электрической энергией и сжатым воздухом (см. также АИ-24УБЭ в главе "Мотор Сич"). Двигатель устанавливался на самолете ДРЛО А-50.
АИ-24УБЭ выполнен в виде отдельного конструктивно-законченного агрегата и имеет систему подачи и регулирования топлива, систему запуска и



Ан-26 [1]



Z-6 [111]

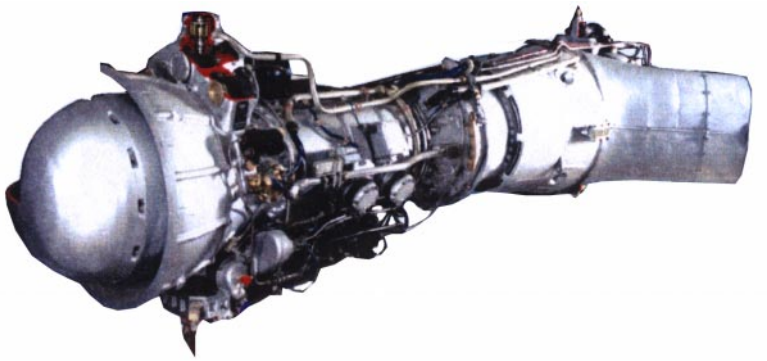


Экраноплан СМ-6 [54]

зажигания, генераторы питания электроэнергией систем потребителей, автономные масляную систему и систему суфлирования. Статическая система регулирования двигателя поддерживает постоянной частоту вращения ротора независимо от изменения нагрузки.
В схеме управления АИ-24УБЭ предусмотрены защиты по предельным параметрам: температуре газов за турбиной, забросу частоты вращения ро-

тора двигателя, падению давления масла в маслосистеме и защита привода генераторов переменного тока при разрушении подшипников генератора.
Запуск двигателя осуществляется от одного стартер-генератора.
$N_{ном.}$ = 800 л.с.
n = 15800 об./мин.
$G_{отбираемого\ воздуха}$ = 2,1 кг/с
Снимаемая электрическая мощность 480 кВт
Частота тока 400 Гц
Напряжение 208 В
Удельный расход топлива 0,277 кг/л.с.ч
Вид топлива – керосин ТС-1, Т-1, РТ
Габаритные размеры 3000x1320x1110 мм
$M_{дв.}$ = 720 кг

АИ-23У (1965 г.), модификация АИ-24 мощностью 1700 л.с., разработана в 1964-65 гг. в ОАО "Мотор Сич" для привода буровых установок.



АИ-23У [82]

Модификация **АИ-23СГ** использует вместо керосина природный газ и используется как для буровых установок, так и для передвижной газотурбинной электростанции ЭГ-1000.
С 1968 г. АИ-24А выпускался в Китае на DEMC (Dongan Engine Manufacturing Company) под обозначением **WJ5** мощностью 2550 э.л.с. для самолета SH-5. На базе WJ5 создано целое семейство авиационных ГТД: **WJ5A** (самолет Y-8; $N_{э\ взл.}$ = 2900 л.с.), **WJ5E** (самолет Y7-200B), **WZ5** (вертолет Z-6) и др.

АИ-25

авиационный турбореактивный двигатель



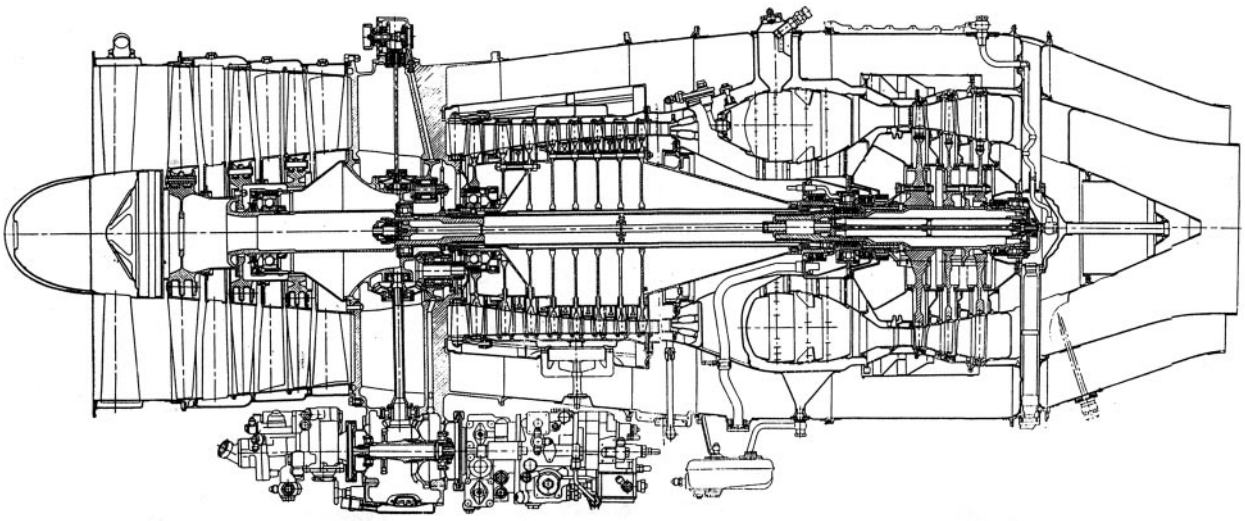
Як-40 [4]



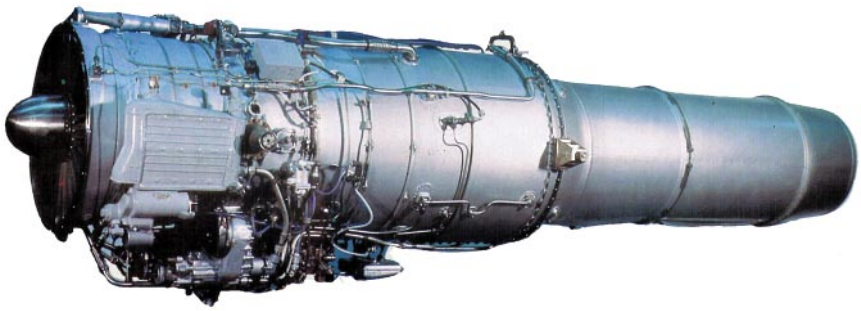
АИ-25 [56]

Первенцем двухконтурных ТРД с маркой АИ стал **АИ-25**, который победил в конкурсе среди двигателей для самолета МВЛ Як-40 и его модификаций Як-40К, Як-40ДТС, Як-40П, самолета М-15.
АИ-25 устанавливался также на беспилотном самолете-разведчике Ла-17М.
Двигатель разработан в 1966 г. и в 1967 г. поступил в серийное производство в ОАО "Мотор Сич".
Впервые в практике отечественного авиастроения этот двигатель в составе Як-40 прошел весь комплекс летных и сертификационных испытаний на соответствие зарубежным нормам летной годности. Ведущий конструктор К.М.Валик за создание АИ-25 был удостоен Ленинской премии.
Двухвальный двухкаскадный двигатель АИ-25 состоит из трехступенчатого осевого компрессора низкого давления ($\eta_{кнд}$ = = 1,7 при $n_{кнд}$ = 10560 об./мин.), восьмиступенчатого компрессора высокого давления ($\eta_{квд}$ = 4,7 при $n_{квд}$ = 16640 об./мин.), кольцевой камеры сгорания с 12 форсунками, одноступенчатой охлаждаемой (статор) турбины высокого давления, двухступенчатой турбины низкого давления (охлаждаемые диски). Запуск осуществляется посредством воздушного стартера СВ-25.
Двигатель оборудован противообледенительным устройством.
$P_{взл.}$ = 1500 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,564 кг/кгс.ч
$G_{в\ взл.}$ = 44,8 кг/с
$n_{кнд\ взл.}$ = 10750 об./мин.
$n_{квд\ взл.}$ = 16640 об./мин.
$\eta_{к\ взл.}$ = 8
m = 2,2
$T_г$ = 1145 К
$P_{кр.}$ = 452 кгс (H = 6000 м, Мп = 0,48)
$C_{уд.кр.}$ = 0,795 кг/кгс.ч
$\eta_в$ = 0,860
$\eta_{кнд}$ = 0,870
$\eta_{квд}$ = 0,870
$\eta_г$ = 0,980
$\sigma_{кс}$ = 0,950
$\eta_{твд}$ = 0,870
$\eta_{тнд}$ = 0,880
$\varphi_с$ = 0,975
$L_{дв.}$ = 1993 мм
$b_{дв.}$ = 820 мм
$h_{дв.}$ = 896 мм
$M_{дв.}$ = 348 кг

Двигатель АИ-25 начал эксплуатироваться в системе ГА в 1967 г.
В эксплуатации находятся двигатели II серии (более 6300 штук).
Гарантийный ресурс до первого ремонта 3500 часов
Ресурс до первого ремонта по ТС 6000 часов
Гарантийный межремонтный ресурс 3000 часов
Межремонтный ресурс по ТС 6000 часов
Назначенный ресурс 18000 часов
Календарный срок службы 8 лет
Календарный срок службы по ТС 12 лет
Количество двигателей "на крыле" 60%
Отработали межремонтные ресурсы и ресурс до первого ремонта 35% двигателей и находятся в составе ремфонда.
Количество двигателей, находящихся в резерве 5%
70% парка АИ-25 имеют наработку с начала эксплуатации свыше 12000 часов, в том числе 24% – свыше 14000 часов.
В 1973 г. для реактивных учебно-тренировочных самолётов была разработана модификация **АИ-25ТЛ**. По срав-



Конструктивная схема АИ-25 [41]



АИ-25ТЛ [41]



L-39 [20]

нению с базовым этот двигатель имеет увеличенную на 15% тягу, повышенные степень сжатия и температуру газа перед турбиной, дополнительную ступень компрессора высокого давления, охлаждаемую ступень турбины. Двигатель оборудован противообледенительным устройством, специальной системой смазки подшипников для выполнения перевернутого полета, воздушной системой запуска раздельными соплами внешнего и внутреннего контуров. Доработаны коробка приводов и разделительный корпус.

Чешский УТС L-39 с этим двигателем нашел массовое применение во многих странах. Рассматривается возможность установки АИ-25ТЛ на УТС МиГ-АТ.

АИ-25ТЛ выпускается в ОАО "Мотор Сич".

$P_{взл.}$ = 1720 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,59 кг/кгс.ч
$G_{в}$ = 46,8 кг/с
m = 1,98
$\pi_{к}$ = 9,5
$T_{г}$ = 1230 К
$P_{кр.}$ = 515 кгс (Н = 8000 м, Мп = 0,48)
$C_{уд.кр.}$ = 0,815 кг/кгс.ч
$L_{дв.}$ = 3358 мм
$b_{дв.}$ = 985 мм
$h_{дв.}$ = 958 мм
$M_{дв.}$ = 400 кг



К8 [111]

Модификация **АИ-25ТЛК** предназначена для китайского учебно-тренировочного самолета К8-J.

Всего эксплуатируется более 2650 двигателей АИ-25ТЛ/ТЛК.

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ МИНИСТЕРСТВА ОБОРОНЫ УКРАИНЫ "ОДЕССКОЕ АВИАЦИОННО–РЕМОНТНОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ "ОДЕССААВИАРЕМСЕРВИС"

Украина, 65121, г. Одесса,
ул. Маршала Жукова, 32а
Тел./Факс: +(0482) 470537

Государственное предприятие Министерства Обороны Украины "Одесское авиационно-ремонтное предприятие "ОДЕССААВИАРЕМСЕРВИС" осуществляет ремонт и модернизацию самолетов МиГ-21 (всех модификаций) и МиГ-29, ремонт авиационных двигателей Р11, Р13, Р25, АИ-25ТЛ и их агрегатов, оборудование салонов улучшенной комфортности для транспортной авиации и вертолетов

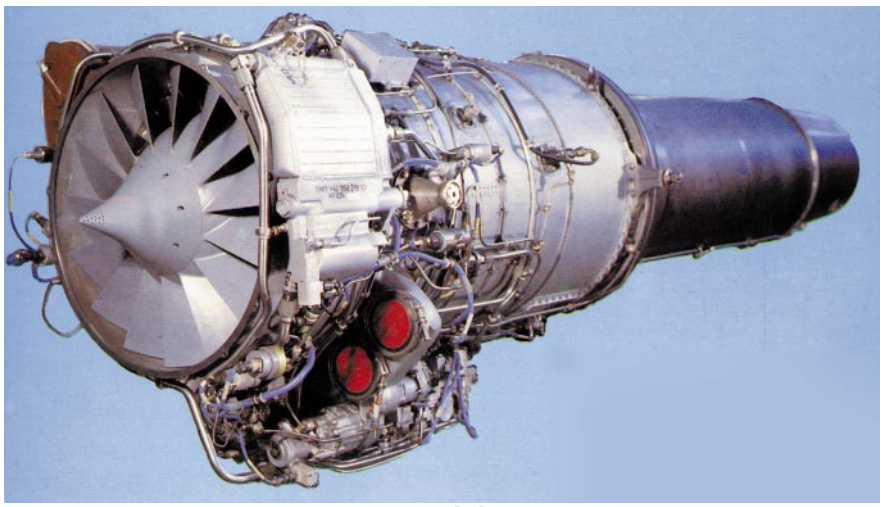
ДВ-2

авиационный турбореактивный двигатель

Двигатель **ДВ-2** создан в соответствии с межправительственным соглашением между СССР и ЧССР для учебно-тренировочного самолета L-39MS (L-59), разработанного на базе УТС L-39.

Двигатель ДВ-2 представляет собой двухконтурный, двухвальный турбореактивный двигатель. Акт о Государственных испытаниях двигателя подписан в январе 1999 г. Документация на двигатель была передана заводу Povazske Strojarne (Словакия), где было организовано серийное производство этого двигателя. В дальнейшем проводились работы по установке этого двигателя на российский УТС Як-130. Рассматриваются также варианты установки этого двигателя на другие самолеты.

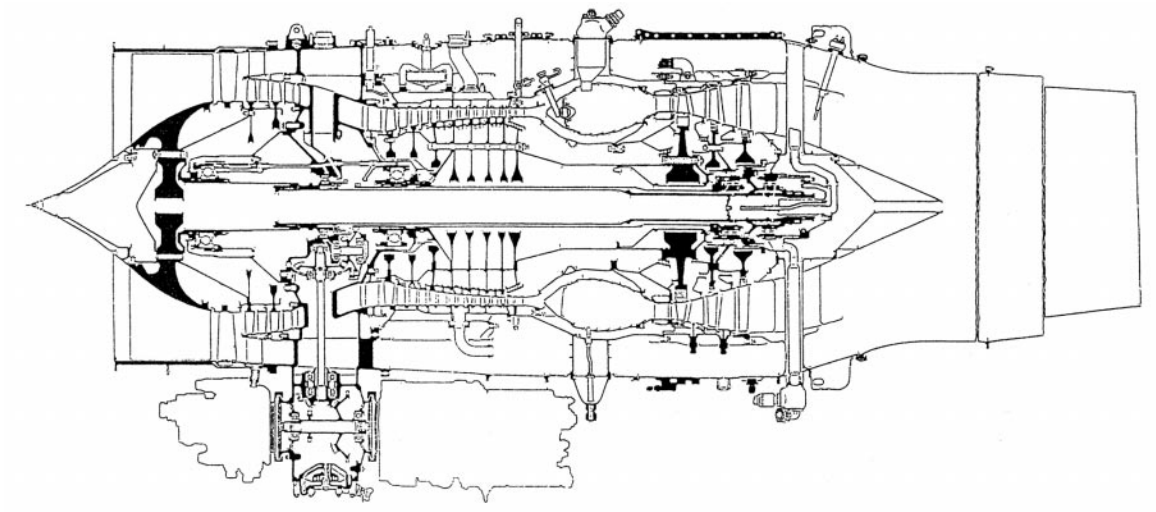
Двигатель ДВ-2 состоит из компрессора низкого давления, включающего широкохордное сверхзвуковое колесо вентилятора и две подпорные ступени, семиступенчатый компрессор высокого давления, кольцевую низкоэмиссионную камеру сгорания с 16 форсунками, одноступенчатую турбину высокого давления (с охлаждаемыми сопловыми и рабочими лопатками) и двухступенчатую турбину низкого давления (с охлаждаемыми лопатками соплового аппарата I ступени) и реактивное сопло с удлинительной трубой.



ДВ-2 [41]

Двигатель ДВ-2 имеет модульную конструкцию и высокую эксплуатационную технологичность.

$P_{макс.}$ = 2200 кгс (H = 0; Мп = 0; СА, поддерживается до t = +24,5°C)
$G_в$ = 49,5 кг/с
m = 1,5
$\pi_к$ = 13,5
$C_{уд.взл.}$ ⩽ 0,61 кг/кгс.ч
$T_г$ = 1352 К
$D_в$ = 654 мм
$L_{дв.}$ = 3600 мм (с удлинительной трубой)
$M_{дв.}$ = 450 кг



Конструктивная схема ДВ-2 [41]



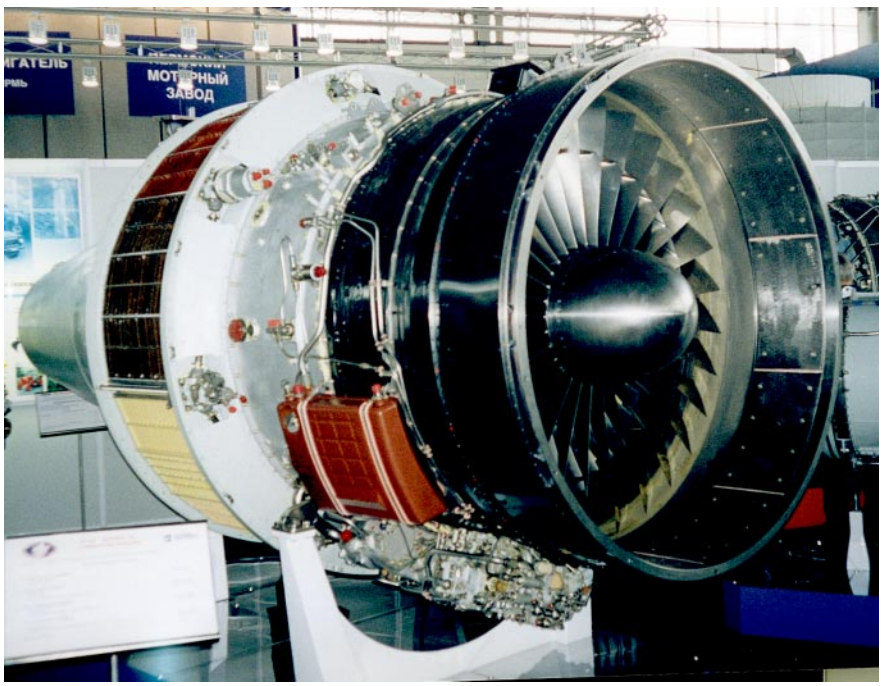
L-59 [20]

Д-36

авиационный турбореактивный двигатель



Д-36 I серии [12]



Д-36 VI серии [1]



Як-42 [10]



Ан-72 [1]



Ан-74ТК-200 [42]

В середине 70-х гг. впервые в практике отечественного авиадвигателестроения был разработан проект турбореактивного двигателя **Д-36** с высокой степенью двухконтурности.

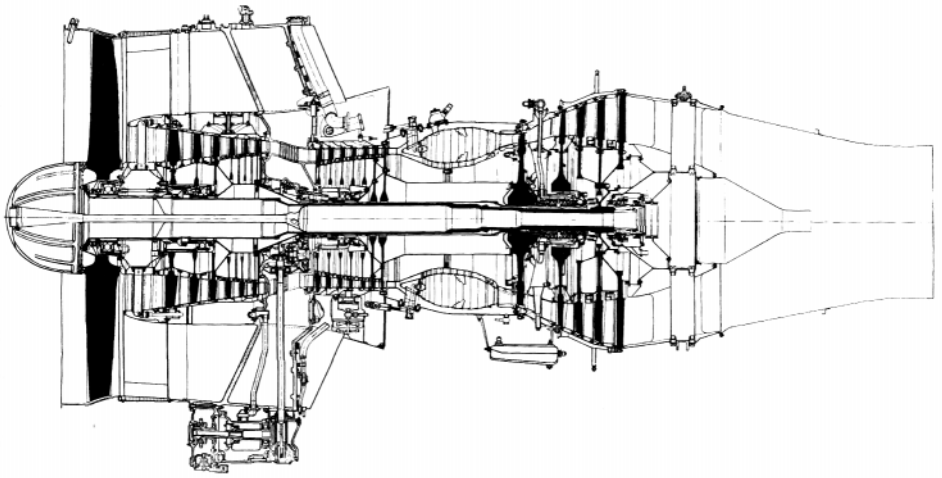
Стендовые испытания начаты в 1971 г., летные – в 1974 г. Поступил в серийное производство в 1977 г. За участие в создании Як-42 заместителю главного конструктора А.П. Щелоку присуждена Государственная премия СССР.

Конструкция Д-36 выполнена по трехвальной схеме с широким использованием титана и применением принципа модульности, что позволяет производить замену отдельных модулей двигателя непосредственно в эксплуатации. Модули двигателя: колесо вентилятора, спрямляющий аппарат вентилятора, вал вентилятора, компрессор низкого давления, коробка приводов, задняя опора, турбина вентилятора, ротор турбины низкого давления, корпус опоры турбины, ротор турбины высокого давления, камера сгорания, промежуточный корпус в сборе с компрессором высокого давления. В конструкции используются всего шесть подшипников. Межвальные подшипники исключены.

Д-36 включает в себя одноступенчатый трансзвуковой вентилятор с 29 титановыми лопатками ротора (n = 5400 об./мин.), шестиступенчатый компрессор низкого давления с нерегулируемым ВНА (титановые диски и лопатки ротора и стальные лопатки статора, n = 10500 об./мин.), семиступенчатый компрессор высокого давления с регулируемым ВНА (диски и лопатки последних двух ступеней стальные, n = 14170 об./мин.), кольцевую камеру сгорания с 24 форсунками, одноступенчатую турбину высокого давления (конвекционно-пленочная система охлаждения), одноступенчатую неохлаждаемую турбину низкого давления, трехступенчатую турбину вентилятора (охлаждаемые воздухом диски) и выходного устройства (кожух заднего подшипника и сопло).

Для повышения надежности Д-36 в его узлах реализованы такие прогрессивные технические решения, как вентиляторные лопатки с высоким к.п.д. и повышенной прочностью, способные в полете выдерживать удары от попадания птиц, непробиваемый корпус вентилятора, упроченный композиционными материалами, упруго-масляные демпферы подшипниковых опор, электронно-лучевая сварка роторов и другие.

Двигатель имеет узлы универсальной подвески, которая позволяет устанавливать его на пилоне сверху или снизу крыла, в фюзеляже, на левом и пра-



Конструктивная схема Д-36 [20]

вом боковых пилонах фюзеляжа. В выходной части наружного контура на двигатель может быть установлено устройство реверса тяги.

Д-36 устанавливается на самолеты Як-42, Ан-72 и Ан-74, а также экранопланы "Комета-2" и "Вихрь-2".

Д-36 явился базовой конструкцией для создания целого семейства силовых установок: ТВаД Д-136, винтовентиляторного Д-236Т, промышленного Д-336, ТРДД Д-436Т1/Т2/ТП. Используя конструктивные решения, примененные в Д-36, разработан ТРДД Д-18Т (см. соответствующие текстовые блоки).

$P_{взл.}$ = 6500 кгс
$C_{уд.взл.}$ (0,358 кг/кгс.ч
$G_{в\ взл.}$ = 253 кг/с
$m_{взл.}$ = 5,6
$\pi_{в\ взл.}$ = 1,39
$\pi_{к\ взл.}$ = 20,2
$T_{г\ взл.}$ = 1450 К
$T_{г\ макс.}$ = 1510 К
$P_{кр.}$ = 1600 кгс (H = 8000 м, Мп = 0,75)
$C_{уд.кр.}$ = 0,649 кг/кгс.ч
$m_{кр.}$ = 6,2
$G_{в\ кр.}$ = 148 кг/с
$\pi_{в\ кр.}$ = 1,4
$\pi_{к\ кр.}$ = 19,8
$T_{г\ кр.}$ = 1245 К
$\eta_{в}$ = 0,839
$\eta_{кнд}$ = 0,839
$\eta_{квд}$ = 0,877
$\eta_{г}$ = 0,980
$\sigma_{кс}$ = 0,947
$\eta_{твд}$ = 0,841
$\eta_{тнд}$ = 0,916
$\varphi_{с}$ = 0,985
$L_{дв.}$ = 3470 мм
$b_{дв.}$ = 1541 мм
$h_{дв.}$ = 1711 мм
$M_{дв.}$ = 1106 кг

Двигатель Д-36 начал эксплуатироваться в ГА с 1977 г. В эксплуатации находятся двигатели I серии, серии IA, IIA и IIIA.

Количество двигателей, находящихся "на крыле" 35%

Отработали межремонтные ресурсы и ресурс до первого ремонт 64% двигателей и находятся в составе ремфонда).

Около 1% двигателей находятся в резерве

9% двигателей близки к отработке установленного назначенного ресурса.

В эксплуатации находятся около 820 двигателей Д-36 всех серий.

Д-36 I серии

Гарантийный ресурс до первого ремонта 3000 часов (1850 циклов)
Ресурс до первого ремонта по ТС 9000 часов (5625 циклов)
Гарантийный межремонтный ресурс 3000 часов (1850 циклов)
Межремонтный ресурс по ТС 6000 часов (3700 циклов)
Назначенный ресурс 15000 часов (9230 циклов)
Календарный срок службы 10 лет
Календарный срок службы по ТС 12 лет

Д-36 IIIA серии

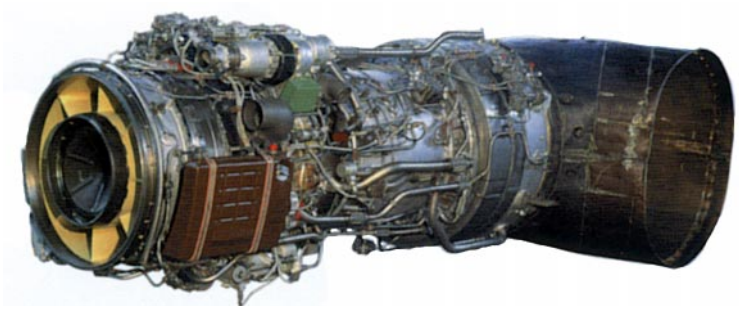
Гарантийный ресурс до первого ремонта 3000 часов
Ресурс до первого ремонта по ТС 6000 часов (2000 циклов)
Гарантийный межремонтный ресурс 3000 часов
Межремонтный ресурс по ТС 4000 часов
Назначенный ресурс 8000 часов (4000 циклов)
Календарный срок службы 10 лет
Календарный срок службы по ТС 12 лет

Д-136

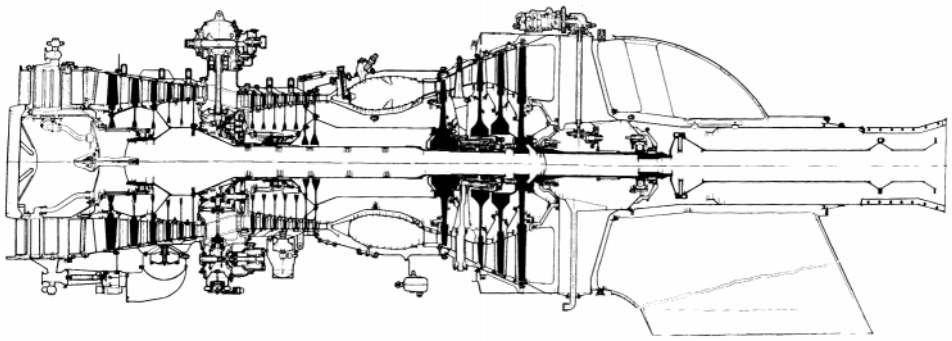
авиационный турбовальный двигатель

На базе двигателя Д-36 в ЗМКБ был разработан самый мощный в мире турбовальный двухконтурный двигатель со свободной турбиной **Д-136** для вертолетов Ми-26 и Ми-26Т. В 1977 г. начались его стендовые испытания, а в 1982 г. он передан в серию. За участие в создании вертолета Ми-26 главному конструктору Ф.М.Муравченко присуждена Государственная премия СССР.

Серийное производство двигателя начато в 1982 г. в ОАО "Мотор Сич".



Д-136 [82]



Конструктивная схема Д-136 [20]

В эксплуатации находятся свыше 470 двигателей Д-136.
ТВаД состоит из девяти модулей, пять из которых идентичны соответствующим модулям Д-36, что значительно упрощает серийное производство и ремонт: ведущий вал, выхлопная труба, свободная турбина, ротор турбины низкого давления, корпус опор турбин, ротор турбины высокого давления, камера сгорания, корпус промежуточный с компрессором высокого давления, компрессор низкого давления.
Газогенератор Д-136 идентичен газогенератору Д-36, но отличается конструкцией промежуточного корпуса между компрессорами высокого и низкого давления (третий контур отсутствует).
Направляющие сопловые аппараты двухступенчатой свободной турбины на охлаждаются (охлаждаются только диски). Передающий вал выведен назад. Сопла выведены вбок.
Запуск двигателя производится с помощью воздушного стартера.
Д-136 оснащен гидромеханическим регулятором скорости вращения свободной турбины, синхронизатором мощности обоих двигателей, электронной системой управления температурой газа, электронной системой управления скоростью ротора свободной турбины и газогенератора, воздушным фильтром.

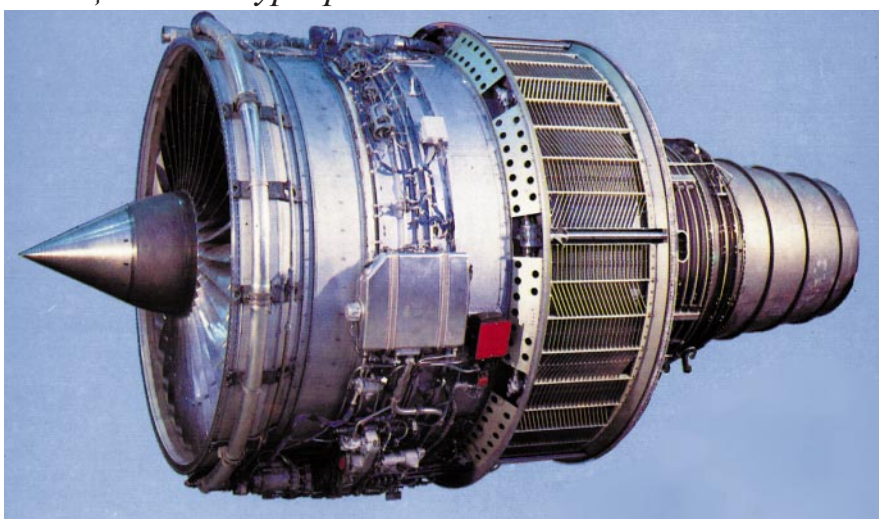


Ми-26Т [9]

$N_{e\ макс.}$ = 11400 л.с.
$N_{e\ взл.}$ = 10000 л.с.
$C_{e\ взл.}$ = 0,198 кг/л.с.ч
$G_{в\ взл.}$ = 36,0 кг/с
$\pi_{к\ взл.}$ = 18,3
$T_{г\ взл.}$ = 1478 К
$T_{г\ макс.}$ = 1516 К
$N_{e\ кр.}$ = 8500 л.с.
$n_{кнд}$ = 10950 об./мин.
$n_{квд}$ = 14170 об./мин.
$n_{св.турб.}$ = 8300 об./мин. (регулируется пилотом в пределах ±300 об./мин.
$L_{дв.}$ = 3964 мм
$b_{дв.}$ = 1670 мм
$h_{дв.}$ = 1160 мм
$M_{дв.}$ = 1050 кг

Д-18Т

авиационный турбореактивный двигатель



Д-18Т [41]

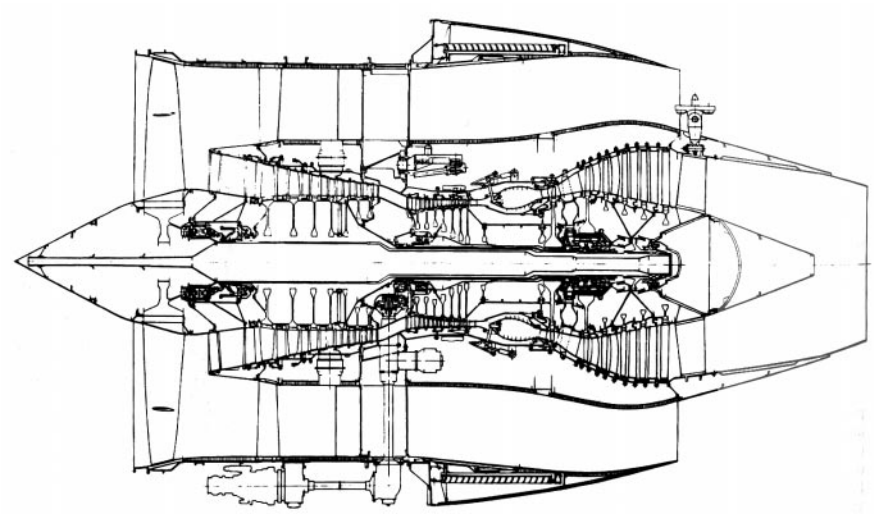
Трехвальный ТРДД **Д-18Т** создан для сверхтяжелых транспортных самолетов Ан-124 "Руслан" и Ан-225 "Мрія".
Разработка потребовала решения целого ряда научно-технических проблем в области газодинамики, прочности, теплообмена, трехмерного математического моделирования, автоматизации проектирования и технологии производства. При газодинамических расчетах Д-18Т был использован опыт Д-36. Компрессор высокого давления прошел испытания в 1979 г., а двухконтурный вариант - в 1980 г. В марте 1982 г. Д-18Т был испытан на самолете Ил-76, где он устанавливался вместо одного из ТРДД Д-30КП. 24 декабря 1982 г. самолет Ан-124 с четырьмя двигателями Д-18Т совершил первый полет.

Серийное производство Д-18Т ведется в ОАО "Мотор Сич".

Д-18Т имеет технические характеристики на уровне лучших зарубежных двигателей для гражданской авиации. Его низкий удельный расход топлива обеспечен большими значениями степени повышения давления, большой степенью двухконтурности, газодинамическим совершенством и высокой культурой производства. Малая удельная масса двигателя определяется высокими параметрами рабочего цикла, его рациональной конструкцией, применением современных материалов и технологии.

Ротор сверхзвукового одноступенчатого вентилятора состоит из 33 титановых лопаток, статор вентилятора – из 60 лопаток, изготовленных из композиционных материалов, с титановой накладкой на передней кромке. Трансзвуковой семиступенчатый компрессор низкого давления имеет регулируемый входной направляющий аппарат и восемь клапанов перепуска воздуха. Лопатки ротора изготовлены из титанового сплава, статора – из стали. Компрессор высокого давления имеет также семь ступеней. Лопатки ротора первых четырех ступеней изготавливаются из титана, остальные - из стали.

Высокотемпературная низкоэмиссионная камера сгорания кольцевого типа включает в себя 22 форсунки и два воспламенителя. Корпус камеры состоит из внутреннего и внешнего корпусов, между которыми проходит охлаждающий воздух.



Конструктивная схема Д-18Т [41]

Лопатки ротора одноступенчатой турбины высокого давления охлаждаются конвективно-пленочным способом. Лопатки статора ТВД также охлаждаемые. Лопатки ротора одноступенчатой турбины низкого давления охлаждаются конвективным способом. Четырехступенчатая турбина вентилятора имеет неохлаждаемые лопатки.

Реверсивное устройство, которое закреплено на промежуточном корпусе имеет 12 створок, которое перекрывая канал контура вентилятора и направляют поток воздуха через решетки внешнего корпуса.

Система управления Д-18Т аналогична Д-36.

Д-18Т выполнен по трехвальной системе. Каждый из трех роторов имеют по два подшипника (итого шесть). Он состоит из 17 модулей, которые могут заменяться непосредственно у эксплуатантов без капитальных заводских ремонтов, что позволяет эксплуатировать двигатель по техническому состоянию. Двигатель сертифицирован авиарегистром МАК.

Д-18Т III серии устанавливается на транспортные самолеты Ан-124-100 и Ан-225.

$P_{взл.}$ = 23400 кгс
$C_{уд.взл.}$ = 0,345 кг/кгс.ч
$G_{в\ взл.}$ = 760 кг/с
$T_{г\ взл.}$ = 1610 К
$P_{кр.}$ = 4860 кгс (Н = 11000 м, Мп = 0,75)
$C_{уд.кр.}$ = 0,546 кг/кгс.ч
$G_{в}$ = 765 кг
$n_{в}$ = 3450 об./мин.
$n_{кнд}$ = 5900 об./мин.
$n_{квд}$ = 9100 об./мин.
$L_{дв.}$ = 5400 мм
$b_{дв.}$ = 2792 мм
$h_{дв.}$ = 2937 мм
$M_{дв.}$ = 4100 кг

В эксплуатации находятся 184 двигателя Д-18Т всех серий. Из них 55 III серии.

Двигатель Д-18Т III серии сертифицирован авиарегистром МАК и эксплуатируется по техническому состоянию до выработки ресурса основных деталей, которые составляют 6000...20000 полетных циклов.



Ан-225 "Мрія" [42]



Ан-124 "Руслан" [22]

Д-236Т

авиационный винтовентиляторный двигатель

В 1979 г. на базе газогенератора Д-36 начато проектирование винтовентиляторного двигателя **Д-236Т** с редуктором для привода соосных винтовентиляторов противоположного вращения СВ-36. В 1981 г. был разработан его эскизный проект, а в 1985 г. начались стендовые испытания. Летные испытания проведены на летающей лаборатории Ил-76ЛЛ в 1987 г. С 1987 г. ОКБ имени А.С.Яковлева проводило работы по интеграции Д-236Т на летающей лаборатории Як-42ЛЛ. В марте 1991 г. Як-42 совершил первый полет с Д-236Т, который устанавливался вместо одного из двигателей Д-36.

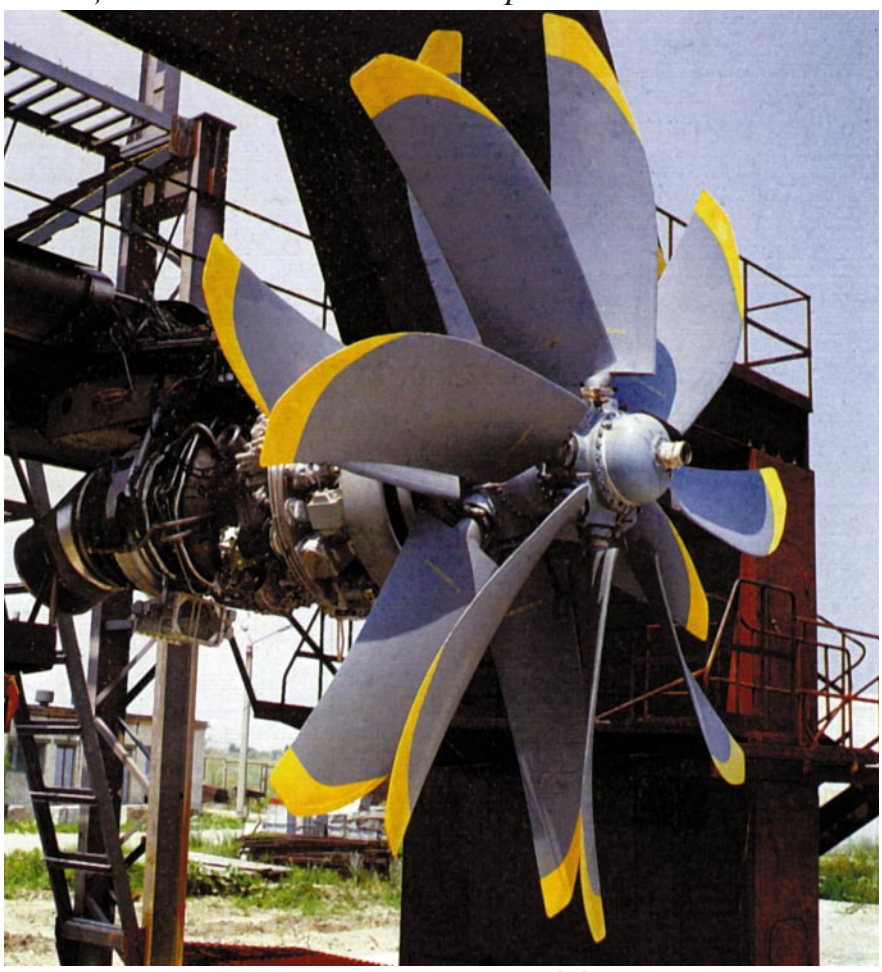
Двигатель представляет собой трехвальный ТРДД, где винтовентилятор приводился от отдельной турбины через планетарный редуктор (его передаточной число равно 5,67).

Винтовентилятор СВ-36 разработан в НПП "Аэросила". Его лопасти изготовлены из композиционных материалов без применения металлических струк-тур. Передний винт состоит из восьми лопастей, задний – из шести.

$n_{взл.}$ = 1000 об./мин.
$n_{кр.}$ = 950 об./мин.
$n_{мг}$ = 500...600 об./мин.
$D_{винтовентилятора}$ = 4200 м
$N_{взл.}$ = 10850 л.с.
$N_{макс. кр.}$ = 6340 э.л.с. (H = 11000 м, Мп = 0,7)
$C_{уд.взл.}$ = 0,207 кг/л.с.ч
$C_{уд.кр.}$ = 0,161 кг/л.с.ч

Д-27

авиационный винтовентиляторный двигатель



Стендовые испытания Д-27 [41]



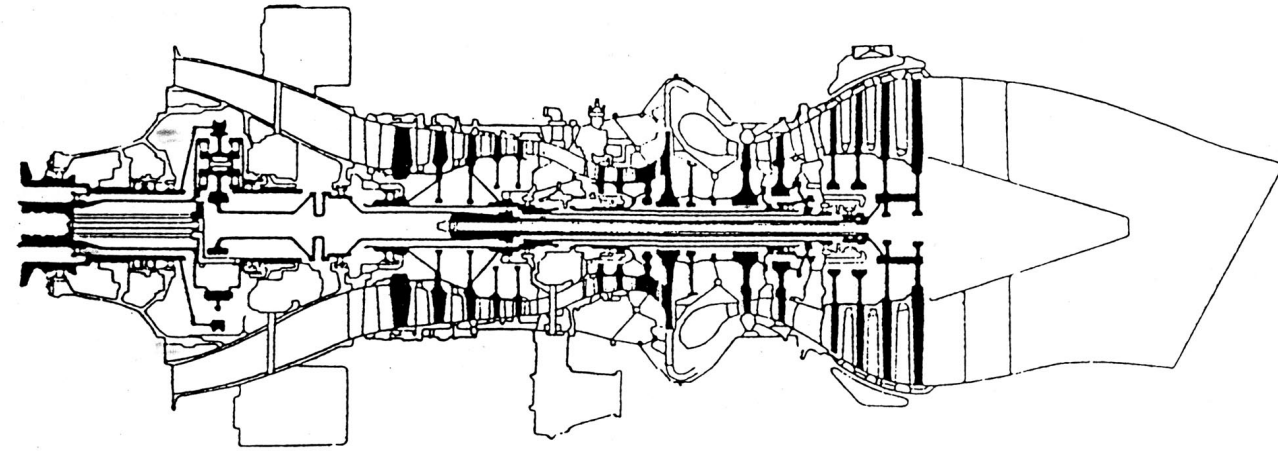
Бе-42 [2]

С начала 80-х гг. проводились работы по созданию принципиально нового винтовентиляторного двигателя **Д-27** с высокими параметрами газодинамического цикла для самолетов Ан-70/70Т, Бе-42 и Ан-180. 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. Четыре двигателя Д-27 были установлены на первом экземпляре Ан-70, который совершил свой первый полет 16 декабря 1994 г.

Особенности конструкции двигателя Д-27: компрессор двухкаскадный, с малым числом ступеней, последняя ступень центробежная; камера сгорания высокотемпературная, с равномерным полем температур на входе в турбину; турбина трехвальная, с системой активного управления радиальными зазорами и широким использованием пространственного профилирования лопаточного аппарата, рабочие лопатки монокристаллические; редуктор одноступенчатый дифференциальный, со встроенным измерителем тяги; система управления электронная типа FADEC.

