

magen Yeshua
i wv N
present

5768 2007 1428

Hello World!



www.aridi.nm.ru

Издательская компания

„АКС-Конверсалт“

представляет...

Электронная энциклопедия

„Силовые Установки:

Авиационные, Ракетные,

Промышленные

(1944-2000)“

© 1998-2000. “АКС-Конверсалт”. Все права защищены
Рег. св-во №0329800088 от 02.07.98 г. (НТЦ “Информрегистр”)

Генеральный спонсор издания



Pratt & Whitney - United Technologies Corporation

ГП “Авиамоторный научно-технический комплекс “Союз”

Федеральное ГУП “Конструкторское бюро химической автоматики”

ГП “Конструкторское бюро химического машиностроения имени А.М.Исаева”

ОАО “Калужское опытное конструкторское бюро моторостроения”

ОАО “Авиадвигатель”

ОАО “Конструкторско-производственное предприятие “Авиамотор”

Специальное конструкторское бюро роторно-поршневых двигателей Департамента развития ОАО “АвтоВАЗ”

ГУНПП “Завод имени В.Я.Климова”

ОАО “Научно-производственное предприятие “Аэросила”

ОАО “А.Люлька-Сатурн”

ГП “Машиностроительное конструкторское бюро “Гранит”

ГП “Научно-производственное объединение “Машпроект” имени С.Д.Колосова”

Государственное научно-производственное предприятие “Мотор”

ГП “Запорожское машиностроительное конструкторское бюро “Прогресс” имени академика А.Г.Ивченко”

АОЗТ “Научно-исследовательский конструкторско-технологический институт турбокомпрессостроения” АООТ “Невский завод”

ГП “Научно-исследовательский институт машиностроения”

АООТ “Опытно-конструкторское бюро моторостроения”

АО “Омское моторостроительное конструкторское бюро”

ОАО “Рыбинские моторы”

ОАО “Самарское конструкторское бюро машиностроения”

ОАО “Самарский научно-технический комплекс имени Н.Д.Кузнецова”

ГП “Тушинское машиностроительное конструкторское бюро “Союз”

ОАО “Ракетно-космическая корпорация “Энергия” имени академика С.П.Королева”

ГП “Научно-производственное объединение энергетического машиностроения “Энергомаш” имени академика В.П.Глушко”

Государственное конструкторское бюро “Южное” имени М.К.Янгеля

ОАО „Авиадвигатель“

АШ-62
АШ-71
АШ-73
АШ-82
АШ-2ТК
АШ-2К
Д-20П
Д-25В
Д-30
Д-30КП
Д-30КУ
Д-30КУ-154
Д-30Ф6
ПС-90
ГТУ-4П
ГТУ-2,5П
ГТУ-12П
ГТУ-16П
ГТУ-25П





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 (Нвзл. = 720 л.с.) и М-25В (Нвзл. = 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.

ASH-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).

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 асбокстолитовыми, а затем с металлокерамическими дисками муфты сцепления и др.

Для АШ-62ИР (М-62ИР):

Нвзл. = 1000 л.с.

Нном. = 820 л.с. (Н = 0), 840 л.с. (на высоте)

Нном. = 840 л.с. (Н = 1500 м)

Нэкспл. = 738 л.с.

Дцилиндра = 155,5 мм
Ход поршня 174,5 мм
Vраб. = 29,87 л
Степень сжатия 6,4
Нвзл. = 2200 об./мин.
Нном. = 2100 об./мин.
Рвозд.наддува взл. = 1050 мм рт.ст.
Рвозд.наддува ном. = 900 мм рт.ст.
Муд = 0,683 кг/л.с.
Мдв. = 560 кг
Ддв. = 1375 мм

ASH-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”. АШ-62 представляет собой девяностцилиндровый двигатель воздушного охлаждения радиальной схемы. Особенность конструкции - наличие двухдемпферного коленчатого вала для погашения крутильных колебаний и эластичной шестерни газораспределения. 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.
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. Их диаметр составляет 3,6 м, частота вращения на взлетном режиме - 1510 об./мин. (1148 на крейсерском). КПД на крейсерском режиме 81,5%. Масса АВ-2/2Р 189 кг.

Модификации:



Ан-2 [4]



Ли-2 [1]

• **АШ-62ИР-16** с центробежным масляным фильтром для самолетов Ан-2 и PZL-106 Kruk
Нвзл. = 985 л.с.
Нвзл. = 2200 об./мин.
Суд.взл. = 0,296 кг/л.с.ч
Нном. = 809 л.с.
Нном. = 2100 об./мин.
Дцил. = 6,4.
Лдв. = 1130 мм
Ддв. = 1375 мм
Мдв. = 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, позволившие увеличить мощность до 1170 л.с. (860 кВт) 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);

• **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.;

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



Су-8ДБШ [6]

АШ-71

авиационный поршневой двигатель

Звездообразный двигатель воздушного охлаждения АШ-71 (Нвзл. = 2000 л.с., Нкр. = 1800 л.с. при Н = 2600 м, Нкр. = 6250 л.с. при Н = 1670 м), разработанный в 1939 г., ставился на самолеты ПБ-1, СПБ, ОПБ-5, И-185 (с винтом

АБВ-118-А-Д), НВ, ДВБ-102.
АШ-71Ф (Нвзл. = 2200 л.с., Нкр. = 1900 л.с. при Н = 3600 м) - это форсированная модификация для самолетов Су-6 и Су-8.



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.) при установке на самолеты 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 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 (диаметр 5.056 м, масса 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 осуществляется двухступенчатый наддув. Первая ступень наддува - работающий на энергии выхлопных газов турбокомпрессор ТК-19.

Нвзл. = 2400 л.с.

Нном. = 2000 л.с. (на 1-й скорости)

Суд.взл. = 350 г/л.с.ч

Суд.ном. = 315...335 г/л.с.ч. (на 1-й скорости)

Пвзл. = 2600 об./мин.

Пном. = 2400 об./мин.

Н = 10500 м (на 1-й скорости)

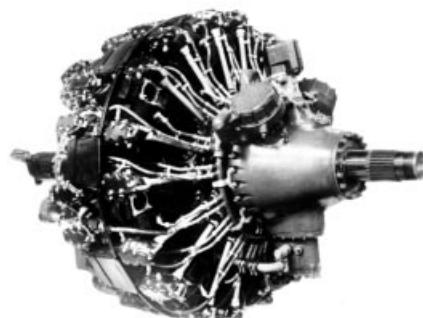
Дпоршня = 155,5 мм (ход поршня 170 мм)

Мдв. = 1339 кг

Ддв. = 1375 мм

Лдв. = 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. 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 четырехпластным ВИШ АВ-50 (диаметр 3,8 м; частота вращения 1494 об./мин.; масса 206 кг).

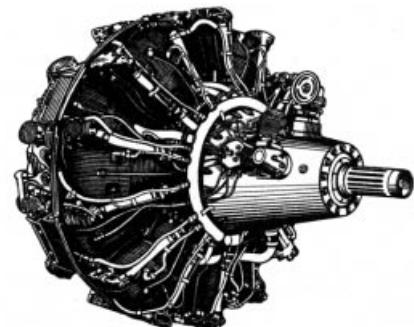
Нвзл. = 1900 л.с.

Нном. = 1630 л.с. (на 1-й скорости)

Н = 1600 м (на 1-й скорости)

Суд.взл. = 325...350 г/л.с.ч.

Суд.ном. = 285...315 г/л.с.ч (на 1-й скорости)



АШ-82ФН [7]



АШ-82В [7]



Як-7Б [7]



Ла-7 [7]



Пвзл. = 2600 об./мин.
 Пном. = 2400 об./мин.
 Дпоршня = 155,5 мм (ход поршня 155 мм)
 Мдв. = 1339 кг
 Ддв. = 1375 мм
 Лдв. = 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.
 Нвзл. = 1700 л.с.
 Нном. = 1530 л.с. (на 1-й скорости)
 Нном. = 1350 л.с. (на 2-й скорости)
 Н = 1500 м (на 1-й скорости)
 Н = 4550 м (на 2-й скорости)
 Суд.взл. = 325...360 г/л.с.ч
 Суд.ном. = 285...315 г/л.с.ч (на 1-й скорости)
 Суд.ном. = 310...335 г/л.с.ч (на 2-й скорости)
 Пвзл. = 2600 об./мин.
 Пном. = 2400 об./мин.
 Дпоршня = 155,5 мм (ход поршня 155 мм)
 Мдв. = 1070 кг
 Ддв. = 1300 мм

Лдв. = 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.
 Нвзл. = 1900 л.с.
 В конце 40-х гг. АШ-82В выпускался в Китае на DEMC (Dongan Engine Manufacturing Company) как **HS7** мощностью 1700 л.с. для вертолета Z-5. На базе HS7 с 1962 по 1980 гг. выпускался ПД **HS8**, отличающийся наличием редуктора от АШ-82Т. HS8 мощностью 1850 л.с. был предназначен для установки 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.

Нвзл. = 4000 л.с.
 Нном. = 3000 л.с. (на 1-й скорости)
 Н = 9000 л.с. (на 1-й скорости)

Суд.взл. = 300...315 г/л.с.ч
 Суд.ном. = 280...295 г/л.с.ч (на 1-й скорости)
 Пвзл. = 2620 об./мин.
 Пном. = 2400 об./мин.
 Дпоршня = 155,5 мм

Ход поршня двигателя 155 мм
 Сухая масса 2080 кг
 Диаметр двигателя 1280 мм
 Длина двигателя 2922 мм
 Количество и расположение цилиндров - 28 (4-х рядная звезда)

АШ-2К

авиационный поршневой двигатель

Двигатель задан к разработке общим Постановлением Совета Министров СССР от 16 сентября 1949 года.

Обозначение "К" означает, что двигатель комбинированный.

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.

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. 3 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 попал" на крыло самолета Ту-85. В ноябре 1951 г. двигатель можно было устанавливать на самолет, но работы по Ту-85 уже начали сворачиваться.