$N_{э\ взл.}$ = 14000 э.л.с.
$C_{э\ взл.}$ = 0,170 кг/э.л.с.ч.
$G_{в}$ = 27,4 кг/с
$T_{г\ взл.}$ = 1640 К
$\pi_{к\ взл.}$ = 22,9
$N_{э\ кр.}$ = 6750 э.л.с.
$C_{э\ макс. кр.}$ = 0,130 кг/э.л.с.ч. (H = 11000 м, Мп = 0,7)
$\pi_{к\ кр.}$ = 29,7



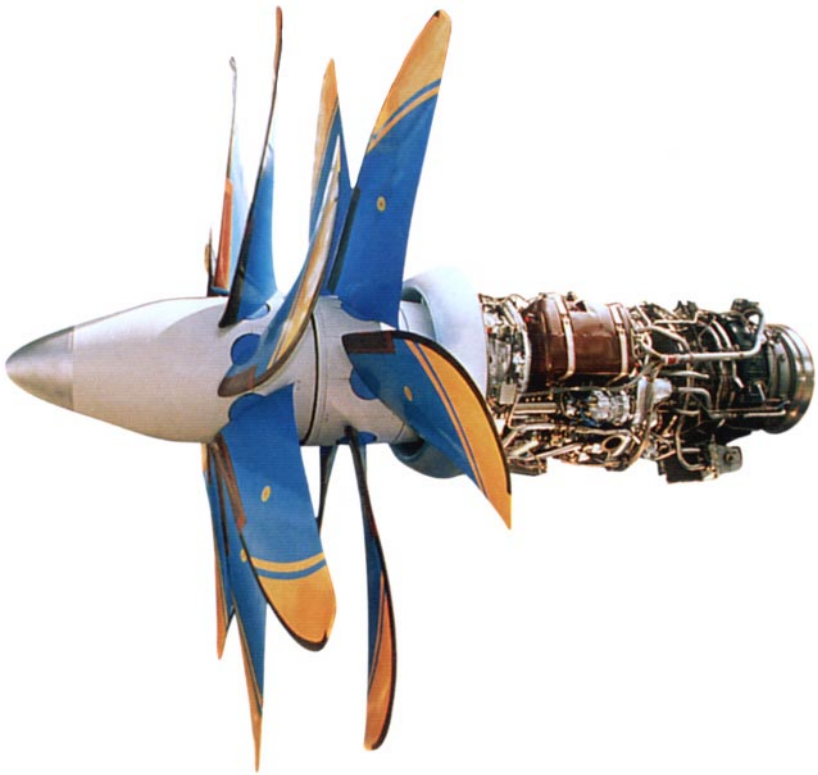
Конструктивная схема Д-27 [41]

$T_{г\ кр.}$ = 1450 К
$\eta_{винтовентилятора\ кр.}$ = 0,9 (Мп = 0,7)
$D_{винтовентилятора}$ = 4500 мм
$M_{дв.\ (без\ винтовентилятора)}$ = 1650 кг
$L_{дв.}$ = 4198 мм
$b_{дв.}$ = 1260 мм
$M_{дв.}$ = 1370 мм

На основе Д-27 разработан проект двухконтурного турбовального двигателя со свободной турбиной **Д-127** мощностью 14350 л.с. для замены ТВаД Д-136 вертолета Ми-26.

ТРДД **Д-727** со сверхвысокой степенью двухконтурности рассчитан на установку на дальнемагистральные пассажирские и грузовые самолеты. Он разработан на основе газогенератора двигателя Д-27. Вентилятор имеет широкохордные лопатки. Он приводится от трехступенчатой турбины через редуктор. Это позволяет добиваться степени двухконтурности около 13. Д-727 – это двигатель модульной конструкции с автоматической системой управления.

Разработка модификации Д-727 ведется под параметры:
$P_{взл.}$ = 11530 кгс
$P_{макс.\ продолжит.}$ = 13360 кгс



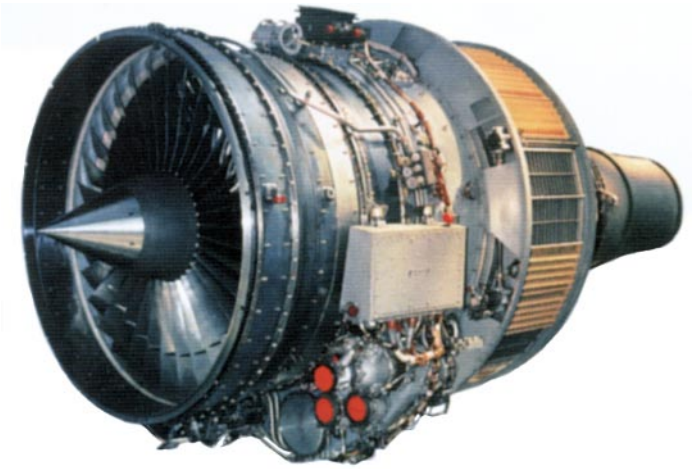
Д-27 [82]



Ан-70 [1]

Д-436Т1/Т2/ТП

авиационные турбореактивные двигатели



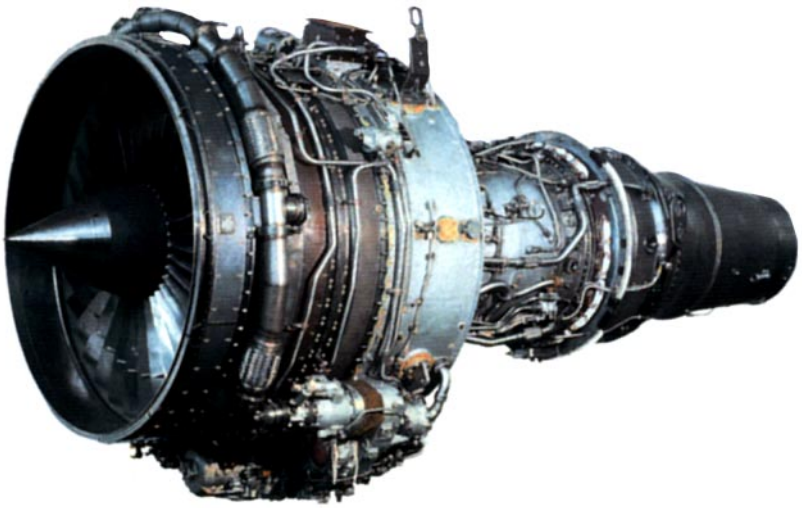
Д-436Т1/Т2 [82]



Бе-200 [2]



Ту-334-100 [2]

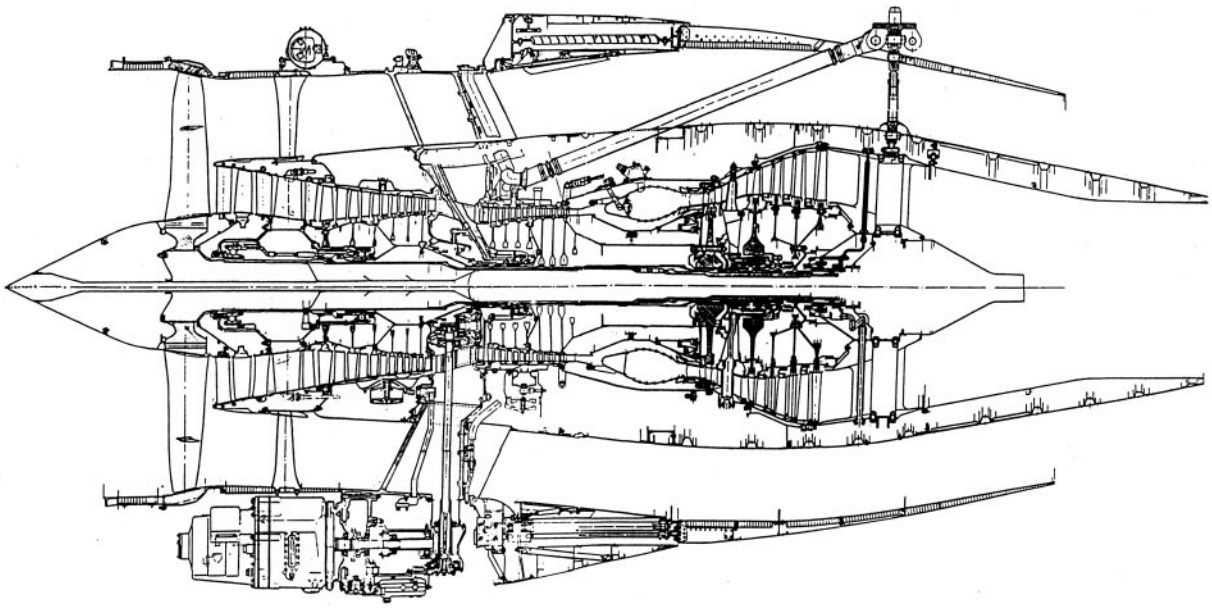


Д-436ТП [82]

Турбореактивные двухконтурные двигатели семейства Д-436Т – **Д-436Т1**, **Д-436Т2**, **Д-436ТП** – разработаны для ближнемагистральных самолетов вместимостью 100-150 пассажиров, а также для многоцелевого самолета-амфибии типа Бе-200.

Они являются новой модификацией трехвального двухконтурного двигателя Д-36 с увеличенной тягой и повышенной модификацией, применяемого на самолетах Як-42, Ан-72/74.

Двигатели семейства Д-436Т предназначены для самолетов Ту-334, Бе-200, а также для переоснащения самолетов Як-42, Ту-134, Ан-72.



Конструктивная схема Д-436Т1 [20]

Д-36

(pн = 730 мм рт.ст., tн = +30°С)
Pвзл. = 5550 кгс
Pкр.макс. = 1150 кгс (Н=11000 м, Мп =0,75)
Cуд.кр. = 0,665 кг/кгс.с
Tг = 1450 К
πк = 17,35
m = 5,57
Dвентилятора = 1373 мм
Mдв. = 1124 кг
Назначенный ресурс 15000 часов

Д-436Т1, ТП

(pн = 730 мм рт.ст., tн = +30°С)
Pвзл. = 7500 кгс
Pкр.макс. = 1500 кгс (Н=11000 м, Мп =0,75)
Cуд.кр. = 0,617 кг/кгс.с
Tг = 1520 К
πк = 22,17
m = 4,98
Dвентилятора = 1373 мм
Mдв. = 1450 кг
Назначенный ресурс 24000 часов

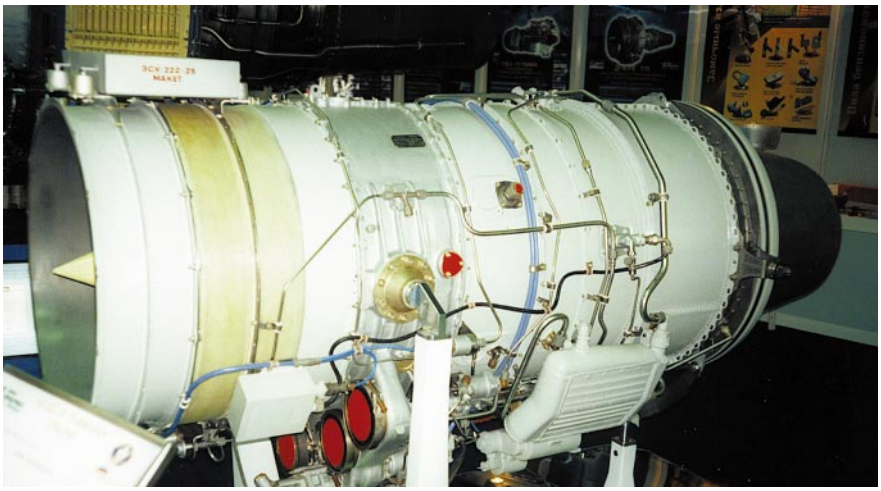
Д-436Т2

(pн = 760 мм рт.ст., tн = +30°С)
Pвзл. = 8200 кгс
Pкр.макс. = 1700 кгс (Н=11000 м, Мп =0,75)
Cуд.кр. = 0,617 кг/кгс.с
Tг = 1550 К
πк = 24,2
m = 4,89
Dвентилятора = 1373 мм
Mдв. = 1450 кг
Назначенный ресурс 24000 часов

АИ-222

авиационный турбореактивный двигатель

Двигатели семейства **АИ-222** предназначены для установки на учебно-тренировочные и легкие боевые самолеты типа Як-130/АЕМ, L-159 и др.
Двигатели семейства АИ-222 разработаны на базе газогенератора двигателя АИ-22, предназначенного для установки на пассажирском самолете Ту-324, что значительно сокращает сроки создания и доводки двигателей. Двигатели имеют модульную конструкцию, систему автоматического управления типа FADEC, позволяющую реализовать все возможности двигателей в сочетании с их полным тестированием и диагностированием.
По требованию Заказчика на двигателях могут быть введены форсажные режимы с установкой форсажной камеры и сопла с управляемым вектором тяги.
Освоение серийного производства нового двигателя сейчас ведется на Казанском моторостроительном производственном объединении.



АИ-222-25 [1]

АИ-222-25

Pмах = 2500 кгс (Н = 0, Мп = 0, СА; поддерживается до t = +300°С)
Cуд.макс. = 0,64 кг/кгс.ч
Gв = 50,2 кг/с
πк = 15,9
m = 1,19
Tг макс. = 1480 К
Pмакс. = 1490 кгс (Н = 5000 м, Мп = 0,6)
Cуд.макс. = 0,87 кг/кгс.ч (Н = 5000 м, Мп = 0,6)
Pкр. = 320 кгс (Н = 10000 м, Мп = 0,6)
Cуд.кр. = 0,84 кг/кгс.ч
Dв = 630 мм
Lдв. = 1960 мм
Mдв. = 440 кг

АИ-222-28

Pмах = 2800 кгс (Н = 0, Мп = 0, СА; поддерживается до t = +300°С)
Cуд.макс. = 0,67 кг/кгс.ч
Gв = 50,6 кг/с
πк = 16,9
m = 1,13
Tг макс. = 1590 К
Pмакс. = 1620 кгс (Н = 5000 м, Мп = 0,6)
Cуд.макс. кр. = 0,87 кг/кгс.ч (Н = 5000 м, Мп = 0,6)
Pкр. = 440 кгс (Н=10000 м, Мп=0,6)
Cуд.кр. = 0,81 кг/кгс.ч
Dв = 630 мм
Lдв. = 2020 мм
Mдв. = 520 кг

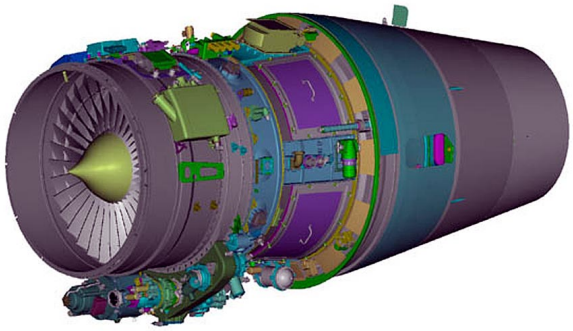


L-159 [20]

ЗМКБ "ПРОГРЕСС"

АИ-22

авиационный турбореактивный двигатель



АИ-22 [41]



Ту-324 [11]

Двигатель **АИ-22** предназначен для установки на региональный пятидесятиместный пассажирский самолет Ту-324.
Двигатель разработан на базе доведенного газогенератора двигателя ДВ-2, что значительно сокращает материальные затраты и сроки создания АИ-22.

Оборудован электронной системой управления (основной и дублирующий каналы) гидромеханическим контуром управления расходом топлива.
Имеет высокий уровень контролепригодности и экономических характеристик.
$C_{уд.}$ = 0,650 кг/кгс.ч
$M_{дв.}$ = 765 кг

МАКСИМАЛЬНЫЙ ЧРЕЗВЫЧАЙНЫЙ РЕЖИМ
(H=0, Мп=0, tн = +300°С, Рн = 730 мм рт.ст.)
Р = 4200 кгс

ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ
(H=0, Мп=0, tн – до +300°С)
Р = 3820 кгс

КРЕЙСЕРСКИЙ РЕЖИМ
(H = 0, Мп = 0, tн – до +300°С)
Р = 775+50 кгс

ТВ3-117ВМА-СБМ1

авиационный турбовинтовой двигатель



ТВ3-117ВМА-СБМ1 [1]

ТВД **ТВ3-117ВМА-СБМ1** разработан на ЗМКБ "Прогресс" совместно с "Мотор Сич" и "Заводом им. В.Я.Климова".

Он устанавливается на региональный пассажирский самолет Ан-140.
Двигатель предназначен для использования в маршевой силовой установке пассажирских и транспортных самолетов местных воздушных линий.
Конструктивная схема двигателя ТВ3-117ВМА-СБМ1 включает газотурбинный привод и вынесенную трансмиссию привода воздушного винта. Двигатель работает с малошумным воздушным винтом изменяемого шага АВ-140 разработки ОАО "Аэросила".
Конструкция двигателя ТВ3-117ВМА-СБМ1, предусматривает модульную сборку и обеспечивает возможность восстановления его исправности заменой модулей и узлов в условиях эксплуатации.
Высокий уровень контролепригодности в сочетании с модульностью конструкции позволяет эксплуатировать двигатель по техническому состоянию.

МАКСИМАЛЬНЫЙ ЧРЕЗВЫЧАЙНЫЙ РЕЖИМ (МСА)
$N_{винтовая}$ = 2800 л.с. (поддерж. до tн =+37°С)
$n_{вв}$ = 1202 об./мин.

ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ
$N_{винтовая}$ = 2500 л.с. (поддерж. до tн =+30°С)
$n_{вв}$ = 1202 об./мин.
$C_{э}$ = 0,206 кг/э.л.с.ч



Ан-140 [42]

ЧРЕЗВЫЧАЙНЫЙ РЕЖИМ В ПОЛЕТЕ
(H = 5170 м, Мп = 0,3)
$N_{винтовая}$ = 2000 л.с. (поддерж. до tн = +10°С)
$n_{вв}$ = 1200 об./мин.

МАКСИМАЛЬНЫЙ КРЕЙСЕРСКИЙ РЕЖИМ (МСА)
(H = 6000 м, Мп = 0,5)
$N_{винтовая}$ = 1750 л.с.
$C_э$ = 0,193 кг/э.л.с.ч
$n_{вв}$ = 1100 об./мин.

МАКСИМАЛЬНЫЙ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНЫЙ РЕЖИМ
(H = 0, Мп = 0)
$N_{винтовая}$ = 2100 л.с. (поддерж. до tн =+35°С; H = 6000 м, Мп = 0,5)
$N_{винтовая}$ = 1850 л.с.
$n_{вв}$ = 1100 об./мин.
$n_{вв\ по\ режимам}$ = 850...1200 об./мин.
$M_{дв.}$ = 570 кг
Максимальные величины ресурсов:
эксплуатационный 6000 часов
назначенный 20000 часов

АИ-450

авиационный турбовальный двигатель

ГП ЗМКБ "Прогресс" предлагает малоразмерный газотурбинный двигатель **АИ-450** мощностью 465 л.с. для установки на двух типах легких вертолетов, взлетные массы которых находятся в пределах соответственно 1,8...2,1 и 3,3...3,5 тонн.

Модульность конструкции, наличие средств раннего обнаружения неисправностей, возможность замены агрегатов, датчиков и сигнализаторов без съема двигателей с вертолетов позволяют эксплуатировать ГТД АИ-450 по техническому состоянию и улучшают их основные технико-эксплуатационные характеристики (ремонтопригодность, эксплуатационную технологичность и др.)

Турбовальный двигатель АИ-450 выполнен по двухроторной схеме, включающей ротор газогенератора и ротор свободной турбины. Свободная турбина передает мощность редуктору, который установлен спереди двигателя, через вал, проходящий внутри вала ротора газогенератора.

Каждый из роторов установлен на двух подшипниковых опорах, вмонтированных в статор двигателя. Для обеспечения необходимых вибрационных характеристик двигателя передняя опора ротора газогенератора и задняя опора ротора свободной турбины установлены на упругомасляных демпферах.

Двигатель состоит из трех модулей:

- редуктора с коробкой приводов агрегатов, вмонтированных в единый корпус;
- газогенератора, объединяющего входное устройство, компрессор, камеру сгорания и турбину компрессора;
- свободной турбины с ее валом.

Редуктор двигателя выполнен по двухступенчатой рядной несоосной схеме с передаточным отношением 6,5 : 1. Осевая сила, возникающая в косозубой передаче подвижного блока, передается на поршни измерителя крутящего момента. На корпусе редуктора и коробки приводов крепятся приводные (стартер-генератор, насос-регулятор, маслоагрегат и регулятор оборотов свободной турбины) и неприводные агрегаты.

Компрессор – одноступенчатый, включающий высоконапорное центробежное колесо, радиальный лопаточный диффузор и осевой спрямляющий аппарат. Передний корпус компрессора является силовым элементом двигателя, в котором расположена передняя опора ротора газогенератора.

Камера сгорания – кольцевая, противоточная с низким индексом эмиссии вредных веществ. Для сокращения длины двигателя проточная часть камеры сгорания выполнена с поворотом на 180°С.

Турбина компрессора – сверхзвуковая одноступенчатая с охлаждаемыми сопловыми и рабочими лопатками, изготовленными из жаропрочного сплава.

Свободная турбина – осевая, одноступенчатая, не охлаждаемая.

Крепление двигателя к вертолету осуществляется за две горизонтальные цапфы и поддонный кронштейн, установленные на корпусе редуктора в одной вертикальной плоскости.

Материалы деталей и специальные покрытия позволяют работать двигателю во всех климатических условиях.

Система управления – гидромеханическая, которая может функционировать как самостоятельно, так и под управлением электронного регулятора. Контроль за работой двигателя и диагностирование выполняются при помощи бортовых и наземных средств контроля по параметрам, получаемым от датчиков и сигнализаторов, установленных на двигателе.

$b_{дв.}$ = 515 мм
$h_{дв.}$ = 536 мм
$L_{дв.}$ = 1085 мм
$M_{дв.}$ = 110 кг

ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ
(H = 0, Мп = 0, СА, $\sigma_{вх}$ = 1,0)
N = 465 л.с.
$C_{уд.}$ = 0,260 кг/л.с.ч
$G_в$ = 1,72 кг/с

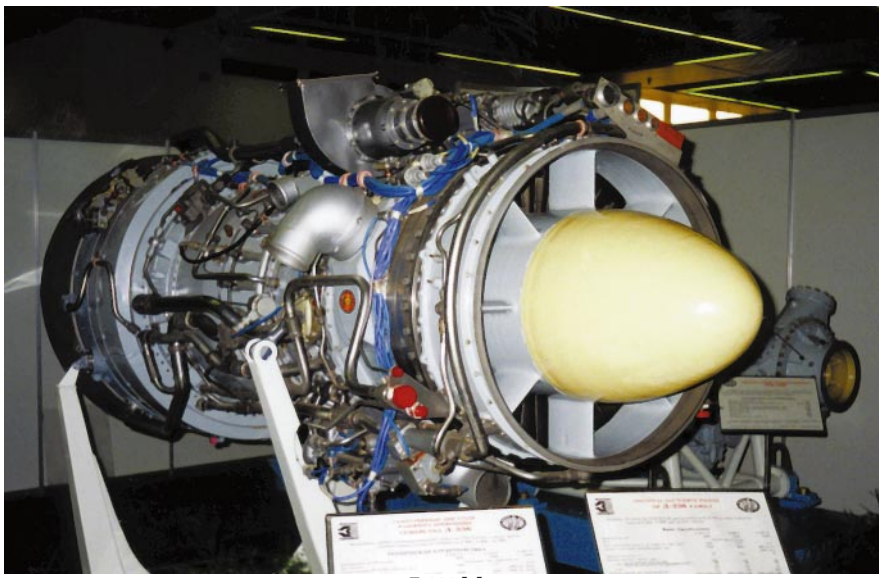
МАКСИМАЛЬНЫЙ ПРОДОЛЖИТЕЛЬНЫЙ РЕЖИМ
N = 400 л.с.

МАКСИМАЛЬНЫЙ КРЕЙСЕРСКИЙ РЕЖИМ
N = 300 л.с.
$C_{уд.}$ = 0,297 кг/л.с.ч

МАЛЫЙ ГАЗ
N = 40 л.с.

Д-336

газотурбинный двигатель наземного применения



Д-336 [1]

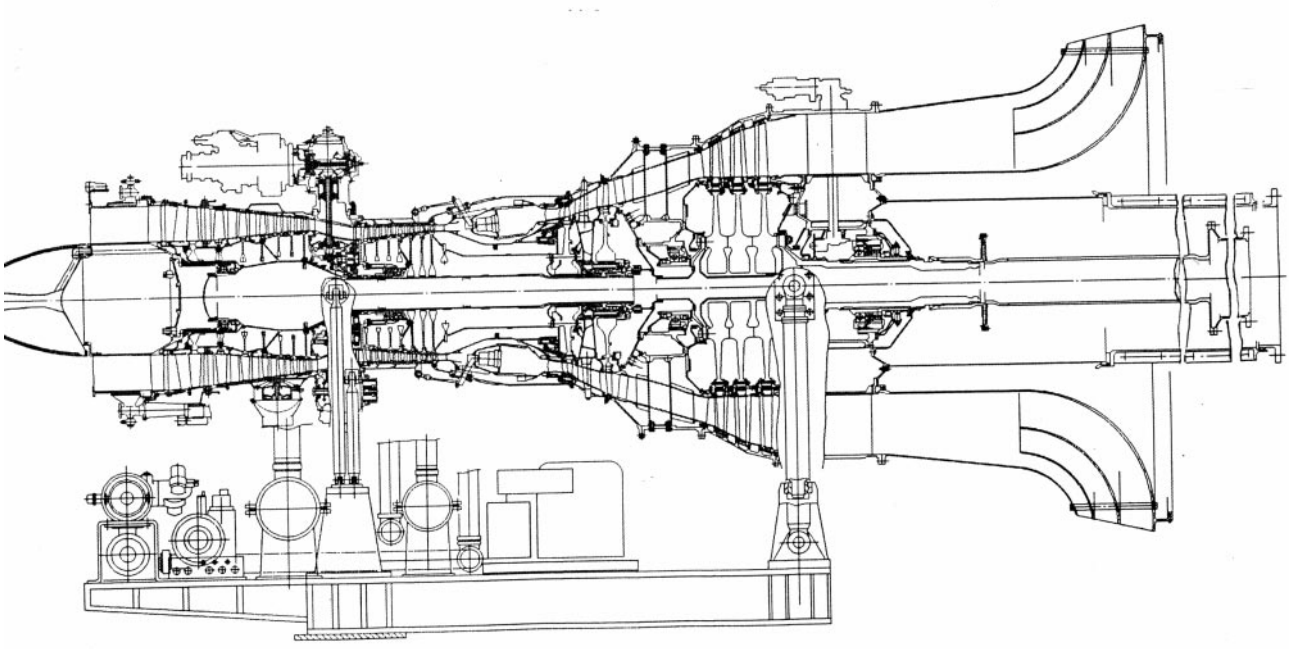
Газотурбинные двигатели наземного применения семейства **Д-336** используются в качестве привода газоперекачивающих агрегатов ГПА-Ц-6,3 (производства Сумского ПО им. Фрунзе), а также других промышленных установок мощностью 6,8 и 10 МВт.
Двигатели выполнены по трехвальной схеме и состоят из двухкаскадного газогенератора и свободной турбины.
Конструкция двигателей обеспечивает принцип модульной сборки, применение высокоэффективной системы охлаждения горячих деталей и использование материалов с высокими прочностными характеристиками.

Д-336-1/2

$N_{ном.}$ = 6300 кВт
$n_{ном.\ ротора\ турбины}$ = 8200 об./мин.
(при необходимости могут быть выполнены модификации ГТД с частотами вращения 5000 или 3000 об./мин.)
Вид топлива – газообразный природный или нефтяной газ, по желанию заказчика двигатель может быть переоборудован для работы на жидком топливе - керосине РТ, ТС-1 или аналогичном топливе зарубежного производства.
$C_{уд.}$ = 1560 кг/ч
$\eta_{терм.}$ = 31%
Эмиссия вредных веществ:
• NO_x (при средней норме 150) – не более 105 мг/Н.м^3;
• NO_x (с перспективой снижения) – не более 50 мг/Н.м^3;
• CO – не более 125 мг/Н.м^3
$T_т$ = 715 К
Габаритные размеры 5500х1200х1200 мм
$M_{дв.}$ = 1470 кг
Полный назначенный ресурс 100000 часов

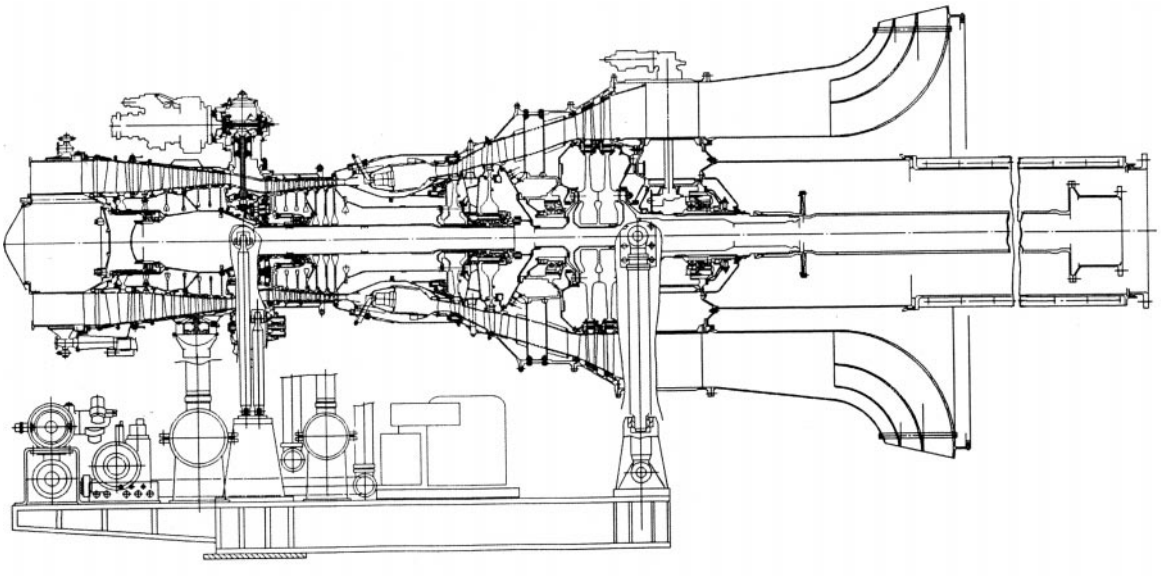
Д-336-2-8

$N_{ном.}$ = 8000 кВт
$n_{ном.\ ротора\ турбины}$ = 8200 об./мин.
(при необходимости могут быть выполнены модификации ГТД с частотами вращения 5000 или 3000 об./мин.)
Вид топлива - газообразный природный или нефтяной газ, по желанию заказчика двигатель может быть переоборудован для работы на жидком топливе – керосине РТ, ТС-1 или аналогичном топливе зарубежного производства
$C_{уд.}$ = 1775 кг/ч
$\eta_{терм.}$ = 32,5%
Эмиссия вредных веществ:
• NO_x (при средней норме 150) – не более 105 мг/Н.м^3;
• NO_x (с перспективой снижения) – не более 50 мг/Н.м^3;
• CO – не более 125 мг/Н.м^3
$T_т$ = 705 К
Габаритные размеры 5500х1350х1400 мм
$M_{дв.}$ = 1550 кг
Полный назначенный ресурс 100000 часов



Конструктивная схема АИ-336-1-10 [41]

ЗМКБ "ПРОГРЕСС"



Конструктивная схема АИ-336-2-10 [41]

АИ-336-1/2-10

$N_{ном.}$ = 10000 кВт
$n_{ном.\ ротора\ турбины}$ = 4800 об./мин. (лев. вращ.) / 6500 об./мин. (прав. вращ.)
Вид топлива - газообразный природный или нефтяной газ, по желанию заказчика двигатель может быть переоборудован для работы на жидком топливе – керосине РТ, ТС-1 или аналогичном топливе зарубежного производства
$C_{уд.}$ = 2115 кг/ч
$\eta_{терм.}$ = 34%
Эмиссия вредных веществ:
• NO_x (при средней норме 150) – не более 80 мг/Н.м^3;
• NO_x (с перспективой снижения) – не более 50 мг/Н.м^3;
• CO – не более 80 мг/Н.м^3
$T_т$ = 695 К



АИ-336 [82]

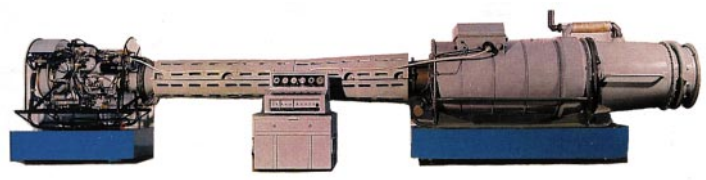
Габаритные размеры 5700 х 1500 х 1600 мм
$M_{дв.}$ = 2600 кг
Полный назначенный ресурс 100000 часов

Двигатели могут успешно работать в различных климатических зонах при температуре окружающего воздуха от -55 до +55°С на высоте над уровнем моря до 4000 м.

ГИГ-4

генератор инертных газов

Генератор инертных газов **ГИГ-4** предназначен для дистанционного тушения пожаров в шахтах, рудниках, складских помещениях закрытого типа, а также предотвращения взрывов в изолированных пожароопасных помещениях.
ГИГ-4 представляет собой компактную установку разборного типа, состоящую из модулей: модифицированного газотурбинного двигателя **АИ-8П**, эжектора-испарителя (камеры смешения), камеры дожигания, камеры охлаждения (устройство для подачи воды), выносного пульта управления.
Компактность генератора обеспечивается благодаря использованию газотурбинного двигателя в качестве энергетической установки.
Инертный газ получают сжиганием топлива в выхлопных газах двигателя с последующим охлаждением продуктов сгорания водой до необходимой температуры.



ГИГ-4 [82]

Достоинства генератора ГИГ-4: значительно сокращены время тушения пожара и материальные убытки, тушение пожаров можно производить с больших расстояний и в любых по углу наклона выработках, хранение и транспортировка установки возможны в виде отдельных модулей, легко собираемых в случаях необходимости при помощи быстросъемных соединений.
Параметры парогазовой смеси: производительность 340 м^3/мин., температура 350...360 К, содержание кислорода 1...2%
Применяемое топливо – керосин марок Т1, Т2, ТС-1 и их смеси
Расход топлива:
двигателем 120 кг/ч
камерой дожигания 700 кг/ч
расход воды 20 т/ч
$L_{дв.}$ = 5660 мм
$b_{дв.}$ = 760 мм
$h_{дв.}$ = 1070 мм
$M_{дв.}$ = 1500 кг

ЗМКБ "ПРОГРЕСС"

ЭГ-6300Г-10,5 УХЛ1

газотурбинная электростанция

$N_{ном.}$ = 6300 кВт
$N_{макс.}$ = 7200 кВт
Частота переменного трехфазного тока 50 Гц
Напряжение номинальное 10,5 кВ
L = 25000 мм
b = 3200 мм
h = 7500 мм
M = 60000 кг
Ресурс до капитального ремонта 50000 часов
Полный ресурс 100000 часов
Срок службы 12 лет

В состав электростанции входят и комплектно поставляются:

• контейнер газотурбогенератора: двигатель **АИ-336Э** с выходной улиткой; генератор синхронный СГ-6-УХЛ-Т со шкафом управления; редуктор РС-6/3; валопривод с фрикционной и компенсирующими муфтами; системы, обеспечивающие работу двигателя и генератора; системы безопасности входное устройство с двухступенчатым шумоглушителем;
• выходное устройство с двухступенчатым шумоглушителем или котлом утилизатором;
• контейнер оператора со шкафами высоковольтного распределительного устройства КРУПЭ-10-20, системой автоматизированного управления и вспомогательными системами;
• блок запуска с агрегатом запуска **ТА-6В**;
• комплект запчастей инструментов и приспособлений;
• комплект эксплуатационной технической документации.



Государственное конструкторское бюро „Южное“ имени М.К.Янгеля

Адрес: 49008 Украина, г. Днепропетровск, ул. Криворожская, 3
Тел. (380-56) 7700447
Факс (380-56) 7700125, (380-562) 925041
Телекс: 143547 BRON
E-mail: kbu@public.ua.net
http: //www.yuzhnoye.dp.ua

Генеральный директор/Генеральный конструктор – Конюхов Станислав Николаевич
Первый заместитель Генерального конструктора/Генерального директора – Мащенко Александр Николаевич
Главный инженер/Первый заместитель Генерального директора – Василина Владимир Григорьевич
Заместитель Генерального конструктора/Генерального директора по координации и управлению работ – Курячий Евгений Витальевич
Заместитель Генерального конструктора/Генерального директора по внешнеэкономической деятельности – Дегтярев Александр Викторович
Главный конструктор ракетно-космического направления/Заместитель Генерального конструктора – Агарков Анатолий Васильевич
Главный конструктор КБ жидкостных ракетных двигателей – Шнякин Владимир Николаевич
Главный конструктор КБ твердотопливных двигателей – Голубенко Николай Степанович

Основные направления работ ГКБ "Южное" в настоящее время:
• Модернизация существующих и разработка новых транспортно-космических систем различного вида базирования;
• Использование снимаемых с вооружения боевых ракет в качестве РН;
• Создание ракетно-космических технологических комплексов для производства в условиях невесомости особо чистых материалов и биологически активных веществ;
• Создание космических систем для обеспечения регулярного и всепогодного наблюдения Земли и Мирового океана;
• Исследования солнечной активности, процессов в солнечной атмосфере, рентгеновского и гамма-излучений космических источников;
• Обеспечения различных видов космической связи, экологического мониторинга природной среды и т.д;
• РН "Циклон" для вывода на низкую круговую полярную орбиту полезного груза весом до 4 т (осуществлены запуски спутников серий "Метеор", "Космос", "Океан-01" и др.);
• РН "Зенит" для вывода на низкую круговую полярную орбиту полезного груза весом до 12 т (2-ступенчатая "Зенит-2" и 3-ступенчатая "Зенит-3";
• Космические аппараты научно-исследовательского, народно-хозяйственного и специального назначения;
• Разработка жидкостных и твердотопливных ракетных двигателей;
• Проведение прочностных, транспортировочных, вибрационных, огневых электротехнических, аэродинамических, пневмогидравлических и других видов испытаний;
• Ветроэнергетические установки мощностью 200 кВт;
• Автоматизированные пароэнергетические установки и др.
Коллективами ГКБ "Южное" и ПО "Южный машиностроительный завод" совместно с рядом ведущих НИИ и заводов страны создано и внедрено в производство свыше 150 новых материалов, 250 новых технологий, более 30 видов и способов автоматической сварки металлов и сплавов и др.
ГКБ "Южное" является головной проектно-конструкторской организацией по основным проектам, включенным в национально-космическую программу, реализация которой осуществляется под эгидой Национального космического агентства Украины.

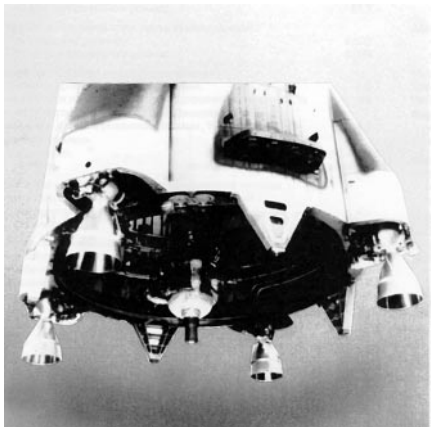
Материалы по ГКБ "Южное" получены непосредственно от разработчика.

РД-851 (8Д63У)

жидкостный ракетный двигатель

Рулевой четырехкамерный двигатель однократного включения **8Д63У** предназначен для создания тяги и управления полетом первой ступени ракеты 8К64/Р-16 (SS-7) по всем каналам стабилизации.
Управление полетом ступени осуществляется качанием каждой камеры двигателя в одной плоскости на угол ±38°.
Двигатель с турбонасосной системой подачи компонентов топлива, выполнен по схеме без дожигания генераторного газа.
Рабочее тело турбины ТНА – газ, вырабатываемый в газогенераторе при сгорании компонентов топлива.

Двигатель разработан в 1958-63 гг.
Компоненты топлива – азотная кислота + 27% N_2O_4 (окислитель) и НДМГ (горючее)
$P_з$ = 28,85 тс (282,92 кН)
$P_п$ = 33,124 тс (324, 84 кН)
$I_з$ = 243 с
$I_п$ = 279 с
$p_к$ = 6,62 МПа
$p_а$ = 0,049 МПа
K_m = 2,45
t = 115 с
$M_{дв.}$ = 403 кг
$D_{дв.}$ = 3540 мм
$L_{дв.}$ = 1700 мм



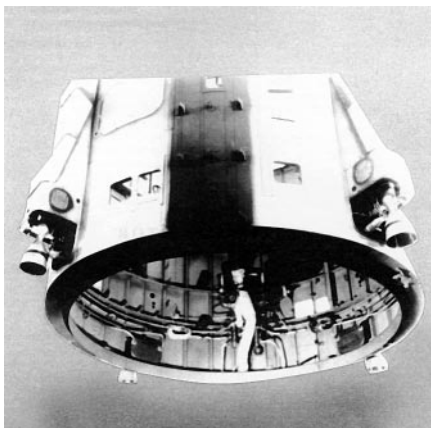
РД-851 [64]

РД-852 (8Д64У)

жидкостный ракетный двигатель

Рулевой четырехкамерный двигатель однократного включения **8Д64У** предназначен для создания тяги и управления полетом второй ступени ракеты 8К64/Р-16 (SS-7) по всем каналам стабилизации.
Управление полетом ступени осуществляется качанием каждой камеры двигателя в одной плоскости на угол ±31°.
Двигатель с турбонасосной системой подачи компонентов топлива, выполнен по схеме без дожигания генераторного газа.
Рабочее тело турбины ТНА – газ, вырабатываемый в газогенераторе при сгорании компонентов топлива.

Двигатель разработан в 1958-63 гг.
Компоненты топлива – азотная кислота + 27% N_2O_4 (окислитель) и НДМГ (горючее)
$P_п$ = 4,92 тс (48,25 кН)
$I_п$ = 255 с
$p_к$ = 6,62 МПа
$p_а$ = 0,039 МПа
K_m = 2,1
t = 143 с
$M_{дв.}$ = 133 кг
$D_{дв.}$ = 2950 мм
$L_{дв.}$ = 1470 мм



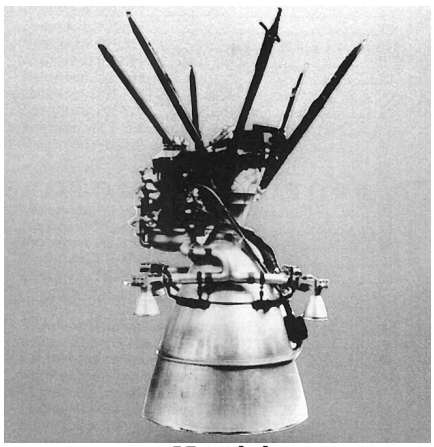
РД-852 [64]

РД-853 (8Д722)

жидкостный ракетный двигатель

Маршевый двухрежимный однокамерный двигатель однократного включения **8Д722** предназначен для создания тяги и управления полетом второй ступени ракеты 8К66 по всем каналам стабилизации.
Управление полетом ступени осуществляется четырьмя рулевыми соплами путем качания каждого сопла в одной плоскости на угол ±38°.
Двигатель с турбонасосной системой подачи компонентов топлива, выполнен по схеме без дожигания генераторного газа.
Рабочее тело турбины ТНА – газ, вырабатываемый в газогенераторе при сгорании компонентов топлива.

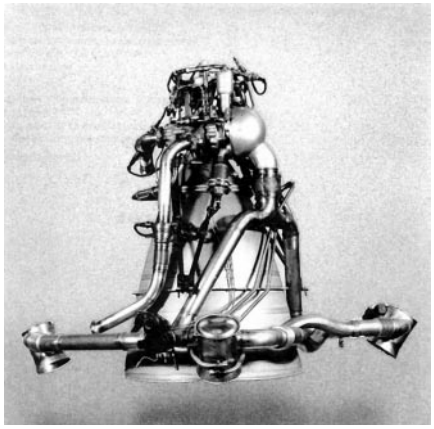
Разработка начата в 1960 г. Отработка двигателя прекращена на этапе конструкторских испытаний в 1963 г.
Компоненты топлива – азотная кислота + 27% N_2O_4 (окислитель) и НДМГ (горючее)
$P_п$ = 47,68 тс (476,58 кН)
$P_{сум\ РС}$ = 1,2 тс (11,77 кН)
$I_п$ = 300,7 с
$p_к$ = 8,09 МПа
$p_а$ = 0,025 МПа
K_m = 2,41
t = 164 с
$M_{дв.}$ = 485 кг
$D_{среза\ сопла\ КД}$ = 1296 мм
$L_{дв.}$ = 3277 мм



РД-853 [64]

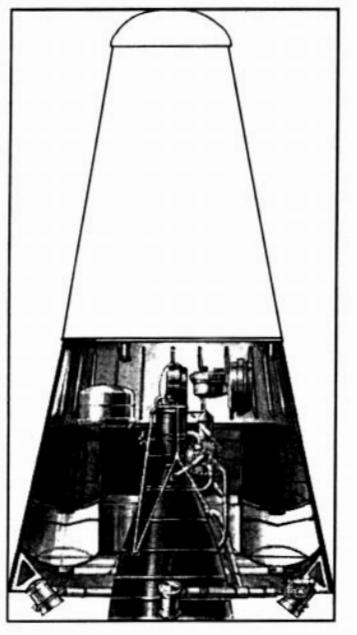
РД-854 (8Д612)

жидкостный ракетный двигатель



РД-854 [64]

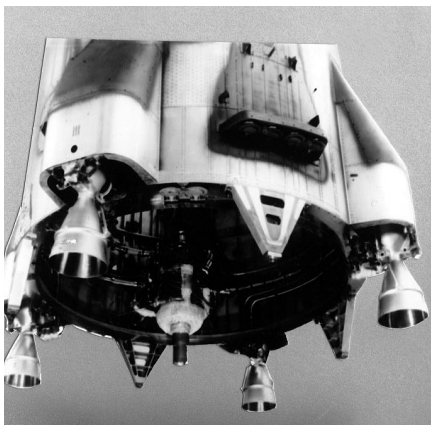
Однокамерный однократного включения двигатель **8Д612** предназначен для управляемого спуска с орбиты орбитальной ступени, выводимой на орбиту ракетой 11К67.
Управление по каналам стабилизации осуществляется перераспределением выхлопных газов турбины между стационарными рулевыми соплами с помощью газораспределителей.
Двигатель с турбонасосной системой подачи самовоспламеняющихся компонентов топлива, выполнен по схеме без дожигания генераторного газа.
Двигатель разрабатывался в 1962-67 гг.
Компоненты топлива – тетраоксид азота (окислитель) и НДМГ (горючее)
$P_п$ =7,7 тс (75,5 кН)
$I_п$ = 312,2 с
$p_к$ = 8,63 МПа
$p_а$ = 5,88 кПа
K_m = 2,02
t = 70 с
$M_{дв.}$ = 100 кг
$D_{оси\ среза\ рул.\ сопла}$ = 1530 мм
$L_{дв.}$ = 1505 мм



Орбитальная ступень МБР 11К67 [65]

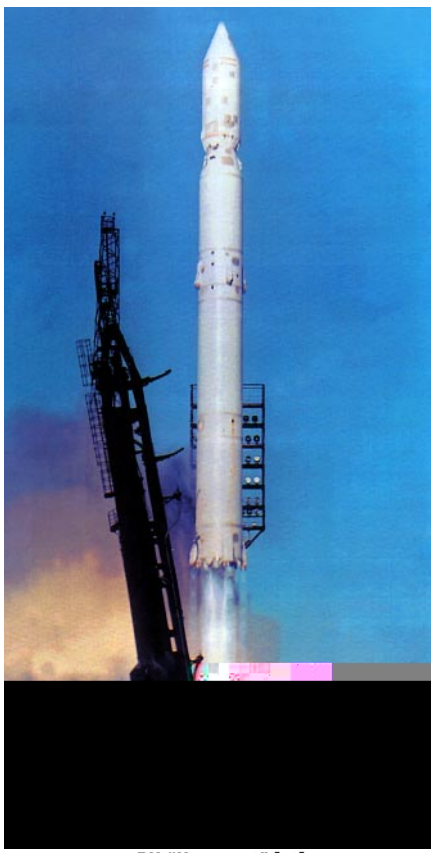
РД-855 (8Д68М)

жидкостный ракетный двигатель



РД-855 [64]

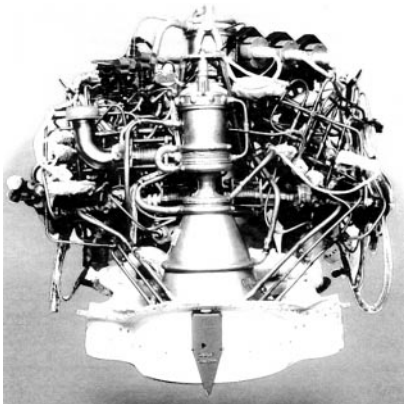
Рулевой четырехкамерный однократного включения двигатель **8Д68М** предназначен для создания тяги и управления полетом первой ступени ракет 8К67/Р-36 (SS-9), 11К69 ("Циклон-2") и 11К68 ("Циклон-3") по всем каналам стабилизации.
Управление полетом ступени осуществляется качанием каждой камеры двигателя в одной плоскости на угол ±41°.
Двигатель с турбонасосной системой подачи компонентов топлива, выполнен по схеме без дожигания генераторного газа.
Рабочее тело турбины ТНА – газ, вырабатываемый в газогенераторе при сгорании компонентов топлива.
Двигатель обеспечивает работу горячих систем наддува баков окислителя и горючего.
Двигатель разработан в 1962-65 гг.
Компоненты топлива – тетраоксид азота (окислитель) и НДМГ (горючее)
$P_з$ = 29,1 тс (285,37 кН)
$P_п$ = 33,453 тс (328,07 кН)
$I_з$ = 254 с
$I_п$ = 292 с
$p_к$ = 6,57 МПа
$p_а$ = 0,059 МПа
K_m = 1,97
t = 127 с
$M_{дв.}$ = 320 кг
$D_{дв.}$ = 3800 мм
$L_{дв.}$ = 1741 мм



РН "Циклон-2" [52]

РД-859 (11Д412)

жидкостный ракетный двигатель



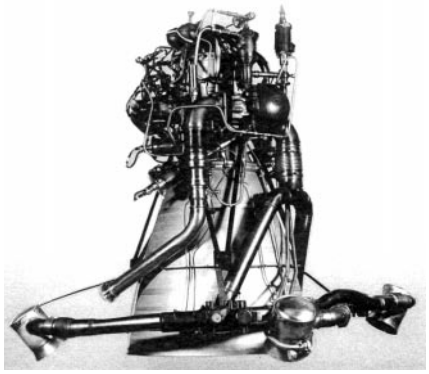
РД-859 [64]

Двигатель **11Д412** входит как резервный в состав блока двигателей 11Д410 лунного корабля РКК Н1.
Двигатель предназначен для осуществления мягкой посадки на поверхность Луны, взлета с поверхности Луны и выведения лунного корабля на орбиту искусственного спутника Луны.
Автономный двухкамерный однорежимный двигатель двукратного включения с регулированием по тяге, с турбонасосной системой подачи самовоспламеняющихся компонентов топлива, выполнен по схеме без дожигания генераторного газа.

Разработка двигателя начата в 1965 г. и прекращена в 1972 г. на стадии ЛКИ.
Компоненты топлива – тетраоксид азота (окислитель) и НДМГ (горючее)
$P_п$ = 2045±200 кгс (20,05±1,96 кН)
$I_п$ = 312 с
$p_к$ = 7,85 МПа
$p_а$ = 6,86 кПа
K_m = 2,0
$t_{сум.}$ = до 400 с
$M_{дв.}$ = 57 кг
$D_{дв.}$ = 1102 мм
$L_{дв.}$ = 1090 мм

РД-861 (11Д25)

жидкостный ракетный двигатель



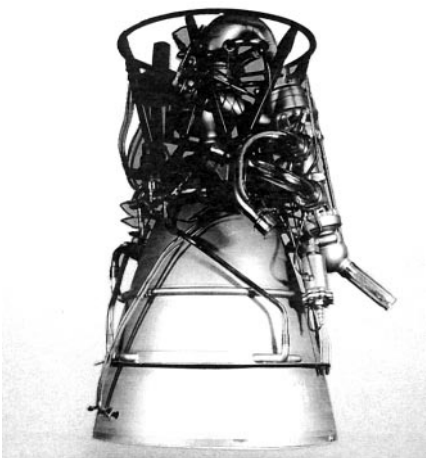
РД-861 [64]

Однокамерный однорежимный двигатель двукратного включения **11Д25** предназначен для создания тяги и управления третьей ступенью по всем каналам стабилизации ракеты 11К68 ("Циклон-3").
Управление полетом осуществляет система управления перераспределением выхлопных газов турбины между стационарными рулевыми соплами.
Двигатель с турбонасосной системой подачи самовоспламеняющихся компонентов топлива, выполнен по схеме без дожигания генераторного газа.

Двигатель разработан в 1968-72 гг.
Компоненты топлива – тетраоксид азота (окислитель) и НДМГ (горючее)
$P_п$ = 8026 кгс (78,71 кН)
$I_п$ = 317 с
$p_к$ = 8,88 МПа
$p_а$ = 5,2 кПа
K_m = 2,10
t = 130 с
$t_{макс. пер.}$ = 9000 с
$M_{дв.}$ = 123 кг
$D_{кд}$ = 808 мм
$L_{дв.}$ = 1555 мм

РД-862 (15Д169)

жидкостный ракетный двигатель



РД-862 [64]

Однокамерный однорежимный однократного включения двигатель **15Д169** создан на базе двигателя 15Д12 и предназначен для создания тяги и управления полетом вторых ступеней ракет 15А15, 15А16 (МР-УР100, МР-УР100УТТХ /SS-17) по всем каналом стабилизации.
Двигатель с турбонасосной системой подачи самовоспламеняющихся компонентов топлива, выполнен по схеме с дожиганием восстановительного генераторного газа.
Для управления вектором тяги по каналам тангажа и рыскания применен газодинамический способ, основанный на вдуве восстановительного генераторного газа в сверхзвуковую часть сопла камеры двигателя через нормально закрытые газораспределители.
Двигатель имеет систему поддержания давления в камере сгорания и систему регулирования весового соотношения компонентов топлива.
Двигатель разработан в 1969-72 гг.
Компоненты топлива – тетраоксид азота (окислитель) и НДМГ (горючее)
$P_п$ = 14544 кгс (142,63 кН)
$I_п$ = 331 с
$p_к$ = 13,24 МПа
$P_а$ = 8,83 кПа
K_m = 2,55
$K_{m\ РКС}$ = 1,1
t = 195 с
$M_{дв.}$ = 192 кг
$D_{среза\ сопла\ КС}$ = 925 мм
$L_{дв.}$ = 1675 мм

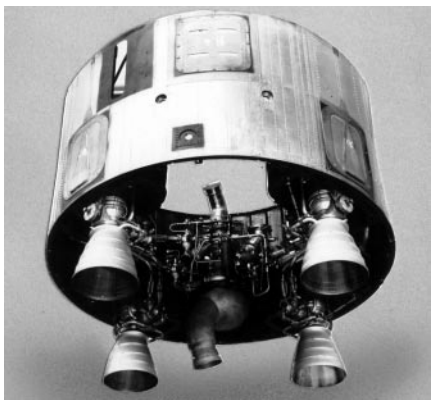


Пуск МР-УР100 [64]

РД-863 (15Д167)

жидкостный ракетный двигатель

Рулевой четырехкамерный однократного включения двигатель **15Д167** предназначен для создания тяги и управления полетом первой ступени ракеты 15А15 (МР-УР100/SS17) по всем каналам стабилизации.
Управление полетом ступени осуществляется качанием каждой камеры двигателя в одной плоскости на угол ±38°.
Двигатель с турбонасосной системой подачи самовоспламеняющихся компонентов топлива, выполнен по схеме без дожигания генераторного газа.
Рабочее тело турбины ТНА - газ, вырабатываемый в газогенераторе при сгорании компонентов топлива.
Двигатель обеспечивает работу горячих систем наддува баков окислителя и горючего.
Двигатель разработан в 1970-73 гг.
Компоненты топлива – тетраоксид азота (окислитель) и НДМГ (горючее)
$P_з$ = 28230 кгс (276,84 кН)
$P_п$= 32808 кгс (321,74 кН)
$I_з$ = 259 с
$I_п$ = 301 с
$p_к$ = 8,88 МПа
$p_а$ = 0,045 МПа
K_m = 2,15
t = 130 с
$M_{дв.}$ = 310 кг
$D_{дв.}$ = 2060 мм
$L_{дв.}$ = 1880 мм

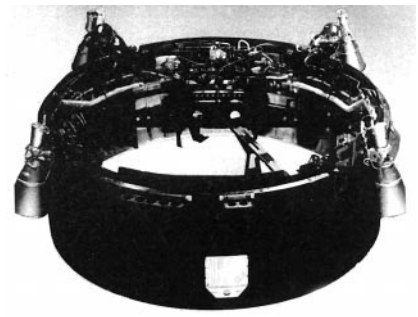


РД-863 [64]

РД-864 (15Д177)

жидкостный ракетный двигатель

Четырехкамерный двухрежимный однократного включения двигатель **15Д177** предназначен для создания двух режимов тяги и управления полетом ступени разведения ракеты 15А18 (Р-36М/SS-18) по всем каналам стабилизации.
Управление осуществляется качанием каждой камеры двигателя в одной плоскости на угол ±55°.
Двигатель с турбонасосной системой подачи самовоспламеняющихся компонентов топлива, выполнен по схеме без дожигания генераторного газа.
Рабочее тело турбины ТНА – газ, вырабатываемый в газогенераторе при сгорании компонентов топлива.
Одна из конструктивных особенностей двигателя - при транспортировке и полете ракеты камеры двигателя расположены внутри отсека ступени разведения. После отделения ступени разведения от ракеты специальные механизмы выводят камеры двигателя за наружный контур отсека. Положение камер закрепляют фиксаторы.
Двигатель разработан в 1976-1978 гг.
Компоненты топлива – тетраоксид азота (окислитель) и НДМГ (горючее)
$P_{п\ ОР}$ = 2060 кгс (20,2 кН)
$P_{п\ ДР}$ = 862 кгс (8,45 кН)
$I_{п\ ОР}$ = 309 с
$I_{п\ ДР}$ = 298 с
$p_{к\ ОР}$ = 4,1 МПа
$P_{к\ ДР}$ = 1,7 МПа
$P_{а\ ОР}$ = 2,26 кПа
$P_{а\ ДР}$ = 0,88 кПа
$K_{m\ ОР\ и\ ДР}$ = 1,8

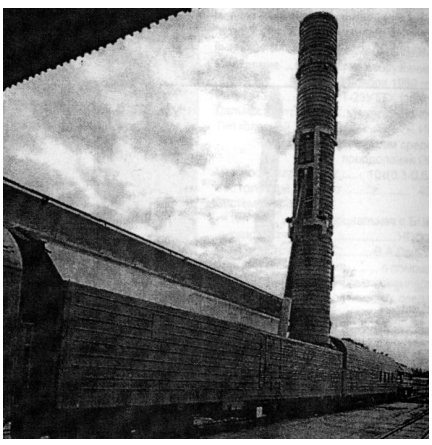


РД-864 [64]

t = 600 с
$n_{перекл.}$ = 25
$M_{дв.}$ = 199 кг
$D_{дв.}$ = 4020 мм
$L_{дв.}$ = 1420 мм

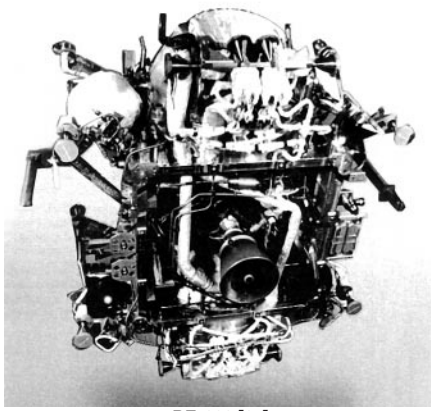
РД-866 (15Д264)

жидкостный ракетный двигатель



РТ-23 [65]

Многофункциональный двигатель **15Д264** установлен в головном отсеке ракет 15Ж60, 15Ж61 (РТ-23/SS-24) и предназначен для выполнения следующих задач: питания горючим рулевого агрегата, используемого для управления полетом ракеты в конце работы первой и при полете второй и третьей ступеней; создания управляющих усилий по крену в полете третьей ступени; создания (на участке разведения блоков) тяги и управляющих усилий, различных по величине и направлению, при многократных включениях жидкостного ракетного двигателя большой тяги и жидкостных ракетных двигателей малой тяги; питания горючим гидроприводов качания камеры двигателя большой тяги.



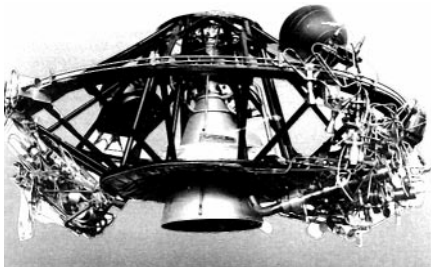
РД-866 [64]

Двигатель нерегулируемый, без дожигания генераторного газа, с многократным включением ЖРД БТ и ЖРД МТ. Работает по комбинированной схеме (вытеснительная и насосная подача компонентов топлива к потребителям) и содержит: централизованный источник питания, состоящий из двух турбонасосных агрегатов с генераторами и двух питателей; однокамерный ЖРД БТ; 16 ЖРД МТ.

Двигатель разработан в 1980-83 гг.
Компоненты топлива – тетраоксид азота (окислитель) и НДМГ (горючее)
$P_п$ = -94,4...513,5 кгс (-0,93...5,04) кН
$P_{п\ ЖРД\ БТ}$ = 513,5 кгс (5,04 кН)
$I_{п\ ЖРД\ БТ}$ = 305,5 с
$I_{п\ КД\ ЖРД\ БТ}$ = 323,1 с
$I_{п\ ЖРД\ МТ}$ = 245 с
$p_{к\ ЖРД\ БТ}$ = 4,07 МПа
$p_{к\ ЖРД\ МТ}$ = 0,56 МПа
$p_{а\ ЖРД\ БТ}$ = 2,35 кПа
K_m = 2,03
$K_{m\ ЖРД\ МТ}$ = 1,85
$t_{сум.\ дв.}$ = 1700 с
$t_{сум.\ ЖРД\ БТ}$ = 330 с
$t_{сум.\ ЖРД\ МТ}$ = 1200 с
$n_{вкл.ЖРД\ БТ}$ = 14
$n_{вкл.\ ЖРД\ МТ}$ = 10000
$M_{дв.}$ = 125,4 кг
$D_{дв.}$ = 1980 мм
$L_{дв.}$ = 1186 мм

РД-868 (17Д40)

жидкостный ракетный двигатель

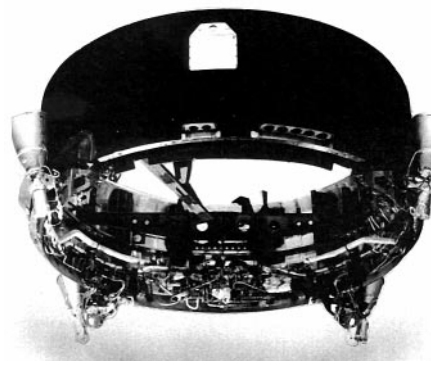


РД-868 [64]

Двигатель **17Д40** предназначен для использования в составе разгонной ступени РН "Зенит". Состоит из жидкостного ракетного двигателя большой тяги, автономного централизованного источника питания и системы малой тяги, включающей в себя 6 ЖРД МТ.
Управление разгонной ступенью в полете по тангажу и рысканию при работе ЖРД БТ осуществляется качанием камеры в карданном подвесе на угол ±5,5°.
Система малой тяги управляет по всем каналам стабилизации при выключенном ЖРД БТ.
Двигатель большой тяги – однокамерный, многократного включения, с турбонасосной системой подачи самовоспламеняющихся компонентов топлива, без дожигания генераторного газа.
Централизованный источник питания обеспечивает многократный запуск двигателя большой тяги и питание системы малой тяги из основных топливных баков. Централизованный источник питания выполнен по турбонасосно-вытеснительной схеме.
Разработка двигателя начата в 1983 г. и прекращена на стадии автономной отработки агрегатов.
Компоненты топлива – тетраоксид азота (окислитель) и НДМГ (горючее)
$P_{п\ ЖРД\ БТ}$ = 2371 кгс (23,25 кН)
$P_{п\ ЖРД\ МТ}$ = 3 кгс (0,029 кН)
$I_{п\ ЖРД\ БТ}$ = 325 с
$I_{п\ ЖРД\ МТ}$ = 230 с
$P_{к\ ЖРД\ БТ}$ = 9,15 МПа
$P_{к\ ЖРД\ МТ}$ = 0,69 МПа
$P_{а\ ЖРД\ БТ}$ = 2,75 кПа
$P_{а\ ЖРД\ МТ}$ = 0,88 кПа
$K_{m\ ЖРД\ БТ}$ = 2,2
$K_{m\ ЖРД\ МТ}$ = 1,6
$t_{сум.\ ЖРД\ БТ}$ = 1600 с
$t_{сум.\ ЖРД\ МТ}$ = 7200 с
$M_{дв.}$ = 203 кг
$D_{дв.}$ = 2350 мм
$L_{дв.}$ = 1240 мм

РД-869 (15Д300)

жидкостный ракетный двигатель



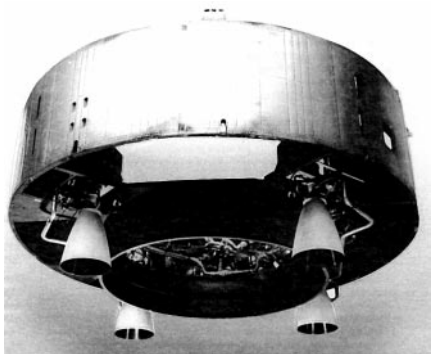
РД-869 [64]

Четырехкамерный двухрежимный однократного включения двигатель **15Д300** предназначен для создания двух режимов тяги и управления полетом ступени разведения ракеты 15А18М (Р-36М2/SS-18) по всем каналам стабилизации качанием каждой камеры двигателя в одной плоскости на угол ±55°.
Разработан на базе двигателя 15Д177 (РД-864) ракеты 15А18 (Р-36М).
Двигатель с турбонасосной системой подачи самовоспламеняющихся компонентов топлива, выполнен по схеме без дожигания генераторного газа.
Одна из конструктивных особенностей двигателя – при транспортировке и полете ракеты камеры двигателя расположены внутри отсека ступени разведения. После отделения ступени разведения от ракеты специальные механизмы выводят камеры двигателя за наружный контур отсека. Положение камер закрепляют фиксаторы.
Двигатель разработан в 1983-85 гг.
Компоненты топлива – тетраоксид азота (окислитель) и НДМГ (горючее)
$P_{п\ ОР}$ = 2087 кгс (20,47 кН)
$P_{п\ ДР}$ = 875 кгс (8,58 кН)
$I_{п\ ОР}$ = 313 с
$I_{п\ ДР}$ = 302,3 с
$P_{к\ ОР}$ = 4,1 МПа
$P_{к\ ДР}$ = 1,7 МПа
$P_{а\ ОР}$ = 2,26 кПа
$P_{а\ ДР}$ = 0,88 кПа
$K_{m\ ОР\ и\ ДР}$ = 1,8
t = 700 с
$n_{перекл.}$ = 50
$M_{дв.}$ = 196 кг
$D_{дв.}$ = 4020 мм
$L_{дв.}$ = 1420 мм

РД-8 (11Д513)

жидкостный ракетный двигатель

Рулевой четырехкамерный однократного включения двигатель **11Д513** предназначен для создания тяги и управления полетом второй ступени ракеты 11К77 ("Зенит") по всем каналам стабилизации.
Управление полетом ступени осуществляется качанием каждой камеры двигателя в одной плоскости на угол ±33°.
Рулевой двигатель с турбонасосной системой подачи компонентов топлива, впервые в истории ракетостроения выполнен по схеме с дожиганием генераторного газа.
Рабочее тело турбины ТНА – окислительный газ, вырабатываемый в газогенераторе при сгорании компонентов топлива.
При запуске пневмостартер раскручивает ротор ТНА.
Компоненты топлива в камерах сгорания и в газогенераторе воспламеняются с помощью пускового горючего.
Двигатель обеспечивает поддержание заданной тяги и регулирование соотношения компонентов топлива.
На сборку ракеты каждый двигатель поступает после проведения огневого контрольно-технологического испытания без последующей переборки.
Двигатель разработан в 1976-85 гг.
Компоненты топлива – жидкий кислород (окислитель) и керосин (горючее)
$P_п$ = 8000 кгс (78,45 кН)
$I_п$ = 342 с
$p_к$ = 7,65 МПа
$p_а$ = 4,9 кПа
K_m = 2,4
t = 1100 с
$M_{дв.}$ = 4000 мм
$L_{дв.}$ = 1500 мм



РД-8 [64]

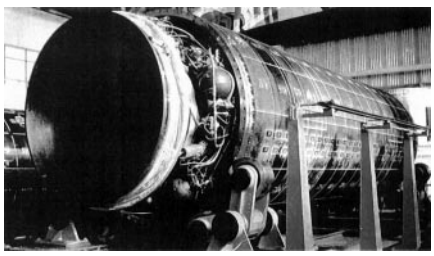
Крупногабаритные маршевые РДТТ

ГКБ "Южное" разработало значительное количество крупногабаритных ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ), используемых в качестве маршевых двигателей твердотопливных баллистических ракет наземного (стационарного и подвижного – грунтового и железнодорожного) и морского способов базирования. В процессе разработки указанной гаммы двигателей было создано более 20 разнообразных модельных и опытных РДТТ для отработки основных решений по маршевым двигателям и подтверждения правильности принятых конструктивно-схемных и технологических решений. КБ "Южное" впервые в мировой практике твердотопливного двигателестроения для межконтинентальных баллистических ракет начало разрабатывать твердотопливные маршевые двигательные установки (комплект из РДТТ и вспомогательных элементов и устройств как двигателя, так и ракеты), т. е. разрабатывать собственно ступени ракет.
Создано пять типов маршевых двигателей (ДУ) для первых и вторых ступеней твердотопливных МБР.
Основные особенности двигателей (ДУ):
• корпуса – от металлических разъемных до моноблочных типа "кокон" из композиционных материалов;
• заряды твердого топлива – от вкладных до прочно скрепленных с корпусом из смесевых твердых топлив, канально-щелевые и с каналами звездообразного сечения;
• сопловые блоки – от четырехсопловых до односопловых с поворотными и стационарными соплами, частично утопленными в камеру сгорания двигателя со складывающимися раструбами сопел двигателей верхних ступеней;
• управление вектором тяги двигателей по направлению – с помощью четырехсопловых блоков по каналам тангажа, рыскания и крена, с помощью поворотных управляющих сопел – по каналам тангажа и рыскания или с использованием системы вдува газа, отбираемого из камеры сгорания (по всем трем каналам).
Диапазон основных параметров двигателей (ДУ):
Габаритный диаметр 1600...2400 мм
Рабочий запас топлива
$17x10^3$... $50x10^3$ кг
Тяга двигателя в пустоте 700...3050 кН
Время работы 50...85 с
Максимальное управляющее усилие по каналам тангажа и рыскания (в % от осевой тяги) 5...12

Двигатель первой ступени БР

твердотопливный ракетный двигатель

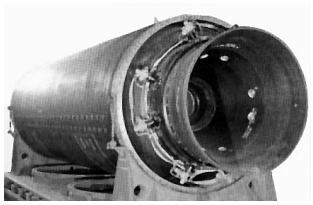
РДТТ с центральным поворотным управляющим соплом, частично утопленным в камеру сгорания.
Корпус – цельномотанный типа "кокон" из композиционных материалов.
Используется на первой ступени баллистической ракеты 15Ж60 (SS-24 mod.2).
Длина ступени 9500 мм
Диаметр ступени 2400 мм
Масса 52500 кг



РДТТ 1-й ступени БР [64]

Двигатель первой ступени БР

твердотопливный ракетный двигатель



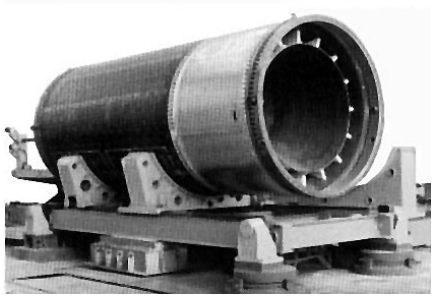
РДТТ 1-й ступени БР [64]

РДТТ с центральным, частично утопленным в камеру сгорания неподвижным соплом с системой вдува газа в закритическую часть сопла.
Корпус – цельномотанный типа "кокон" из композиционных материалов

Используется на первых ступенях баллистических ракет 15Ж52 (SS-24 mod. 1) и 15Ж61 (SS-24 mod. 3).
Длина ступени 9700 мм
Диаметр 2400 мм
Масса 53700 кг

Двигатель второй ступени БР

твердотопливный ракетный двигатель



РДТТ 2-й ступени БР [64]

Двигатель с корпусом типа "кокон" из композиционных материалов с многофункциональным покрытием.

Используется на второй ступени баллистической ракеты 15Ж60 (SS-24. mod.2).
Длина ступени 4800 мм
Диаметр ступени 2400 мм

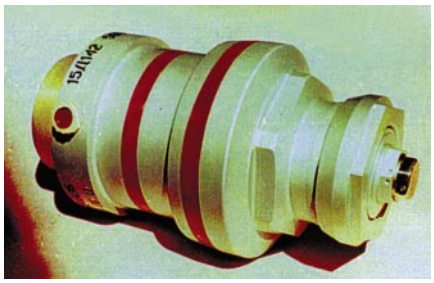
Малоразмерные ракетные двигатели на твердом топливе и пороховые аккумуляторы давления

ОКБ "Южное" разработало большое количество малоразмерных ракетных двигателей (МРДТТ) на твердом топливе и пороховых аккумуляторов давления (ПАД), которые при запуске ракет и во время их полета решают многие технические задачи, связанные с их стартом, разделением ступеней, торможением, разгоном, вращением и т.д., приводя в действие органы управления.

МРДТТ и ПАД могут решать и ряд "неракетных" задач, когда требуется на определенный промежуток времени создать силу, получить рабочий газ для действия механизмов и др.

РД-127

малоразмерный ракетный двигатель на твердом топливе



РД-127 [64]

Семейство **РД-127** включает в себя 25 разновидностей двигателей, распределенных по четырем группам в соответствии с их диаметрами. Двигатели базируются на одной общей схеме. Воспламеняются со стороны сопла.
Двигатели создают импульс тяги в диапазоне от 5 до 300 кгс.с с разбросом в 1...2%.

Топливо - смесевого типа
$P_п$ = 200...6300 кгс (1,96...61,7 кН)
t = 0,17 с
$M_{дв.}$ = 1,15...7,49 кг
$L_{дв.}$ = 177...282 мм
$D_{дв.}$ = 82...128 мм

РД-152

малоразмерный ракетный двигатель на твердом топливе

Тяга двигателя **РД-152** изменяется по прогрессивному экспоненциальному закону и находится в диапазоне 30...600 кгс (0,29...5,88 кН).

Воспламенительная система – с пиротехническим механическим устройством задействования ударного типа, имеющая предохранительное устройство.

Топливо – смесевого типа
$t_{при\ возрастающей\ тяге}$ = 9,6... 13,0 с
$M_{дв.}$ = 18,3 кг
$L_{дв.}$ = 485 мм
$D_{дв.}$ = 182 мм

РД-186

малоразмерный ракетный двигатель на твердом топливе

Топливо – баллиститного типа
Импульс тяги в пустоте 74 кгс.с
$P_{п\ макс.}$ = 350 кгс (3,43 кН)
t = 0,30...0,55 с
$M_{дв.}$ = 2,1 кг
$L_{дв.}$ = 281 мм
$D_{дв.}$ = 94 мм



РД-186 [64]

РД-271

малоразмерный ракетный двигатель на твердом топливе

РД-271 имеет сопло с косым срезом. Ось сопла расположена под углом 20° к оси двигателя.
Топливо – баллиститного типа
Импульс тяги в пустоте 775 кгс.с
t = 0,5...1,1 с
$M_{дв.}$ = 9 кг
$L_{дв.}$ = 562...575 мм
$D_{дв.}$ = 160 мм



РД-271 [64]

РД-273

малоразмерный ракетный двигатель на твердом топливе

РД-273 - семейство двигателей, предназначенных для закрутки КА. Двигатели выполнены по схеме "колеса Сегнера". Их отличают оптимальные габаритные и тяговые параметры.
Топливо – баллиститного типа

Импульс тяги в пустоте 2,4...200 кгс.с
$P_{п\ макс.}$ = 7...600 кгс (0,07...5,88 кН)
t = 0,45...0,5 с
$M_{дв.}$ = 0,6...12,0 кг
$L_{дв.}$ = 472...1830 мм
$h_{дв.}$ = 100...550 мм



РД-273 [64]

РД-284

малоразмерный ракетный двигатель на твердом топливе

РД-284 - семейство из четырех двигателей, выполненных по одной схеме и отличающихся лишь углом установки сопла по отношению к оси двигателя.
Топливо – баллиститного типа
Импульс тяги в пустоте 3800 кгс.с
$P_{п\ макс.}$ = 17000 кгс (166,6 кН)
t = 0,31...0,54 с

$M_{дв.}$ = 63 кг
$L_{дв.}$ = 820 мм
$h_{дв.}$ = 400 мм



РД-284 [64]

РД-293

малоразмерный ракетный двигатель на твердом топливе



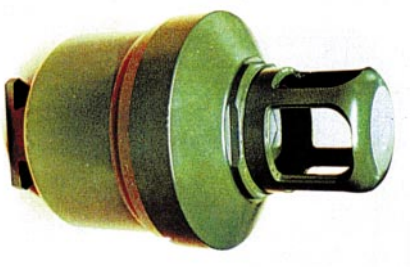
РД-293 [64]

РД-293 состоит из двух соединенных между собой двигателей. Основной двигатель создает тягу по оси силовой установки с помощью четырех основных сопел, второй двигатель – перпендикулярно оси.
Топливо – баллиститного типа
Импульс тяги в пустоте основного двигателя 5700 кгс.с
$P_{п\ макс.}$ = 5 тс
t = 1,1...1,6 с

Импульс тяги в пустоте второго двигателя 200 кгс.с
$P_{п\ макс.}$ = 0,25 тс
t = 0,9...1,1 с
$M_{дв.}$ = 67 кг
$L_{дв.}$ = 1080 мм
$h_{дв.}$ = 572 мм

ПАД-213

пороховой аккумулятор давления



ПАД-213 [64]

Семейство **ПАД-213** включает в себя двигатели двух габаритов.
Они характеризуются кратковременной работой (менее 0,15 с) и высокой стабильностью параметров газового потока.

Топливо – смесевого типа
$T_{продуктов\ сгорания}$ = 3200 К
$M_т$ = 1,2...2,1 кг
t = 0,08...0,15 с
$P_{кс\ макс.}$ = 16,67 МПа
$L_{дв.}$ = 349...391 мм
$D_{дв.}$ = 205 мм

ПАД-243

пороховой аккумулятор давления



ПАД-243 [64]

Семейство **ПАД-243** состоит из шести разновидностей и характеризуется прогрессивным законом выгорания заряда и стабильностью характеристик.
Топливо – смесевого и баллиститного типа

$T_{продуктов\ сгорания}$ = 1600...3000 К
$M_т$ = 1,3...120 кг
t = 0,4...4,5 с
$p_{к\ макс.}$ = 14,71...39,24 МПа
$L_{дв.}$ = 200...810 мм
$h_{дв.}$ = 320...800 мм

ПАД-215

пороховой аккумулятор давления



ПАД-215 [64]

ПАД-215 состоит из двух разновидностей, генерирующих низкотемпературный газ.
Топливо – баллиститного типа
$T_{продуктов\ сгорания}$ = 1600 К

$M_т$ = 0,006...0,035 кг
$t_{макс.}$ = 0,12 с
$p_{к\ макс.}$ = 19,62...24,52 МПа
$L_{дв.}$ = 128 мм
$D_{дв.}$ = 42 мм



„Пратт энд Уитни“

Адрес: 400 Main St., East Hartford, CT 06108, USA
Тел.: (860) 565-4321
Факс: (860) 565-8896
Http: //www.pratt-whitney.com

Президент – Луис Шеневер

Фредерик Брант Ренчлер в годы Первой мировой войны служил капитаном по надзору за производством самолетных двигателей для Армии США на военном заводе под Нью-Йорком. После войны он участвовал в организации Воздухоплавательной Корпорации братьев Райт в Нью-Джерси и, став позднее ее Президентом, сделал ее за несколько лет лидером по производству авиадвигателей в стране. Летом 1924 г. Ренчлер ушел с поста Президента Воздухоплавательной Корпорации из-за отказа Совета Директоров инвестировать прибыль в разработку новых конструкций двигателей.
В апреле 1925 г. Фредерик Ренчлер приехал в г. Хартфорд (штат Коннектикут), для встречи с Клэйтоном Бёртом, генеральным менеджером фирмы "Pratt & Whitney", бывшей в то время отделением по производству оснастки и инструмента станкостроительной компании Niles-Bement-Pond.
Ренчлер искал помещение для разработки и производства нового авиационного двигателя, который бы обладал невероятной для своего времени тяговооруженностью, развивая 400-500 л.с. при весе до 295 кг.
В Хартфорде на Pratt & Whitney он нашел то, что искал: стартовый капитал, производственные помещения и даже имя для своего проекта. Ренчлер привлек своих друзей по Воздухоплавательной Корпорации - Дж.Мида, А.Уилгуса, Дж.Боррупа и нанял ряд талантливых инженеров. С этого момента началась новая эра "Пратт энд Уитни".
Ренчлер знал, что на заре авиационной эры лучшие самолеты должны были иметь лучшие двигатели. "Силовая установка - это залог успеха", - говорил он.
Создание первого двигателя Pratt & Whitney R-1340 (он получил название Wasp) было завершено накануне Рождества в декабре 1925 г. Этот 9-цилиндровый поршневой двигатель воздушного охлаждения типа "звезда" получился весьма удачным. Уже на третьем испытательном запуске Wasp развил расчетную мощность в 425 лошадиных сил. Он легко прошел программу испытаний ВМФ США в марте 1926 г., и к октябрю того же года ВМФ США разместил заказ на первые 200 серийных двигателей.
Двигатель Wasp оставил свой след в ранней истории транспорта 1930-х гг. Авиаконструкторы создавали самолеты с учетом использования Wasp, стремясь завоевать растущий рынок авиатранспорта. Около ста экспериментальных и серийных типов самолетов были оснащены двигателями Wasp, включая одни из самых быстрых и известных самолетов того времени. Многие двигатели Wasp, построенные до 1930-х годов, и до сих пор находятся в летной эксплуатации.
К моменту пуска в производство серийных двигателей Wasp Pratt & Whitney создала второй, более мощный двигатель R-1690, названный Hornet. Мощность в 525-875 лошадиных сил позволяла оснащать им более крупные самолеты и способствовала развитию гражданской авиации. Hornet также использовался на нескольких типах военных самолетов.
Небольшой двигатель со звездообразным расположением цилиндров R-985 Wasp Junior был запущен в производство следующим после Hornet. Мощность его составляла 300 л.с., и он предназначался для легких транспортных, учебных, спортивных самолетов и позднее – вертолетов.
К началу 30-х гг. "Пратт энд Уитни" сосредоточила свои усилия на сдвоенном двигателе Twin Wasp с мощностью 1350 л.с. К своему десятилетнему юбилею в 1935 г. "Пратт энд Уитни" выпускала ряд двигателей, историческое значение которых для авиации неоспоримо.
Twin Wasp продемонстрировал великолепные характеристики и был выбран для оснащения большого количества типов истребителей, бомбардировщиков и транспортных самолетов. К началу Второй мировой войны было произведено в общей сложности 173618 двигателей Twin Wasp - больше, чем каких-либо других двигателей за всю историю авиастроения того времени.
За двигателем Twin Wasp последовал Double Wasp, который составил основу американского авиадвигательного парка истребителей в 40-х гг.
Двигатели Pratt & Whitney сыграли существенную роль в поддержании превосходства войск антигитлеровской коалиции и США в воздухе во время Второй мировой войны.
Компания Pratt & Whitney с ее дочерними предприятиями и лицензиатами поставила 363 тысячи двигателей в рамках военной программы.
Когда возобновился прерванный войной рост гражданских авиаперевозок, двигатели Pratt & Whitney были выбраны для оснащения двух- и четырехдвигательных самолетов.
Double Wasp был выбран для DC-6, который стал одним из самых популярных гражданских самолетов в мире. В общей сложности, Pratt & Whitney и ее лицензиаты выпустили более 125 000 таких двигателей.
Последним поршневым двигателем Pratt & Whitney стал Wasp Major, установленный на Boeing B-50, который впервые совершил беспосадочный полет вокруг земного шара.
Компания "Пратт энд Уитни" являлась безусловным лидером на рынке поршневых двигателей, но в конце сороковых эти двигатели начали быстро уступать место новой реактивной технологии. Pratt & Whitney, сдерживаемая государственными заказами на поставку поршневых двигателей для военных целей, позже других фирм вступила в реактивную эру. Но уже в ноябре 1948 г. первый серийный реактивный двигатель J42 производства Pratt & Whitney был поставлен для самолета Grumman F9F-2 Panther по заказу ВМФ США.
Второй реактивный двигатель, J48, поступил в производство в 1950 г.
J42 и J48 участвовали в боевых действиях в Корее.
15 апреля 1952 г. опытный образец бомбардировщика ВВС США Boeing B-52 совершил свой первый полет с восемью двигателями J57, каждый из которых развивал по 4,5 тонны тяги. Этот двигатель сразу стал популярным. В 1952 г. он выиграл одну из самых престижных в авиации наград - Collier Trophy - за "высокие достижения в авиации Америки".

США стали оснащать двигателем J57 эскадрильи истребителей ВВС и ВМФ. В мае 1953 г. F-100 Sabre североамериканских ВВС с двигателями J57 стал первым серийным самолетом, который превысил скорость звука в горизонтальном полете, совершая свой первый полет.
15 июля 1954 г. испытательный образец Boeing 707, первого реактивного самолета этой компании, поднялся в воздух на двигателях J57. Гражданский вариант J57 - двигатель JT3 - поднял в воздух пассажиров самолета Boeing 707 авиакомпании Pan American в октябре 1958 г. на рейсе Нью-Йорк - Париж. Четыре двигателя JT3 с тягой по 5,9 тонн каждый обеспечивали самолету скорость в 920 км/ч, что на 360 км/ч больше, чем развивал лучший винтовой авиалайнер того времени. JT3 был признан лучшим для установки на самолет Douglas DC-8.
Другой двигатель - J58 - был выбран ВВС США для оснащения уникального разведывательного самолета SR-71 Blackbird производства компании Lockheed, который мог летать со скоростью полета свыше числа M = 3 на высотах порядка 25 километров.

В 2000 г. "Пратт энд Уитни" празднует свое 75-летие и продолжает работу над перспективными программами нового тысячелетия.
Компания предлагает новые возможности увеличения тяги двигателей серии PW4000 для обеспечения потребностей новых версий Boeing 747, 767 и 777, а также Airbus A330, которые будут иметь повышенную дальность полета и грузоподъемность.
Новый двигатель PW6000 идеально подходит для самолета, рассчитанного на 100 пассажиров. Он будет готов к коммерческой эксплуатации уже в четвертом квартале 2002 г. Новый большой турбовентиляторный двигатель PW8000 с редуктором будет готов к эксплуатации в 2005 г. на самолетах для 150-180 пассажиров.

Являясь участником альянса с General Electric, P&W работает над созданием двигателя GP7000 для перспективного двухпалубного Airbus A3XX, который сможет разместить до 650 пассажиров. Если программа будет запущена в 2000 г., самолет может поступить в эксплуатацию в 2005 г.
"Пратт энд Уитни" также разрабатывает экологичные и выгодные в финансовом отношении технологии для сверхзвуковых самолетов. Рассчитанный на 300 пассажиров и скорость полета, соответствующую числу M = 2,4, самолет High Speed Civil Transportation (HSCT) может поступить в эксплуатацию к 2010 году, снизив время полета над Тихим океаном с 12 до 4 часов.
"Пратт энд Уитни" работает над созданием двигателей для военных самолетов будущего. Новый истребитель F-22 Raptor будет оснащен двигателем F119. Ввод в эксплуатацию намечен на 2005 г. К 2013 г. планируется построить 339 двигателей для F-22. Производный от двигателя F-119 вариант JSF-119 будет установлен на Joint Strike Fighter с 2008 г., и будет обслуживать потребности ВВС, ВМФ, морской пехоты США и Британского королевского флота.