Существенным недостатком двигателя была система воздушного охлаждения, которая требовала до 50 процентов отбора мощности двигателя при полетах на высоте 15 км (рост мощности на охлаждение двигателя особенно заметен был на высотах 11-12 км и выше). В тоже время двигатель жидкостного охлаждения требовал всего 5 процентов отбора мощности при полете на высоте 18 км. Двигатель летал 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 в связи со стремительным развитием турбореактивных и турбовинтовых двигателей.

Нвзл. = 4700 л.с.
 Нном. = 3700 л.с. (на 1-й скорости, Н = 10000 м)
 Суд.взл. = 2800 г/л.с.ч (на 1-й скорости)
 Суд.ном. = 260...275 г/л.с.ч (на 1-й скорости)
 Пвзл. = 2800 об./мин.
 Пном. = 2400 об./мин.
 Дпоршня = 155,5 мм (ход поршня 155 мм)
 Мдв. = 2550 кг
 Ддв. = 1580 мм
 Лдв. = 3200 мм



Ту-85 [11]

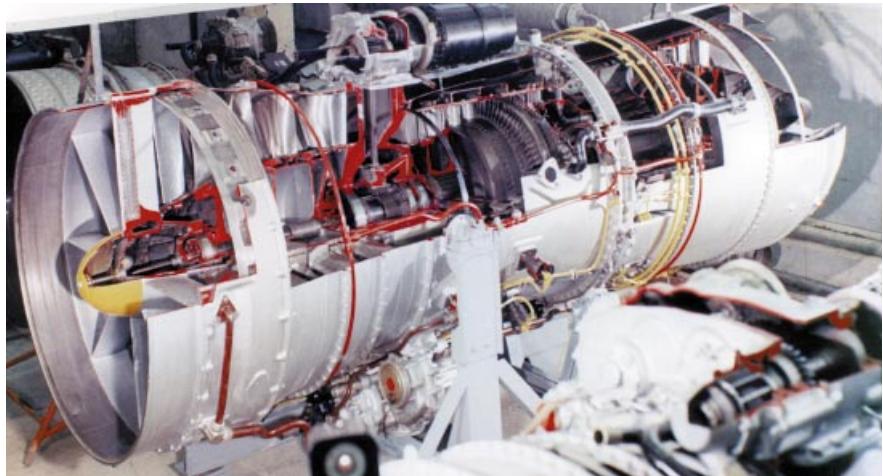


Д-20П

авиационный турбореактивный двигатель



Tu-124 [11]



D-20П [12]



M-4 [23]

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 **Д-15** (по другим источникам Д-19) тягой 13117 кгс для бомбардировщика М-4.

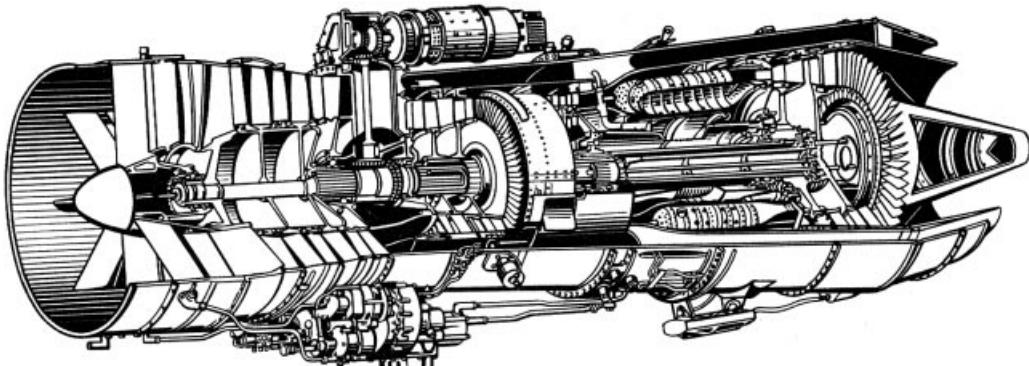
В 1960 г. Д-20П прошел Государственные испытания и впоследствии эксплуатировался на самолете Ту-124 с 1962 по 1979 гг. Модификация Д-20ПО испытывалась на самолете Ту-110Б.

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, сопла с раздельными потоками газа из контуров.

Рвзл. = 5400 кгс
Суд.взл. = 0,72 кг/кгс.ч
твзл. = 1,0
Тг взл. = 1330

Гв взл. = 113 кг/с
Пкнд взл. = 8550 об./мин.
Пквд взл. = 11700 об./мин.
Ркр. = 1100 кгс (Н = 11000 км, Мп = 0,75)
Суд.кр. = 0,88 кг/кгс.ч
πк ном. = 14
Мдв. = 1468 кг
Двх = 915 мм
Дmax = 976 мм
Лдв. = 3304 мм

Двигатель выпускался с 1959 по 1977 гг. в ОАО “Пермский моторный завод”. Выпущено более 700 двигателей.



Схематический разрез Д-20П [7]

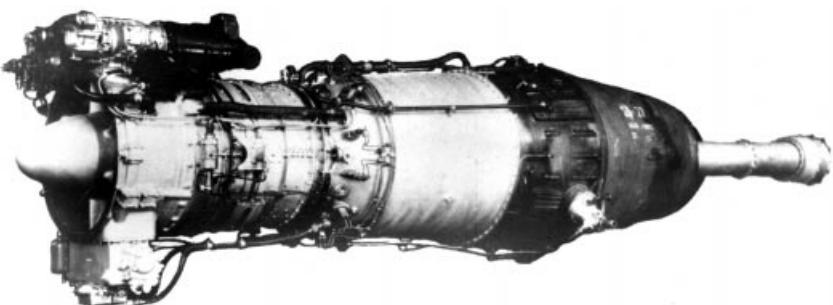
Д-25В

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.



D-25В [5]



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

Модификация двигателя **Д-25ВФ** для вертолета-крана Ми-10К имеет большую мощность по сравнению с базовым, которая составляет 4847 кВт (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 5500 кВт 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. Турина 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.

Н_е взл. = 5500 л.с.

С_е взл. = 0,287 кг/л.с.ч.

Н_е кр. = 3100 л.с. (Н = 1000 м, V_п = 250 км/ч)

С_е кр. = 0,343 кг/л.с.ч.

π_к взл. = 5,6

Т_г взл. = 1160 К

Г_в взл. = 26 кг/с

П_{кнд} взл. = 10530 об./мин.

σ_{вх} = 0,980

η_{кн} = 0,830

η_г = 0,980

σ_{кс} = 0,940

η_{твд} = 0,880

η_{тнд} = 0,900

π_с = 1,060

D_{дв.} = 572 мм

h_{дв.} = 1158 мм

β_{дв.} = 1086 мм

Л_{дв.} = 2737 мм

М_{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 составляет 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.



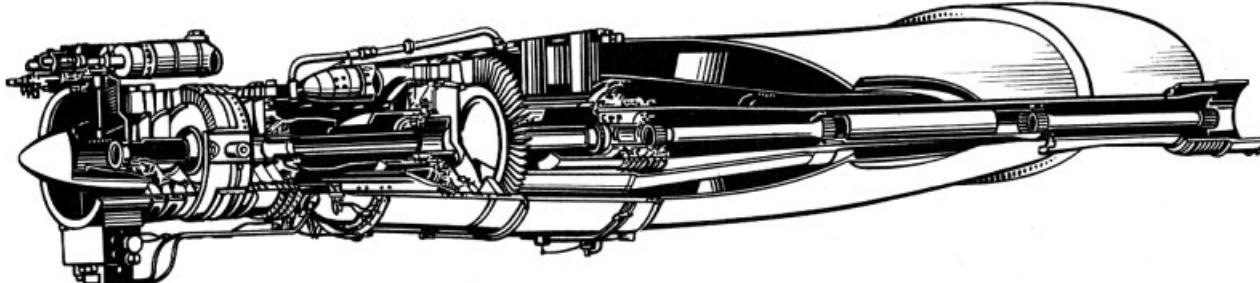
Ми-6 [13]



Ми-10К [9]



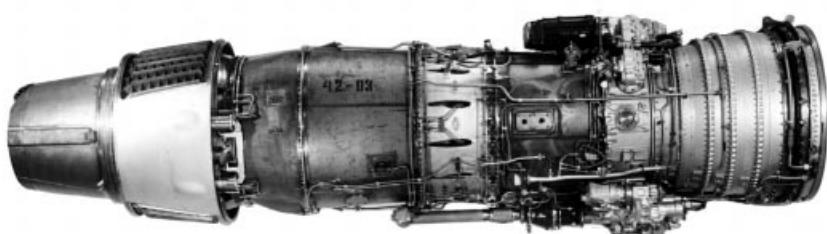
В-12 [9]



Схематический разрез Д-25В [5]

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 реверсив-

ным 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) и имеет степень сжатия 2,65.

Компрессор высокого давления состоит из 10 ступеней и имеет степень сжатия 7,1. Камера сгорания трубчато-кольцевого типа с 12 жаровыми трубами. Турина высокого давления состо-



ит из 2 ступеней. Первая ступень (статор и ротор) охлаждаемая. Турбина низкого давления - 2 ступени. Сопло со смешением потоков внешнего и внутреннего контуров (лопастковые смесители). Д-30 II серии оснащен двусторонним 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 град.С, на крейсерском - до 630 град.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.

Эксплуатация около 500 двигателей Д-30 (50% от всего парка) осуществляется в 18 авиапредприятиях России. 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 (II серии) - 3500 часов (2100 циклов)

Ресурс до первого ремонта (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 ($H=11000$ м, $V_{п}=800$ км/ч)
 $Суд.взл. = 0,62$ кг/кгс.ч
 $Суд.кр. = 0,786$ кг/кгс.ч
 $Пкнд взл. = 7750$ об./мин.
 $Пквд взл. = 11600$ об./мин.
 $т_{взл.} = 1,0$
 $Т_{взл.} = 1347$ К
 $G_{взл.} = 126$ кг/c
 $\pi_{к взл.} = 18,65$
 $M_{дв.} = 1550$ 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
 $Робр.мах = 2500$ кгс
 $Суд.взл. = 0,605$ кг/кгс.ч
 $Суд.кр. = 0,786$ кг/кгс.ч
 $т_{взл.} = 1,0$
 $Т_{взл.} = 1357$ К
 $G_{взл.} = 127$ кг
 $M_{дв.} = 1768$ кг
 Дата ГСИ 1969 г.



Ту-134А [20]

Д-30 III серии

$P_{взл.} = 6930$ кгс
 $P_{кр.} = 1600$ кгс
 $Суд.взл. = 0,610$ кг/кгс.ч
 $Суд.кр. = 0,793$ кг/кгс.ч
 $т_{взл.} = 0,843$
 $Т_{взл.} = 1330$ К
 $G_{взл.} = 128$ кг/c
 $M_{дв.} = 1809$ кг
 Дата ГСИ 1981 г.



Ту-134Б-3 [10]

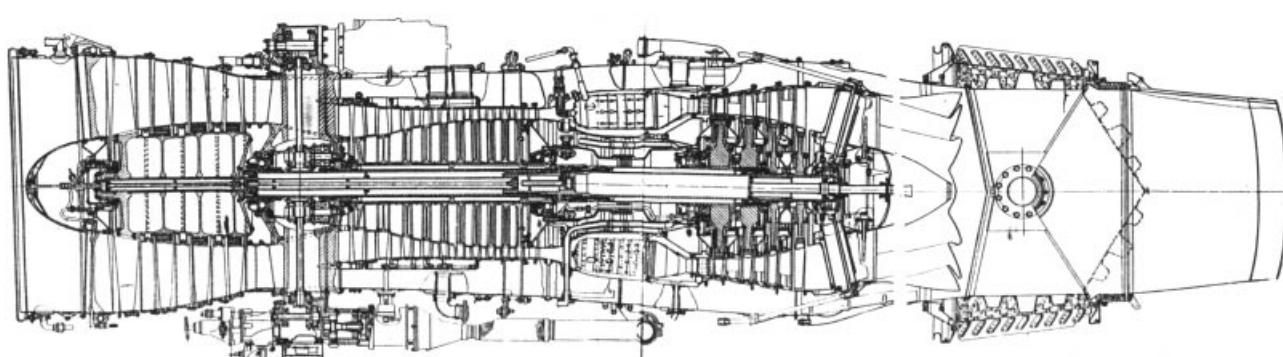
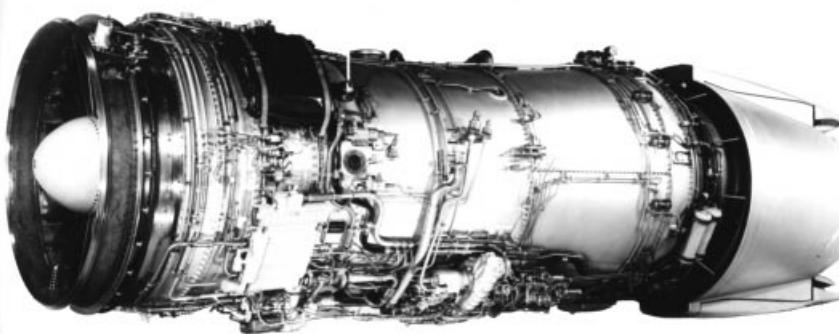


Схема Д-30 3 серии [5]



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 сохраняет взлетную тягу до температуры окружающей среды +30 град.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 двигате-

ля. 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 поверхности 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; противообледенительной системой (ПОС) воздухозаборника, обтекателя передней опоры и лопаток ВНА КНД; системой сигнализации и пожаротушения внутри двигателя; системой контроля и сигнализации о вибрациях 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 о 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 - 1,87, в КВД - 8,45, суммарная -



Ил-76ТД [4]



Ил-76МД [10]



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 звукоизолирующие 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 серий. Соотношение двигателей по сериям - 1:4.

Эксплуатация около 660 двигателей Д-30КП (70% от всего парка) осуществляется в 16 авиапредприятиях России. Из общего количества двигателей находятся на крыле 59% двигателей. 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). Назначенный ресурс 6500 часов (3375 циклов). Календарный срок службы 10 лет.

Диаметр вентилятора 1455 мм
Длина 5448 мм

Д-30КП 2 серии

Рвзл. = 12000 кгс
Ркр. = 2750 кгс (Н = 11000 м, Мп = 0,8)
Робр. max = 3800 кгс
Суд.взл. = 0,49 кг/кгс.ч
Суд.кр. = 0,7 кг/кгс.ч
твзл. = 2,2
Тг взл. = 1356 К
Гв взл. = 269 кг/с
Мдв. = 2650 кг



A-50 [1]



A-40 [14]

Д-30КП I серии

Рвзл. = 12000 кгс
Ркр. = 2750 кгс (Н = 11000 м, Мп = 0,8)
Суд.взл. = 0,5 кг/кгс.ч
Суд.кр. = 0,7 кг/кгс.ч
твзл. = 2,36
Тг взл. = 1427 К
Гв взл. = 279 кг/с
Мдв. = 2640 кг
Робр. max = 3800 кгс



Ил-76 [2]

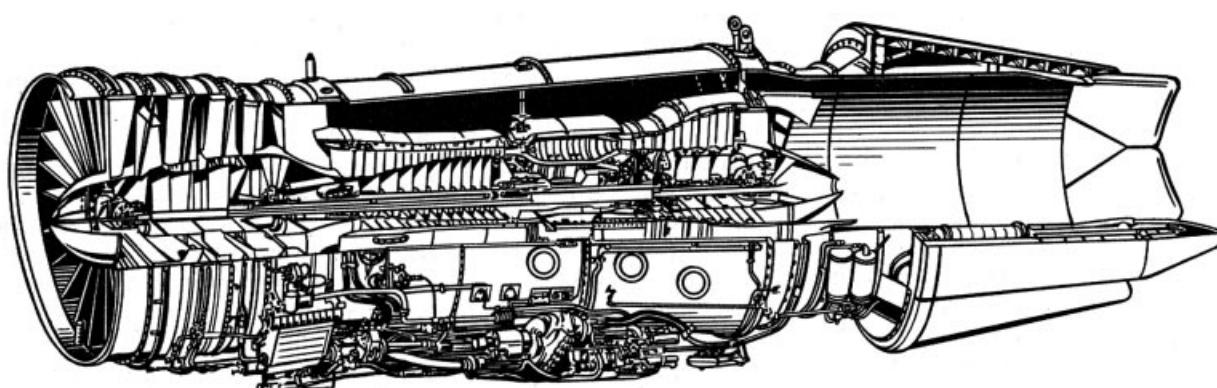
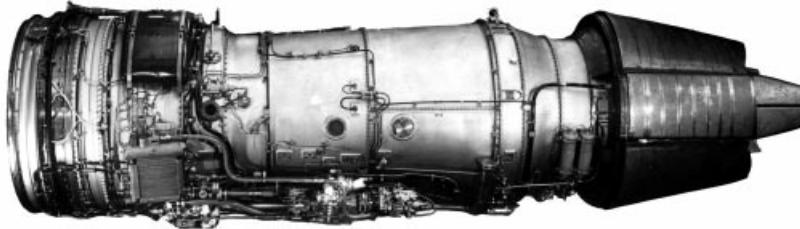


Схема Д-30КПУ [7]



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, сменив 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 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.

На двигателе впервые применена конструкция реверсивного устройства ковшевого типа.

По конструкции двигатель аналогичен Д-30КП.

Д-30КУ 2 серии сохраняет взлетную тягу до температуры окружающей среды +30 град.С.

На базе двигателя Д-30КУ 2 серии в ОАО “Рыбинские моторы” разрабатывается газотурбинная установка **ГТУ-6/РМ** (N = 6 МВт и Суд. = 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 1-й и 2-й серий. Соотношение двигателей по сериям - 2:3. По состоянию на 01.01.98 г. эксплуатация 420 двигателей Д-30КУ (35% от всего парка) осуществляется в 5 авиапредприятиях РФ. Из общего количества двигателей находятся на крыле 18,7% двигателей. 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).

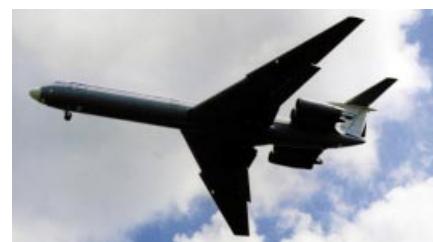
Диаметр вентилятора 1450 мм
Длина с реверсом 5700 мм

Д-30КУ I серии

Рвзл. = 11000 кгс
Ркр. = 2750 кгс
Робр. max = 3800 кгс
Суд.взл. = 0,49 кг/кгс.ч
Суд.кр. = 0,7 кг/кгс.ч
Твзл. = 2,42
Тг взл. = 1385 К
Г 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
 $\phi_{с}$ = 0,990
Мдв. = 2300 кг

Д-30КУ 2 серии

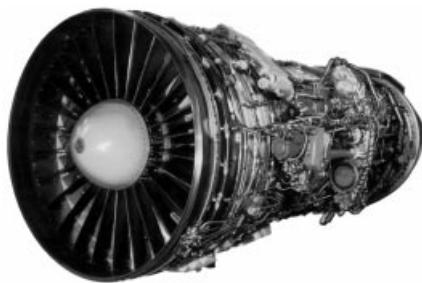
Рвзл. = 11000 кгс
Ркр. = 2750 кгс
Робр. max = 3800 кгс
Суд.взл. = 0,49 кг/кгс.ч
Суд.кр. = 0,7 кг/кгс.ч
Твзл. = 2,2
Тг взл. = 1356 К
Гв взл. = 269 кг/с
Мдв. = 2640 кг



Ил-62М [2]

Д-30КУ-154

авиационный турбореактивный двигатель



Д-30КУ-154 III серии [5]

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 двенадцатипрестковый 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 привело к



Tu-154M [15]

уменьшению расхода топлива на 2,5%. Ресурс двигателя Д-30КУ-154 3 серии увеличен на 800 часов за счет снижения температуры на входе в турбину, а расход топлива уменьшен на 3%.