Представительство в России: United Technologies International Operations
103287 Россия, г. Москва, Петровско-Разумовский пр., 19/1, 5 этаж
Тел. (095) 755-8388
Факс (095) 755-8387
Президент представительства - Ричард Броди
Менеджер по внешним связям и отношениям с государственными органами - Чистякова Наталья Генриховна
Менеджер по административному управлению и финансам - Шелкова Ольга Михайловна
Менеджер по космическим программам Pratt & Whitney, тел. (095) 755-9550, факс (095) 755-9553
Менеджер программы Ил-96М/Т Pratt & Whitney - Новожилов Сергей Генрихович, тел. (095) 157-0522
Менеджер по поддержке заказчика и обслуживанию Pratt & Whitney - Мельников Александр Владимирович, тел. (095) 578-1572, факс (095) 578-4628
Менеджер по маркетингу Pratt & Whitney - Иванников Александр Николаевич, тел. (095) 755-8388
Менеджер по эксплуатации и ремонту авиадвигателей Pratt & Whitney - Чибисов Артем Андреевич, тел. (095) 755-8388

Имея 25% акций холдинговой компании “Пермские моторы”, Pratt & Whitney участвует в проекте ТРДД ПС-90А2 в плане модернизации турбины высокого давления и подшипниковых опор. Программа создания пассажирского лайнера Ил-96М и транспортного Ил-96Т предусматривает установку двигателя семейства PW2000 (см. данные по PW2000 в данной главе). В области ракетных двигателей Pratt & Whitney провела испытания и приобрела лицензию на производство ЖРД РД-180 разработки “НПО Энергомаш” для установки на новую РН семейства Atlas.

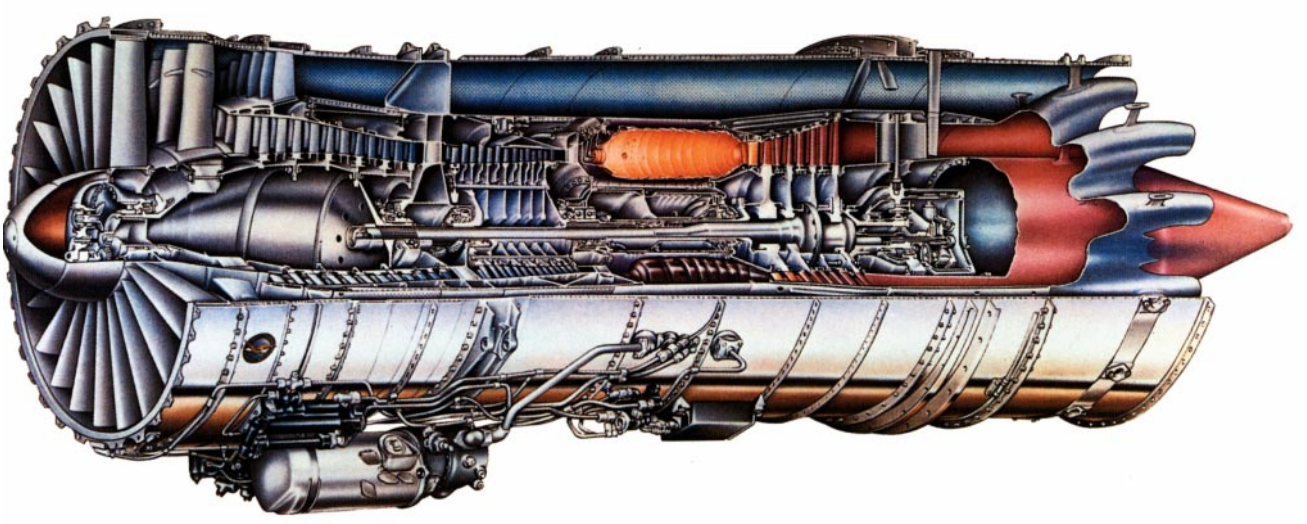
Совместное предприятие: “Украинско-американский исследовательский центр “Pratt & Whitney - Патон”
252650 Украина, г. Киев, ул. Антоновича, 68
Тел. (044) 269-4205, 268-3196
Факс (044) 268-3196
E-mail: market@pwl.ru.kiev.ua
Генеральный директор - Маринский Георгий Сергеевич
Создано 10 марта 1993 г. компанией Pratt & Whitney и Институтом электросварки имени О.Е.Патона.
Предприятие занимается разработкой проектов лопаток авиационных ГТД с защитными покрытиями, керамики для нанесения в качестве покрытий на лопатки ГТД, установок электронно-лучевой технологии нанесения покрытий.

Глава по “Пратт энд Уитни” подготовлены по рекламным материалам компании.

Pratt & Whitney
A United Technologies Company

JT8D

авиационный турбореактивный двигатель



Разрез JT8D-200 [83]

Двигатели **JT8D** летают на 42% самолетов гражданской авиации всего мира, находящихся в ведении 350 авиакомпаний. За этими цифрами стоит производство свыше 14000 двигателей и свыше 450 млн. наработанных летных часов.

Большинство двигателей в эксплуатации составляют двигатели JT8D стандартных моделей, установленных на самолетах Boeing 727, Boeing 737 и Douglas DC-9. Двигатели для этих самолетов относятся к классу тяги от 14000 до 16000 фунтов (62,2...71,1 кН).

Первый полет самолета Boeing 727 с JT8D – февраль 1963 г., начало коммерческой эксплуатации – февраль 1964 г. Первый полет самолета DC-9 с JT8D – февраль 1965 г., начало коммерческой эксплуатации – декабрь 1965 г. Первый полет самолета Boeing 737 с JT8D – апрель 1967 г., начало коммерческой эксплуатации – февраль 1968 г.

Двигатели JT8D серии 200 (**JT8D-200**) устанавливались на самолетах McDonnell Douglas MD-80. С точки зрения механики двигатели серии 200 имеют стандартные и опробованные компоненты газогенератора, общие для всех двигателей JT8D, и модифицированный каскад низкого давления, позволяющий развивать тягу до 97,8 кН.

Выпуск модели JT8D-209 – июнь 1979 г. Первый полет самолета MD80 с JT8D-209 – октябрь 1979 г., начало коммерческой эксплуатации – октябрь 1980 г. Выпуск модели JT8D-217 – октябрь 1980 г. Начало коммерческой эксплуатации JT8D-217 – август 1981 г. Выпуск модели JT8D-219 – февраль 1985 г. Начало коммерческой эксплуатации JT8D-219 – июнь 1985 г.

Двигатели серии JT8D-200 с пониженным уровнем шума созданы на базе турбокомпрессорной части ТРДД JT8D-9, но с усовершенствованным каскадом низкого давления. Был увеличен и диаметр вентилятора.

ТРДД JT8D-200 состоит из одноступенчатого вентилятора с 34 титановыми лопатками, шестиступенчатого осевого компрессора низкого давления, жестко соединенного с вентилятором, семиступенчатого компрессора высокого давления, трубчато-кольцевой камеры сгорания (9 жаровых труб), одноступенчатой турбины высокого давления (охлаждение турбинных лопаток введено на модификациях -217, -217C и -219), трехступенчатой турбины низкого давления.

С момента поступления первых двигателей JT8D-200 в коммерческую эксплуатацию 15 лет назад было введено в строй свыше 2500 таких двигателей, которые наработали в общей сложности свыше 33 млн. летных часов.

Двигатели JT8D имеют крайне низкий показатель выключений в полете: 0,009 для JT8D стандартной модели и 0,008 - для серии 200. Число незапланированных снятий с самолета также чрезвычайно низкое: 0,08 для двигателей JT8D стандартной модели и 0,07 - для серии 200. Авиакомпания Delta Airlines установила рекорд по эксплуатации двигателя без снятия на ремонт, когда JT8D-15A был снят с самолета Boeing 737 после наработки 19410 летных часов и 16998 рабочих циклов без ремонта.

В настоящее время самолеты DC-9, Boeing 727 и Boeing 737 со стандартными двигателями JT8D отвечают уровню 2 норм Федерального управления гражданской авиации США (FAA) по шуму. Чтобы эти самолеты отвечали будущим нормам по уровню 3, а также требованиям статьи 3 Правил ICAO, Pratt & Whitney и сотрудничающие с ней компании предлагают спецкомплекты для глушения шума.

Pratt & Whitney разработала модернизированный двигатель JT8D-218B. Двигатели этой модели будут не просто отвечать уровню 3 по шуму, но и будут иметь запас, который позволит самолетам DC-9 соблюдать нормы по шуму и выбросам газов и в будущем.



Boeing 737 [84]

Су-15ТМ [2]

JT8D-7/7A

$P_{взл.}$ = 6349 кгс
$\pi_в$ = 1,93
π = 15,4
m = 1,07
$D_{вх.}$ = 1028 мм
$L_{дв.}$ = 3137 мм
Применение – Boeing 727, Boeing 737, Douglas DC-9, Caravelle 12

JT8D-9/9A

$P_{взл.}$ = 6576 кгс
$\pi_в$ = 1,96
π = 15,9
m = 1,04
$D_{вх.}$ = 1028 мм
$L_{дв.}$ = 3137 мм
Применение – Boeing 727, Boeing 737, Douglas DC-9, Caravelle 12

JT8D-15/15A

$P_{взл.}$ = 7029 кгс
$\pi_в$ = 2,02/2,05
π = 16,6/16,4
m = 1,03/1,08
$D_{вх.}$ = 1028 мм
$L_{дв.}$ = 3137 мм
Применение – Boeing 727, Boeing 737, Douglas DC-9

JT8D-17/17A

$P_{взл.}$ = 7256 кгс
$\pi_в$ = 2,09/2,09
π = 16,9/16,9
m = 1,02/1,05
$D_{вх.}$ = 1028 мм
$L_{дв.}$ = 3137 мм
Применение – Boeing 727, Boeing 737, Douglas DC-9

JT8D-17R/17AR

$P_{взл.}$ = 7891 кгс
$\pi_в$ = 2,21/2,16
π = 18,2/18,5
m = 0,97/0,96
$D_{вх.}$ = 1028 мм
$L_{дв.}$ = 3137 мм
Применение – Boeing 727, Boeing 737



Boeing 727-200 [77]



Douglas DC-9 [10]



Caravelle 12 [57]



McDonnell Douglas MD-83 [10]

JT8D-209

$P_{взл.}$ = 8384 кгс
$P_{кр.}$ = 2244 кгс
$C_{уд.кр.}$ = 0,724 кг/кгс.ч
π = 17,1
m = 1,78
$G_в$ = 213 кг/с
$D_{вх.}$ = 1371 мм
$L_{дв.}$ = 4282 мм
$M_{дв.}$ = 2056 кг
Применение – McDonnell Douglas MD-81

JT8D-217C

$P_{взл.}$ = 9070 кгс
$P_{кр.}$ = 2378 кгс
$C_{уд.кр.}$ = 0,737 кг/кгс.ч
$\pi_в$ = 1,88
π = 18,2
m = 1,74
$G_в$ = 219 кг/с
$D_{вх.}$ = 1371 мм
$L_{дв.}$ = 4282 мм
$M_{дв.}$ = 2092 кг
Применение – McDonnell Douglas MD-80

JT8D-219

$P_{взл.}$ = 9524 кгс
$P_{кр.}$ = 2382 кгс
$C_{уд.кр.}$ = 0,738 кг/кгс.ч
$\pi_в$ = 1,91
π = 19,4
m = 1,74
$G_в$ = 221 кг/с
$D_{вх.}$ = 1373 мм
$L_{дв.}$ = 4282 мм
$M_{дв.}$ = 2092 кг
Применение – McDonnell Douglas MD-80

JT9D

авиационный турбореактивный двигатель

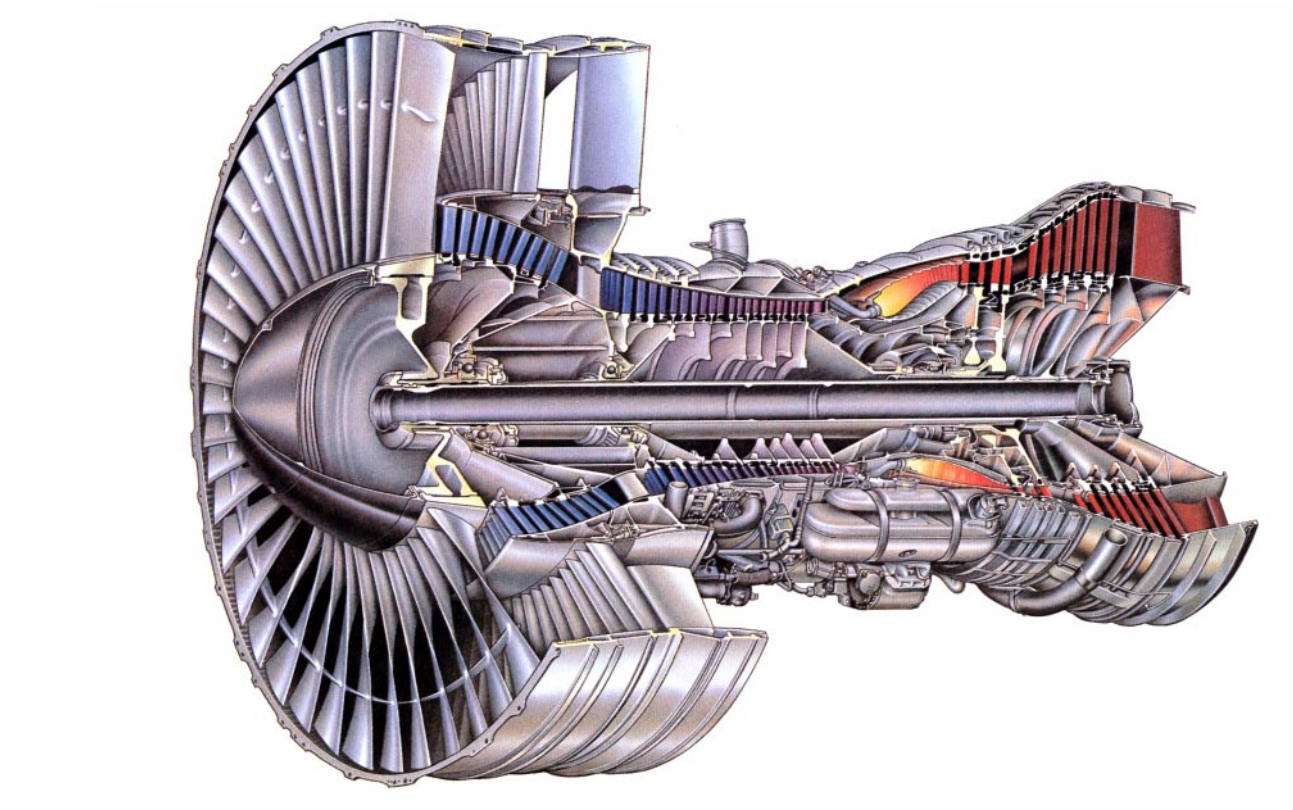
Турбовентиляторный двигатель **JT9D** открыл новую эру в гражданской авиации – эру двигателей с высокой степенью двухконтурности для широкофюзеляжных самолетов. JT9D воплотил в себе многие новейшие достижения техники в области конструирования, аэродинамики и материаловедения, позволившие довести до максимума топливную экономичность двигателя и долговечность его компонентов.

Сегодня семейство JT9D состоит из трех самостоятельных серий. JT9D-7 охватывает диапазон тяги от 21000 до 23000 кгс, двигатель JT9D-7Q имеет тягу 24000 кгс, более поздние модели группы JT9D-7R4 охватывают диапазон тяги от 21769 до 25000 кгс. Эти двигатели устанавливают на самолетах Boeing 747, Boeing 767, Airbus A300, A310 и Douglas DC-10. При установки на двухдвигательные самолеты JT9D утверждены на 180 мин. ETOPS.

Начало выполнения программы JT9D – сентябрь 1965 г. Первое испытание двигателя – декабрь 1966 г. Первый полет испытательного самолета B-52 – июнь 1968 г. Сертификация двигателей FAA – май 1969 г. Начало коммерческой эксплуатации серии JT9D-7 – январь 1970 г. Начало коммерческой эксплуатации серии JT-9D-7Q – май 1976 г. Начало коммерческой эксплуатации серии JT9D-7R4 – сентябрь 1982 г. Утверждение на ETOPS (серия -7R4) – июнь 1985 г.

Каждый день более 2800 двигателей серии JT9D поднимают в воздух более 600 широкофюзеляжных самолетов 68 авиакомпаний мира. Несмотря на то, что производство этих двигателей было прекращено в 1990 г., Pratt & Whitney продолжает осуществлять их послепродажное обслуживание.

Разработаны программы модернизации двигателей серии JT9D, позволяющие авиакомпаниям увеличивать срок службы и повышать экологические характеристики ранних моделей.



Разрез JT9D-7R4 [83]

JT9D-3

$P_{взл.}$ = 20482 кгс (при впрыске воды)
$D_{вх.}$ = 2344 мм
$L_{дв.}$ = 3256 мм
Применение – Boeing 747-100, -200B

JT9D-7

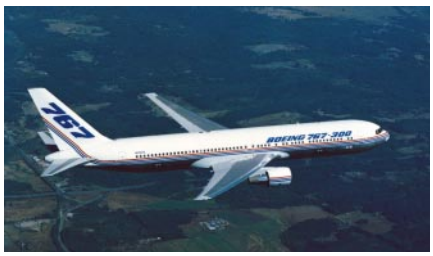
$P_{взл.}$ = 20998...22677 кгс
$\pi_в$ = 1,59
π = 23,5
m = 5,1
$D_{вх.}$ = 2344 мм
$L_{дв.}$ = 3256 мм
Применение – Boeing 747-100, -200, -300, Douglas DC-10-40

JT9D-7Q

$P_{взл.}$ = 24037 кгс
$\pi_в$ = 1,63
π = 24,5
m = 4,9
$D_{вх.}$ = 2344 мм
$L_{дв.}$ = 3256 мм
Применение – Boeing 747-200, Airbus A300B/C, Douglas DC-10-40

JT9D-7R4

$P_{взл.}$ = 21770...25400 кгс
$\pi_в$ = 1,67
π = 26,7
m = 4,8
$D_{вх.}$ = 2344 мм
$L_{дв.}$ = 3256 мм
Применение – Boeing 747-200, -300, Boeing 767-200, -200ER, -300, Airbus A300-600, A310-200, -30Q1



Boeing 767-300 [84]



Boeing 747-200 [59]

JT9D-20/20J

Модификация JT9D-7A и -7J с коробкой агрегатов, расположенным под корпусом вентилятора.
Применение – Douglas DC-10-40

JT9D-59A/70A

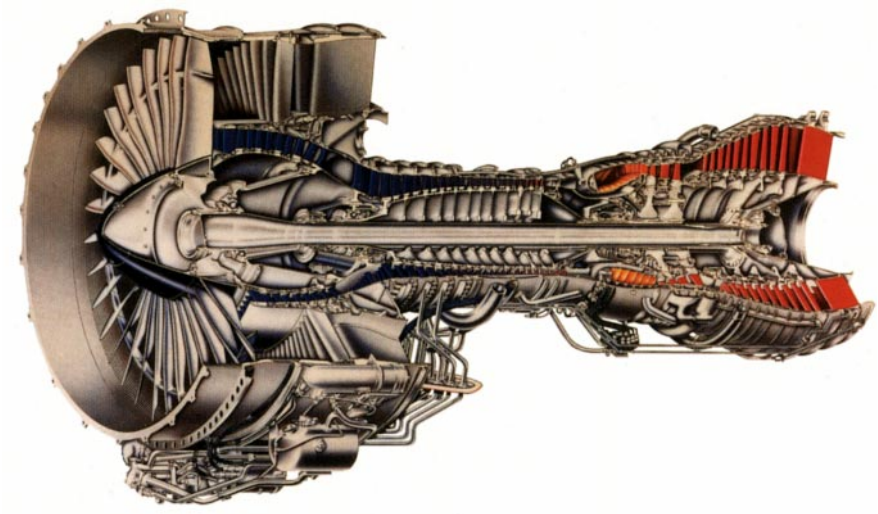
Диаметр вентилятора по сравнению с базовой моделью увеличен на 25,4 мм, лопатки вентилятора перепрофилированы, компрессор низкого давления имеет нулевую (четвертую) ступень и его конструкция несколько модифицирована, изменена конструкция форсунок и др.
Применение – Boeing 747, Douglas DC-10, Airbus A300B.



Airbus A300-600R [85]

PW2000

авиационный турбореактивный двигатель



Разрез PW2000 [83]



C32 [84]



C-17A [84]

С момента начала эксплуатации двигатель **PW2000** является ведущим в отрасли двигателем по расходу топлива. PW2000 улучшенной конфигурации имеет повышенный ресурс. Этот двигатель является единственным из устанавливаемых на самолете Boeing 757, который отвечает новым нормам ICAO по количеству выбросов окисей азота.

Доля PW2000 на рынке двигателей для самолетов средней дальности составляет почти 60%, что включает самолеты Boeing 757, McDonnell Douglas C-17 и Ил-96М.

Начало осуществления программы – декабрь 1979 г. Сертификация PW2037 FAA – декабрь 1983 г. Сертификация PW2037 для пассажирского Boeing 757 – октябрь 1984 г. Сертификация PW2040 FAA – январь 1987 г. Сертификация PW2040 для грузового Boeing 757 – сентябрь 1987 г. Сертификация военного варианта F117-PW-100 для самолета C-17 – декабрь 1988 г. Первый полет самолета C-17 – сентябрь 1991 г. Утверждение ETOPS на 180 мин. – апрель 1992 г. Первый полет Ил-96М с PW2337 – апрель 1993 г. Сертификация PW2000 конфигурации 1994 г. – сентябрь 1993 г. Начало коммерческой эксплуатации PW2000 конфигурации 1994 г. на Boeing 757 – март 1994 г. Утверждение ETOPS на 180 мин. конфигурации 1994 г. – апрель 1994 г. Сертификация PW2043 FAA – февраль 1995 г.

Конструкция двухвального ТРДД PW2000: одноступенчатый вентилятор с 36 лопатками из титанового сплава, четырехступенчатый компрессор низкого давления с поворотными лопатками, 12-ступенчатый компрессор высокого давления с поворотными лопатками первых пяти ступеней, кольцевая



Boeing 757 [84]



Ил-96М [22]

камера сгорания, двухступенчатая турбина высокого давления, пятиступенчатая турбина низкого давления.
Двигатели демонстрирует отличные показатели надежности: они регулярно нарабатывают более 4000 циклов или 10000 часов без снятия с самолета. На одном из самолетов авиакомпании United Airlines установлен в настоящее время двигатель, имеющий рекордную в отрасли продолжительность беспрерывной эксплуатации, которая составляет почти 14000 часов.
Профили компрессора высокого давления двигателя PW2000 выполнены с регулируемой диффузорностью, которая позволяет повысить нагрузку на ступень при одновременном уменьшении общего количества лопаток, что приводит к повышению к.п.д. компрессора. Благодаря "затупленной" передней кромке повышается сопротивляемость лопаток эрозии. Лопатки турбины выполнены из монокристаллического сплава. Двигатель имеет также аэрационные топливные форсунки, снижающие количество вредных выбросов, камеру сгорания с двойной футеровкой, повышающей ее долговечность и систему активного регулирования зазоров, которая обеспечивает поддержание их оптимальной величины.
Поставив перед собой цель снизить расходы на техобслуживание двигателя PW2000, Pratt & Whitney разработал новую конфигурацию двигателя, коммерческая эксплуатация которого начата в марте 1994 г. Двигатель показал значительное повышение ресурса и снижение температуры выходящих газов. Значительное понижение температуры достигается путем наддува компрессора низкого давления, что усиливает центральный воздушный поток, а также путем оптимизации работы турбины низкого давления. Специалисты Pratt & Whitney провели аэродинамическую оптимизацию компрессора низкого давления в соответствии с новой конфигурацией двигателя с наддувом с целью получить 8%-ное увеличение воздушного потока через центральную часть двигателя. Усиление воздушного потока при том же расходе топлива, как и на двигателе прежней конфигурации, обеспечивает понижение температуры на выходе камеры сгорания на 44° и понижение температуры выходящих газов на 28°.
Основные усовершенствования двигателя в направлении повышения его долговечности включают новую усовершенствованную лопатку турбины и новое воздушное уплотнение турбины. Лопатка изготовлена из монокристаллического суперсплава второго поколения. Она сконструирована в расчете на повышенную эффективность охлаждения и снабжена новым покрытием, являющимся тепловым барьером. Наружное воздушное уплотнение также выполнено из монокристаллического материала второго поколения с применением охлаждения профиля и тонкослойной керамики.
Еще один элемент, повышающий долговечность двигателя, - это более прочная лопатка вентилятора, которая обеспечивает повышенную устойчивость к повреждению посторонними предметами и утроенную прочность разрушения.

PW2037/PW2337

$P_{взл.}$ = 17416 кгс
$C_{уд.кр.}$ = 0,563 кг/кгс.ч
$\pi_в$ = 1,63
π = 27,6
m = 6,0
$D_{вх.}$ = 2000 мм
$L_{дв.}$ = 3590 мм
$M_{дв.}$ = 3311 кг
Применение – Boeing 757, Ил-96М

PW2040/ F117-PW-100

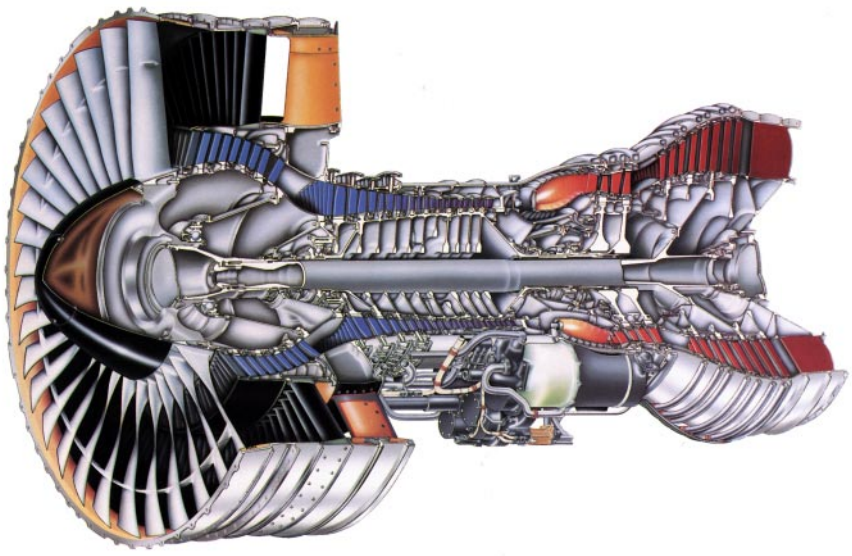
$P_{взл.}$ = 18912 кгс
$C_{уд.кр.}$ = 0,563 кг/кгс.ч
$\pi_в$ = 1,63
π = 27,6
m = 6,0
$D_{вх.}$ = 2000 мм
$L_{дв.}$ = 3590 мм
$M_{дв.}$ = 3311 кг (F117-PW-100 – 3220 кг)
Применение – Boeing 757, C-17A, C-32A

PW2043

$P_{взл.}$ = 19835 кгс
$C_{уд.кр.}$ = 0,563 кг/кгс.ч
$\pi_в$ = 1,73
π = 31,2
m = 5,34
$D_{вх.}$ = 2000 мм
$L_{дв.}$ = 3590 мм
Применение – Boeing 757-200/300

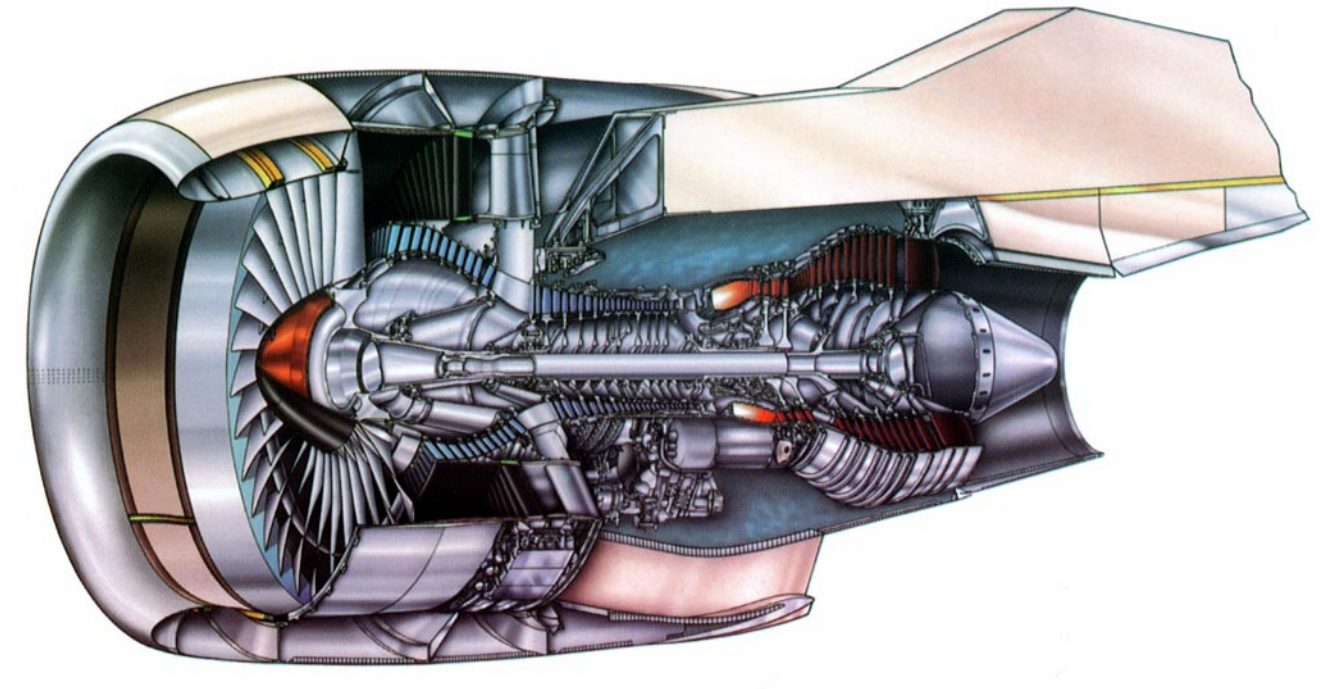
PW4000

авиационный турбореактивный двигатель



Разрез PW4000 с 94-дюймовым вентилятором [83]

Двигатели серии **PW4000** для широкофюзеляжных гражданских самолетов выпускаются с тягой в диапазоне от 22644 до 45492 кгс. Эти двигатели демонстрируют высокую надежность при низких эксплуатационных расходах и установлены в настоящее время на более 1400 самолетах моделей Airbus A300, A310, A330, Boeing 747, Boeing 767, Boeing 777, McDonnell Douglas MD-11.
Программа PW4000 с 94-дюймовым вентилятором запущена в декабре 1982 г. В апреле 1984 г. проведены первые испытания. Первый полет с PW4000 выполнен в августе 1985 г. Сертифицирован FAA в июле 1986 г. Дата поступления в эксплуатацию – июнь 1987 г. Одобрение ETOPS 180 мин. для самолетов Airbus A300/A310 – сентябрь 1991 г., для самолета Boeing 767 – июль 1993 г.
Конструктивно двухвальный ТРДД PW4000 состоит из одноступенчатого вентилятора с 38 лопатками из тита-



Разрез PW4000 со 100-дюймовым вентилятором [83]



Airbus A310-300 [85]

нового сплава, четырехступенчатого компрессора низкого давления, 11-ступенчатого компрессора высокого давления с поворотными лопатками первых четырех ступеней, кольцевой камеры сгорания, двухступенчатой охлаждаемой турбины высокого давления и четырехступенчатой турбины низкого давления.

Все двигатели серии PW4000 построены на большом сердечнике (компрессор высокого давления, камера сгорания и турбина высокого давления) с применением технологических достижений в области материалов, электронике и аэродинамике.

Среди технических достижений, способствующих коммерческому и техническому успеху PW4000, можно назвать лопатки компрессора с регулируемой диффузорностью, лопатки турбин из монокристаллического материала, систему полного цифрового электронного управления (FADEC), покрытия из новейших керамических материалов и сегментированную камеру сгорания Floatwall™.

Двигатель с 94-дюймовым вентилятором обладает отличными показателями надежности. В течение его эксплуатации с 1990 г. статистические показатели его надежности постоянно повышались. Показатель выключения двигателя в полете упал до 0,019 (одно выключение на 52000 часов). Надежность двигателей по вылетам составляет 99,93% (менее одной задержки вылета самолета по причине неисправности двигателя на 1000 вылетов).

Двигатель PW4000 с диаметром вентилятора 100 дюймов – первая производная модификация семейства PW4000. Разработанный специально для двухдвигательного самолета Airbus A330, данная модификация сертифицирована на 29026...30840 кгс тяги. Двигатель PW4173 характеризуется новыми аэродинамическими решениями в компрессоре и наличием низкоэмиссионной камеры сгорания новейшего поколения. Все это вместе с другими новшествами позволяет снизить на 10% стоимость обслуживания, на 30% снизить концентрацию выбрасываемых вредных веществ и на 15% большее время “на крыле”. PW4173 полностью взаимозаменяем с более ранними моделями серии PW4000.

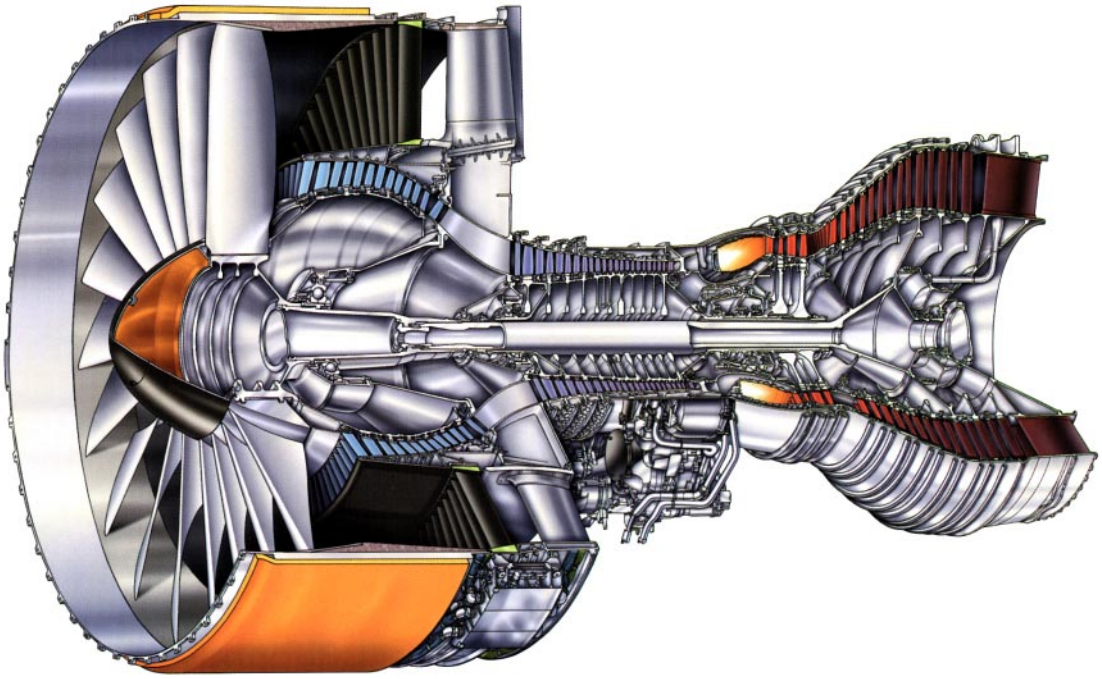
Программа PW4000 со 100-дюймовым вентилятором запущена в декабре 1991 г. Сертификация PW4164/4168 – август 1993 г. Сертификация самолета Airbus A330 с PW4168 – июнь 1994 г. Утверждение по ETOPS на 90 мин. – ноябрь 1994 г., на 180 мин. – июнь 1995 г. Сертификаций PW4173 FAA – середина 2000 г. Ввод в эксплуатацию и утверждение по ETOPS на 180 мин. – начало 2001 г.

Двигатель PW4000 с диаметром вентилятора 112 дюймов – это вторая производная модификация семейства PW4000.

Начало работ по программе PW4000 со 112-дюймовым вентилятором – октябрь 1990 г. Достижение 45353 кгс тяги – май 1993 г. Первый полет – ноябрь 1993 г. Сертификация двигателя FAA (38369 кгс) – апрель 1994 г. Первый полет самолета Boeing 777 – июнь 1994 г. Сертификация PW4084 на Boeing 777 – апрель 1995 г. Утверждение на 180 мин. по ETOPS – май 1995 г. Начало коммерческой эксплуатации – июнь 1995 г. Сертификация двигателя FAA (40818 кгс) – июнь 1996 г. Первый полет PW4090 – август 1996 г. Начало эксплуатации PW4090 с 180 мин. по ETOPS – март 1997 г. Начало программы разработки PW40102 – декабрь 1997 г. Сертификация PW4098 – март 1998 г.

Модель со 112-дюймовым вентилятором обладает заметным преимуществом по способности перевозки в самолете Boeing 747F в полностью укомплектованном состоянии. Кроме того, вентилятор можно легко отделить от двигателя при необходимости перевозки в разобранном состоянии без нарушения отсеков подшипников.

В 112-дюймовом вентиляторе также использованы прочные полые безбандажные титановые лопатки, обеспечивающие значительное снижение веса, повышение устойчивости к повреждению посторонними предметами, повышению к.п.д. вентилятора и снижение шума.



Разрез PW4000 со 112-дюймовым вентилятором [83]

Накопленный на сегодняшний день опыт по коммерческой эксплуатации двигателей с 94-дюймовым вентилятором, а также при разработке, ресурсных и полетных испытаниях двигателей со 100- и 112-дюймовыми вентиляторами был использован в последних моделях двигателей с 94-дюймовым вентилятором.

PW4000 имеет сертификат на 180 минут ETOPS, является единственным двигателем системы FADEC, утвержденным для такой работы на всех имеющихся на рынке двухдвигательных широкофюзеляжных самолетов (Airbus A300-600, A310, Boeing 767).

В декабре 1994 г. была введена в эксплуатацию силовая установка PW4168 со 100-дюймовым вентилятором на самолете Airbus A310.

Двигатели PW4084, установленные на самолет Boeing 777, были сертифицированы в апреле 1995 года после прохождения программы сертификации на пяти самолетах, в течение которой эти двигатели наработали более 6200 часов и 6800 циклов.

Двигатель PW4084, сертифицированный на 38369 кгс тяги, являлся первым двигателем, предназначенным для установки на новом двухдвигательном авиалайнере Boeing 777. Двигатель PW4090, получивший сертификацию на 40818 кгс, был введен в эксплуатацию на самолете Boeing 777 с увеличенной общей массой в начале 1997 г. Двигатели PW4098 и PW40102 с диаметром вентилятора 112 дюймов (их разработка ведется) охватывают диапазон тяги 33562...46261 кгс для удовлетворения всех существующих и предполагаемых требований по самолету 777.

PW4052/PW4152

$P_{взл.}$ = 23664 кгс
$\pi_в$ = 1,65
π = 27,5
m = 5
$D_{вх.}$ = 2387 мм (94 дюйма)
$L_{дв.}$ = 3370 мм
Применение – Boeing 767, Airbus A310

PW4156A

$P_{взл.}$ = 25398 кгс
$\pi_в$ = 1,71
π = 30,0
m = 4,9
$D_{вх.}$ = 2387 мм (94 дюйма)
$L_{дв.}$ = 3370 мм
Применение – Airbus A310

PW4056

$P_{взл.}$ = 25704 кгс
$C_{уд.кр.}$ = 0,536 кг/кгс.ч
$\pi_в$ = 1,71
π = 30,0
m = 4,9
$D_{вх.}$ = 2387 мм (94 дюйма)
$L_{дв.}$ = 3370 мм
Применение – Boeing 767, Boeing 747

PW4158

$P_{взл.}$ = 26316 кгс
$\pi_в$ = 1,73
π = 30,6
m = 4,8
$D_{вх.}$ = 2387 мм (94 дюйма)
$L_{дв.}$ = 3370 мм
Применение – Airbus A300-600



Boeing 777-300 [84]



McDonnell Douglas MD-11 [84]



Boeing 747-400 [84]



Airbus A330 [85]

PW4060/PW4460

$P_{взл.}$ = 27234 кгс
$\pi_в$ = 1,74
π = 31,1
m = 4,8
$D_{вх.}$ = 2387 мм (94 дюйма)
$L_{дв.}$ = 3370 мм
Применение – Boeing 767, McDonnell Douglas MD-11

PW4062/PW4462

$P_{взл.}$ = 28152 кгс
$\pi_в$ = 1,76/1,80
π = 32,0/32,3
m = 4,8
$D_{вх.}$ = 2387 мм (94 дюйма)
$L_{дв.}$ = 3370 мм
Применение – Boeing 767, McDonnell Douglas MD-11

PW4168

$P_{взл.}$ = 30840 кгс
$\pi_в$ = 1,75
π = 32,0
m = 5,1
$D_{вх.}$ = 2540 мм (100 дюймов)
$L_{дв.}$ = 4143 мм
Применение – Airbus A330

PW4173

$P_{взл.}$ = 33108 кгс
$\pi_в$ = 1,84
π = 35,4
m = 4,8
$D_{вх.}$ = 2540 мм (100 дюймов)
$L_{дв.}$ = 4143 мм
Применение – Airbus A330

PW4084

$P_{взл.}$ = 39349 кгс
$\pi_в$ = 1,7
π = 34,2
m = 6,4
$D_{вх.}$ = 2844 мм (112 дюймов)
$L_{дв.}$ = 4869 мм
Применение – Boeing 777

PW4090

$P_{взл.}$ = 41630 кгс
$\pi_в$ = 1,74
π = 38,6
m = 6,3
$D_{вх.}$ = 2844 мм (112 дюймов)
$L_{дв.}$ = 4869 мм
Применение – Boeing 777

PW4098

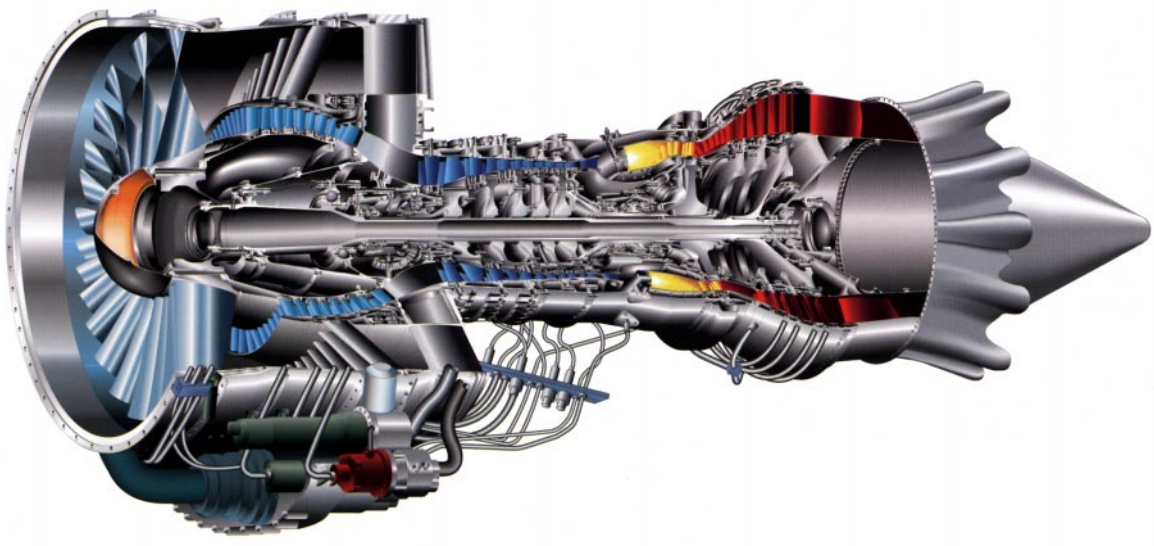
$P_{взл.}$ = 44446 кгс
$\pi_в$ = 1,8
π = 42,8
m = 5,8
$D_{вх.}$ = 2868 мм (112,9 дюймов)
$L_{дв.}$ = 4869 мм
Применение – Boeing 777

PW40102

$P_{взл.}$ = 46261 кгс
$\pi_в$ = 1,83
π = 46,4
m = 5,5
$D_{вх.}$ = 2868 мм (112,9 дюймов)
$L_{дв.}$ = 4869 мм
Применение – Boeing 777

PW6000

авиационный турбореактивный двигатель



Разрез PW6000 [83]

ТРДД **PW6000** разработан для эксплуатации на региональных самолетах вместимостью 80-100 пассажиров. Он может выполнять по 12 циклов длительностью один час. Компания Airbus Industrie выбрала этот двигатель для установки на 100-местный самолет А318. Начало работ по программе PW6000 – сентябрь 1998 г. Первое испытание двигателя – июль 1999 г. Первое летное испытание – второй квартал 2000 г. Сертификация по FAR 33 – третий квартал

2001 г. Первый полет самолета Airbus A318 – сентябрь 2001 г. Сертификация FAR/JAR 25 – август 2002 г.
Конструктивно двигатель PW6000 состоит из одноступенчатого вентилятора, четырехступенчатого компрессора низкого давления, пятиступенчатого компрессора высокого давления, одноступенчатой турбины высокого давления и трехступенчатой турбины низкого давления, сегментированной, низкоэмиссионной камеры сгорания нового поколения (Floatwall™).
В двигателе PW6000 воплощены последние разработки компании Pratt & Whitney в области материалов, аэродинамики, конструкции ВРД. Значительно сокращено количество деталей, которые имеют небольшой ресурс и должны часто заменяться в процессе эксплуатации. Сокращено также количество аэродинамических поверхностей.
Двигатель оснащен системой полного цифрового электронного управления (FADEC) нового поколения. Покрытия выполнены из новейших керамических материалов.
Это и многое другое снизит расходы на техническое обслуживание PW6000.