Гарантийный до первого ремонта 3000 часов (1386 циклов). 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.

Эксплуатация 1350 двигателей Д-30КУ-154 (95% от всего парка) осуществляется в 16 авиапредприятиях России. 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 высокоеффективный газогенератор ПС-90А.

Экологические характеристики по эмиссии модифицированных двигателей соответствуют нормам ICAO 2000 года. Самолет Ту-154М с модифицированными двигателями Д-30КУ-90 удовлетворяет требованиям главы III нормам 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. Повыщены экологические характеристики в связи

с исключением выброса дренажного топлива.

Модернизация Д-30КУ-90 возможна в процессе его ремонта.

Д-30КУ-154 II серии

Рвзл. = 10500 кгс

Суд.взл. = 0,498 кг/кгс.ч

Тг взл. = 1336 К

Гв взл. = 263 кг/с

Ркр. = 2750 кгс (Н = 11000 м, Мп = 0,8)

Суд.кр. = 0,71 кг/кгс.ч

твзл. = 2,3

Дв = 1455 мм

Мдв. с реверсом = 2305 кг

Лдв. с реверсом = 5700 мм

Мдв. без реверса = 2305 мм

Мдв. с реверсом = 2675 мм

Д-30КУ-154 3 серии

Рвзл. = 10500 кгс

Суд.взл. = 0,482 кг/кгс.ч

Тг взл. = 1316 К

Гв взл. = 265 кг/с

Ркр. = 2750 кгс (Н = 11000 м, Мп = 0,8)

Суд.кр. = 0,69 кг/кгс.ч

Дв = 1455 мм

Мдв. с реверсом = 2307 кг

Д-30КУ-90

Рвзл. = 10500 кгс

Суд.взл. = 0,464 кг/кгс.ч

Тг взл. = 1465 К

Гв взл. = 277 кг/с

Ркр. = 2750 кгс (Н = 11000 м, Мп = 0,8)

Суд.кр. = 0,66 кг/кгс.ч

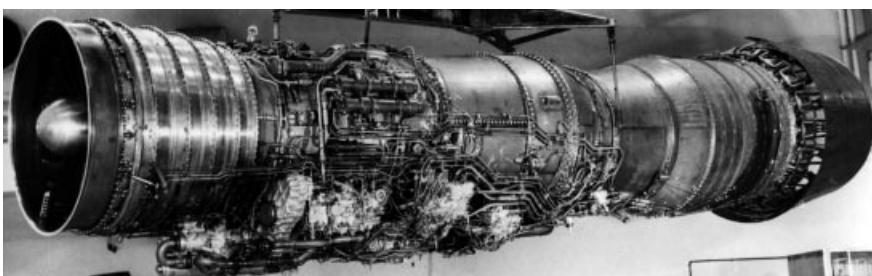
Суд.масла = 1 л/ч

Дв = 1455 мм

Мдв. с реверсом = 2450 кг

Д-30Ф6

авиационный турбореактивный двигатель



D-30F6 [15]

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** (Рвзл. = 88,2 кН) устанавливается на дозвуковом высотном самолете М-55 "Геофизика". Модификация, рассматривавшаяся ранее, - это **Д-21А1** для самолета С-21 "ОКБ Сухого" (см. Р-79 в АМНТК "Союз").

Двигатель состоит из 7 модулей.

Компрессор низкого давления: 5 ступеней; степень сжатия воздуха 3; степень двухконтурности 0,57. Компрессор высокого давления: 10 ступеней;



MiG-31B [16]



M-55 "Геофизика" [2]



регулируемые лопатки статора первой ступени; степень сжатия воздуха 7,05; суммарная степень повышения давления 21,15. Камера сгорания трубчато-кольцевая с 12 жаровыми трубами. Турбина высокого давления: 2 ступени, $T_r = 1367$ град.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, рас-

положенных 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 ($M_p = 2,83$)

$C_{уд.ф.кр.} = 1,9$ кг/кгс.ч

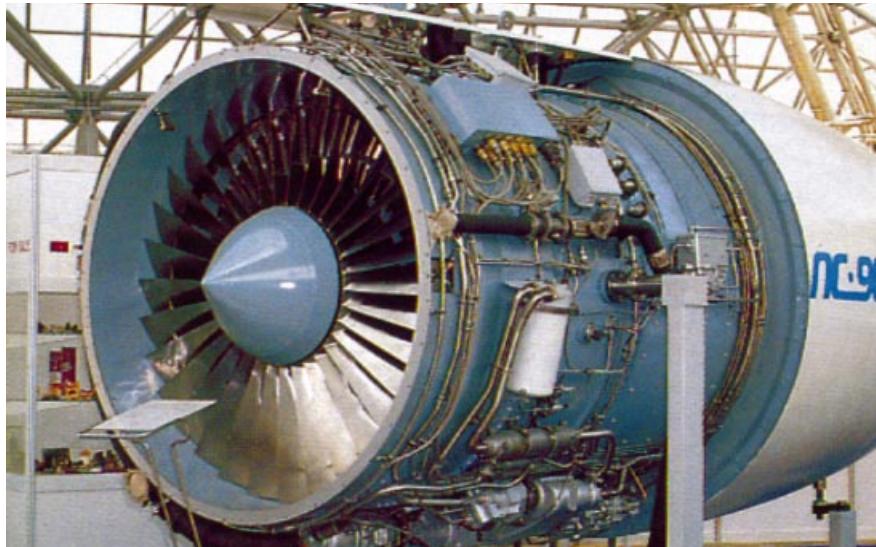
$T_{г.ф.} = 1660$ К

$G_{в.взл.} = 150$ кг/с

$M_{дв.} = 2416$ кг

ПС-90

авиационный турбореактивный двигатель



ПС-90А [1]



Ил-96-300 [10]



Ил-96-300 [10]



Tu-214 [17]

Состоящий из 11 модулей, двухконтурный двухвальный ТРД ПС-90А со смещением 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 крей-

серском - 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, $T_r = 1640$ К. Турбина низкого давления: 4 ступени.

$P_{взл.} = 16000$ кгс

$P_{обр.макс} = 3600$ кгс

$P_{кр.} = 3500$ кгс ($H=11000$ м, $V_p=850$ 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 град.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, возможность замены рабочих и спрятывающий 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, пневмо-клапаны механизации двигателя - AlliedSignal, 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.

Рвзл. = 16000 кгс

Робр.макс = 3600 кгс

Ркр. = 3700 кгс (Н=11000 м, Vп=850 км/ч)

Суд.кр. = 0,595 кг/кгс.ч

Гв взл. = 470 кг/с

Мдв. = 2950 кг

Дв = 1900 мм

Лдв. = 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 ч., Ту-204 - 6000 ч.

Диапазон эксплуатационных температур -55...+45 град.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. Поставка 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.

Рвзл. = 14000 кгс

Суд.взл. = 0,372 кг/кгс.ч

Гв взл. = 451 кг/с

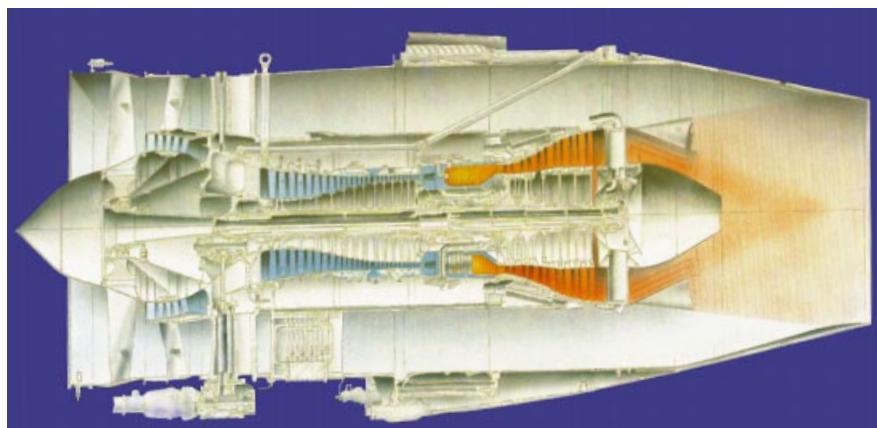
твзл. = 4,6

πк взл. = 29,5

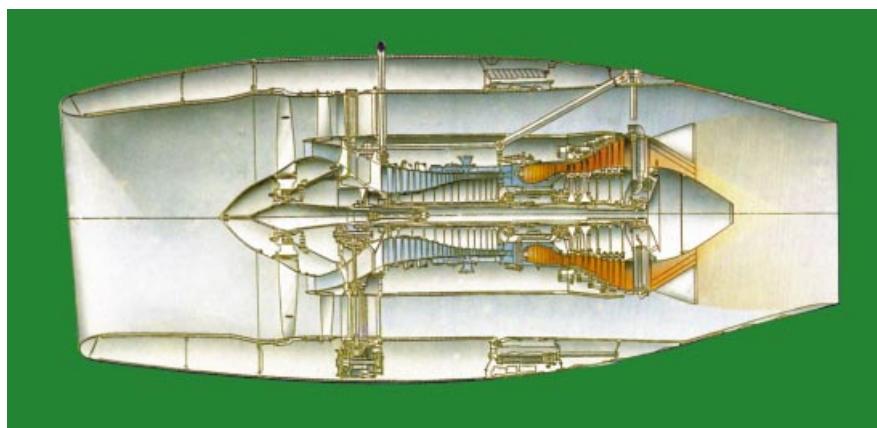
πв взл. = 1,61

Тг взл. = 1575 К

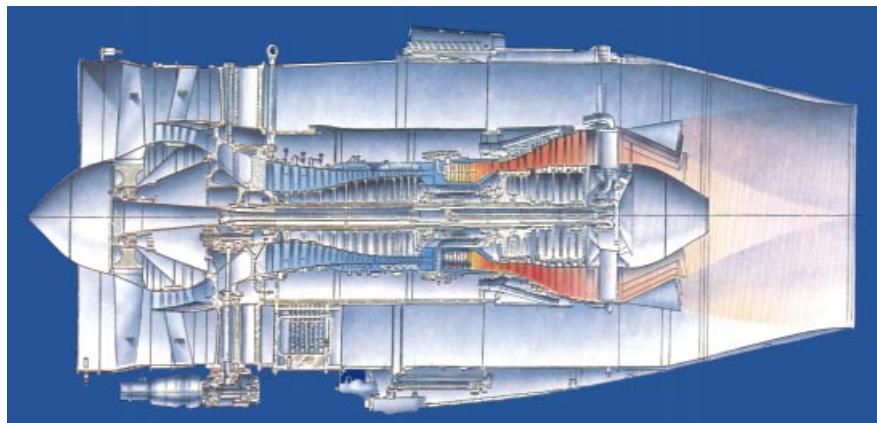
Ркр. = 3200 кгс (Н=11000 м, Мп = 0,8)