Airbus A318 [85]

PW6122

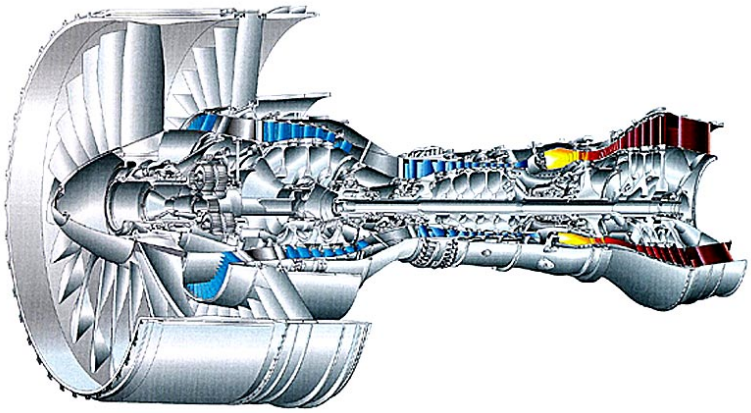
$P_{взл.}$ = 9978 кгс
π = 26,6
m = 5,1
$D_в$ = 1435 мм
$L_{дв.}$ = 2743 мм
$M_{дв.}$ = 5100 кг
Применение – Airbus A318

PW6124

$P_{взл.}$ = 10885 кгс
π = 26,6
m = 4,9
$D_в$ = 1435 мм
$L_{дв.}$ = 2743 мм
$M_{дв.}$ = 5100 кг
Применение – Airbus A318

PW8000

авиационный турбореактивный двигатель

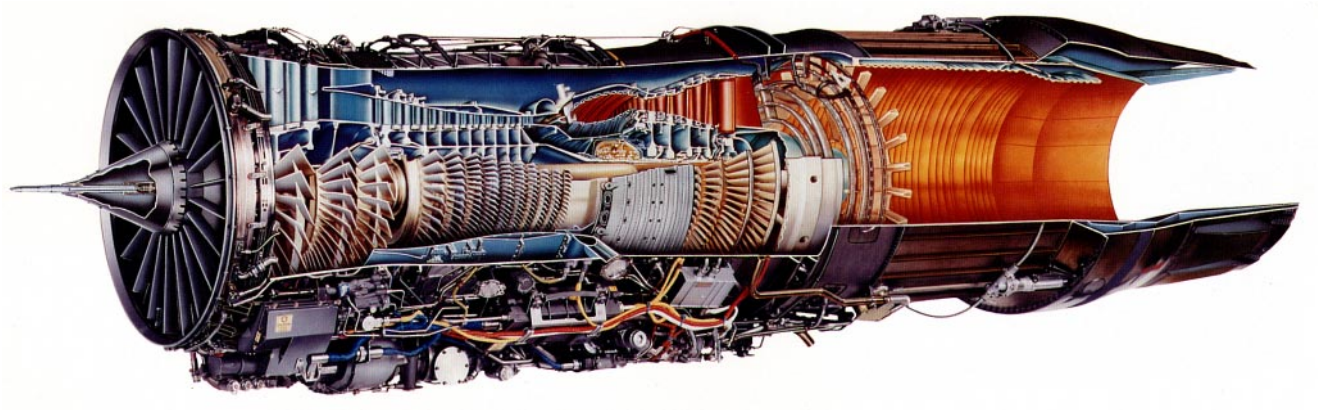


PW8000 [83]

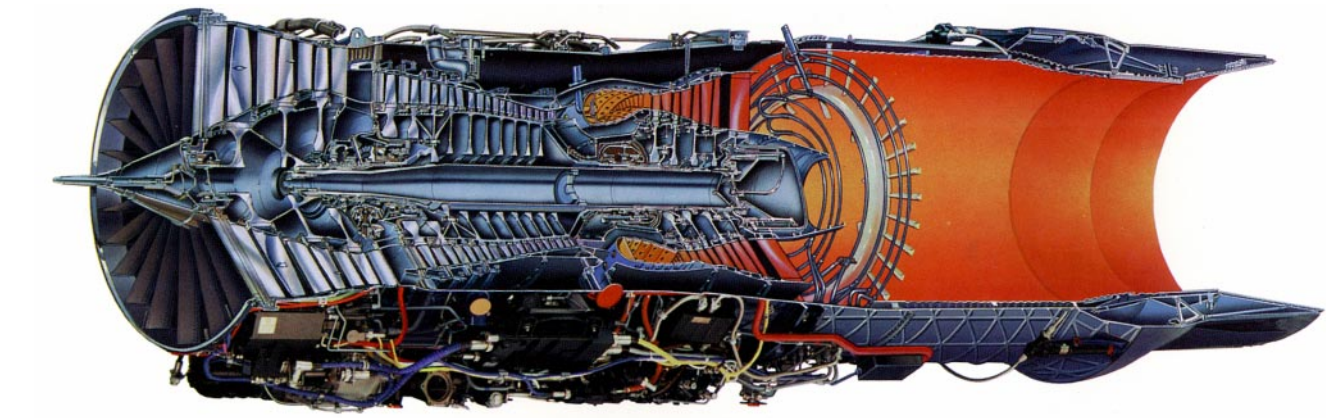
В настоящее время Pratt & Whitney ведет разработку унифицированного двигателя **PW8000** нового поколения покрывающего диапазон тяги от 11300 до 15900 кгс, который предназначен для установки на самолеты вместимостью от 120 до 180 пассажиров. Являясь развитием семейства двигателей, первым в котором стоит PW6000, новый ТРДД сокращает расходы на техобслуживание на 10%, экономит 9% топлива, имеет пониженный на 30 дБ уровень шума, но самое важное – около половины аэродинамических поверхностей в компрессорной и турбинной частях сокращено.
Создание ТРДД подобного типа – это результат более чем 10 лет интенсивной исследовательской работы компании Pratt & Whitney и щедрых инвестиций в исследования (с середины 80-х гг. вложено около 350 млн.долларов).
Пожалуй, самым передовым элементом двигателя является низкоскоростной вентилятор, дающий высокую эффективность и высокую частоту вращения компрессору и турбине низкого давления. При этом степень двухконтурности равна 11.
Особенность 1930-мм вентилятора, создающего 90% тяги) заключается в том, что он соединен с ротором низкого давления не напрямую, а через редуктор с передаточным числом, равным 3. Имея размеры как у автомобильной трансмиссии (около 40 см), редуктор развивает мощность в 32000 л.с. на валу. Во избежание дисбаланса редуктора использована система так называемого самоцентрирования. К.п.д. редуктора составляет 99%. Наличие редуктора позволяет регулировать скорость вращения роторов в обоих контурах.
Редукторная система двигателя PW8000 прошла более 1000 часов испытаний покомпонентно и еще 1000 часов полномасштабных испытаний. Следует сказать, что новый редуктор мощностью 40000 л.с. прошел 100-часовые испытания на двигателе.
PW8000 имеет на 40% меньше ступеней и на 52% меньше аэродинамических плоскостей, чем обычный двигатель такого класса.
Длина двигателя составляет 3150 мм.

F100

авиационный турбореактивный двигатель



Разрез F100-PW-220/220E [83]



Разрез F100-PW-229 [83]

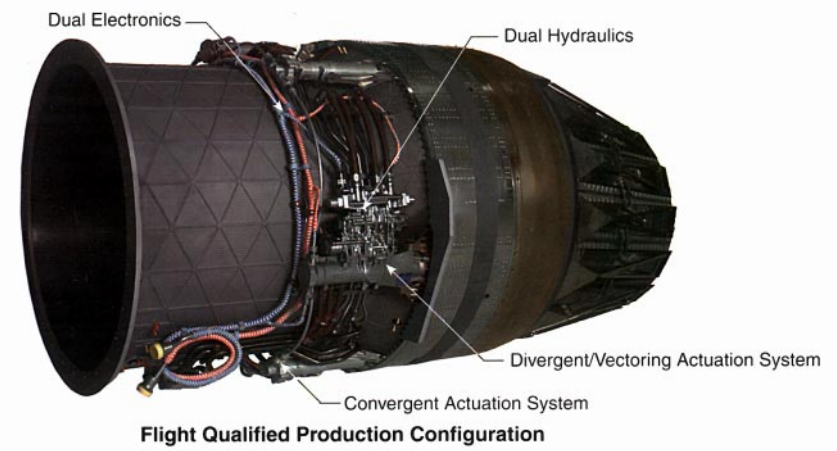
F100 – это семейство форсированных ТРДД для военной авиации – истребителей Boeing F-15 и Lockheed Martin F-16. Выпущено более 6000 двигателей, общий налет которых с 1974 г. составляет более 11 млн.летных часов.



F-16A [104]

Модификации F100:

- **F100-PW-100**; устанавливался на ранних версиях истребителей F-15;
- **F100-PW-200**; усовершенствованный двигатель для ранних модификаций истребителя F-16;
- **F100-PW-220**; для более поздних вариантов F-15 и F-16; увеличена тяга; имеет цифровую систему управления, использованы новые материалы, применены последние технологии теплообмена, что повысило ресурс F100-PW-220 и снизило затраты на техобслуживание;
- **F100-PW-220E**; модификация ранних двигателей F100, вобравшая в себя инновации, использованные в ТРДД F100-PW-220;
- **F100-PW-229**; дальнейшее развитие двигателя с использование но-



Поворотное сопло (Pitch/Yaw Balanced Beam Nozzle) [83]

вейших ноу-хау компании Pratt & Whitney; ставится на самолеты F-16C и F-16D;

• **F100-PW-220P**; модификация ранних F100 с использованием разработок, примененных в PW-229 (новый вентилятор, система управления подачей топлива в форсажную камеру, цифровая система управления и др.) Конструкция F100 (на примере F100-PW-229): двухвальный ТРДДФ; трехступенчатый вентилятор (бандажные полки на 1 и 2 ступенях, m = 0,36); 10-ступенчатый компрессор с поворотными лопатками статора первых трех ступеней (π = 32,0); низкоэмиссионная камера сгорания с пленочным охлаждением Floatwall™ (24 форсунки); двухступенчатая турбина высокого давления с монокристаллическими охлаждаемыми лопатками; двухступенчатая неохлаждаемая турбина низкого давления (лопатки турбины изготовлены методом направленной кристаллизации); форсажная камера (11 сегментов, смешение потоков, высокое значение полноты сгорания); регулируемое сопло.

На последних модификациях F100 устанавливается сопло с управляемым вектором тяги (УВТ) с безотказной гидравлической системой. Угол поворота вектора тяги во всех направлениях 20°.

Разработка управляемого сопла начата в июле 1990 г. 82-часовые испытания пройдены в феврале 1992 г. Летные испытания – декабрь 1994 г. Первый полет самолета F-15 ACTIVE – февраль 1996 г. Начало работ по программе F-16 VISTA – сентябрь 1995 г. Первый полет F-16 VISTA – май 1997 г.



F-15C Eagle [104]



F-16D [104]

F100-PW-220/-220E

$P_{макс.\ ф.}$ = 10780 кгс
$P_{б/ф.}$ = 6620 кгс
π = 25,0
m = 0,6
$D_{вх}$ = 888 мм
$D_{дв.макс.}$ = 1181 мм
$L_{дв.}$ = 4851 мм
$M_{дв.}$ = 1467 кг
Серийное производство – ноябрь 1985 г.
Ввод в эксплуатацию – июнь 1986 г.



F-15 ACTIVE [83]

F100-PW-229

$P_{макс.ф.}$ = 13200 кгс
$P_{б/ф.}$ = 8080 кгс
m = 0,36
π = 32,0
$D_{вх}$ = 888 мм
$D_{дв.макс.}$ = 1181 мм
$L_{дв.}$ = 4851 мм
$M_{дв.}$ = 1681 кг
Серийное производство – декабрь 1989 г.
Ввод в эксплуатацию – апрель 1992 г.



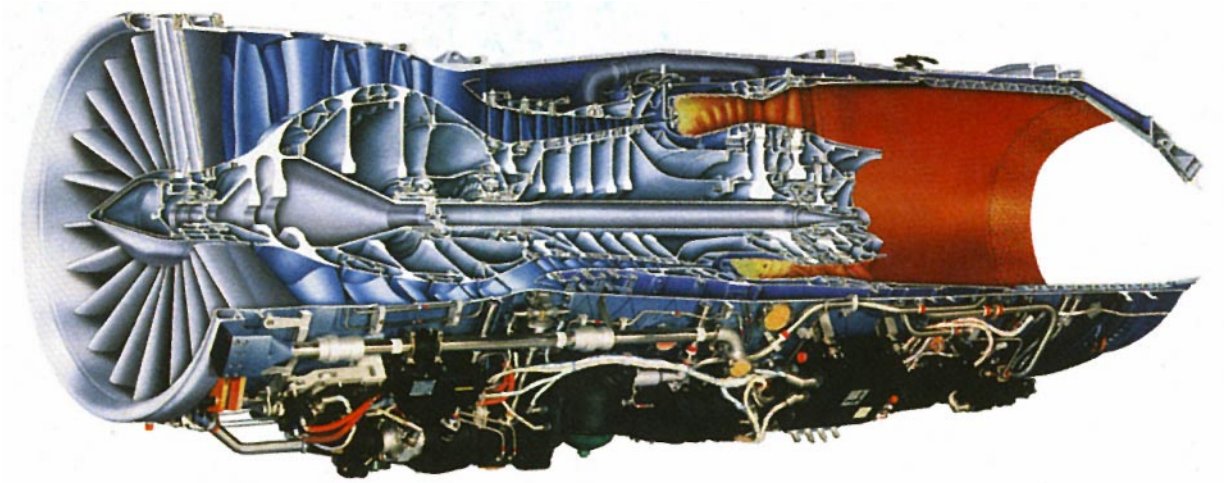
F-16 VISTA [107]

F100-PW-229 IPE (Plus)

(IPE – Increased Performance Engine)
$P_{макс.ф.}$ = 13200…15910 кгс
$P_{б/ф.}$ = 8080…10000 кгс
m = 0,36
π = 32,0
$D_{вх}$ = 914 мм
$D_{дв.макс.}$ = 1181 мм
$L_{дв.}$ = 4851 мм
$M_{дв.}$ = 1860 кг (с управляемым соплом)
Начало работ по проекту - январь 1989 г.
Первое испытание – октябрь 1991 г.
Достижение тяги 16830 кгс тяги – март 1992 г.
Первое летное испытание – ноябрь 1994 г.
Серийное производство – с 1999 г.
Использованы технологии семейства ТРДДФ F119.

F119

авиационный турбореактивный двигатель



Разрез F119-PW-100 [83]



F-22A Raptor [107]

Новый ТРДД компании Pratt & Whitney **F119-PW-100** выбран для установки на современный тактический истребитель Lockheed Martin F-22A Advanced Tactical Fighter в апреле 1991 г.

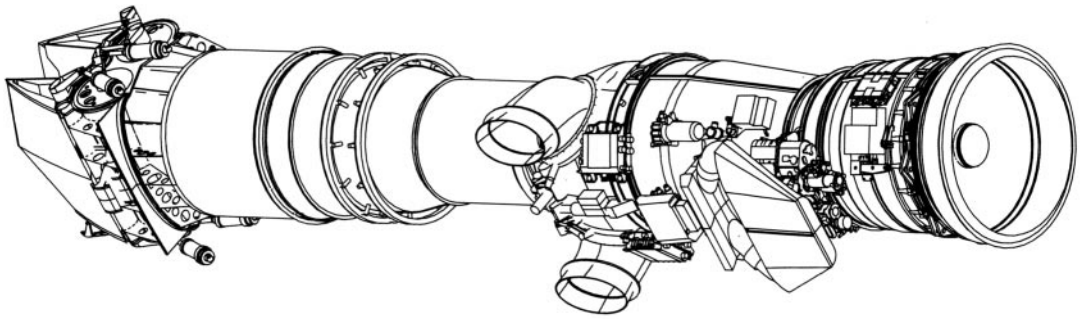
Основными требованиями при создании двигателя для F-22A (F119 выиграл конкурс у ТРДД разработки General Electric F120) были простота и надежность конструкции, достижение сверхзвуковой скорости без включения форсажа и наличие управляемого сопла с отклонением вектора тяги в двух плоскостях и др.

Официально конкурс на двигатель был объявлен в 1983 г. Компания Pratt & Whitney пошла по пути создания нового двигателя без использования непроверенных в предыдущих изделиях технических решений. В 1988 г. в конкурс были внесены коррективы из-за увеличения массы самолета и вследствие этого должна была быть увеличена тяга силовой установки. К тому времени прототип **YF119** уже был построен. Несмотря на это, P&W приняла решение не менять конструкцию, а несколько увеличить диаметр вентилятора, оставив остальное в прежнем виде.

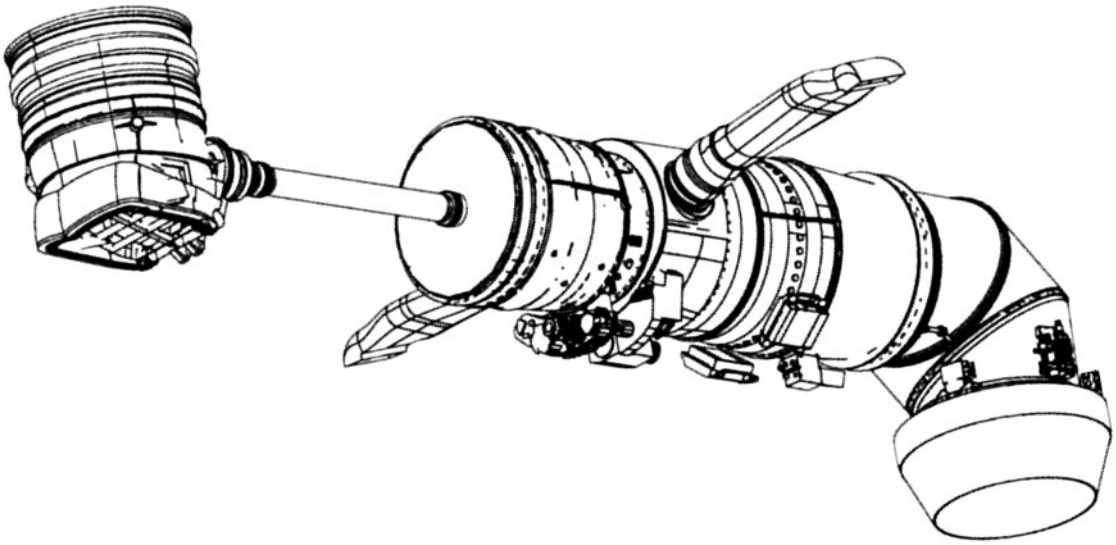
Двухвальный ТРДДФ F119-PW-100 с низкой степенью двухконтурности конструктивно состоит из трехступенчатого вентилятора с широкохордными лопатками, шестиступенчатого компрессора, низкоэмиссионной кольцевой камеры сгорания, одноступенчатых турбин высокого и низкого давления и управляемого сопла.

Стендовые испытания начались в декабре 1988 г. Летом 1990 г. F119 выполнил 65 испытательных полетов, налетав 153 часа без сбоев в работе. К апрелю 1991 г. двигатель отработал на стендах 3000 часов, 1500 из которых – с управляемым соплом. Серийное производство планируется начать в феврале 2001 г.

Маркетинговые исследования показывают необходимость постройки до 1500 двигателей общей стоимостью 12 млрд.долларов.



Силовая установка JSF119-614 самолета JSF Boeing X-32 [83]



Силовая установка JSF119-611 самолета JSF Lockheed Martin X-35 [83]

В сотрудничестве с компанией Rolls-Royce разрабатывается модификация F119 для боевого самолета короткого взлета и вертикальной посадки по программе JSF. Самолет JSF Boeing X-32 оснащается ТРДД **JSF119-614**, вариант JSF Lockheed Martin X-35 – ТРДД **JSF119-611**. JSF119-614 имеет поворотные сопла, а модификация JSF119-611 – вал, приводящий подъемный вентилятор.

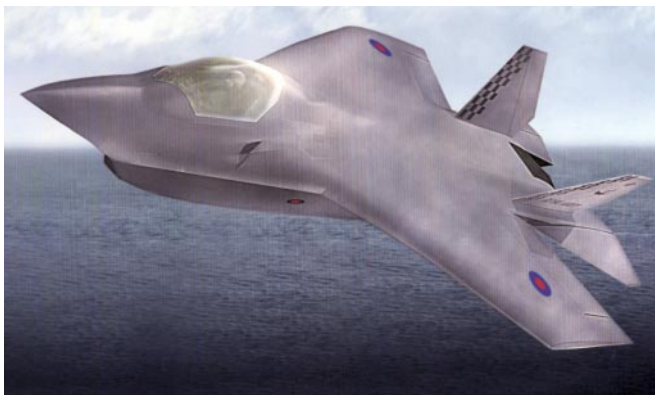
При создании двигателя -611 использованы некоторые конструктивные решения, разработанные для российского СВВП Як-141.

Разработка ТРДД JSF119 начата в марте 1997 г. Первое испытание проведено в июне 1998 г.

JSF119 имеет общие с базовым двигателем турбокомпрессорную часть, систему управления, конструкционные материалы, тренажеры, инфраструктуру техобслуживания. Нововведения для применения на JSF – возможность выполнения короткого взлета и посадки, новые системы диагностики и представления данных по работе двигателя и др.



JSF Lockheed Martin X-35 [107]



JSF Boeing X-32 [84]

RL10

жидкостный ракетный двигатель

ЖРД **RL10** разработан компанией Pratt & Whitney в 1958-63 гг. В 1963 г. двигатель был установлен на РН.

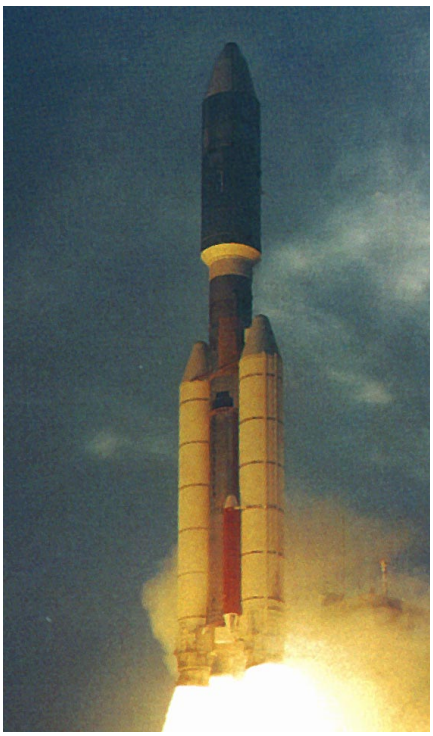
RL-10 предназначен для второй ступени РН Atlas-Centaurs и Saturn-1.

Компоненты топлива – жидкий кислород и жидкий водород).

ЖРД состоит из камеры сгорания, ТНА, агрегатов, систем управления.

Камера ЖРД включает в себя цилиндрическую камеру сгорания и профилированное сопло с геометрической степенью расширения равной 57. Смесительная головка камеры - шатровая, с 216 смесительными элементами, расположенными по 8 концентрическим окружностям. Смесительные элементы - двухкомпонентные, соосного типа: окислитель подается через центральную трубчатую форсунку, горючее - через периферийную кольцевую щель. Форсунки окислителя изготовлены заодно со средним днищем смесительной головки. Внутреннее днище смесительной головки изготовлено из пористого материала и охлаждается горючим (расход составляет около 10% расхода горючего через двигатель). Корпус камеры выполнен из 360 трубок. Основной конструкционный материал камеры - нержавеющая сталь.

ТНА - двухвальный с параллельными валами; состоит из насосов окислителя и горючего, турбины и редуктора. Насос горючего установлен на одном валу с турбиной. Насосы - центробежные



РН Atlas [83]

(крыльчатки с односторонним входом), с встроенными шнеками. Насос окислителя - одноступенчатый, насос горючего - двухступенчатый, турбина - осевая двухступенчатая (со ступенями давления).

Корпус ТНА, крыльчатки насоса горючего и ротор турбины изготовлены из алюминиевого сплава; крыльчатка насоса окислителя и шестерни редуктора - стальные.

$N_{ТНА}$ = ~ 500 кВт

$n_{насоса\ окислителя}$ = 202 об./с

$n_{турбины\ и\ насоса\ горючего}$ = 504 об./с

Окислитель поступает из насоса в центральный патрубок смесительные головки и вводится в камеру сгорания. Горючее после насоса используется для регенеративного охлаждения камеры. Охлаждая камеру, жидкий водород превращается в газообразный (с температурой ~ 200 К) и используется как рабочее тело турбины ТНА. После турбины газообразное горючее поступает в смесительную головку камеры.

Включение и выключение ЖРД производятся при помощи клапанов, управляемых газообразным гелием. Пусковые расходы компонентов топлива создаются гидростатическим напором компонентов топлива и давлением наддува баков. Топливо в камере сгорания зажигается электрической искровой свечой. Перед включением ЖРД насос горючего и вся магистраль окислителя захолаживаются пропусканием через них соответствующих компонентов топлива. Перед стартом РН насос горючего захолаживается жидким гелием. В полете соотношение компонентов топлива регулируется в пределах (10% (регулятор установлен за насосом окислителя) с целью достижения одновременного опорожнения баков окислителя и горючего. Расход газа через турбину регулируется для обеспечения неизменного уровня тяги (перепуском).

ЖРД крепится к ракете при помощи карданного подвеса и может отклоняться в двух взаимно перпендикулярных плоскостях на угол 4° гидроприводами; давление создается насосом, приводимым от вала ТНА.

Первоначально ЖРД RL10 имел индексы **LR115** для ступени Centaurs и **LR119** для РН Saturn-1.

Основные модификации ЖРД RL10 (в хронологическом порядке): **RL10A-3**, **RL10A-3-1**, **RL10A-3-3**.

Модификация **RL10A-4-1** (1995 г.) разработана для оснащения РН Atlas IIA/IIQAS.

Pratt & Whitney поставила более 380 ЖРД серии RL10 всех модификаций. Это двигатели выдержали более 12,5 тысяч зажиганий, более 120 запусков.



RL-10 [83]

RL10A-3

$p_к$ = 2,07 МПа
$I_п$ = 4227 м/с
Геометрическая степень расширения сопла 40

RL10A-3-3

$P_п$ = 6,805 тс (66,72 кН)
$I_п$ = 4354 м/с
K_m = 5,0
$p_к$ = 2,76 МПа
Допустимое число включений ⩾ 3
t = 470 с
$h_{дв.}$ = 1800 мм
$D_{дв.}$ = 1000 мм
$M_{дв.}$ = 133 кг

RL10A-4-1

$P_п$ = 10,114 тс (99,1 кН)
$I_п$ = 4424 м/с

Твердотопливные ракетные двигатели

Для исследовательской программы Titan компания P&W поставляет сегментированные твердотопливные ракетные двигатели. РН Titan предназначена для запуска военных спутников связи и спутников-разведчиков, космических аппаратов (зондов) Viking и Voyager.

Ускорительная ступень РН Titan IV состоит из семи сегментов. Она развивает тягу в 725,656 тс (7114 кН).

$D_{сегмента}$ = 3084 мм
$L_{сегмента}$ = 33600 мм
$M_{сегмента}$ = 300000 кг

Гражданская модификация РН Titan имеет два РДТТ, состоящих из пяти с половиной сегментов, каждый из которых развивает тягу 566,919 тс (5558 кН).

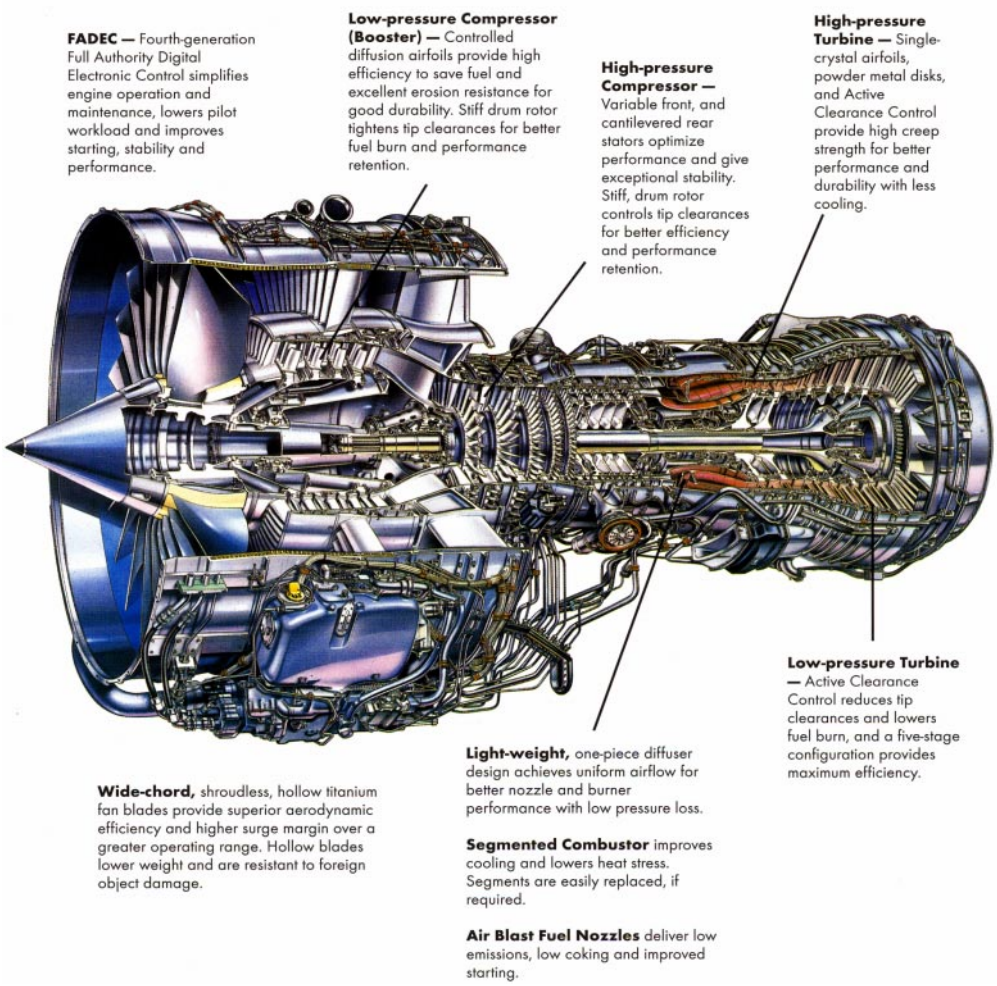


Испытания РДТТ на стенде Pratt & Whitney [83]

Pratt & Whitney
A United Technologies Company

V2500

авиационный турбовентиляторный двигатель



Разрез V2500 [109]

Двигатель **V2500** разработан международным консорциумом International Aero Engines (IAE). Каждая компания-партнер консорциума вносит четко определенный вклад в производство V2500: Pratt & Whitney отвечает за камеру сгорания и турбину высокого давления, Rolls-Royce – за редуктор и компрессор высокого давления, Japaneze Aero Engines Corporation – за вентилятор и компрессор низкого давления, MTU – за турбину низкого давления.
Двигатель создан для установки на 120/220-местные самолеты.
$D_{вх.}$ = 1600 мм

V2500-A1

$P_{взл.}$ = 11338 кгс
m = 5,4
π = 35,8
Применение – Airbus A320

V2524-A5

$P_{взл.}$ = 10885 кгс
m = 4,9
π = 32,8
Применение – Airbus A319

V2527-A5

$P_{взл.}$ = 12020 кгс
m = 4,8
π = 32,8
Применение – Airbus A320

V2530-A5

$P_{взл.}$ = 14241 кгс
m = 4,6
π = 35,2
Применение – Airbus A321-100

V2533-A5

$P_{взл.}$ = 14967 кгс
m = 4,5
π = 35,2
Применение – Airbus A321-200

V2525-D5

$P_{взл.}$ = 11338 кгс
m = 4,8
π = 34,5
Применение – MD-90-30 (Boeing 717)

V2528-D5

$P_{взл.}$ = 12700 кгс
m = 4,7
π = 35,2
Применение – MD-90-30/50 (Boeing 717)

См. подробную информацию на сайте http: //www.v2500.com



MD-90 (ныне Boeing 717) [84]



„Пратт энд Уитни Канада“

Адрес: 1000 Marie-Victorin,
Longueuil, Quebec, Canada J4G 1A1
Тел. (514) 647-2509
Факс (514) 647-3917
Http: //www.pwc.ca

Председатель Совета директоров/Исполнительный директор – Л. Дэвид Каплан
Президент – Жиль П. Уимет

Компания Pratt & Whitney Canada основана в 1928 г. для сборки, продажи и обслуживания поршневых двигателей Wasp. В 50-х гг. PWC была не только единственной компанией, производящей Wasp, но и единственным в мире поставщиком запасных частей. Ремонт Wasp выполнялся только в Канаде.
Приблизительно в это же время в Pratt & Whitney Canada разрастается в достаточно большую компанию, обладающую как производством, так и собственным исследовательско-конструкторским отделением. Главной задачей этого отделения было создать надежный, мощный, эффективный, легкий по массе и простой в обслуживании газотурбинный двигатель. Таким двигателем стал PT6 с наивысшим значением удельной мощности среди ТВД.
В настоящее время Pratt & Whitney Canada разрабатывает и производит целый ряд турбовинтовых и турбовальных двигателей мощностью от 500 до 5000 л.с., а также турбореактивные двигатели тягой от 997 до 3620 кгс.
PWC является крупнейшей компанией в аэрокосмическом секторе Канады и второй в этой стране по величине инвестиций в научно-исследовательские работы.
Штаб-квартира, исследовательский центр и основное производство компании расположены г.Квебек, имеются производственные филиалы еще в пяти городах Канады.
Компьютеризация производства на предприятиях PWC самая высокая в мире.
Pratt & Whitney Canada входит в состав корпорации United Technologies, США.
На проектировании и адаптации двигателей малой и средней размерности для российского и западного рынков, поставке двигателей компании Pratt & Whitney Canada серии PT6, PW100, PW200 на российские ВС и сопровождении двигателей в эксплуатации специализируется ООО “Пратт энд Уитни-Рус” (191104 Россия, г.Санкт-Петербург, ул. Жуковского, 3, тел. (812) 272-6080, факс (812) 272-6517; Генеральный директор - Уолтер Сидоренко). Это предприятие зарегистрировано 18 июля 1997 г. Имеет Сертификат разработчика авиационной техники № Р-58. Сотрудничает с компанией “АэроРИК”, ТАНТК имени Г.М.Бериева, АК имени С.В.Ильюшина, Казанским Вертолетным Заводом и др.

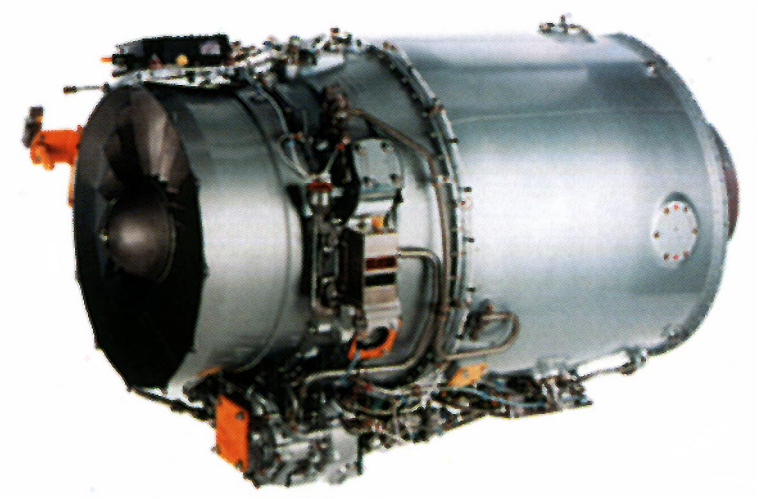
Материалы по “Пратт энд Уитни Канада” подготовлены с использованием рекламных материалов компании.

JT15D

авиационный турбореактивный двигатель



Cessna Citation Ultra [88]



JT15D [87]

Двигатель JT15D разработан для самолетов бизнес-класса, небольших грузовых, а также учебно-тренировочных самолетов.
Первое испытание JT15D состоялось в сентябре 1967 г.
Модификации JT15D:
• **JT15D-1/1A** – Cessna Citation I; периодическое ТО – через 1750 часов; межремонтный ресурс 3500 часов;
• **JT15D-1B** – Cessna Citation I; периодическое ТО – через 1500 часов; межремонтный ресурс 3000 часов;
• **JT15D-4** – Aerospatiale Corvette, Cessna Citation II, Mitsubishi Diamond IA; $P_{взл.}$ = 1134 кгс; периодическое ТО – через 1750 часов; межремонтный ресурс 3500 часов;
• **JT15D-4B** – Cessna Citation S II; периодическое ТО – через 1750 часов; межремонтный ресурс 3500 часов;
• **JT15D-4C** – Agusta S211; $P_{взл.}$ = 1134 кгс; периодическое ТО – через 750 часов; межремонтный ресурс 1500 часов;
• **JT15D-4D** – Mitsubishi Diamond IA; периодическое ТО – через 1750 часов; межремонтный ресурс 3500 часов;
• **JT15D-5** – Cessna T-47A, Raytheon Beech Beechjet 400A; $P_{взл.}$ = 1345 кгс; периодическое ТО – через 1800 часов; межремонтный ресурс 3600 часов;
• **JT15D-5A** – Cessna Citation V; $P_{взл.}$ = 1316 кгс; периодическое ТО – через 1750 часов; межремонтный ресурс 3500 часов;
• **JT15D-5B** – Raytheon Beech T-1A Jayhawk; $P_{взл.}$ = 1316 кгс; периодическое ТО – через 2000 часов; межремонтный ресурс 4500 часов;
• **JT15D-5C** – Agusta S211A, Rockwell/DASA Ranger 2000; $P_{взл.}$ = 1448 кгс; периодическое ТО – через 1250 часов; межремонтный ресурс 2500 часов;
• **JT15D-5D** – Cessna Citation Ultra, Cessna UC-35A (C-XX), VisionAire Vantage; $P_{взл.}$ = 1382 кгс; периодическое ТО – через 1750 часов; межремонтный ресурс 3500 часов;
• **JT15D-5F** – Raytheon Beech TCX; $P_{взл.}$ = 1316 кгс; периодическое ТО – через 1500 часов; межремонтный ресурс 3000 часов.
Конструкция двухвального турбовентиляторного двигателя JT15D-1B: одноступенчатый осевой вентилятор с 28 титановыми лопатками ($G_в$ = 34 кг/с, m = 3,3, $\pi_в$ = 1,5), одноступенчатый титановый центробежный компрессор (модификации D-4 и D-5 имеют подпорную ступень между вентилятором и центробежной ступенью, $\pi_к$ = 10,0), кольцевая камера сгорания (противоположнонаправленная), одноступенчатая турбина высокого давления (71 лопатка), двухступенчатая турбина низкого давления (61 и 55 лопаток на 1-й и 2-й ступенях соответственно).
Запуск двигателя производится воздушным стартером или электрическим стартером-генератором.

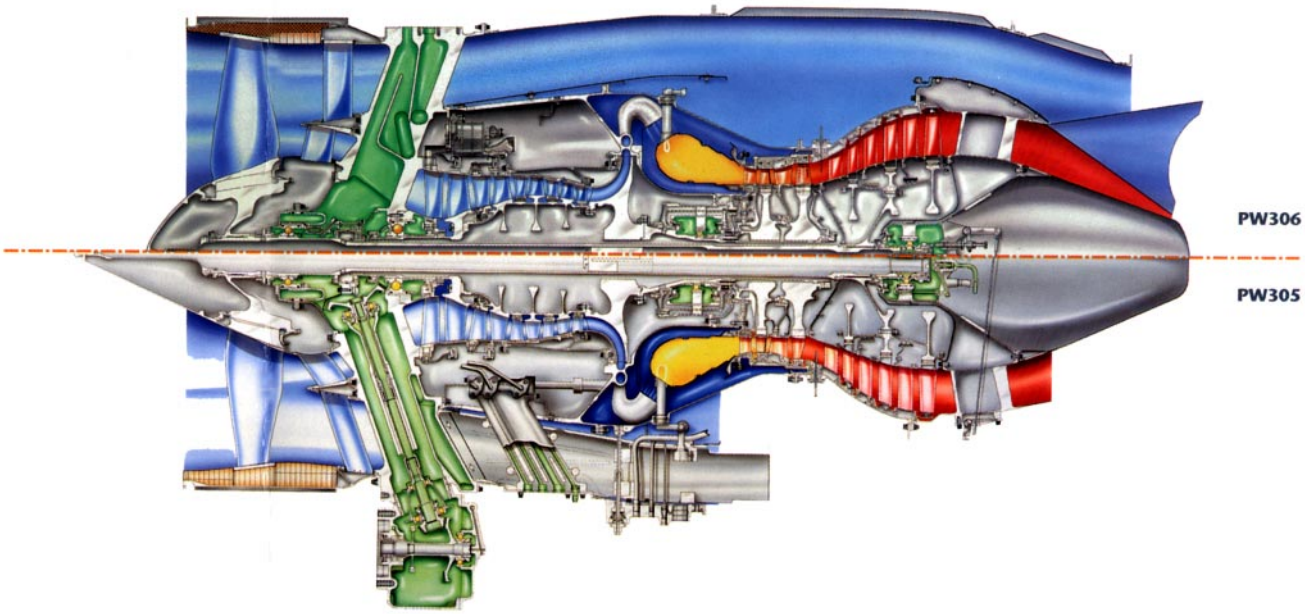
PW300

авиационный турбореактивный двигатель

Двухвальный двигатель PW300 создан в партнерстве с фирмой MTU (ее доля участия составляет 25%, разрабатывает турбину низкого давления) для дальнемагистральных самолетов бизнес-класса.
Модификации:
• **PW305A** – Learjet 60; $P_{взл.}$ = 2123 кгс; $P_{кр.}$ = 524 кгс (M = 0,8, H = 12000 м); m = 4,3; $\pi_к$ = 12,9; периодическое ТО – через 1750 часов; межремонтный ресурс 5000 часов;
• **PW305B** – Raytheon Hawker 1000; $P_{взл.}$ = 2390 кгс; $P_{кр.}$ = 524 кгс (M = 0,8, H = 12000 м); m = 4,3; $\pi_к$ = 12,9; периодическое ТО – через 1750 часов; межремонтный ресурс 5000 часов;
• **PW306A** – IAI Galaxy; $P_{взл.}$ = 2740 кгс; $P_{кр.}$ = 603 кгс (M = 0,8, H = 12000 м); m = 4,5; $\pi_к$ = 12,7; периодическое ТО –



PW300 [87]



Конструктивная схема PW306 и PW305 [20]

через 3000 часов; межремонтный ресурс 6000 часов;
• **PW306B** – Fairchild Aerospace 328JET/Envoy 3; $P_{взл.}$ = 2740 кгс; периодическое ТО – через 5000 часов; межремонтный ресурс 10000 часов;
• **PW306C** – Cessna Citiation Sovereign; $P_{взл.}$ = 2550 кгс; периодическое ТО – через 3000 часов; межремонтный ресурс 6000 часов;
• **PW308A** – Raytheon Hawker Horizon; $P_{взл.}$ = 2980 кгс; периодическое ТО – через 3000 часов; межремонтный ресурс 6000 часов;
• **PW308B** – Fairchild Aerospace 328JET/Envoy 4; $P_{взл.}$ = 3360 кгс; периодическое ТО – через 5000 часов; межремонтный ресурс 10000 часов.

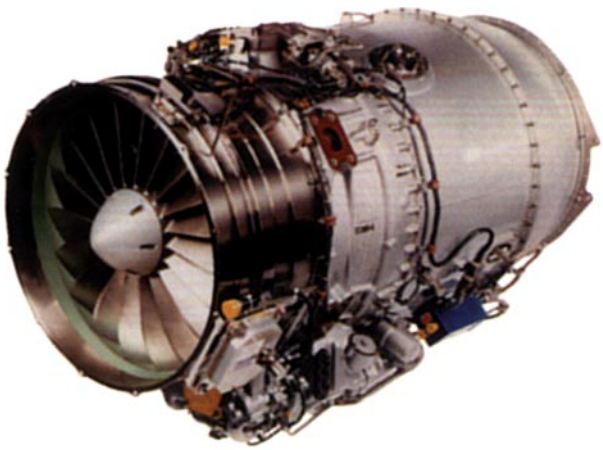
$D_{дв.}$ = 927 мм
$L_{дв.}$ = 2070 мм
$M_{дв.}$ = 450 кг
Конструкция: одноступенчатый осевой вентилятор, четырехступенчатый осевой компрессор плюс одна центробежная ступень, кольцевая камера сгорания, двухступенчатая осевая турбина высокого давления (охлаждаемые лопатки первой ступени в PW305, охлаждаемые лопатки обеих ступеней в PW306), трехступенчатая осевая турбина низкого давления.
Запуск двигателя осуществляется посредством электрического стартера-генератора.



Israel Aircraft Industries Galaxy [89]

PW500

авиационный турбореактивный двигатель

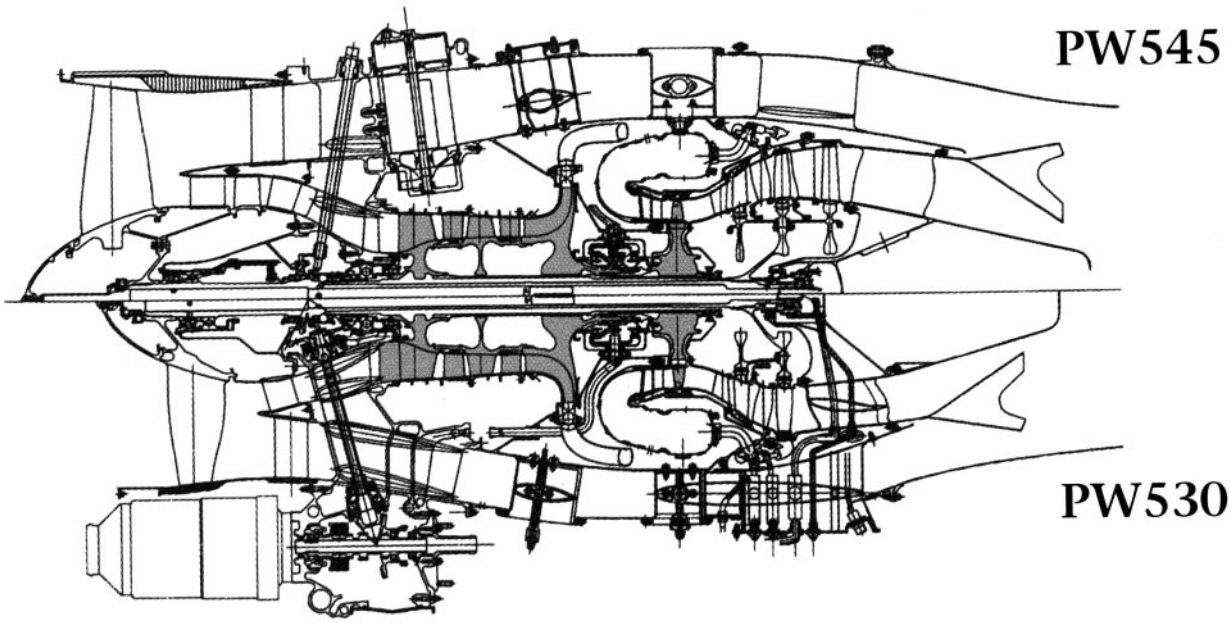


PW500 [87]



Cessna Citation Excel [88]

Двигатели семейства PW500 с высокой степенью двухконтурности развивают тягу в пределах 1360...1815 кгс. По сравнению с JT15D данный двигатель имеет на 12...15% меньший удельный расход топлива.



Конструктивная схема PW545 и PW530 [87]

Так же, как и PW300, двигатель создавался в партнерстве с фирмой MTU (доля участия составляет 25%), которая отвечала за разработку турбины низкого давления и других элементов.
Работы по базовой модели двухвального **PW530A** были начаты в ноябре 1992 г., а в октябре 1993 г. были проведены первые наземные испытания. В мае 1994 г. PW530A совершил первый полет на "летающей лаборатории" Boeing 720. Сертификация проведена в декабре 1995 г. PW530A предназначен для самолета Cessna Citation Bravo.
$P_{взл.}$ = 1180 кгс
$P_{кр.}$ = 275 кгс
m = 3,9
$L_{дв.}$ = 1524 мм
$D_{дв.}$ = 1500 мм
$D_{в}$ = 575 мм
$M_{дв.}$ = 278 кг
Периодическое ТО – через 2000 часов
Межремонтный ресурс 4000 часов
Модификация **PW545A** отличается увеличенным диаметром вентилятора, дополнительной подпорной ступенью компрессора, увеличенной на одну ступень турбиной низкого давления, наличием монокристаллических лопаток турбины высокого давления, электронной системой управления.
Работы по PW545 начаты в апреле 1994 г. В декабре 1994 г. проведены первые наземные испытания. В июне 1995 г. PW545 совершил первый полет на "летающей лаборатории" Boeing 720. Сертифицирован в феврале 1997 г. Устанавливается на самолете Cessna Citation Excel.
$P_{взл.}$ = 1760 кгс
$P_{кр.}$ = 415 кгс
m = 4,0
$L_{дв.}$ = 1700 мм
$D_{дв.}$ = 800 мм
$D_{в}$ = 680 мм
$M_{дв.}$ = 347 кг
Периодическое ТО – через 2500 часов
Межремонтный ресурс 5000 часов
ТРДД **PW535A** предназначен для самолета Cessna Citation Ultra Encore.

PT6A

авиационный турбовинтовой двигатель

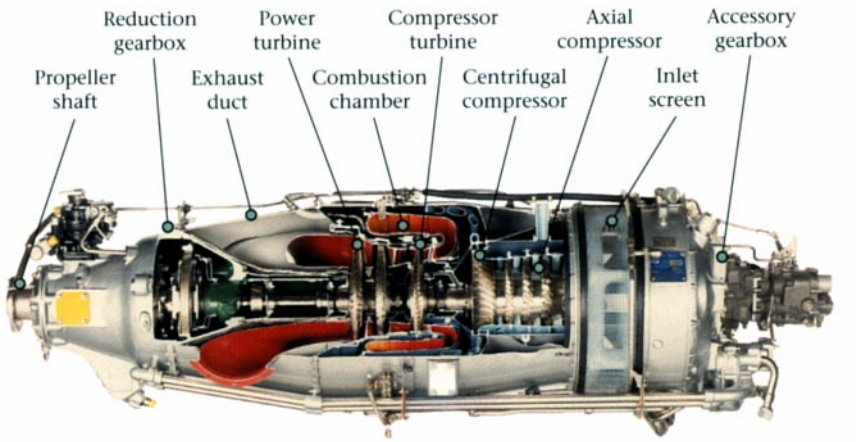
PT6 – самый массовый ТВД из всех созданных компанией P&WC: более 30 тысяч двигателей выпущено к настоящему времени с 1959 г.
Конструкция ТВД PT6A:

компрессор – трехступенчатый осевой, с одной центробежной ступенью; на модификациях PT6A-65 количество осевых ступеней равно 4; $\pi_к$ = 6,7; $G_в$ = 3,1; для модификаций PT6A-65 – $\pi_к$ = 10,0; $G_в$ = 4,3;

камера сгорания – кольцевая, противоточная, с 14 форсунками;

турбина – для двигателей до PT6A-34: одноступенчатые высокого (58 лопаток) и низкого (41 лопатка) давления; для двигателей с PT6A-41 – двухступенчатая турбина низкого давления; ТНД приводит выходной вал.

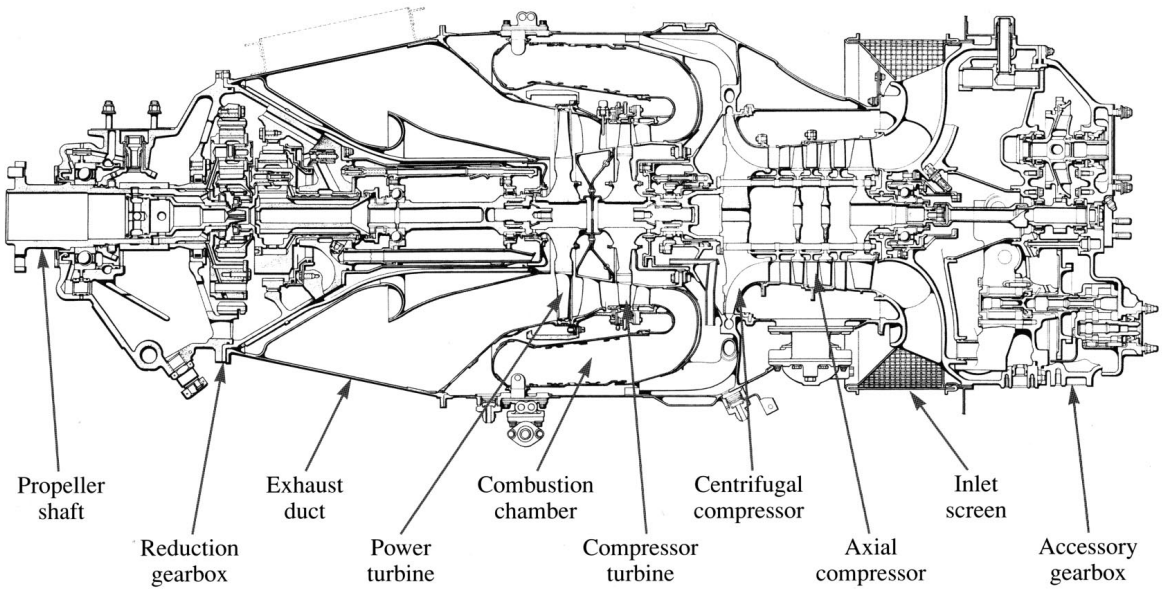
Запуск ТВД осуществляется посредством электрического стартера-генератора.
Семейство ТВД PT6 огромно. Ниже приводятся лишь некоторые из них:



PT6 [87]

PT6A-11/AG

$N_{взл.}$ = 528 э.л.с. (500 л.с.)
$C_{э\ взл.}$ = 0,291 кг/л.с.ч
$n_{взл.}$ = 2200 об./мин.
$D_{макс.}$ = 483 мм
$L_{дв.}$ = 1575 мм
$M_{дв.}$ = 149 кг
Межремонтный ресурс 3000 часов
Применение – Piper Cheyenne I/IA, Air Tractor AT 402A/402B, Piper T1040



Конструктивная схема PT6 мощностью 580...920 л.с. [87]



Beech 1900D [10]

PT6A-112

Nвзл. = 528 э.л.с. (500 л.с.)
Cэ взл. = 0,286 кг/л.с.ч
nвзл. = 1900 об./мин.
Dмах = 483 мм
Lдв. = 1575 мм
Mдв. = 151,5 кг
Периодическое ТО – через 1500 часов
Межремонтный ресурс 3000 часов
Применение – Cessna Conquest I, Reims F406 Caravan II.



М-102 "Дуэт-Сарас" [23]



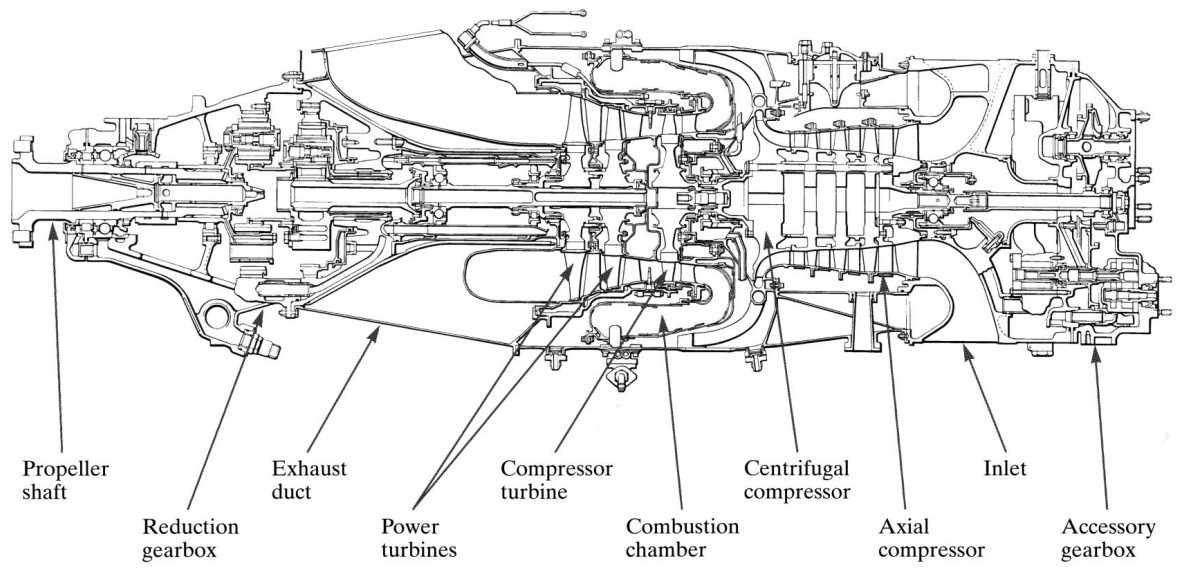
Socata TBM 700 [90]

PT6A-25

Nвзл. = 580 э.л.с. (550 л.с.)
Cэ взл. = 0,283 кг/л.с.ч
nвзл. = 2200 об./мин.
Dмакс. = 483 мм
Lдв. = 1575 мм
Mдв. = 160,1 кг
Периодическое ТО – через 1500 часов
Межремонтный ресурс 3000 часов
Применение – Raytheon Beech T-34C



Бе-32К [1]



Конструктивная схема PT6 мощностью 1090...1940 л.с. [87]

PT6A-64
Nвзл. = 700 л.с.
Cэ взл. = 0,316 кг/л.с.ч
nвзл. = 2000 об./мин.
Dмакс. = 483 мм
Lдв. = 1880 мм
Mдв. = 207 кг
Применение – Socata TBM700

PT6A-65B
Nвзл. = 1174 э.л.с. (1100 л.с.)
Cэ взл. = 0,241 кг/л.с.ч
nвзл. = 1100 об/мин
Dмакс. = 483 мм
Lдв. = 1880 мм
Mдв. = 218,2
Применение – Raytheon Beech 1900/C, PZL Mielec M-28 Skytruck (Ан-28ПТ), Бериев Бе-32К, самолет "Динго" на воздушной подушке

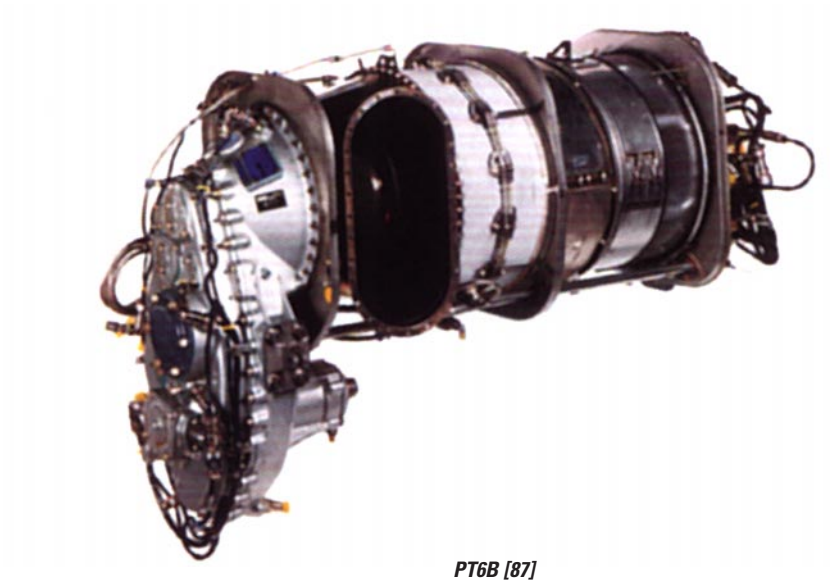
PT6A-66
Nвзл. = 905 э.л.с. (850 л.с.)
Cэ взл. = 0,279 кг/л.с.ч
nвзл. = 2000 об/мин
Dмакс. = 483 мм
Lдв. = 1778 мм
Mдв. = 213,2 кг
Применение – Мясищев М-102, PIAGGIO Avanti P-180

PT6A-67D
Nвзл. = 1219 л.с.
Cэ взл. = 0,238 кг/л.с.ч
nвзл. = 1700 об./мин.
Dмакс. = 483 мм
Lдв. = 1930 мм
Mдв. = 233,5 кг
Применение – Raytheon Beech 1900D

PT6B/C

авиационный турбовальный двигатель

Двигатель **PT6B** – вертолетная модификация PT6 с невысоким передаточным числом редуктора.
Модификации:
• **PT6B-36B** – Sikorsky S-76B; Ne = 981 л.с.; n = 6409 об./мин.; межремонтный ресурс 3500 часов
• **PT6B-37A** – Agusta A119 Koala; Ne = 900 л.с.; n = 4373 об./мин.; периодическое ТО – через 1500 часов; межремонтный ресурс 3000 часов;
• **PT6B-67B** – PZL Swidnik W-3 Sokol; Ne = 1000 л.с.; n = 22500 об./мин.; межремонтный ресурс 5000 часов;
• **PT6C-67A** – Bell Agusta 609; Ne = 1940 л.с.; n = 30032 об./мин.; периодическое ТО – через 2500 часов; межремонтный ресурс 5000 часов;
• **PT6C-67C –** Agusta Bell AB139; Ne = 1100 л.с.; n = 21000 об./мин.; межремонтный ресурс 5000 часов.
Dмакс. = 495 мм
Lдв. = 1504 мм
Mдв. = 169...175 кг



PT6B [87]



Sikorsky S-76 [20]

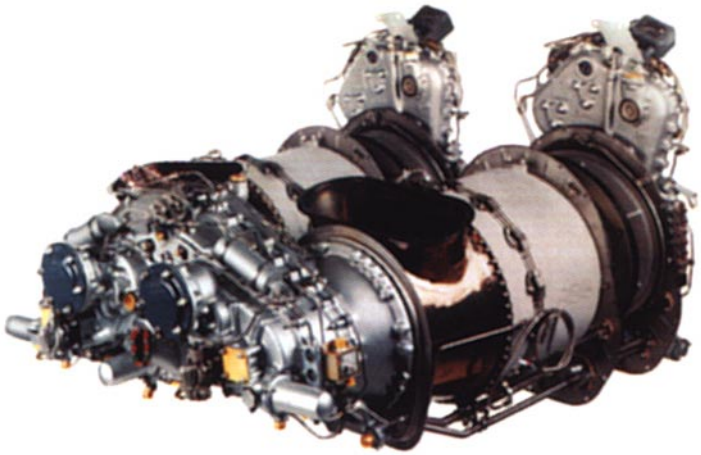


W-3 "Sokol" [13]

Pratt & Whitney Canada
A United Technologies Company

PT6T / T400 Twin-Pac

авиационный турбовальный двигатель



PT6T [87]



Bell 212 [91]

Турбовальный двигатель **PT6T** начал разрабатываться в 1963 г.
Двигатель состоит из двух расположенных рядом ГТД PT6 с одним общим редуктором.
Модификации:
• **PT6T-3** – Agusta Bell 212, Sikorsky S-58T; n = 6600 об./мин.; N_e = 1800 л.с.; межремонтный ресурс 4000 часов;
• **PT6T-3B** – Agusta Bell 212, Agusta Bell 412/SP/HP/EP, Bell 412/SP/HP/EP; n = 6600 об./мин.; N_e = 1800 л.с.; межремонтный ресурс 4000 часов;
• **PT6T-3BE** – Agusta Bell 412/SP/HP/EP; n = 6600 об./мин.; N_e = 1800 л.с.; межремонтный ресурс 4000 часов;
• **PT6T-3BF** – Bell 412/SP/HP/EP; n = 6600 об./мин.; N_e = 1800 л.с.; межремонтный ресурс 4000 часов;
• **PT6T-3BG** – Bell 412/SP/HP/EP; n = 6600 об./мин.; N_e = 1800 л.с.; межремонтный ресурс 4000 часов;
• **PT6T-3D** – Agusta Bell 412/SP/HP/EP, Bell 412/SP/HP/EP; n = 6600 об./мин.; N_e = 1800 л.с.; межремонтный ресурс 4000 часов;
• **PT6T-3DE** – Bell 412/SP/HP/EP; n = 6600 об./мин.; N_e = 1800 л.с.; межремонтный ресурс 4000 часов;
• **PT6T-3DF** – Bell 412/SP/HP/EP; n = 6600 об./мин.; N_e = 1800 л.с.; межремонтный ресурс 4000 часов;
• **PT6T-6** – Agusta Bell 212, Agusta Bell 412/SP/HP/EP, Sikorsky S-58T; n = 6600 об./мин.; N_e = 1875 л.с.; межремонтный ресурс 3000 часов;
• **PT6T-6B** – Agusta Bell 412/SP/HP/EP; n = 6600 об./мин.; N_e = 1875 л.с.; межремонтный ресурс 3000 часов;
• **T400-WV-402** – Bell AH-1/AH-1J
• **T400-CP-400** – Bell UH-1N/AH-1J/CUH-1N
• **T400-CP-401** – Bell VH-1N
$L_{дв.}$ = 1702 мм
$b_{дв.}$ = 1118 мм
$h_{дв.}$ = 838 мм

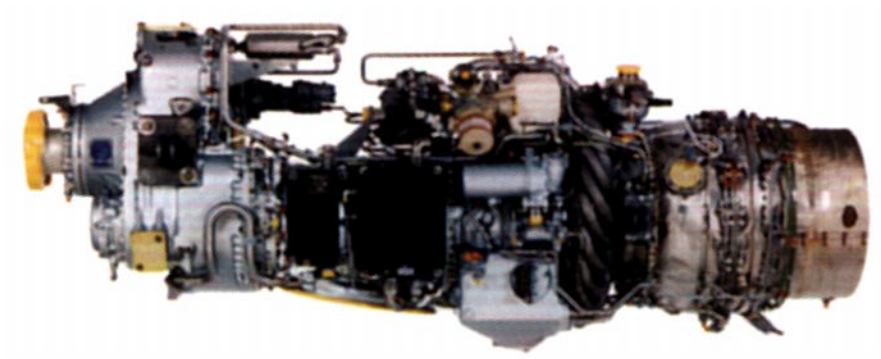


Bell 412 [91]

PW100

авиационный турбовинтовой двигатель

PW100 – это семейство авиационных турбовинтовых двигателей, состоящих из трех основных модулей: самого ГТД, редукторного модуля, соединенного со свободной турбиной приводным валом, и интегрированного воздухозаборника.
Конструкция: два одноступенчатых центробежных компрессора низкого и высокого давления, которые приводятся одноступенчатыми турбинами (ТВД – 47 охлаждаемых лопаток, ТНД – 53 неохлаждаемых лопаток), противоточная камера сгорания и двухступенчатая силовая турбина (68 и 74 лопатки соответственно).
Компания Pratt & Whitney Canada разработала большое количество модификаций PW100. Ниже приводятся лишь некоторые из них:
$n_{вв}$ = 1200 об./мин.
$L_{дв.}$ = 2057 мм
$b_{дв.}$ = 660 мм
$h_{дв.}$ = 838 мм



PW100 [87]



Fokker 50 [10]



Dornier 328 [51]



Ил-114-100 [92]



ATR42-300 [93]

PW118
$N_{взл.}$ = 1800 л.с./1892 э.л.с.
$N_{кр.}$ = 1513 л.с./1593 э.л.с.
n = 1300 об./мин.
$C_{уд.взл.}$ = 0,224 кг/л.с.ч
$M_{дв.}$ = 391 кг
Межремонтный ресурс 8000 часов
Применение – Embraer EB-120 Brasilia

PW119B
$N_{взл.}$ = 2180 л.с./2282 э.л.с.
$N_{кр.}$ = 1699 л.с./1796 э.л.с.
n = 1300 об./мин.
$C_{уд.взл.}$ = 0,220 кг/л.с.ч
$M_{дв.}$ = 415 кг
Межремонтный ресурс 4000 часов
Применение – Fairchild Dornier 328-110

PW120
$N_{взл.}$ = 2000 л.с./2100 э.л.с.
$N_{кр.}$ = 1619 л.с./1704 э.л.с.
n = 1200 об./мин.
$C_{уд.взл.}$ = 0,218 кг/л.с.ч
$M_{дв.}$ = 417,8 кг
Межремонтный ресурс 8000 часов
Применение – De Havilland Dash 8-100 и Aerospatiiale/Alenia ATR 42-300/320

PW123
$N_{взл.}$ = 2380 л.с./2502 э.л.с.
$N_{кр.}$ = 2030 л.с./2136 э.л.с.
n = 1200 об./мин.
$C_{уд.взл.}$ = 0,211 кг/л.с.ч
$M_{дв.}$ = 450 кг
Межремонтный ресурс 8000 часов
Применение – De Havilland Dash 8-300

PW125B
$N_{взл.}$ = 2500 л.с./2626 э.л.с.
$N_{кр.}$ = 2029 л.с./2203 э.л.с.
n = 1200 об./мин.
$C_{уд.взл.}$ = 0,208 кг/л.с.ч
$M_{дв.}$ = 481 кг
Межремонтный ресурс 8000 часов
Применение – Fokker 50

PW127H
$N_{взл.}$ = 2750 л.с./2880 э.л.с.
$N_{кр.}$ = 1812 л.с./1911 э.л.с.
$C_{уд.взл.}$ = 0,206 кг/л.с.ч
n = 1200 об./мин.
$M_{дв.}$ = 481 кг
Межремонтный ресурс 6000 часов
Применение – Ил-114-100

Выпущено более 4000 двигателей семейства PW100.

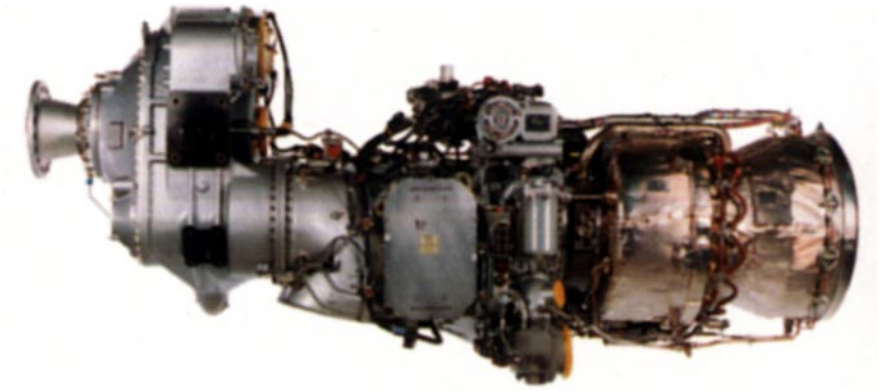
Pratt & Whitney Canada
A United Technologies Company

PW150A

авиационный турбовинтовой двигатель

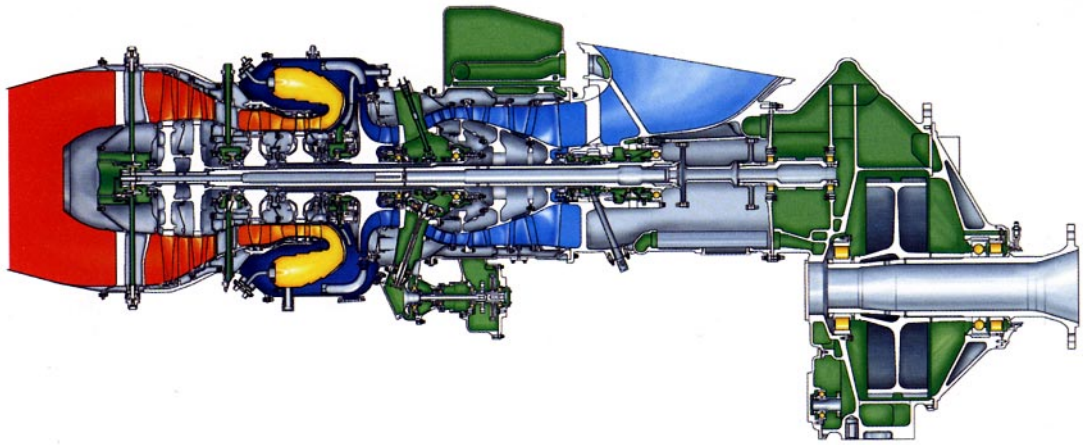


De Havilland Dash 8Q series 400 [87]



PW150A [87]

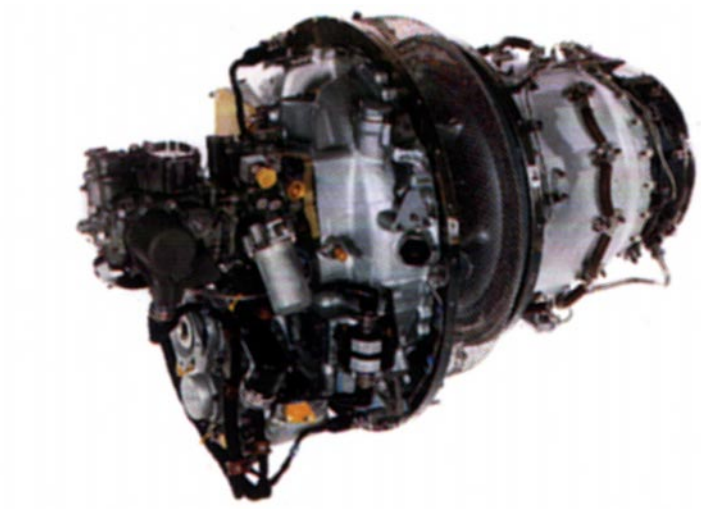
Турбовинтовой двигатель **PW150A** нового поколения мощностью 6500...7500 э.л.с. разработан для региональной авиации. Находящийся с 1998 г. в серийном производстве, двигатель устанавливается на самолет De Havilland Dash 8Q-400.
Конструкция: трехступенчатый осевой компрессор + одна центробежная ступень, противоположнонаправленная камера сгорания, двухступенчатые турбины компрессора и свободная турбина.
Двигатель снабжен современными системами контроля типа FADEC и мониторинга двигателя.



Конструктивная схема PW150 [87]

PW200

авиационный турбовальный двигатель



PW200 [87]

Работы по созданию двигателя **PW200** для установки на легкие вертолеты начались в 1983 г.
Модификации:
• **PW206A** – сертифицирован в 1991-93 гг.
$N_{e\ взл.}$ = 500 л.с.
$C_{e\ взл.}$ = 0,244 кг/л.с.ч
n = 6000 об./мин.
$L_{дв.}$ = 912 мм
$b_{дв.}$ = 500 мм
$h_{дв.}$ = 566 мм
Межремонтный ресурс 3000 часов
Применение – MD Explorer 900
• **PW206B**
$N_{e\ взл.}$ = 431 л.с.
$C_{e\ взл.}$ = 0,246 кг/л.с.ч
n = 5898 об./мин.
$L_{дв.}$ = 1042 мм
$b_{дв.}$ = 500 мм
$h_{дв.}$ = 627 мм
Межремонтный ресурс 3000 часов
Применение – Eurocopter EC135



"Ансат" [95]



Eurocopter EC 135 [96]

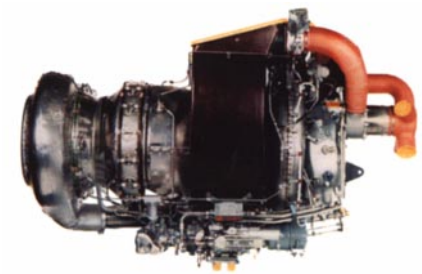
• **PW206C**
$N_{e\ взл.}$ = 450 л.с.
n = 6000 об./мин.
Применение – Agusta A109 Power, опытный вертолет "Ансат" разработки ОАО "Казанский вертолетный завод"
• **PW206E**
$N_{e\ взл.}$ = 550 л.с.
n = 6000 об./мин.
Применение – MD Explorer 902
• **PW207D**
$N_{взл.}$ = 550 л.с.
n = 6000 об./мин.
Применение – Bell 427
• **PW207K**; характеристики этого двигателя аналогичны PW206C за исключением чрезвычайного режима, который в отличие от PW206C составляет не 3% от взлетной мощности, а 10%; высотные и температурные характеристики работы двигателя улучшены.
Применение – серийные вертолеты "Ансат".
Газотурбинный двигатель PW200 конструктивно состоит из воздухозаборника с сетчатым экраном, расположенного в средней части двигателя, одноступенчатого центробежного компрессора ($\pi_к$ = 8,0), противоположнонаправленной камеры сгорания с 12 форсунками и двумя воспламенителями, одноступенчатой турбины компрессора и свободной турбины. Редуктор двигателя расположен в передней части.

PW901A

вспомогательная силовая установка

Вспомогательная силовая установка **PW901A** обеспечивает пневматический запуск основного двигателя и осуществляет климатический контроль в кабинах и салонах широкофюзеляжных воздушных судов. ВСУ также приводит генератор бортовой электросети ВС.

ВСУ PW901A устанавливается на самолете Boeing 747-400 и морских судах.
Термодинамическая мощность ВСУ составляет 1500...1800 л.с.

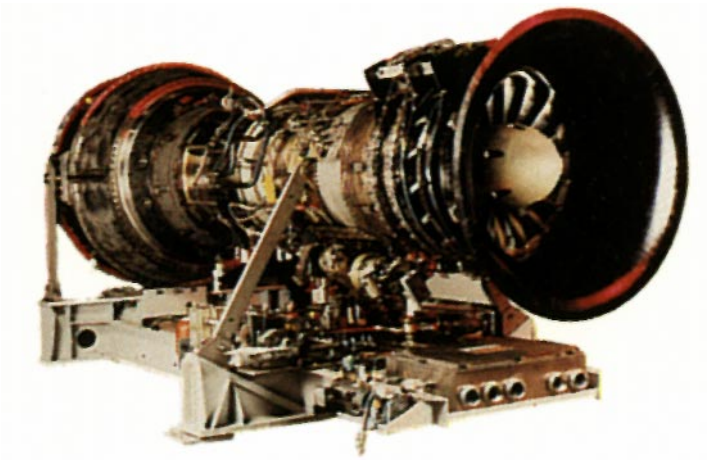


PW900 [87]

FT8

газотурбинная установка наземного применения

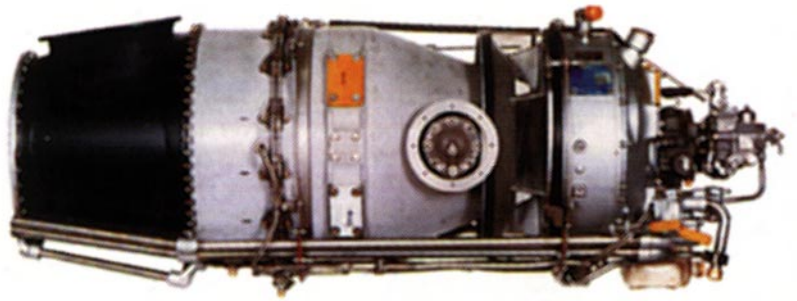
Газотурбинная установка **FT8**, разработанная на базе авиационного двигателя JT8D, является одной из наиболее эффективной в своем классе.
FT8 может применяться на газокомпрессорных станциях, для выработки электроэнергии, в качестве судовых силовых установок и др.
Мощность ГТУ при использовании газового топлива составляет 26000 кВт.



FT8 [87]

ST6

газотурбинная установка наземного/морского применения

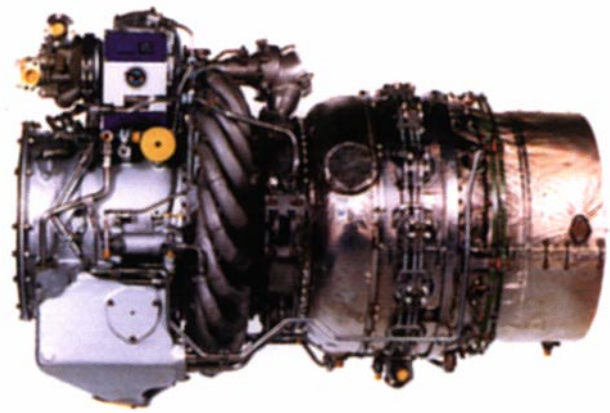


ST6 [87]

Силовая установка наземного и морского применения **ST6** является производной семейства авиационных двигателей PT6.
Модификации:
• **ST6L-72**
N = 567 кВт (760 л.с.)
$\pi_к$ = 7,0
Конструкция: радиальное входное устройство, три осевых и одна центробежная ступени компрессора, противоточная камера сгорания с 14 форсунками, одноступенчатая турбина компрессора и одноступенчатая свободная турбина.
• **ST6L-79**
N = 743 кВт (996 л.с.)
$\pi_к$ = 7,0
Конструкция двигателя аналогична предыдущему.
• **ST6L-81**, самый крупный двигатель семейства ST6; создан на базе ТВД PT6A-40.
N = 932 кВт (1250 л.с.)
$\pi_к$ = 8,5
Конструкция: радиальное входное устройство, три осевых и одна центробежная ступени компрессора, противоточная камера сгорания с 14 форсунками, одноступенчатая турбина компрессора и двухступенчатая свободная турбина.
ST6 могут применяться на компрессорных станциях и в энергетических агрегатах.
• **ST6L-90**; создан на базе ТВД PT6A-60. Конструктивно состоит из четырех осевых и одной центробежной ступеней компрессора, противоточной камеры сгорания с 14 форсунками, одноступенчатой турбины компрессора и двухступенчатой свободной турбины.
N = 1327 кВт (1780 л.с.)
$\pi_к$ = 10,0

ST18

газотурбинная установка наземного/морского применения



ST18 [87]

ST18 – это современная высокоэффективная турбовальная газотурбинная установка со свободной турбиной наземного (энергетического) и морского применения, разработанная на основе семейства авиационных турбовинтовых двигателей PW100.
N = 2342 кВт (3140 л.с.)
Компрессор состоит из двух центробежных рабочих колес, приводимых одноступенчатой турбиной. Свободная турбина имеет две ступени. Камера сгорания – противоточная, кольцевая, с 14 форсунками.
Создаваемые сейчас модификации ST18 будут развивать мощность до 3150 кВт.

ST30 / ST40

газотурбинные установки наземного/морского применения

Установка **ST30** создана на базе ТВД PW150A.
Конструкция: три осевых ступени компрессора, приводимых одноступенчатой турбиной; одна центробежная ступень, приводимая одноступенчатой турбиной; противоточная кольцевая камера сгорания с 12 форсунками; двухступенчатая свободная турбина.
N = 4600 кВт (6164 л.с.)

ST40 – более мощная модификация ST30 аналогичной конструкции.
N = 4904 кВт (6576 л.с.)