ПС-90А-76 [5]



ПС-90А12 [5]



ПС-90А154 [5]

Суд.кр. = 0,594 кг/кгс.ч

Гв кр. = 490 кг/с

тк кр. = 4,5

πк кр. = 34,7

πв кр. = 1,69

Тг кр. = 1325 К

Дв = 1900 мм

Мдв. = 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, на-

дежность, 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.

Рвзл. = 12000 кгс

Суд.взл. = 0,357 кг/кгс.ч

Гв взл. = 369 кг/с

твзл. = 5,05

πк взл. = 21,4

πв взл. = 1,60

Тг взл. = 1536 К

Дв = 1670 мм



Ил-76МФ [22]



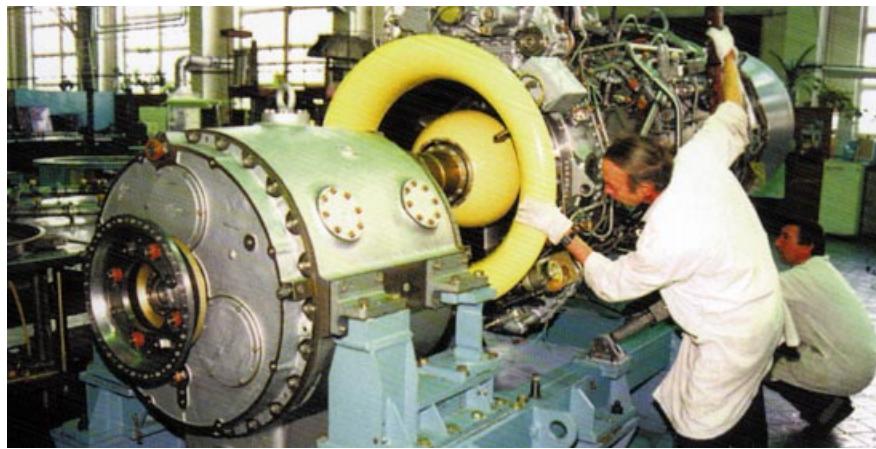
ПС-90 на Ил-76МФ [5]

Мдв. = 2300 кг
 Ркр. = 2300 кгс (H = 11000 м, Mп = 0,8)
 Суд.кр. = 0,582 кг/кгс.ч
 Гв кр. = 381 кг/с
 ткр. = 4,91
 π_k кр. = 23,3
 π_b кр. = 1,61
 Тг 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.

Рвзл. = 16000 кгс
 Суд.взл. = 0,38 кг/кгс.ч
 Гв взл. = 471 кг/с
 твзл. = 4,5
 π_k взл. = 31,9
 π_b взл. = 1,67
 Тг взл. = 1621 К
 Ркр. = 3500 кгс (H = 11000 м, Mп = 0,8)
 Суд.кр. = 0,595 кг/кгс.ч
 Гв кр. = 504 кг/с
 ткр. = 4,4
 π_k кр. = 37,0
 π_b кр. = 1,42
 Тг кр. = 1370 К
 Dв = 1900 мм
 Мдв. = 2950 кг
 Общетехнический ресурс 20000 часов

ГТУ-4П

газотурбинная установка наземного применения



ГТУ-4П [5]

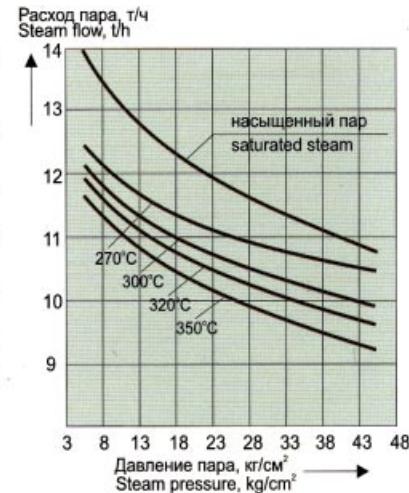
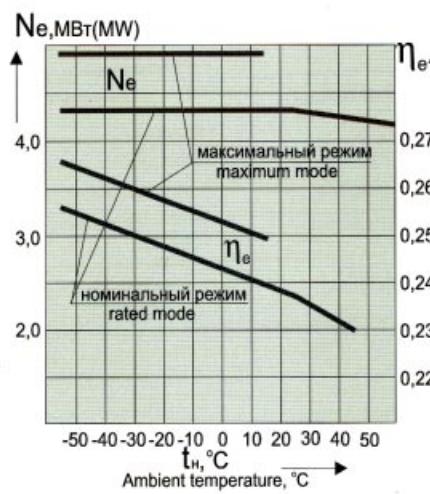
ГТУ-4П на базе газогенератора Д-30 III серии (самолет Ту-134) предназначена для привода турбогенератора в составе блочно-контейнерной газотурбинной электростанции мощностью 4...6 МВт. Объект применения - ГТЭС-4000, ТЭС-4000, ГПА. Создана по заказу РАО “Газпром”.

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 готовнос-

ти - 0,991; коэффициент технического использования - 0,978 (по результатам эксплуатации лидерного образца).

Нном. = 4,3 МВт
 Нmax = 4,8 МВт
 $\eta_{\text{ф.}}$ = 0,247
 Тг на выхлопе = 721 К
 Расход газа на выхлопе 28,3 кг/с
 π_k = 7,1
 П св.турбины = 5500 об./мин.
 Суд = 0,298 кг/кВт.ч
 Безвозвратные потери масла 0,3 кг/ч
 Межремонтный ресурс 25000...30000 ч
 NOx/CO при сухом способе подавления - 50/50 мг/куб.м
 Производится серийно в ОАО “Пермский моторный завод” с января 1998 г. (изготовлено несколько установок).





ГТУ-2,5П

газотурбинная установка наземного применения

ГТУ-2,5П на базе газогенератора авиационного двигателя Д-30 3 серии (самолет Ту-134) предназначена для привода электрогенераторов передвижных электростанций ПАЭС-2500М, ЭГ-2500. Создана по заказу РАО “Газпром”. 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 град. С.

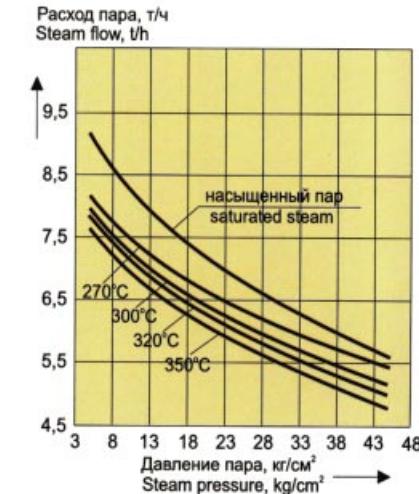
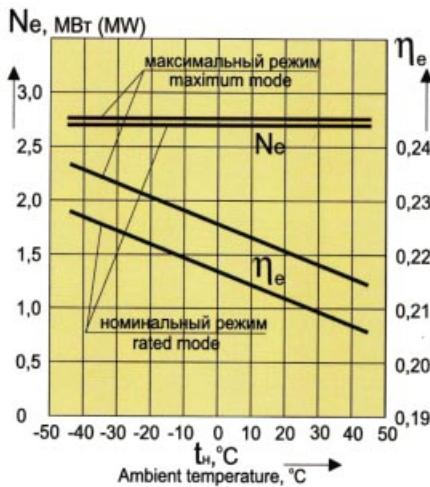
Уникальные эксплуатационные характеристики: сброс 100-процентной номинальной нагрузки с автоматическим выходом на режим холостого хода; быстрый турбодетандерный запуск и прием нагрузки не более чем за 150 сек.; энергонезависимость (обеспечение собственных нужд от внутреннего источника - до 5 кВт); возможность 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]

Нном. = 2,7 МВт
 Нmax = 2,75 МВт
 ηэф. = 0,218
 Тг на выхлопе = 656 К
 Расход газа на выхлопе 24,3 кг/с
 $\pi_k = 6,0$
 П свободной турбины = 5500 об./мин.
 П 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

Суд. = 0,33 кг/кВт.ч
 Безвозвратные потери масла – не более 0,3 кг/ч
 Межремонтный ресурс 25000...30000 ч
 NOx/CO при сухом способе подавления 50/50 мг/куб.м
 С 1995 г. в ОАО “Пермский моторный завод” изготовлено около 40 установок.