Сертификаты авиационных маршевых двигателей

Тип	№ Серт.	Дата выдачи	Разработчик	Сертифицированные в СНГ ВС, где установлены маршевые двигатели
CF6-80C2A8	14-Д	05.09.91	GEAE	Airbus A310-300
CF6-80A	32-Д	22.06.93	GEAE	Boeing 767-200
CF6-80A1	32-Д	22.06.93	GEAE	Airbus A310, Boeing 767
CF6-80A2	32-Д	22.06.93	GEAE	Boeing 767-200, 300
CF6-80A3	32-Д	22.06.93	GEAE	Airbus A310-200/203
CF6-80C2A1	33-Д	22.06.93	GEAE	Airbus A300B4-600
CF6-80C2A2	33-Д	22.06.93	GEAE	Boeing 767-200/300, Airbus A310-300/304/204
CF6-80C2B2, B4	33-Д	22.06.93	GEAE	Boeing 767-200/300
CF6-80C2A3	33-Д	22.06.93	GEAE	Airbus A300B4-600
CF6-80C2A5	33-Д	22.06.93	GEAE	Airbus A300B4-600R
CF6-80C2B6, B2F, B6F	33-Д	22.06.93	GEAE	Boeing 767-300
CF6-80C2B4F	33-Д	22.06.93	GEAE	
CF-80C2B1, B1F	33-Д/1	18.03.94	GEAE	Boeing 747-300/400/400F/400D
CFM56 (-3, -3B, -3C)	18-Д	18.12.92	CFMI	Boeing 737-300/400/500
CFM56-5A1/F	55-Д	30.06.94	CFMI	Airbus A320-100/200
CFM56-5A3	55-Д	30.06.94	CFMI	Airbus A320-212
CFM56-5B1	55-Д	30.06.94	CFMI	
CFM56-5B2	55-Д	30.06.94	CFMI	
CFM56-5B4	55-Д	30.06.94	CFMI	Airbus A320-214
CFM56-5C2	55-Д	30.06.94	CFMI	Airbus A320
CFM56-5C2/F	55-Д	30.06.94	CFMI	Airbus A320
CFM56-5C3/F	55-Д	30.06.94	CFMI	Airbus A320
CFM56-5A4	55-Д/1	16.12.96	CFMI	Airbus A319-113
CFM56-5A5	55-Д/1	16.12.96	CFMI	Airbus A319-114
CFM56-5B5	55-Д/1	16.12.96	CFMI	Airbus A319-111
CFM56-5B6	55-Д/1	16.12.96	CFMI	Airbus A319-112
CF6-6D, -6D1, 6D1A, -6K	43-Д	11.10.93	GEAE	DC10-10/10F
CF6-6K2	43-Д	11.10.93	GEAE	
CF6-50A	44-Д	12.10.93	GEAE	DC-10-30/30F, A300 B1, B2-100
CF6-50C	44-Д	12.10.93	GEAE	DC10-30/30F, Airbus A300B1/B2-100/B2-200/B4-100
CF6-50CA, -50C2B	44-Д	12.10.93	GEAE	DC10-30, -30F
CF6-50C1	44-Д	12.10.93	GEAE	DC10-30, -30F, Airbus A300 B2-200,B4-100
CF6-50C2	44-Д	12.10.93	GEAE	DC10-30, -30F, Airbus A300 B2-200,B4-100, B4-200, C4-200, F4-200
CF6-50C2R	44-Д	12.10.93	GEAE	DC10-30, -30F, Airbus A300 B2-100, B2-200, B4-100
CF6-50C2F	44-Д	12.10.93	GEAE	DC10-15
CF6-45A, -45A2	44-Д	12.10.93	GEAE	Boeing 747SR
CF6-50E, -50E1	44-Д/01	18.03.94	GEAE	Boeing 747-200B, F, C
CF6-50E2	44-Д/01	18.03.94	GEAE	Boeing 747-200 B, F, C, 300, 747SR
JT8D-7, -7A, -7B	20-Д	30.12.92	P&W	Boeing 737-200, DC9-11, 12, 13, 14, 15, 31, 15F, 32, 32F, 33F
JT8D-9, -9A	20-Д	30.12.92	P&W	Boeing 737-200, DC9-11, 12, 13, 14, 15, 31, 32, 32F, 33F, 41, 21, 34, 34F
JT8D-15	20-Д	30.12.92	P&W	Boeing 737-200, DC9-31, 32, 32F, 41, 33F,51, 34, 34F
JT8D-15A	20-Д	30.12.92	P&W	Boeing 737-200, DC9-31, 32, 32F, 41, 34, 34F
JT8D-17	20-Д	30.12.92	P&W	Boeing 737-200, DC9-11, 12, 13, 14, 15, 31, 32, 32F, 21, 34, 34F, 51
JT8D-17A	20-Д	30.12.92	P&W	Boeing 737-200, DC9-11, 12, 13, 14, 15, 31, 15F, 32, 32F, 33F, 21, 34, 34F
JT9-7R4D,-7R4E,-7R4E4	27-Д	21.05.93	P&W	Boeing 767-200, -300
JT9D-7R4D1	27-Д	21.05.93	P&W	Airbus A310-221
JT9D-7R4E1	27-Д	21.05.93	P&W	Airbus A310-300, 322, 222
JT9D-7R4H1	27-Д	21.05.93	P&W	Airbus A300 B4-600, C4-600
JT9D-59A	27-Д/01	12.10.93	P&W	DC10-40, -40F, Airbus A300 B2-300, B4-100, B4-200
JT9D-7, -7A, -7F, -7J	27-Д/02	18.03.94	P&W	Boeing 747-100, 100B, 200B, F, C, SP, SR
JT9D-7H	27-Д/02	18.03.94	P&W	

СЕРТИФИКАТЫ МАК

Тип	№ Серт.	Дата выдачи	Разработчик	Сертифицированные в СНГ ВС, где установлены маршевые двигатели
JT9D-7AH	27-Д/02	18.03.94	P&W	
JT9D20	27-Д/02	18.03.94	P&W	DC10-40
JT9D-20J	27-Д/02	18.03.94	P&W	
JT9D-70A, -7Q, -7Q3	27-Д/02	18.03.94	P&W	Boeing 747-200B, F, C
TFE 731-3, -3R	26-Д	28.04.93	Garrett	HS-125 сер. F-400B, -700B, Falcon 50
TFE 731-5	26-Д	28.04.93	Garrett	Hawker 800
TFE 731-5R	26-Д	28.04.93	Garrett	BAe125-800B
TFE 731-5A	26-Д/01	12.11.93	Garrett	Falcon 900, -20
TFE 731-5AR	26-Д/01	12.11.93	Garrett	Falcon 900, 900B, -20, C5/D5/E5/F5, 400 EX
TFE 731-5BR	26-Д/01	12.11.93	Garrett	Falcon 900, 900B, -20, C5/D5/E5/F5, 400 EX
TFE731-5B	26-Д/01	12.11.93	Garrett	Falcon 900, 900B, -20, C5/D5/E5/F5,400 EX
TFE 731-3A	26-Д/02	24.05.96	Garrett	Cessna
TFE 731-3AR	26-Д/02	24.05.96	Garrett	Falcon 50, BAe 125, Cessna Citation III
TFE 731-3B	26-Д/02	24.05.96	Garrett	Falcon 50, BAe 125, Cessna Citation III
TFE 731-3BR	26-Д/02	24.05.96	Garrett	Falcon 50, BAe 125, Cessna Citation III
TFE 731-3C	26-Д/02	24.05.96	Garrett	Falcon 50, BAe 125, Cessna Citation III
TFE 731-3CR	26-Д/02	24.05.96	Garrett	Falcon 50, BAe 125, Cessna Citation III
TFE 731-3D	26-Д/02	24.05.96	Garrett	Falcon 50, BAe 125, Cessna Citation III
TFE 731-3DR	26-Д/02	24.05.96	Garrett	Falcon 50, BAe 125, Cessna Citation III
TFE 731-4	26-Д/02	24.05.96	Garrett	Cessna Sitation IV
TFE 731-4R	26-Д/02	24.05.96	Garrett	Cessna Sitation IV
PW2000 (2037, 2040)	28-Д	21.05.93	P&W	Boeing 757-200
PW2000 (2037m, 2337)	28-Д	21.05.93	P&W	Ил-96Т/М
PW4000 (4050)	29-Д	21.05.93	P&W	
PW4000 (4052	29-Д	21.05.93	P&W	Boeing 767-200
PW4000 (4056)	29-Д	21.05.93	P&W	Boeing 747-400, 767-300
PW4000 (4060	29-Д	21.05.93	P&W	Boeing 767-300
PW4000 (4060A)	29-Д	21.05.93	P&W	Boeing 747,767
PW4000 (4152)	29-Д	21.05.93	P&W	Airbus A310-300, 324
PW4000 (4156A)	29-Д	21.05.93	P&W	Airbus A310-300, 325
PW4000 (4058)	29-Д	21.05.93	P&W	
PW4000 (4062)	29-Д	21.05.93	P&W	
PW4164, 4168	66-Д	30.01.95	P&W	
RB211-535 (-C-37, E4-37, E4-B-37, E4-B-75)	30-Д	01.06.93	R-R	Boeing 757-200, Ту-204-120
RB211-524H-36	31-Д	01.06.93	R-R	Boeing 767-300
PW305B	37-Д	02.08.93	P&WC	BAe-125-1000B
PW305A	37Д/01	05.05.97	P&WC	
V2500 (2500-A1, 2530-A5, 2527-A5)	56-Д	21.12.94	IAE	Airbus A320-231, 232
CT-7 (CT-7-5A2, -5A3, 7A, 7A1,9B,9B1,9B2,9C,9D)	70Д	26.05.95	GEAE	SAAB SF340A, 340B
CT-7-2A (-2D,2D1,-6,6A)	73-Д	25.07.95	GEAE	Ка-64
PT6A-21 (42,64,65B,67D)	76-Д	08.09.95	P&WC	
PT6A-60A	76-Д	08.09.95	P&WC	Beechcraft B300, B300C
M332A/AK,M337A/AK	77-Д	18.08.95	LOM	
LTS101-650B-1,-750B-1	93-Д	23.02.96	Honeywell	ВК-117С-1/В2
Arriel, 1E2	92-Д	23.02.96	Turbomeca	ВК-117С-1/В2
Arriel, 1B, -1D, -1D1	92/01	23.02.96	Turbomeca	AS-350B, BA, B1, B2
IO-360-A, (AB, B, C, CB, D, DB, G, GB, H, HB, J, JB, K, KB, ES)	84-Д	22.06.96	Teledyne	Ил-103
IO-550-A, B, C, D, E, F, G, L, TSIOL-550-D	87-Д	28.11.95	Teledyne	
250-C20B Allison	83-Д	30.11.95	Allison	BO-105, AS 355F
250-C20R/2,250-B17F/2	83-Д	08.12.95	Allison	
IO-240A, -240B	86-Д	08.12.85	Teledyne	
Tay 611-8	95-Д	30.11.95	R-R	Gulfstream C-ASC-190, GIV, GIVSP
Spey 511-8	105-Д	27.03.96	Rolls-Royce	Gulfstream G-1150A
TPE 331-14GR/HR	103-Д	10.06.96		Ан-38
CFE738-1-1B	104-Д	24.05.96		Falcon 2000

Тип	№ Серт.	Дата выдачи	Разработчик	Сертифицированные в СНГ ВС, где установлены маршевые двигатели
MAKILA-1A, 1A1, 1A2	109-Д	08.07.96	Turbomeca	AS-332C/ L/ L1/ L2
Arrius 1A	111-Д	08.09.96	Turbomeca	AS-355
PW 119B	117-Д	28.10.96	P&WC	DO 328
PW-120	117-Д	28.04.97	P&WC	ATR 42/72
PW-120A	117-Д	28.04.97	P&WC	De Havilland Dash 8
PW-121	117-Д	28.04.97	P&WC	Fokker 50, DASH 8-100, ATR 42-300
PW-124B, 127	117-Д	28.04.97	P&WC	ATR 72
PW-127F	117-Д	28.04.97	P&WC	
PW-123, 123B	117-Д	28.04.97	P&WC	De Havilland Dash 8-300
PW-123C,D	117-Д	28.04.97	P&WC	De Havilland Dash 8-200
PW-123E	117-Д	28.04.97	P&WC	
PW 206 (C)	118-Д	28.04.97	P&WC	
JT15D-1, -1A, -1B	119-Д	05.05.97	P&WC	
JT15D-4	119-Д	05.05.97	P&WC	
JT15D-4B	119-Д	05.05.97	P&WC	Cessna 550
JT15D-4D	119-Д	05.05.97	P&WC	Cessna 560
JT15D-D5, -5A, -5D	119-Д	28.08.97	P&WC	
AE2100A	96-Д	11.04.97	Allison	SAAB 2000
CF 34	97-Д	25.04.97	General Electric	Challenger RJ
M601F, F-22, F-32	120-Д	06.06.97	Walter	М-101Т Гжель
LF-507	136-Д	29.08.97	Honeywell	AVRO 146
ALF-502R	138-Д	29.08.97	Honeywell	BAe 145-100, 200, 300
V2500 (2522-A5, 2524-A5)	56-Д-1	16.12.96	IAE	Airbus A319-131, 132
CFM56-7	144-АМД	26.11.97	CFMI	Boeing 737
AE 3007A	150-АМД	06.02.98	Allison	Embraer
AE 3007C	150-АМД	06.02.98	Allison	Cessna
250-C20F Allison	83-Д/01	11.11.97	Allison	Eurocopter
GE90-76B	149-АМД	23.01.98	GEAE	Boeing 777
GE90-77B	149-АМД	23.01.98	GEAE	Boeing 777
GE 90-85B	149-АМД	23.01.98	GEAE	Boeing 777
GE 90-90B	149-АМД	23.01.98	GEAE	Boeing 777
GE 90-92B	149-АМД	23.01.98	GEAE	Boeing 777
ПС-90А	16-Д	03.04.92	Авиадвигатель	Ил-96-300, Ту-204
ПС-90А	16-Д/01 -10	03.04.92 -12.07.96	Авиадвигатель	Ил-96-300, Ту-204
ПС-90А	16-Д/11	07.03.97	Авиадвигатель	Ил-96-300, Ту-204
ПС-90А	16-Д/12	14.07.97	Авиадвигатель	Ил-96-300, Ту-204
Д-18Т	23-Д	30.12.92	ЗМКБ Прогресс	Ан-124
Д-18Т сер. 3	23-Д/01	20.12.94	ЗМКБ Прогресс	Ан-124
Д-18Т сер. 3	23-Д/02	23.02.96	ЗМКБ Прогресс	Ан-124
Д-18Т сер. 3	23-Д/02 изд. 04	11.07.97	ЗМКБ Прогресс	Ан-124
ТВ3-117ВМ, ТВ3-117ВМ сер. 02	34-Д	24.06.93	Завод им. В.Я.Климова	Ми-172, 171, 171А, 172А
ТВ3-117ВМА, ТВ3-117ВМА сер. 02	34-Д	24.06.93	Завод им В.Я.Климова	Ка-32
Д-36 сер. 1, 1А, 2А, 3А	35-Д	29.06.93	ЗМКБ Прогресс	Ан-74, Як-42
Д-36 сер.1	35-Д/01	20.12.94	ЗМКБ Прогресс	Ан-74, Як-42
Д-36 сер.1, 1А, 2А, 3А	35-Д/02	23.04.97	ЗМКБ Прогресс	Ан-74, Як-42
М-14П, Х	48-Д	20.05.94	ОКБМ	Су-29
Д-136	53-Д	05.04.94	ЗМКБ Прогресс	Ми-26ТС
Д-136	53-Д изд. 02	11.07.97	ЗМКБ Прогресс	Ми-26ТС
М14В26В	71-Д	12.05.95	ОКБМ	Ми-34С
ТВ7-117С	114-Д	09.01.97	Завод им. В.Я.Климова	Ил-114
Д-18Т сер. 3	23-Д/03	19.02.98	ЗМКБ Прогресс	Ан-124

Сертификаты вспомогательных силовых установок

Тип	№ Серт.	Дата выдачи	Разработчик	Сертифицированные в СНГ ВС, где установлены маршевые двигатели
АИ-9	102-Д	05.04.96	ЗМКБ Прогресс	Ка-32
АИ-9	102-Д изд.01	27.06.97	ЗМКБ Прогресс	Ка-32
ТА12-60	101-Д	05.04.96	НПП Аэросила	Ту-204

❄ ❄ ❄

Сертификаты воздушных винтов

Тип	№ Серт.	Дата выдачи	Разработчик	Сертифицированные в СНГ ВС, где установлены маршевые двигатели
СВ-34	115-В	17.04.97	НПП Аэросила	Ил-114
MTV-3-B	46-В	24.02.94	MT Propeller	Су-29
MTV-9-B	47-В	24.02.94	MT Propeller	Молния-1
HC-B3-TN	62-В	05.10.94	Hartzel Propeller	Beech C90, B200
HC-B4-MP	63-В	05.10.94	Hartzel Propeller	Beech B300, B300C
HC-E4A	64-В	05.10.94	Hartzel Propeller	Beech 1900D
R354, R375, R389, R390	74-В	14.06.95	Dowty	SAAB 340
R381	75-В	14.06.95	Dowty	SAAB 2000
VJ8.510, VJ8A.510	91-В	15.01.96	Avia-Hamilton	М-101Т Гжель
BHC-C2YF-1BF/ F8459-8R	88-В	29.01.96	Hartzel Propeller	Ил-103
HC-B5MA	121-В	09.04.97	Hartzel Propeller	Ан-38
14SF	122-В	25.04.97	Hamilton Standard	Bombardier DHC-8 сер. 100, 200, 300
14RF	123-В	25.04.97	Hamilton Standard	C-80, L-610
568F-1	124-В	25.04.97	Hamilton Standard	ATR42-400, ATR500, ATR72-210A

Сокращения

АК Авиационный комплекс
АНТК Авиационный научно-технический комплекс
АР Авиарегистр
БЛА беспилотный летательный аппарат
БПЛК большой противолодочный корабль
БР баллистическая ракета
БТ большая тяга
ВГТД вспомогательный газотурбинный двигатель
ВИШ винт изменяемого шага
ВНА входной направляющий аппарат
ВСУ вспомогательная силовая установка
ГГ газогенератор
ГД генеральный директор
ГК генеральный конструктор / главный конструктор
ГП государственное предприятие
ГПА газоперекачивающий агрегат
ГПВРД гиперзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель
ГСИ Государственные сертификационные испытания
ГТА газотурбинный агрегат
ГТД газотурбинный двигатель
ГТН газотурбинный нагнетатель
ГТУ газотурбинная установка
ГТЭ газотурбинная электростанция
ГУНПП государственное унитарное научно-производственное предприятие
Д двигатель
ДД дизельный двигатель
ДПЛА дистанционно пилотируемый летательный аппарат
ДРЛО дальнее радиолокационное обнаружение
ДУ двигательная установка
ЖГГ газогенератор на жидком топливе
ЖРД жидкостный ракетный двигатель
ЖРДМТ жидкостный ракетный двигатель малой тяги
ЗАО закрытое акционерное общество
ЗУР зенитные управляемые ракеты
КА космический аппарат
КБ конструкторское бюро
КВД компрессор высокого давления
КК космический корабль
КНД компрессор низкого давления
КС камера сгорания
ЛА летательный аппарат
МАК Межгосударственный авиационный комитет
МАП Министерство авиационной промышленности
МБР межконтинентальная баллистическая ракета
МВЗ Московский вертолетный завод
МГ малый газ
МД маршевый двигатель
МР маршевый редуктор
МТ малая тяга
МКБ машиностроительное конструкторское бюро
ММПП Московское машиностроительное производственное предприятие
МО Министерство обороны
МПЛК малый противолодочный корабль
МРДТТ малоразмерный твердотопливный ракетный двигатель
МТКС многоцелевая транспортная космическая система
НДМГ несимметричный диметилгидразин
НПО научно-производственное объединение
НПП научно-производственное предприятие
НТК научно-технический комплекс
ОАО открытое акционерное общество
ОД основной двигатель
ОДД основной дизельный двигатель
ОКБ опытное конструкторское бюро
ОР основной редуктор
ООО общество с ограниченной ответственностью
ПАД пороховой аккумулятор давления
ПВРД прямоточный воздушно-реактивный двигатель
ПД поршневой двигатель / подъемный двигатель
ПЛК противолодочный корабль
ПНГ преднасос горючего
ПНО преднасос окислителя
ПО производственное объединение
ПР подъемный редуктор
Р редуктор
РБ разгонный блок
РДТТ ракетный двигатель на твердом топливе
РКК ракетно-космический комплекс
РН ракета-носитель
РР рабочий режим
РУД рычаг управления двигателем
РФ Российская Федерация
СА сопловой аппарат
СВВП самолет вертикального взлета и посадка
СЛА сверхлегкий летательный аппарат
СПВРД сверхзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель
СПК судно на подводных крыльях
СУ силовая установка
СУВП самолет укороченного взлета и посадки
ТВаД турбовальный двигатель
ТВВД турбовинтовентиляторный двигатель
ТВД турбовинтовой двигатель / турбина высокого давления
ТГГ газогенератор на твердом топливе
ТНА турбонасосный агрегат
ТНД турбина низкого давления
ТРД турбореактивный двигатель
ТРДД двухконтурный турбореактивный двигатель
ТРДДФ ТРДД с форсажной камерой
ТРДФ ТРД с форсажной камерой
ТС техническое состояние
УБС учебно-боевой самолет
УВТ управления вектором тяги
УРКТС универсальная ракетно-космическая транспортная система
УТС учебно-тренировочный самолет
УТТХ улучшенные тактико-технические характеристики
ФГУП Федеральное государственное унитарное предприятие
ФНПЦ Федеральный научно-производственный центр
ЦАГИ Центральный аэрогидродинамический институт
ЦИАМ Центральный институт авиационного моторостроения
ETOPS Extended Range Twin-Engined Aircraft Operations (Правила полетов двухмоторного самолета с одним отказавшим двигателем)
FADEC Full-Authority Digital Electronic Control (система полного цифрового электронного управления)
GEAE General Electric Aircraft Engines
JSF Joint Strike Fighter
IAE International Aero Engines
P&W Pratt & Whitney
P&WC Pratt & Whitney Canada

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ И ИНДЕКСЫ

Условные обозначения

$b_{дв.}$	ширина двигателя
C_e	удельный расход топлива ТВаД
$C_{уд.}$	удельная тяга
$C_{уд.}$	удельный расход топлива ТРД и ТРДД
$C_э$	удельный расход топлива ТВД и ТВВД
$D_{дв.}$	диаметр двигателя
$G_в$	расход воздуха
H	высота над уровнем моря
$H_п$	высота полета
$h_{дв.}$	высота двигателя
K_m	массовое соотношение компонентов топлива ЖРД
$L_{дв.}$	длина двигателя
$L_п$	дальность полета
$M_{дв.}$	масса двигателя
$M_п$	число Маха полета
m	степень двухконтурности
N	мощность
n	частота вращения
P	тяга авиационного двигателя
$p_к$	давление в камере ЖРД
R	тяга ракетного двигателя
t	время работы ракетного двигателя
$T_г$	температура газа на входе в турбину
$V_п$	скорость полета
η	коэффициент полезного действия
$\pi_к$	степень повышения давления
$\sigma_{кс}$	коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания
$\varphi_с$	коэффициент скорости реактивного сопла

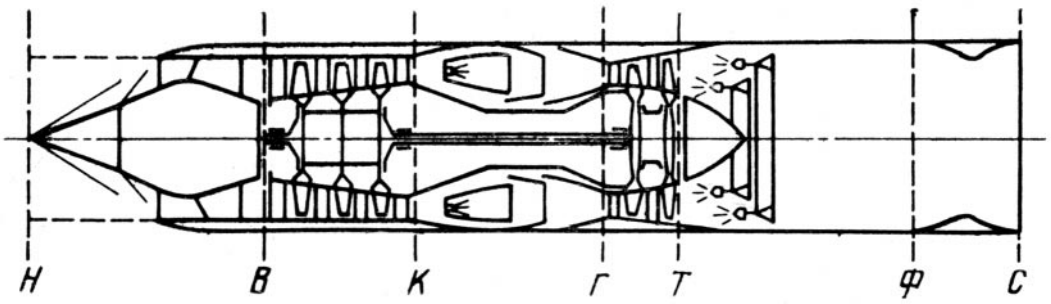
* * *

Индексы

б/ф	бесфорсажный
в	воздух
вв	воздушный винт
вент.	в сечении за вентилятором
взл.	взлетный режим
вх.	в сечении на сходе
г	газ
гг	газогенератор
дв.	двигатель
е	эффективный
з	на земле
к	в сечении за компрессором
квд	компрессор высокого давления
кнд	компрессор низкого давления
кс	камера сгорания
макс.	максимальный
мг	малый газ
мин.	минимальный
н	окружающая среда
ном.	номинальный
обр.	обратная (тяга)
п	полет/в пустоте
с	на срезе сопла
т	топливо
терм.	термический
ТНА	турбонасосный агрегат
уд.	удельный
ф	форсажный режим
фк	форсажная камера
э	эквивалентный
экспл.	эксплуатационный
эф.	эффективный

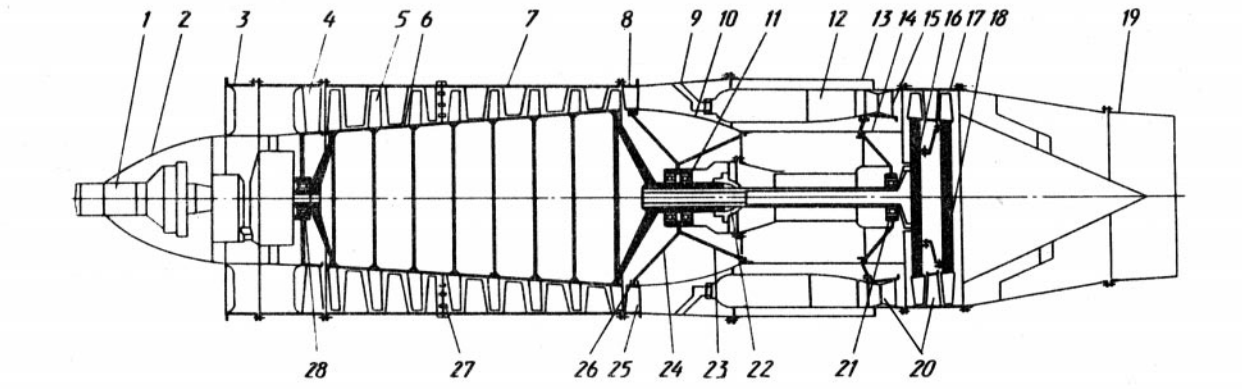
* * *

Характерные сечения газотурбинного двигателя



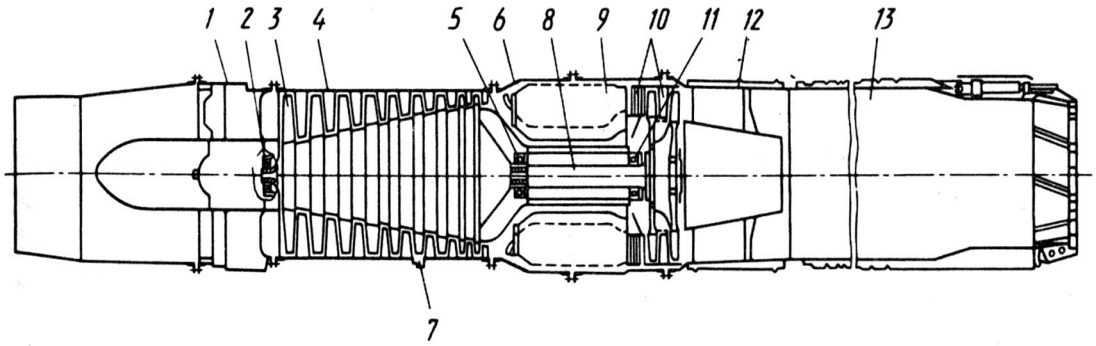
Н – перед входом в двигатель (струя невозмущенного потока); В – за воздухозаборником; К – за компрессором; Г – за камерой сгорания; Т – за турбиной; Ф – за форсажной камерой; С – на срезе сопла.

КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ



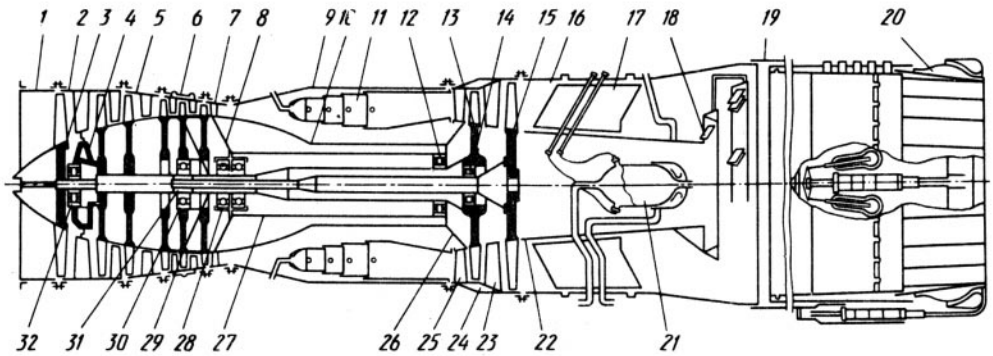
1 – турбостартер; 2 – обтекатель; 3, 7, 9 – передний, средний и задний корпуса компрессора; 4 – входной направляющий аппарат; 5 – рабочая лопатка; 6 – ротор компрессора; 8 – силовое кольцо; 10 – внутренний конус; 12 – жаровая труба камеры сгорания; 15 – рама соплового аппарата; 16, 18 – рабочие колеса I и II ступеней газовой турбины; 17 – корпус газовой турбины; 19 – насадок реактивного сопла; 20 – сопловые аппараты I и II ступеней газовой турбины; 21, 11, 28 – задняя, средняя и передняя опоры ротора двигателя; 22 – соединительная муфта; 23, 24 – задняя и передняя конические диафрагмы; 25 – направляющая лопатка; 26 – внутренний обод направляющего аппарата; 27 – механизм перепуска воздуха;

Одновальный турбореактивный двигатель



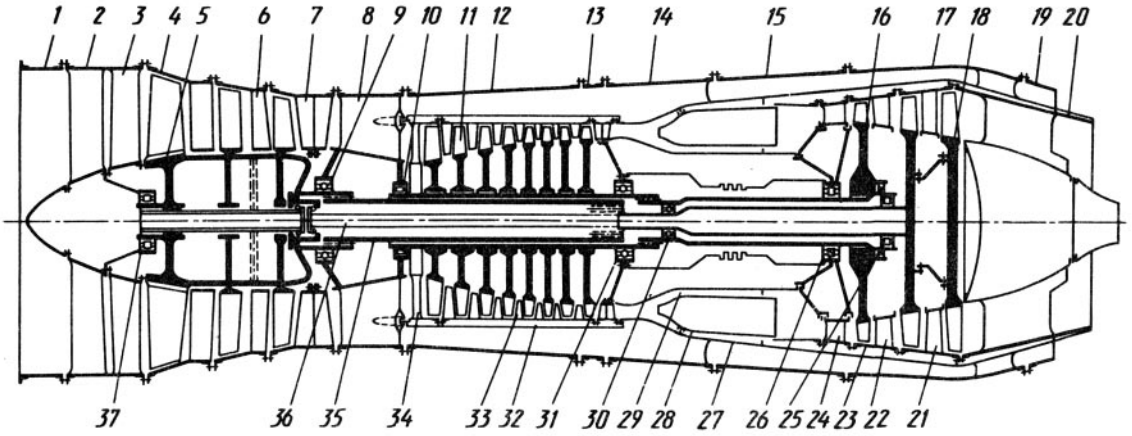
1, 4, 6 – передний, средний и задний корпусы компрессора; 2, 5, 11 – передняя, средняя и задняя опоры ротора двигателя; 3 – ротор компрессора; 7 – механизм перепуска; 8 – ротор газовой турбины; 9 – камера сгорания; 10 – сопловые аппараты газовой турбины; 12 – диффузор форсажной камеры; 13 – регулируемое реактивное сопло

Одновальный турбореактивный двигатель с форсажной камерой



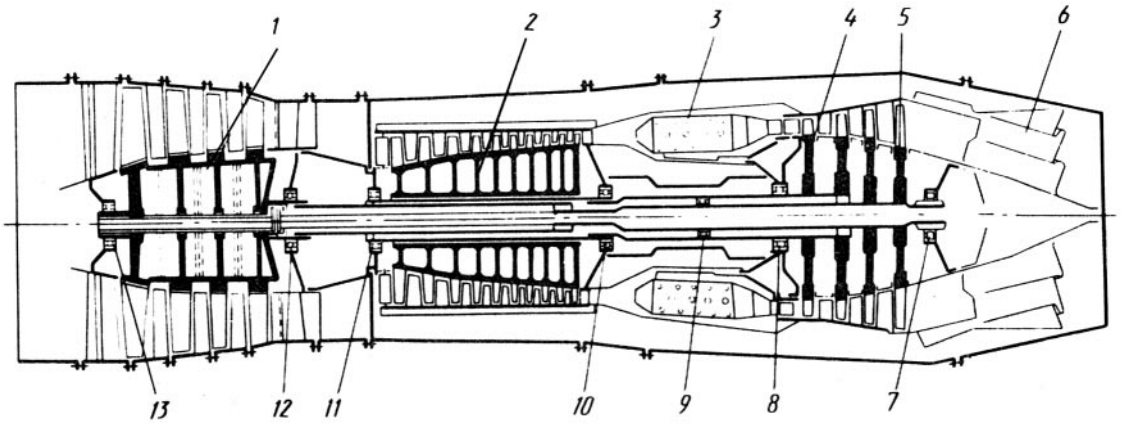
1, 2, 5, 6, 7 – корпуса компрессора; 4, 8, 26 – корпуса опор; 3, 29 – роторы КНД и КВД; 9 – наружный корпус камеры сгорания; 10 – внутренний корпус камеры сгорания; 11 – жаровая труба камеры сгорания; 12, 14 – опоры роторов ТНД и ТВД; 13, 15 – роторы ТНД и ТВД; 16, 22 – наружная и внутренняя обечайки форсажной камеры; 17 – радиальные стойки; 18 – стабилизаторы; 19 – удлинительная труба; 20 – реактивное сопло; 21 – форкамера; 23, 25 – сопловые аппараты; 24 – корпус газовой турбины; 27 – корпус подшипников; 28, 30, 32 – опоры компрессора; 31 – шлицы

Двухвальный турбореактивный двигатель с форсажной камерой



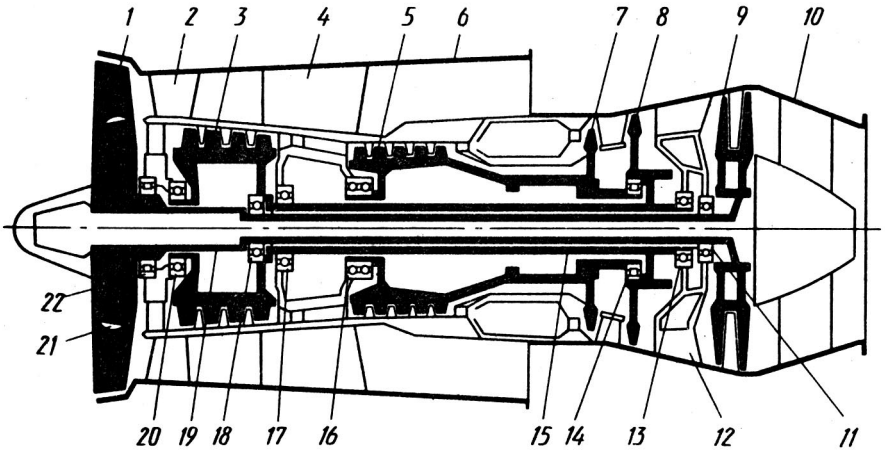
1 – проставка; 2, 4, 6, 7 – корпуса КНД; 3, 34 – ВНА, КНД, и КВД; 5, 11 – роторы КНД и КВД; 8 – разделительный корпус; 9, 10, 31, 37 – опоры роторов КНД и КВД; 12, 15 – корпуса передний и задний; 16, 18 – роторы ТНД и ТВД; 17, 20 – наружные корпусы сопел наружного и внутреннего конусов; 19 – насадок сопла наружного контура; 21, 22, 24 – сопловые аппараты; 25, 26, 30 – опоры роторов ТНД и ТВД; 27 – средний корпус диффузора; 28 – жаровая труба сгорания; 27 – внутренний корпус камеры сгорания; 32, 33 – корпусы КВД; 35 – шлицевой вал; 36 – стяжной болт

Двухконтурный турбореактивный двигатель без смешения потоков контуров



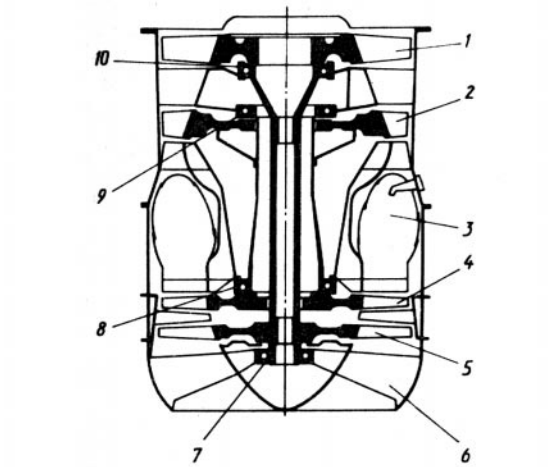
1 – КНД; 2 – КВД; 3 – камера сгорания; 4 – ТНД; 5 – ТВД; 6 – смеситель; 7, 9 – опоры ротора ТНД; 8 – опора ротора ТВД; 10, 11 – опоры ротора КВД; 12, 13 – опоры ротора КНД

Двухконтурный турбореактивный двигатель со смешением потоков контуров



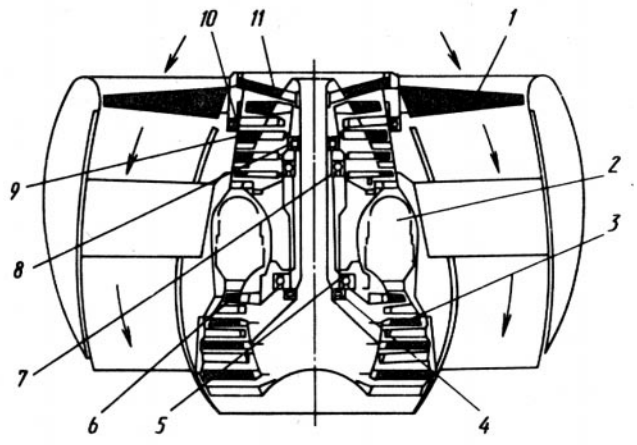
1, 3, 6 – компрессоры НД, СД и ВД; 2 – направляющий аппарат; 4 – стойки корпуса наружного контура; 6 – корпус наружного контура; 7, 8, 9 – турбины ВД, СД и НД; 10 – выходное устройство; 11, 13, 14, 16, 17, 18, 20, 22 – опоры роторов; 12 – стойки задней опоры; 15, 19 – валя роторов НД, СД; 21 – противовибрационная полка

Трехвальный двухконтурный турбореактивный двигатель



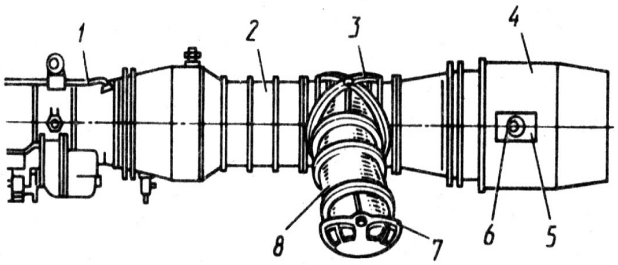
1 – компрессор низкого давления; 2 – компрессор высокого давления; 3 – камера сгорания; 4 – турбина высокого давления; 5 – турбина низкого давления; 6 – сопло; 7, 10 – опоры ротора низкого давления; 8, 9 – опоры ротора высокого давления

Подъемный турбореактивный двигатель



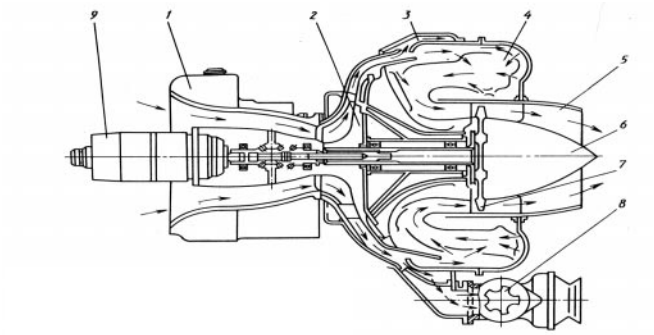
1 – вентилятор (компрессор НД; 2 – камера сгорания; 3 – турбина низкого давления; 4, 8 – опоры ротора НД; 5, 7 – опоры ротора ВД; 6 – турбина ВД; 9 – компрессор ВД; 10 – опоры ступицы вентилятора; 11 – ступень нулевого напора

Подъемный двухконтурный турбореактивный двигатель



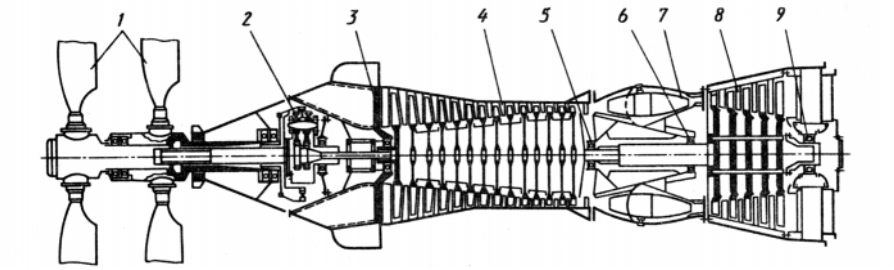
1 – ТРДД; 2 – удлинительная труба; 3 – устройство для отклонения тяги; 4 – форсажная камера; 5 – направляющие; 6 – ролик; 7 – реактивный насадок; 8 – поворотный патрубок

Подъемно-маршевый двухконтурный турбореактивный двигатель



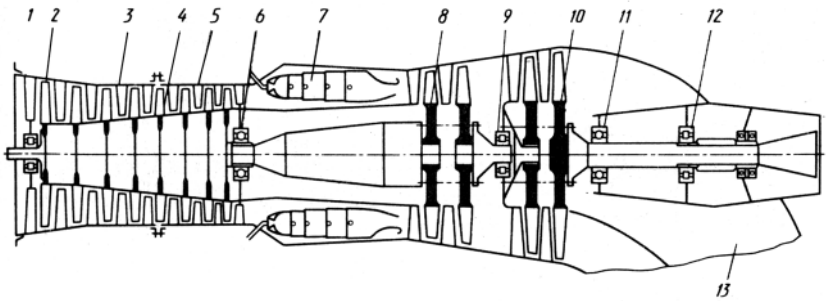
1 – воздухозаборник; 2 – центробежный компрессор; 3 – ресивер; 4 – камера сгорания; 5 – сопло; 6 – корпус-обтекатель; 7 – турбина; 8 – перепускной клапан; 9 – электростартер

Вспомогательный газотурбинный двигатель



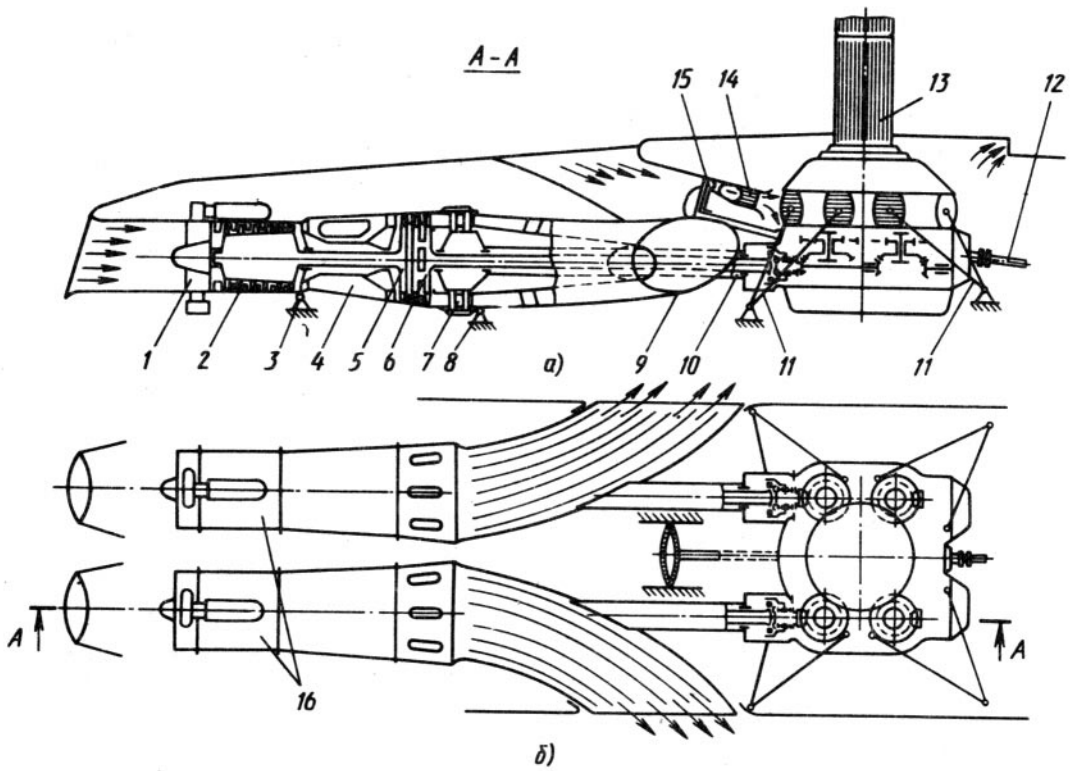
1 – воздушные винты; 2 – редуктор; 3, 5 – опоры ротора компрессора; 4 – компрессор; 6, 9 – опоры ротора турбины; 7 – камера сгорания; 8 – газовая турбина

Турбовинтовой двигатель



1, 6 – опоры ротора компрессора; 2, 3, 5 – корпусы компрессора; 4 – ротор компрессора; 7 – камера сгорания; 8, 10 – роторы турбины компрессора и свободной турбины; 9, 11, 12 – опоры роторов турбин; 13 – выхлопное устройство

Турбовальный двигатель

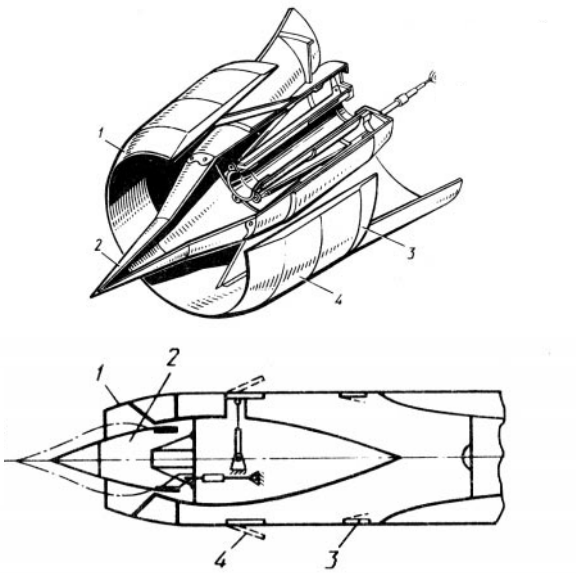


а – вид сбоку; б – вид сверху; 1 – входной корпус компрессора; 2 – компрессор; 3 – передняя подвеска двигателя; 4 – камера сгорания; 5 – турбина компрессора; турбина винта; 7 – корпус турбины винта; 8 – задняя подвеска двигателя; 9 – выходное устройство; 10 – трансмиссия; 11 – подкосы крепления редуктора; 12 – привод хвостового винта; 13 – редуктор; 14 – масло радиатор; 15 – вентилятор; 16 – правый и левый двигатели

Силовая установка вертолета, работающая на один главный редуктор

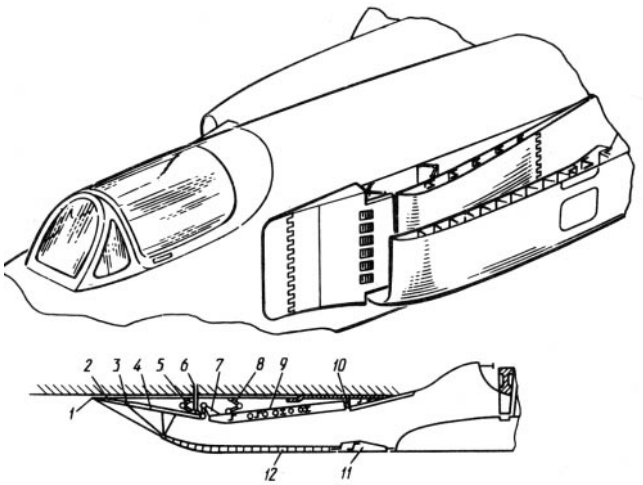
❄ ❄ ❄

СХЕМЫ УЗЛОВ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ



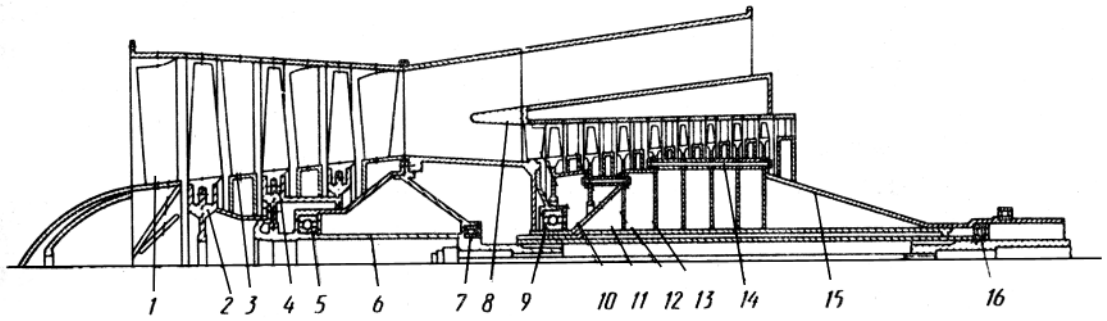
1 – обечайка; 2 – центральное тело; 3 – створки впуска; 4 – створки выпуска