Пермская газокомпрессорная станция [5]

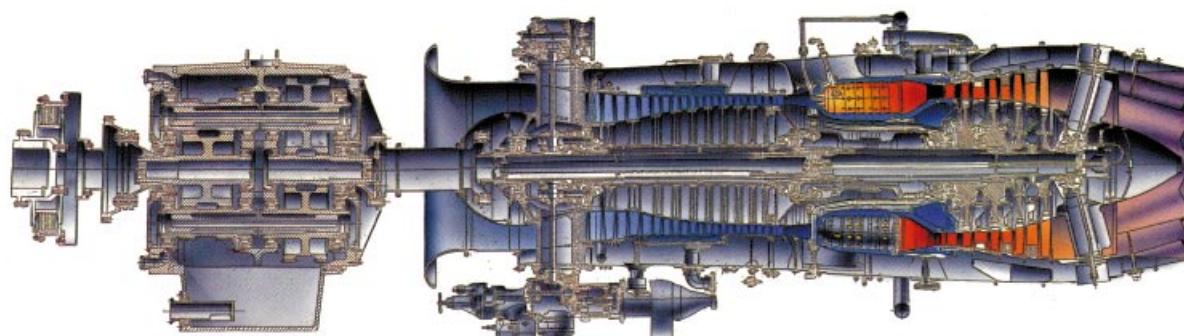
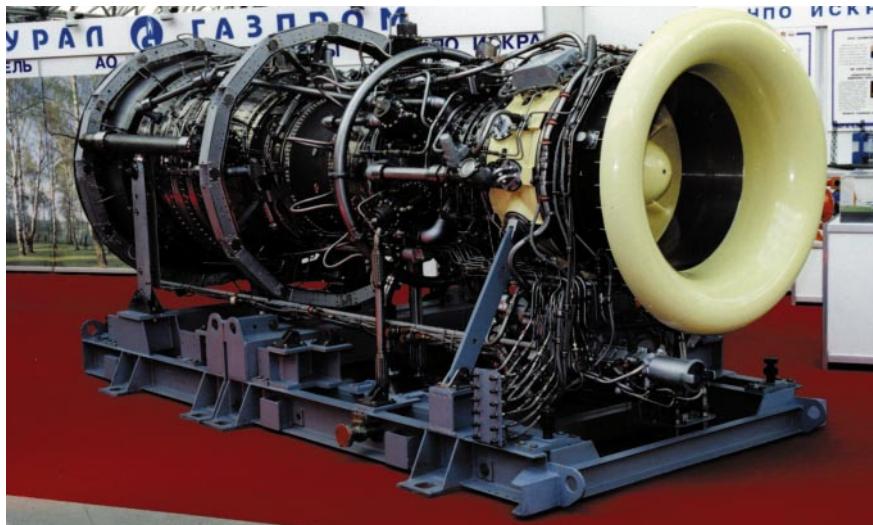


Схема ГТУ-2,5П [5]



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.

Уникальные 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.

Нном. = 12 МВт

Нmax = 13,2 МВт

ηэф. = 0,345

Тг за силовой турбиной = 740 К

Gв = 46,8 кг/с

Суд. = 0,208 кг/кВт.ч

πк = 15,5

Повыходного вала = 6500 об./мин.

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

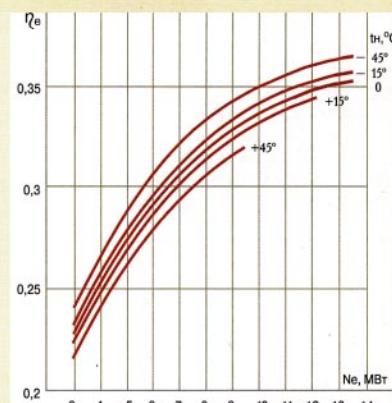
Межремонтный ресурс 25000 ч.

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

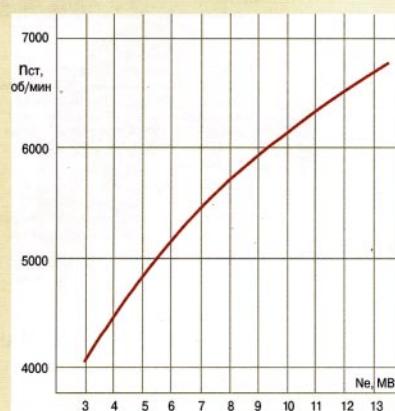
КПД / температура окружающего воздуха



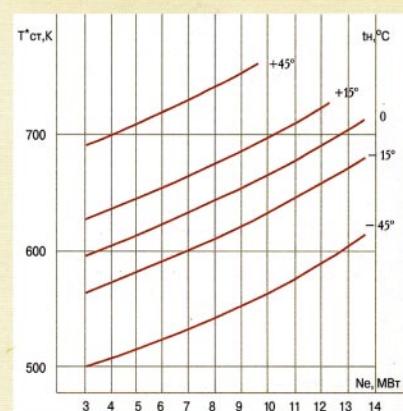
Мощность на валу / температура окружающего



КПД / мощность на валу



Частота вращения выходного вала / мощность на валу



Температура отходящих газов / мощность на валу



ГТУ-16П

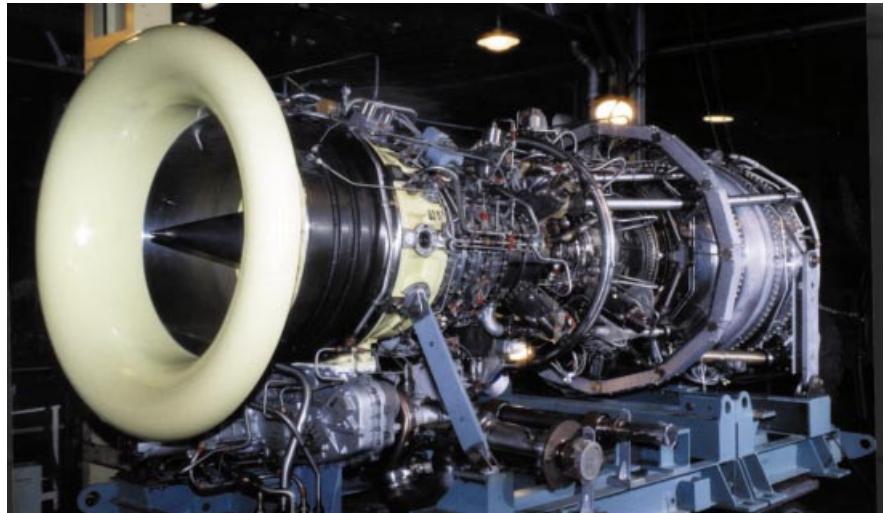
газотурбинная установка наземного применения



ГТУ-16П “Урал” [1]

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.



ГТУ-16П [1]

$N_{ном.} = 12/16/18 \text{ МВт}$
 $\eta_{эф.} = 0,358/0,380/0,386$
 $T_r = 1322/1416/1461 \text{ К}$
 $G_b = 51,0/57,0/59,6 \text{ кг/с}$
 $\text{Суд.} = 0,194 \text{ кг/кВт.ч}$
 $\tau_{ж} = 16,9/19,6/20,8$

П выходного вала = 5300/3000 об./мин.

Межремонтный ресурс 25000 ч.

Уникальные 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.

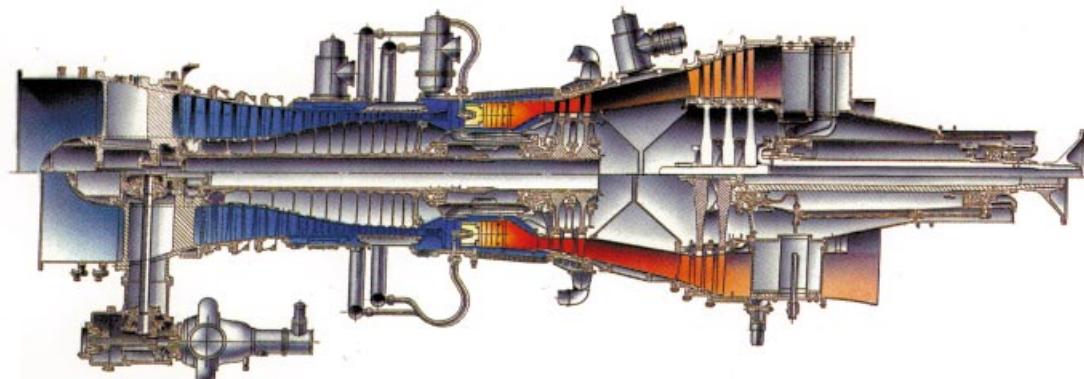


Схема ГТУ-16П [1]



ГТУ-25П

газотурбинная установка наземного применения

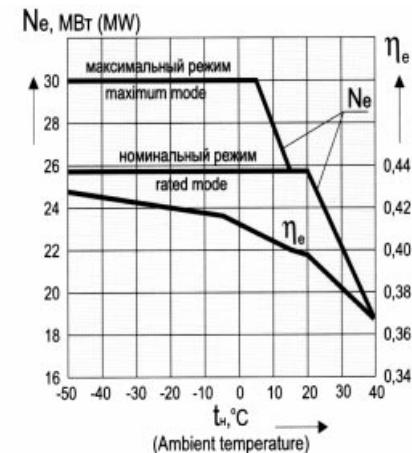


ГТУ-25П [1]

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: высокоеффективные 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.



$N_{\text{ном.}} = 25,6 \text{ МВт}$

$\eta_{\text{эф.}} = 0,40$

$T_r = 1512 \text{ К}$

$G_b = 85 \text{ кг/с}$

$\pi_k = 28,5$

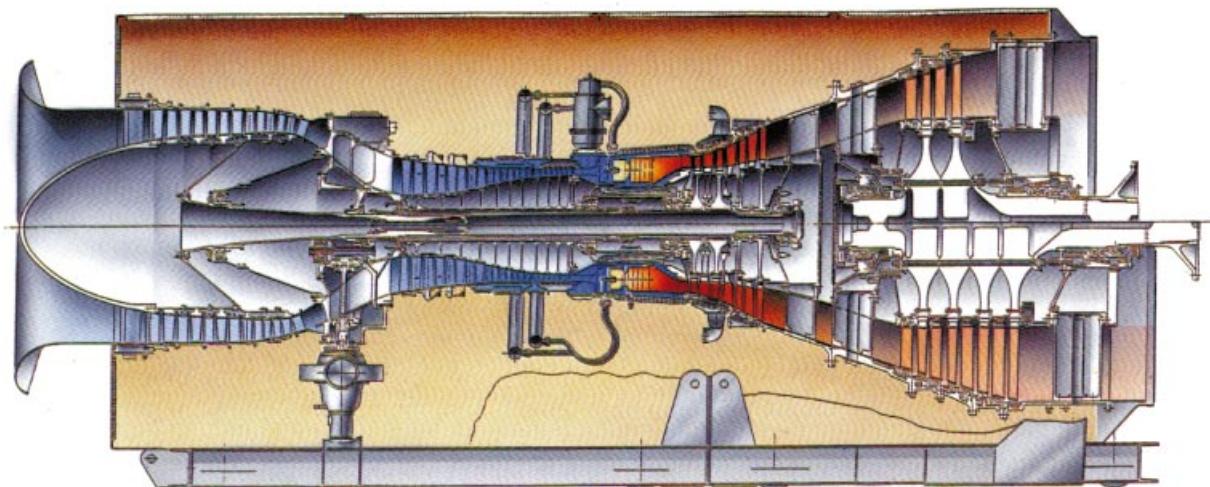
Поршневой турбины = 5000 об./мин.

Общетехнический ресурс газогенератора 50000 часов

Общетехнический ресурс силовой турбины 100000 часов

Назначенный срок службы 20 лет

В ОАО "Пермский моторный завод" изготовлен головной образец.



ГТУ-25П [5]

ОАО „Конструкторско-
производственное
предприятие „Авиамотор“

СТВ/СТМ
ТГ-16М
НК-16-18СТ

СТВ / СТМ

воздушные стартеры

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.



Ту-154Б [1]



Ил-86 [10]

ТГ-16М

турбогенераторная установка

Установка предназначена для обеспечения запуска ГТД и питания бортсети самолетов Ан-24, Ан-32, Ил-18, Ан-10, Ан-12

Ндлит. = 81,6 л.с.

Нтурб. max = 24000 об./мин.



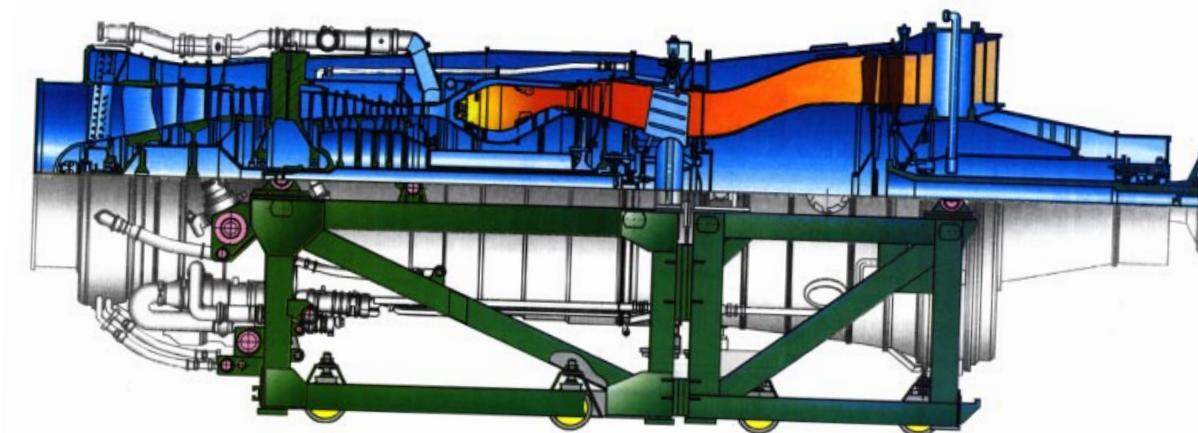
Ан-12БП [1]



Ан-24Б [10]

НК-16-18СТ

газотурбинный двигатель наземного применения



НК-16-18СТ II серии [18]

Двигатель 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 взаимозаменяется 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 БНт, 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.

При вала св.турб. = 3975...5565 об./мин.

Максимальный уровень звукового давления 135 дБ

Гтопливного газа = 6544 куб.м/ч

Тт = 733 К

Гарантийный ресурс 5000 часов

Межремонтный ресурс 20000 часов

Назначенный ресурс 60000 часов

Специальное
конструкторское бюро
роторно-поршневых двигателей
Департамента развития
ОАО „АвтоВАЗ“



ВАЗ-416
ВАЗ-426
ВАЗ-526

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). Нвзл. = 180 л.с. Суд.кр. = 0,205 кг/л.с.ч Пвала винта = 1900...2800 об./мин.

Топливо - бензин с октановым числом не ниже 90
Масло автомобильные масла класса SG
Рабочий объем 2 x 0,654 куб.дм
М_{дв.} = 125 кг
h_{дв.} = 614 мм
b_{дв.} = 600 мм
L_{дв.} = 877 мм

ВАЗ-426

авиационный роторно-поршневой двигатель



VAZ-426 [1]

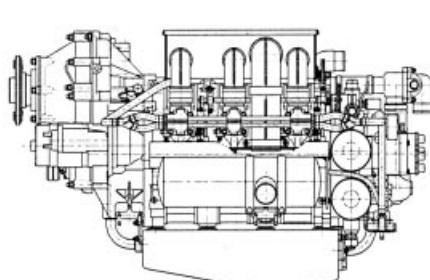
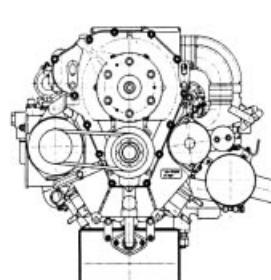


Схема ВАЗ-416 [19]



VAZ-426 [1]



A-23M "Тренер" [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 (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). Рабочий объем 3 x 0,654 куб.дм Суд.кр. = 0,205 кг/л.с.ч Пвала винта = 1900...2800 об./мин. Топливо - бензин с октановым числом не ниже 90
Масло автомобильные масла класса SG
Нвзл. = 270 л.с.
М_{дв.} = 155 кг

h_{дв.} = 614 мм
b_{дв.} = 645 мм
L_{дв.} = 1032 мм
Модификация:
• **ВАЗ-4265**: сухая масса 130 кг; Пвала винта = 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 (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). Нвзл. = 400 л.с.

Суд.кр. = 0,205 кг/л.с.ч
Пвала винта = 6000 об./мин.
Топливо - бензин с октановым числом не ниже 90
Масло автомобильные масла класса SG
Рабочий объем 4 x 0,654 куб.дм
М_{дв.} = 175 кг
h_{дв.} = 460 мм
b_{дв.} = 422 мм
L_{дв.} = 1386 мм

ГП „Авиамоторный научно-технический комплекс „Союз“

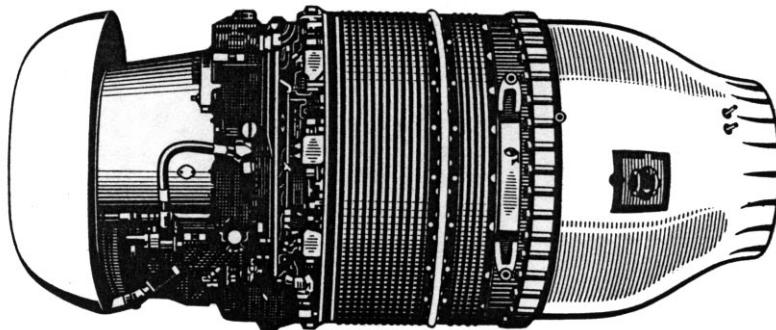
АМ-ТКРД-01
АМ-ТРД-02
АМ-3 (РД-3)
АМ-5
КР7-300
РУ19-300
РД-9
Р11-300
Тополь
Р201-300 (С5.33)
Р209-300
Р15-300
Р27-300
РДК-300
Р79
ТВ128-300
Р123-300
Р126-300
Р127-300





АМ-ТКРД-01

авиационный турбореактивный двигатель



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 ЕФ-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.



"152", пассажирский вариант самолета ЕФ-140 [20]

Запуск двигателя производился воздушным стартером типа ротационной воздуходувки.

Двигатель выпущен в нескольких экземплярах.

P_{max} = 3300 кгс

Суд. max = 1,2 кг/кгс.ч

Рном. = 3000 кгс

Суд.ном. = 1,2 кг/кгс.ч

G_b max = 65 кг/с

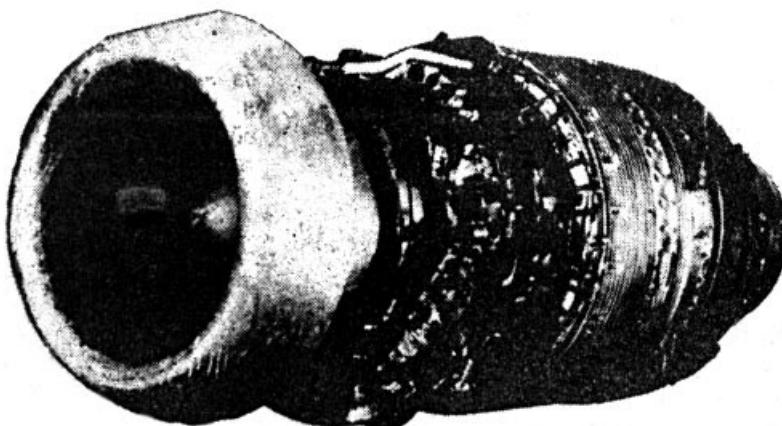
π_k = 4

T_r = 1120 К

Мдв. = 1720 кг

АМ-ТРД-02

авиационный турбореактивный двигатель



АМ-ТРД-02 [12]



"82" (Ту-22 первый) [12]

В 1949 г. двигатель **АМ-ТРД-02**, модификация двигателя АМ-ТКРД-01, с увеличенной до 41,7 кН тягой, успешно прошел государственные стендовые испытания.