Лобовой осевой воздухозаборник



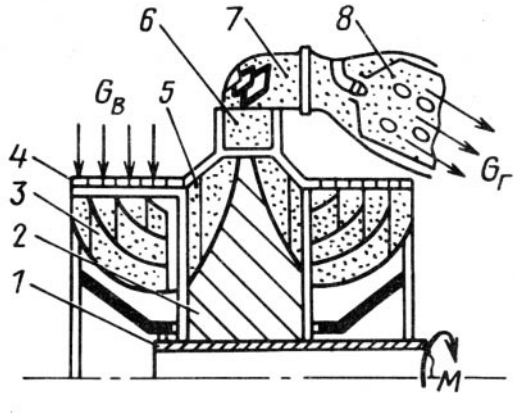
1 – щель для отвода пограничного слоя; 2 – передняя неподвижная панель; 3, 10 – шомпола; 4, 9 – подвижные панели; 5, 8 – герметизирующие створки; 6 – шток гидроцилиндра; 7 – соединительное звено; 11 – створки впуска; 12 – обечайка

Плоский боковой воздухозаборник



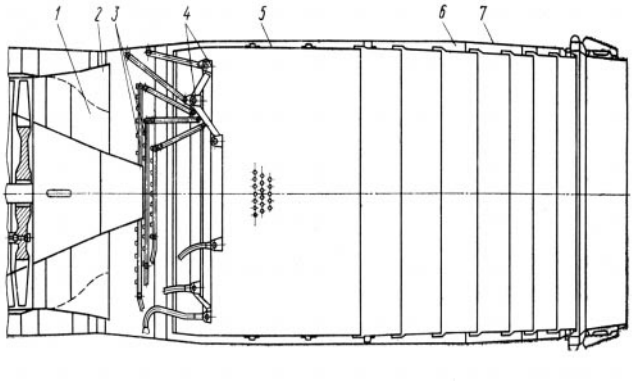
1, 10 – входные направляющие аппараты; 2, 4 – диски ротора НД; 3, 11 – направляющие аппараты; 5, 7, 9, 16 – подшипники; 6, 12, 15 – валы; 8 – разделительный корпус; 13 – призонные шпильки; 14 – призонные болты

Осевой компрессор



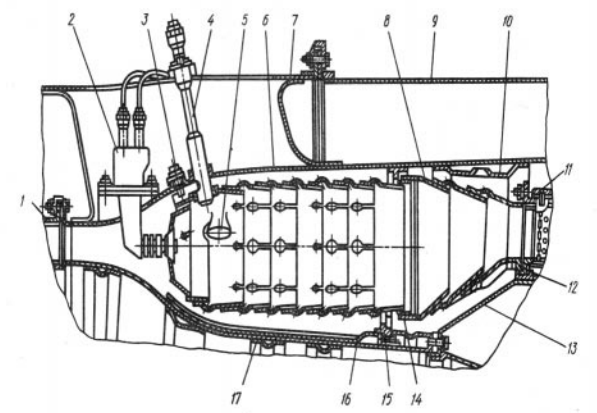
1 – вал; 2 – диски с рабочими лопатками; 3 – неподвижный направляющий аппарат; 4 – предохранительная сетка; 5 – подвижный направляющий аппарат; 6 – диффузор; 7 – выхлопной патрубок; 8 – камера сгорания

Центробежный компрессор



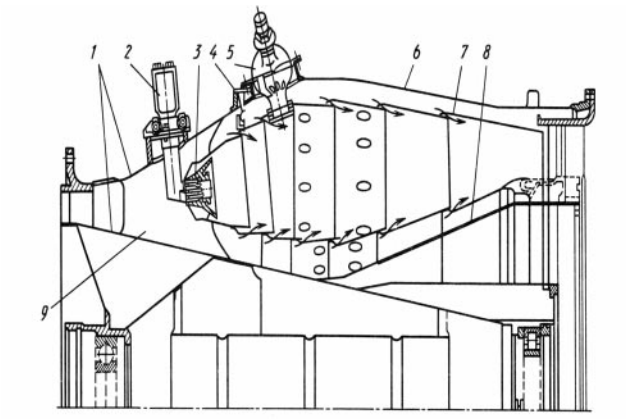
1 – диффузор; 2 – смеситель; топливные коллекторы; 4 – стабилизаторы пламени; 5 – антивибрационный экран; 6 – теплозащитный экран; 7 – корпус

Форсажная камера турбореактивого двигателя



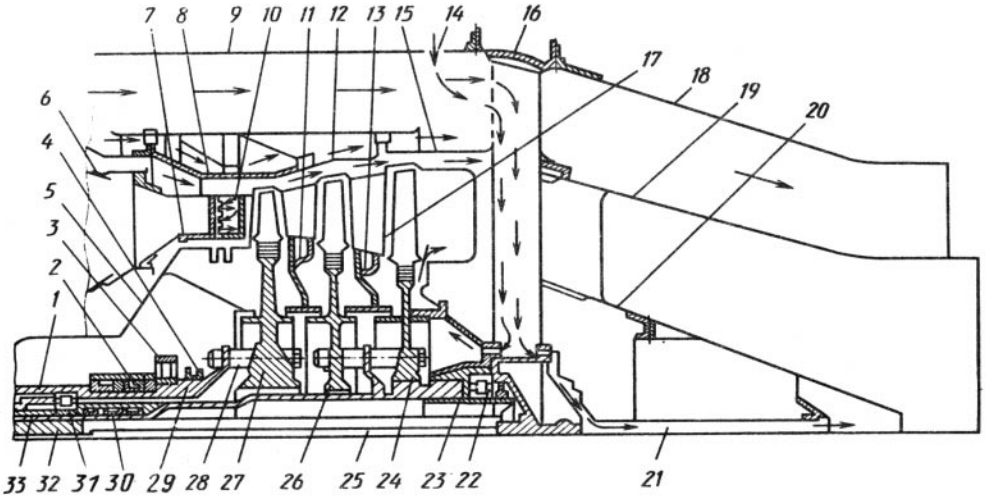
1 – направляющий аппарат компрессора ВД; 2 – форсунка; 3 – фиксирующий палец; 4 – свеча; 5 – отверстие соединительного патрубка; 6 – наружный корпус; 7 – стойка; 8 – патрубок газосборника; 9 – корпус наружного контура; 10 – коллектор отбора воздуха; 11 – сопловой аппарат; 12 – фиксирующее ребро; 13 – стенка соплового аппарата; 14 – опорное кольцо жаровой трубы; 15 – силовая диафрагма; 16 – внутренний корпус; 17 – кольцо жесткости

Трубчато-кольцевая камера сгорания



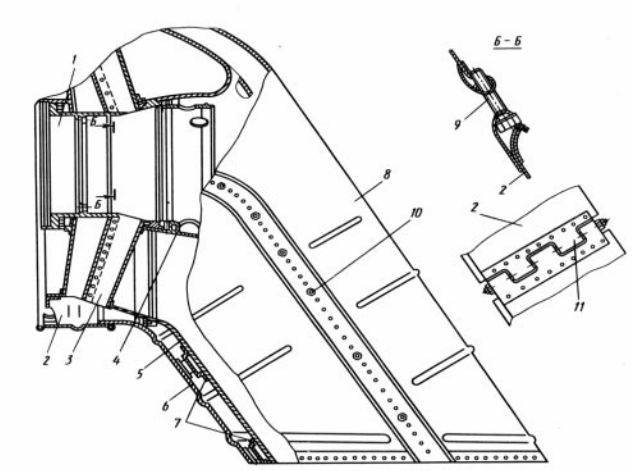
1 – диффузор; 2 – топливная форсунка; 3 – фронтовое устройство; 4 – фиксатор жаровой трубы; 5 – воспламенитель; 6 – наружный корпус; 7 – жаровая труба; 8 – внутренний корпус; 9 – стойки

Кольцевая камера сгорания



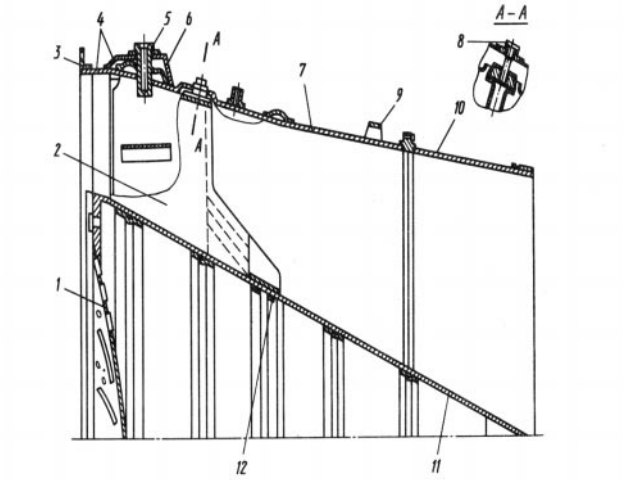
1 – вал ротора ВД; 2, 4, 23, 30 – уплотнения; 3 – подшипник ротора ВД; 5, 6 – подвод вторичного воздуха для охлаждения турбины; 7, 8 – внутренний и наружный корпуса СА I ступени; 9 – корпус наружного контура; 10 – сопловой аппарат I ступени; 11, 13 – внутренние кольца СА II и III ступеней; 12 – наружный корпус СА II и III ступеней; 14 – подвод охлаждающего воздуха; 15 – силовое кольцо; 16 – корпус задней опоры; 17 – сопловые лопатки II и III ступеней; 18, 19 – реактивные сопла наружного и внутреннего контуров; 20 – внутренний конус; 21 – отвод охлаждающего воздуха; 22 – задний подшипник; 24, 26 – рабочие колеса ротора II и III ступеней турбины; 25 – маслоотводящая туба; 27 – рабочее колесо ротора I ступени турбины; 28 – призонный болт; 29 – шлицевый вал; 31 – межвальный роликовый подшипник; 32, 33 – валы роторов турбины и компрессора НД

Газовая турбина



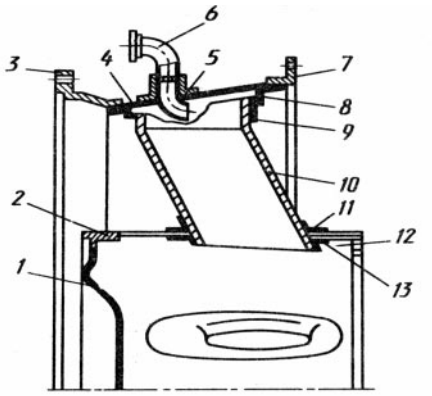
1 – корпус опор свободной турбины; 2 – соединительная лента; 3 – стойки; 4 – внутренний кожух; 5 – реактивное сопло; 6, 8 – половины наружного кожуха; 7 – бандажные кольца; 9 – стяжной болт; 10 – винты; 11 – шарнирное соединение половин ленты

Выходное устройство турбовального двигателя



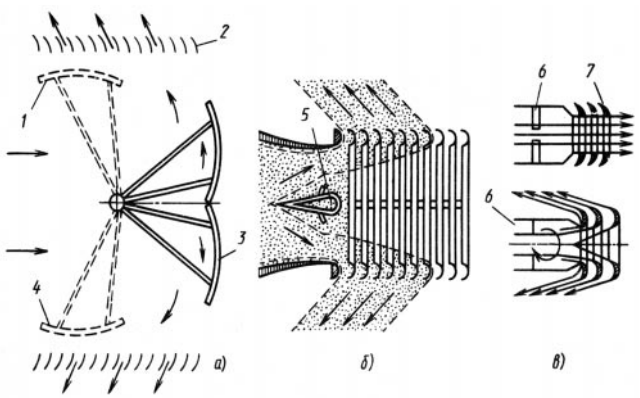
1 – экран; 2 – стойка; 3 – фланец; 4 – опора; 5 – болт; 6 – термоизоляционный кожух; 7 – наружный корпус; 8 – болт; 9 – кронштейн; 10 – реактивный насадок; 11 – внутренний конус; 12 – винт

Выходное устройство турбореактивного двигателя



1 – экран; 2 – передняя часть конуса; 3, 7, 12 – фланцы; 4 – корпус; 5 – штуцер; 6 – патрубок; 8, 11, 13 – обечайки; 9 – манжета; 10 – стойка

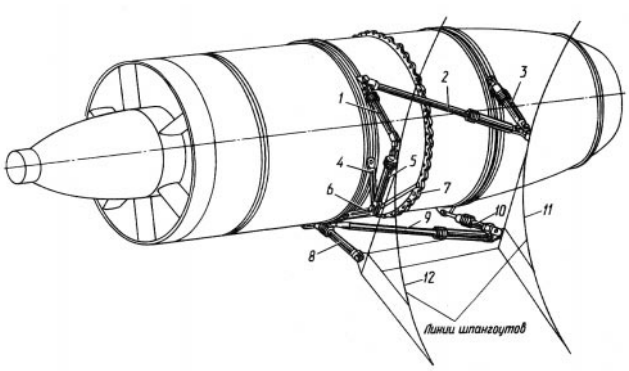
Выходное устройство турбовинтового двигателя



а – ковшовое реверсивное устройство; б – отклонение газа воздухом; в – направление газа закруткой; 1 – кожух; 2, 7 – направляющие лопатки; 3 – створки в положении реверсирования; 4 – створки в положении прямой тяги; 5 – воздушное сопло; 6 – поворотные лопатки

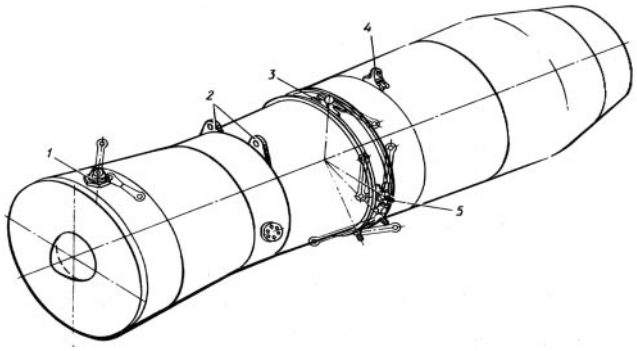
Виды реверсивных устройств

СХЕМЫ КРЕПЛЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ К САМОЛЕТУ



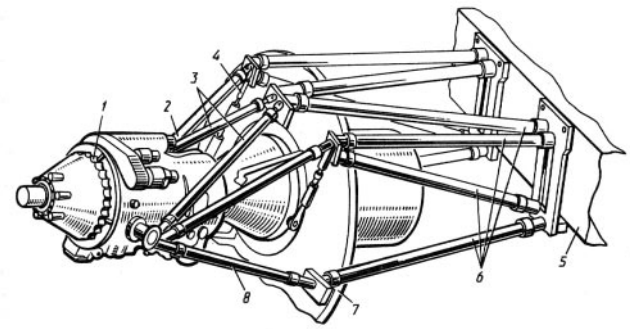
1...4, 8...10 – основные стержни; 5...7 – вспомогательные стержни; 11, 12 – шпангоуты гондолы двигателя

Одновальный турбореактивный двигатель



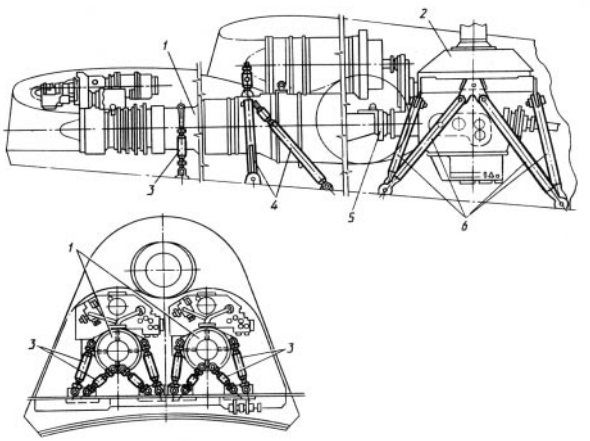
1 – кронштейн для двух верхних подвесок; 2, 4 – кронштейны для подъема двигателя; 3 – кронштейны для боковых подвесок; 5 – кронштейн для двойной подвески

Двухконтурный турбореактивный двигатель



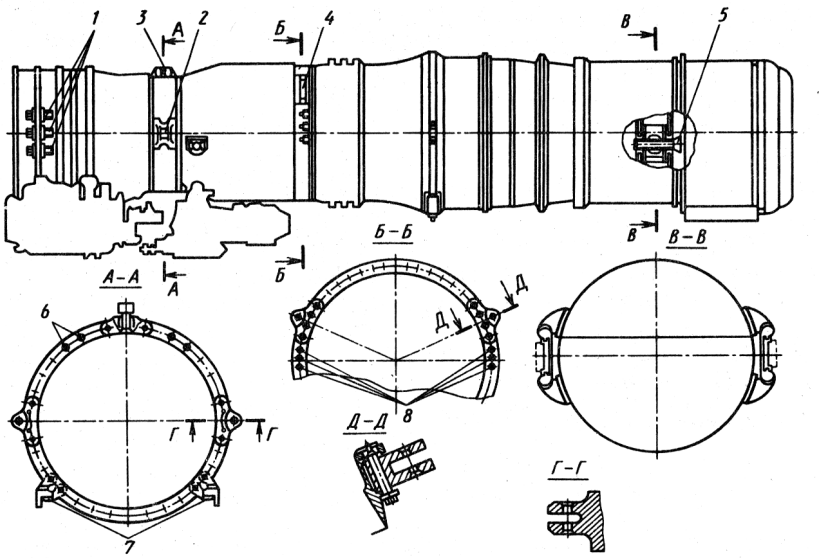
1 – двигатель; 2, 3, 8 – боковые верхние и нижние подкосы; 4 – подкос-демпфер; 5 – лонжерон центроплана крыла; 6 – силовая ферма; 7 – противопожарная перегородка

Турбовинтовой двигатель



1 – двигатели; 2 – редуктор; 3 – стойки крепления двигателя в передней его части; 4 – приспособление для удержания двигателя при снятии редуктора с вертолета; 5 – сферическая опора редуктора для крепления двигателя в передней его части; 6 – подкосы рамы крепления редуктора

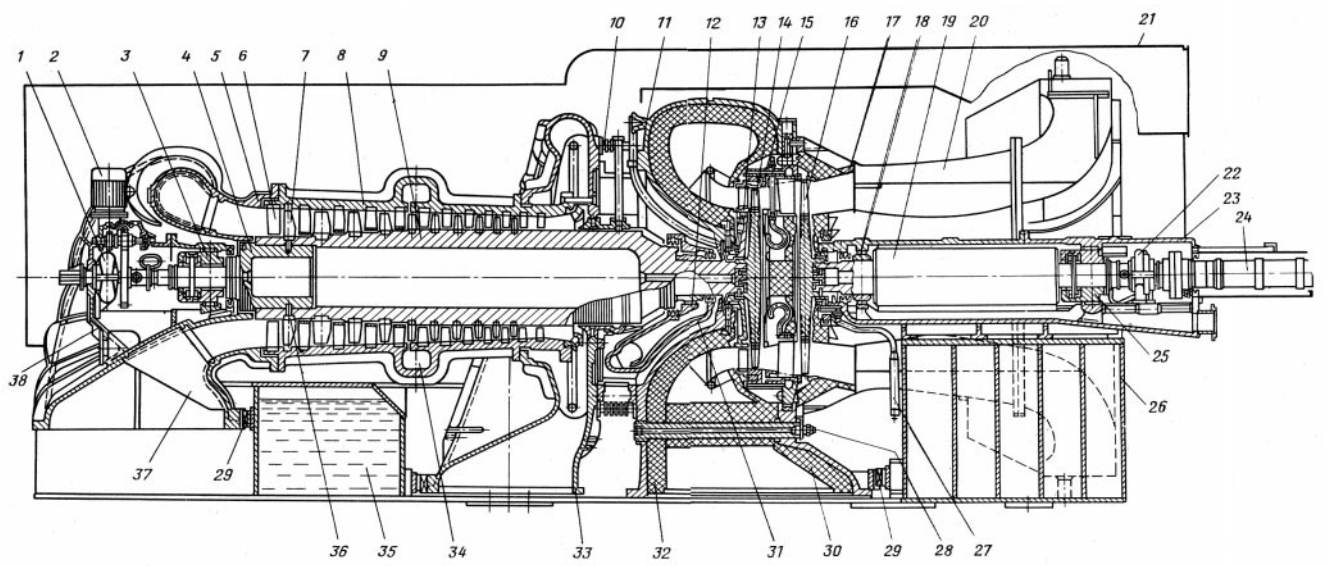
Турбовальный двигатель



1, 6, 8 – болты; 2 – передние боковые кронштейны; 3 – верхний узел крепления; 4 – задние боковые кронштейны; 5 – опоры форсажной камеры; 7 – кронштейны

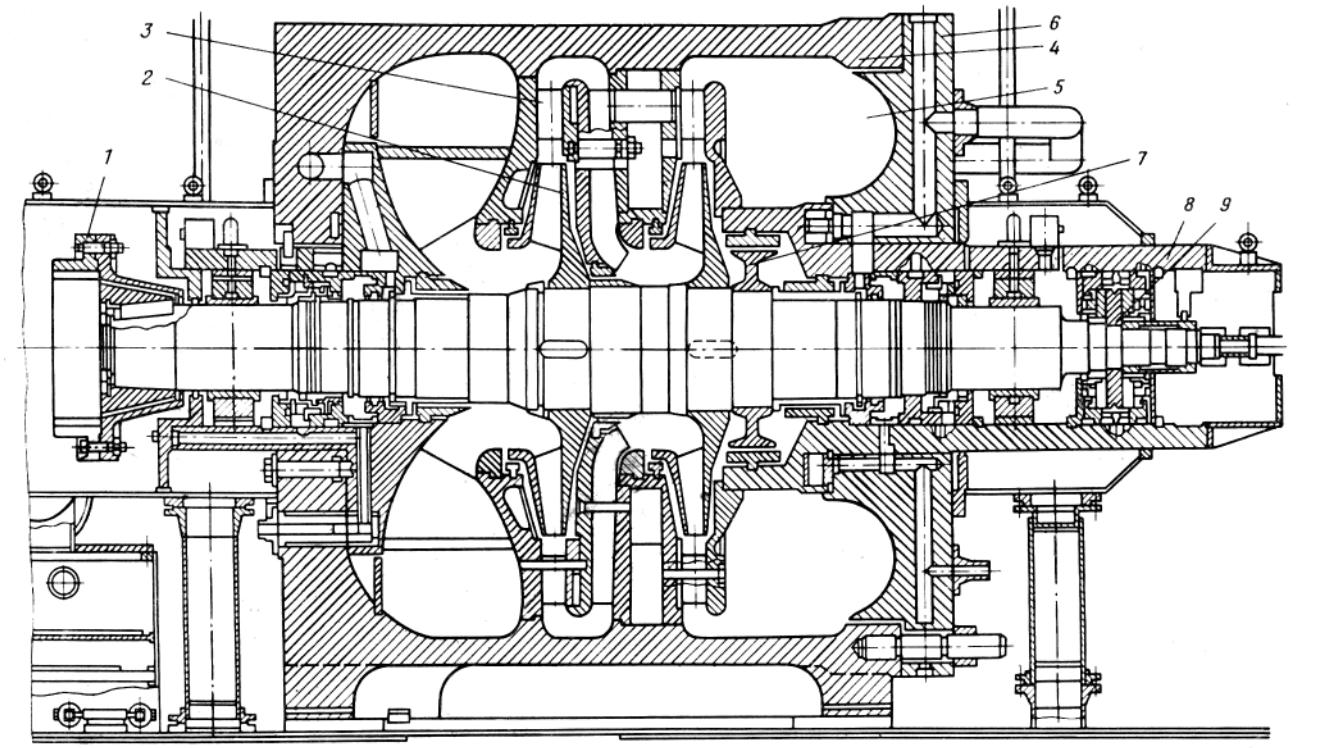
Двухвальный турбореактивный двигатель с форсажной камерой

КОНСТРУКТИВНЫЕ СХЕМЫ НАЗЕМНЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ УСТАНОВОК



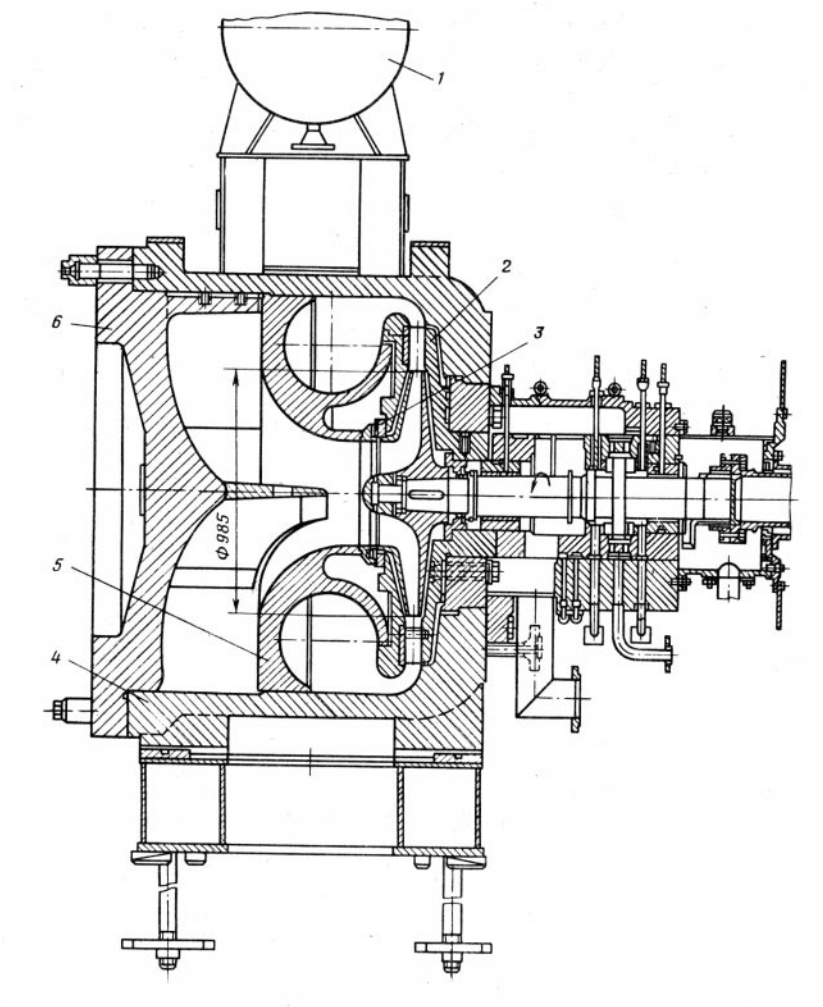
1 – главный масляный насос; 2 – валоповоротное устройство; 3 – опорно-упорный вкладыш; 4 – хвостовик вала; 5 – входной патрубок; 6 – направляющий лопаточный аппарат; 7 – рабочие лопатки; 8 – корпус (средняя часть); 9 – ротор турбокомпрессора; 10 – трубопровод охлаждения; 11 – корпус турбины; 12 – опорный вкладыш; 13 – диафрагма с уплотнением; 14 – диск и рабочи лопатки компрессорной турбины; 15 – обойма с направляющими лопатками; 16 – диск и рабочие лопатки силовой турбины; 17 – выходной диффузор; 18 – опорный вкладыш; 19 – вал ротора силовой турбины; 20 – выхлопной патрубок; 21 – декоративная обшивка; 22 – импеллер; 23 – корпус подшипников; 24 – зубчатая муфта; 25 – опорно-упорный вкладыш; 26 – рама; 27 – воздушный трубопровод; 28 – стяжка; 29 – шпонка; 30 – внутренний корпус; 31 – корпус опорного подшипника; 32 – изоляция; 33 – корпус (напорный патрубок); 34 – камера сброса воздуха; 35 – смазочное масло; 36 – штифт (палец); 37 – ребро; 38 – корпус опорно-упорного подшипника

Турбоблок ГТК-10



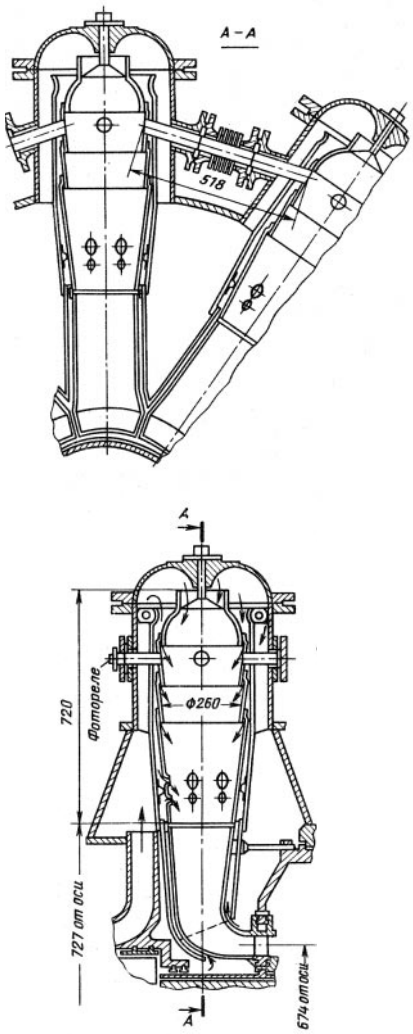
1 – полумуфта; 2 – рабочее колесо; 3 – лопаточный диффузор; 4 – корпус; 5 – сборная камера; 6 – крышка; 7 – думмис; 8 – пакет ротора; 9 – гребень упорного подшипника

Центробежный нагнетатель типа 650-21

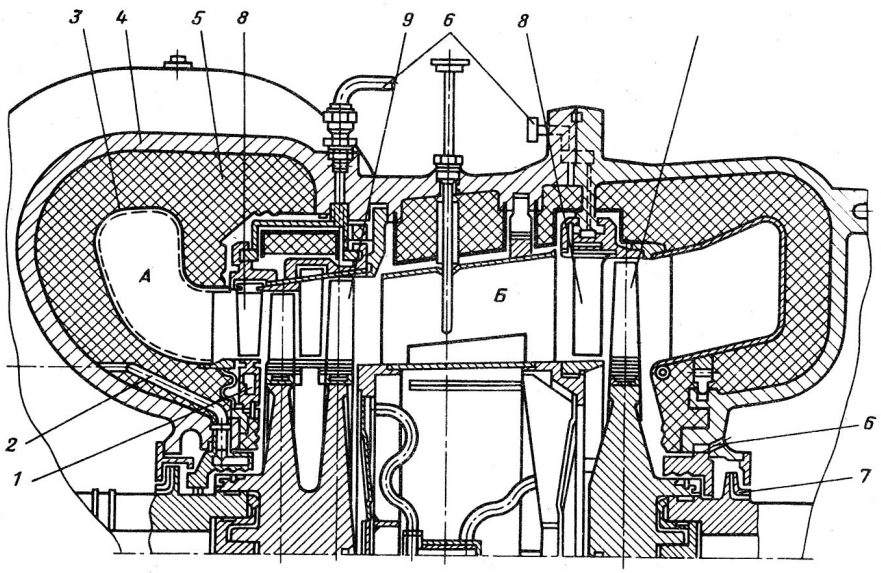


1 – аккумулятор масла; 2 – диффузор; 3 – уплотнение крышки колеса; 4 – корпус; 5 – улитка; 6 – крышка корпуса нагнетателя

Центробежный нагнетатель 520-11-1



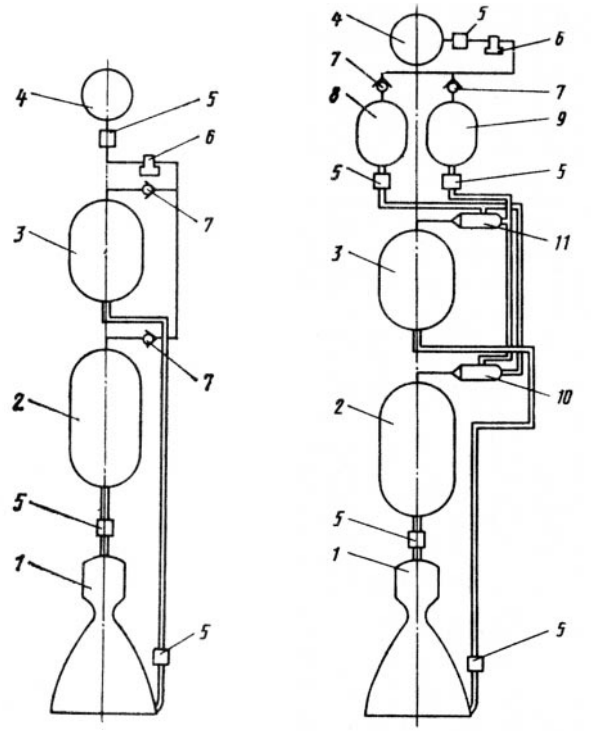
Камера сгорания установки ГТ-6-750



1 – воздухоподводящая камера; 2, 6 – каналы для подвода охлаждающего воздуха; 3 – внутренний корпус; 4 – внешний корпус; 5 – изоляция; 7 – центробежное колесо; 8 – направляющие лопатки; 9 – рабочие лопатки

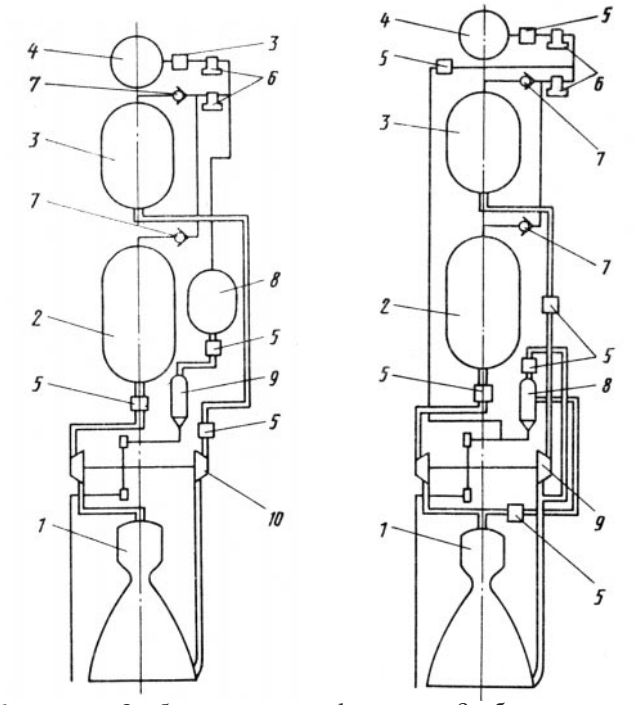
Турбины высокого и низкого давления установки ГТ-700-5

СХЕМЫ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК



1 – камера; 2 – бак окислителя; 3 – бак горючего; 4 – баллон с газом; 5 – пускоотсечной клапан; 6 – газовый редуктор давления; 7 – обратный клапан; 8 – бак окислителя ЖГГ; 9 – бак горючего ЖГГ; 10 – ЖГГ наддува бака окислителя; 11 – ЖГГ наддува бака горючего

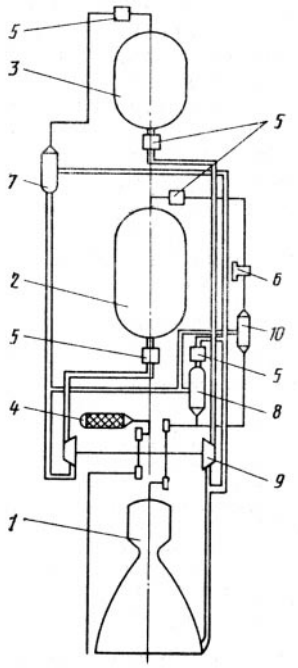
ЖРД: газобаллонная система подачи редукторного типа (слева) и вытеснительная подача топлива на двухкомпонентных ЖГГ (справа)



1 – камера; 2 – бак окислителя; 3 – бак горючего; 4 – баллон с газом; 5 – пускоотсечной клапан; 6 – газовый редуктор давления; 7 – обратный клапан; 8 – бак компонента газогенерации; 9 – ЖГГ; 10 – ТНА

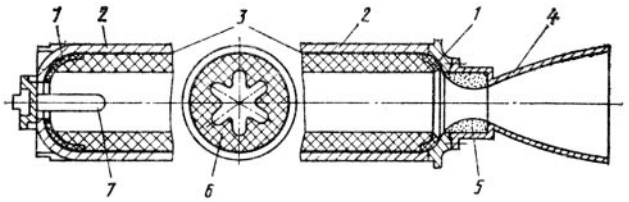
1 – камера; 2 – бак окислителя; 3 – бак горючего; 4 – баллон с газом; 5 – пускоотсечной клапан; 6 – газовый редуктор давления; 7 – обратный клапан; 8 – ЖГГ; 9 – ТНА

ЖРД: насосная система подачи топлива без дожигания генераторного газа: с однокомпонентным ЖГГ (слева) и с двухкомпонентным ЖГГ (справа)



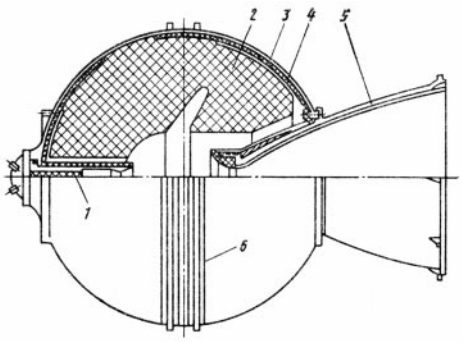
1 – камера; 2 – бак окислителя; 3 – бак горючего; 4 – пиростартер; 5 – пускоотсечной клапан; 6 – газовый редуктор давления; 7 – ЖГГ наддува бака горючего; 8 – ЖГГ; 9 – ТНА; 10 – смеситель

ЖРД: насосная система подачи топлива с дожиганием генераторного газа



1 – бронирующие покрытия; 2 – корпус; 3 – ТЗП; 4 – сопло; 5 – сопловой вкладыш; 6 – топливо; 7 – воспламенитель

Ракетный двигатель на твердом топливе



1 – воспламенитель; 2 – топливный заряд; 3 – корпус; 4 – ТЗП; 5 – сопло; 6 – узел крепления двигателя

Типичный сферический ракетный двигатель на твердом топливе

ИНДЕКСЫ ИЛЛЮСТРАЦИЙ

Индексы иллюстраций

1. Шустов И.Г.
2. Друшляков В.Г.
3. В.Б.Шавров. История конструкций самолетов в СССР 1938-50 гг. – М.: Машиностроение, 1988. – 544 с.
4. фото авиапредприятия
5. “Авиадвигатель”
6. “ОКБ Сухого”
7. Авиация: Энциклопедия / Гл. ред. Г.П.Свищев. – М.: Большая Российская энциклопедия, 1994. – 736 с.
8. А.С.Яковлев. Рассказы авиаконструктора. – М.: Государственное издательство детской литературы, 1958. – 256 с.
9. “МВЗ имени М.Л.Миля”
10. jp airline-fleets international. – Bucher & Co., Publicationen, 1997. - 724 с.
11. “АНТК имени А.Н.Туполева”
12. Зрелов В.А.
13. “50 лет МВЗ имени М.Л.Миля”
14. “ТАНТК имени Г.М.Бериева”
15. Сергеев С.П.
16. РСК “МиГ”
17. Казанское авиационное производственное объединение
18. “Казанское моторостроительное производственное объединение”
19. “АвтоВАЗ”
20. Архив Центра истории авиационных двигателей
21. Гордость России. Авиационная фотоколлекция. - CD-ROM, Лана-Пресс, 1997
22. Центральный аэрогидродинамический институт
23. ЭМЗ имени В.М.Мясищева
24. “Авиация и время”, журнал
25. МКБ “Гранит”
26. Тушинское МКБ “Союз”
27. “Рыбинские моторы”
28. Samolety Luftwaffe. - Warszawa. LAMPART. 1997
29. “Двигатели “Владимир Климов - Мотор Сич”
30. ГНПП “Мотор”
31. Саркисян А.
32. Воронежский механический завод
33. “Омское моторостроительное конструкторское бюро”
34. Пашковский С.П.
35. “Камов”
36. PZL Rzeszow
37. НПП “Машпроект”
38. Производственное объединение “Заря”
39. “НИКТИТ”
40. “Самарский научно-технический комплекс имени Н.Д.Кузнецова”
41. ЗМКБ “Прогресс”
42. АНТК “Антонов”
43. “А.Люлька-САТУРН”
44. Ф.Чуев. Ильюшин. Серия Жизнь замечательных людей. – М.: Молодая гвардия, 1998. – 272 с.
45. “Авиастар”
46. В.Китаев
47. “Завод имени В.Я.Климова”
48. “Авиационный комплекс имени С.В.Ильюшина”
49. Киселев В.П.
50. “Казанский вертолетный завод”
51. DaimlerChrysler Aerospace AG
52. Журнал “Военный парад”
53. М.А.Первов. Отечественное ракетное оружие. CD-ROM. – М.: АКС-Конверсалт, 1999
54. Беляев А.А. Волшебный полет. – М.: АВИКО-Пресс, 1993
55. World Air Power Journal. Volume 29
56. Развитие авиационной науки и техники в СССР. Историко-технические очерки/Гл.ред. И.Ф.Образцов. – М.: Наука, 1980. – 496 с.
57. Flieger Revue, 1984-85
58. Taschenbuch der Luftflotten 1994/95 – Bernard & Graefe Verlag, 1994
59. Heinz Mielke. Lexicon Raumfahrt. – Berlin. Transpress VEB Verlag fur Verkehrswesen, 1973
60. РКК “Энергия”
61. Государственный космический научно-производственный центр имени М.В.Хруничева. 80 лет. – РУССЛИТ, 1996. – 184 с.
62. Научно-исследовательский институт машиностроения
63. Космонавтика. Энциклопедия/Гл.ред. В.П.Глушко. – М.: Советская энциклопедия, 1985. – 528 с.
64. ГКБ “Южное”
65. А.В.Карпенко, А.Ф.Уткин, А.Д.Попов. Отечественные стратегические ракетные комплексы. – СПб.: Невский бастион - Гангут, 1999. – 288 с.
66. Mark Wade. Encyclopedia Astronautica. CD-ROM
67. Журнал “Двигатель”
68. Левин С.
69. Космонавтика. Энциклопедия/Гл.ред. В.П.Глушко. – М.: Советская энциклопедия, 1968. – 528 с.
70. Russian Space Directory. – European Space Report, 1994
71. Aviation Week & Space Technology
72. Государственный космический научно-производственный центр имени М.В.Хруничева
73. Копысов А.
74. Конструкторское бюро химавтоматики /А.М.Хомяков
75. Р.А.Беляков, Ж.Мармен. Самолеты “МиГ” 1939-95. – М.: АВИКО Пресс, 1996. – 288 с.
76. НПП “Аэросила”
77. B.I.Hengi. Flug-gesselshaften Weltweit. – NARA-Verlag, 1997
78. НПО “Энергомаш”
79. “ЦСКБ-Прогресс”
80. А.С.Яковлев. Цель жизни. - М:. Издательство политической литературы, 1969. – 624 с.
81. Михеев А.В.
82. “Мотор Сич”
83. Pratt & Whitney - UTC
84. Boeing Co.
85. Airbus Industrie
86. McDonnell Douglas
87. Pratt & Whitney Canada
88. Cessna
89. Business Aviation Magazine
90. Socata
91. Textron Bell
92. Ташкентское авиационное производственное объединение
93. Aerospatiale Matra
94. Eurocopter
95. Aerospace Journal
96. Журнал Raport. Wojsko Technika Oboronnosc. 12/99
97. Журнал “Авиапанорама”
98. Журнал “Аэрокосмический курьер”
99. CD-ROM “История и самолеты ОКБ “МиГ”. - ООО “Крылья России”, РСК “МиГ”
100. В.А.Зрелов, Г.Г.Карташов “Двигатели НК”. - Самара: Самар. Дом печати, 1999. - 288 с.
101. Б.П.Поршаков. Газотурбинные установки: Учебник для вузов. – М.: Недра, 1992. – 238 с., ил.
102. АМНТК “Союз”
103. Jane’s All the World’s Aircraft
104. CD-ROM “Библиотека дизайнера. Авиация” – Fly Multimedia, 1998
105. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. В 2 кн. Кн.1 Учебник для авиационных специальных вузов/А.П.Васильев, В.М.Кудрявцев, В.А.Кузнецов, и др.; Под ред. В.М.Кудрявцева. – 4-е издание, преработанное и дополненное – М.: Высшая школа, 1993 – 383 с: ил.
106. Журнал “Самолеты мира”
107. Lockheed Martin
108. Журнал “Вестник авиации и космонавтики”
109. International Aero Engines
110. Исследовательский центр имени М.В.Келдыша
111. China Aircraft. CD-ROM – Aviation Industry Press, 1998
112. Flight International Magazine, 12-18 September 2000
113. БСЭ. Том 22. – М.: Советская энциклопедия,1975
114. Журнал “Вестник воздушного флота”, июль-август 2000 г.