Принципиальные схемы двигателей аналогичны. С целью уменьшения массы и длины двигателей трубчато-кольцевая камера сгорания выполнена противоточной. Девяноступенча-

тый 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 ЕФ-140. Планировалась установка двигателя на бомбардировщик "82", но проект не был воплощен из-за нереальности АМ-ТРД-02.

Двигатель выпущен в нескольких экземплярах.

P_{max} = 4250 кгс

Суд. max = 1,05 кг/кгс.ч

Суд.ном. = 1,02 кг/кгс.ч

Рном. = 3850 кгс

G_b max = 75 кг/с

π_k = 5

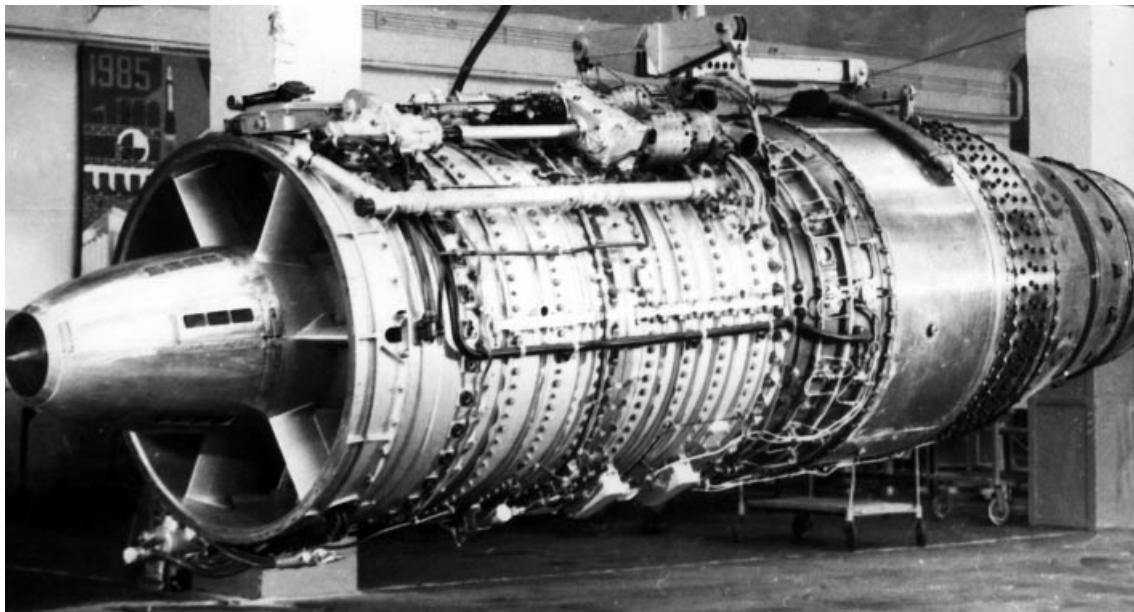
T_r = 1125 К

Мдв. = 1675 кг



АМ-3 (РД-3)

авиационный турбореактивный двигатель



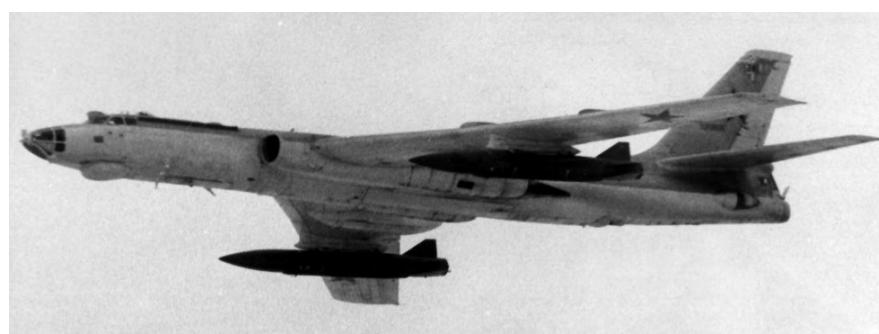
AM-3 [20]

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. Применины 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 пер-



Tu-16 [2]

выми 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.

Рвзл. = 8700 кгс
Суд.взл. = 1,0 кг/кгс.ч.
Ркр. = 6200 кгс
Суд.кр. = 0,931 кг/кгс*ч.
Gв взл. = 150 кг/с
πк взл. = 6,2
Тг взл. = 1130 К
Мдв. = 3100 кг
Ддв. = 1400 мм
Лдв. = 5380 мм

Модификации:

- **АМ-3А** (Ту-16);
- **АМ-3Д** (М-4, М-2-2, Ту-104, М-4А, ЗМС, ЗМС-2); Рвзл. = 8700 кгс;
- **РД-3М-500** (М-4, М-2-2, Ту-104, М-4А, ЗМС, ЗМС-2); Рвзл. = 9500 кгс; Рчрезв. = 10608 кгс;
- **РД-3М-500А** (М-4, М-2-2, Ту-104, М-4А, ЗМС, ЗМС-2); Рвзл. = 10500 кгс;
- **РД-3М** (Ту-16); Рвзл. = 9500 кгс; Рчрезв. = 10608 кгс;
- **WP8**, выпускался по лицензии в Китае компанией Xian Aero-Engine Corporation.



3М [21]



Tu-104 [20]



AM-5

авиационный турбореактивный двигатель



AM-5 [12]



Як-25 [2]

Дальнейшее совершенствование проектируемых узлов и двигателей, их оптимизация и повышение надежности требовали проведения теоретических и экспериментальных исследований. Руководил этими работами в ОКБ Б.С. Стекчин.

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 **AM-5**, который пошел в серийное производство уже в 1953 г. Установливался двигатель на истреби-

теle-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.

AM-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. На AM-5 установлены восьмиступенчатый осевой компрессор, кольцевая камера сгорания, двухступенчатая турбина и нерегулируемое сопло. Система автоматического регулирования обеспечивала управление двигателем только путем перестановки основного ры-

чага 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.

Рвзл. = 2000 кгс

Суд.кр. = 0,88 кг/кгс.ч

Гв = 37,5 кг/с

πк = 5,8

Тг взл. = 1130 К

Мдв. = 445 кг

Ддв. = 670 мм

Лдв. = 2770 мм

Модификации:

- **AM-5Ф** повышенной тяги (опытный бронированный штурмовик Ил-40-1)

Рном. = 2150 кгс

Рмакс = 2700 кгс

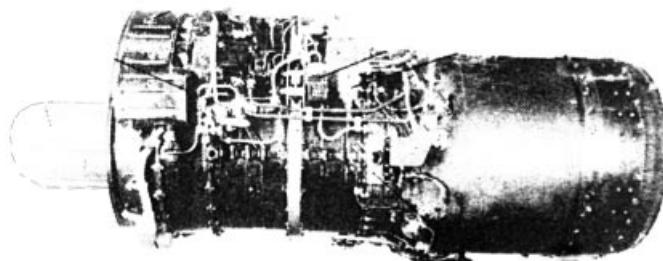
- **AM-5А** (барражирующий истребитель Як-25, крылатая ракета класса "корабль-корабль" КСЩ).



Морская ракета КСЩ [53]

KP7-300

авиационный однорежимный двигатель



KP7-300 [20]

В 1964 г. завершились стендовые испытания однорежимного краткоре-

сурсного двигателя **KP7-300**, предназ-

наченного для сверхзвуковых беспи-

лотных летательных аппаратов одно-

разового применения.

В связи с особенностями применения двигателя обусловлена его конструкция и режимы работы: малый ресурс, повышенные механические нагрузки и теплонапряженность, компактность, упрощенная конструкция.

Рвзл. = 2150 кгс

Суд.взл. = 1,3 кг/кгс.ч

Суд.кр. = 1,77 кг/кгс.ч

Гв взл. = 35,5 кг/с

πк взл. = 4,5

Тг взл. = 1360 К

Ддв. = 0,645 м

Лдв. = 2,00 м

Мдв. = 385 кг



РУ19-300

малоразмерный авиационный турбореактивный двигатель

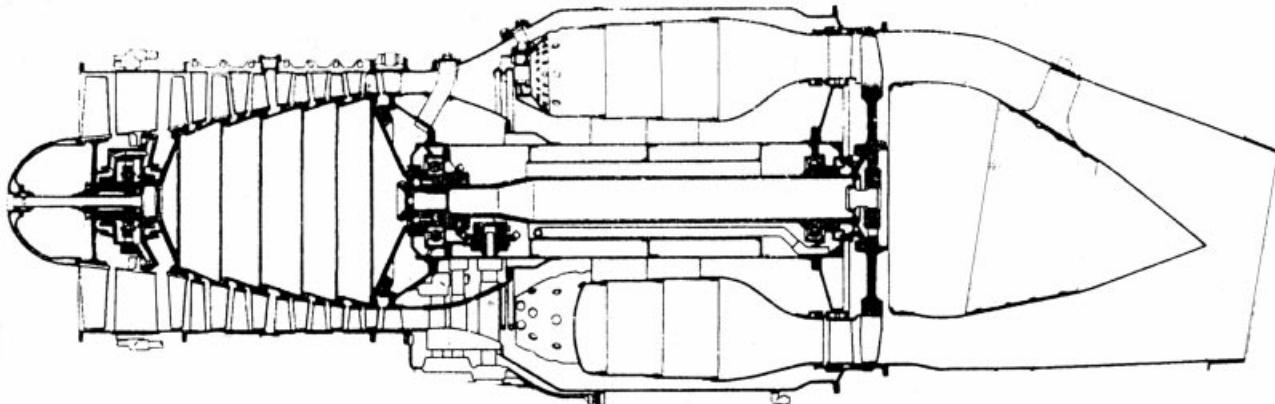


Схема РУ19-300 [20]



Як-32 [8]



Ан-26 [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-24 и Ан-26.

В двигателе применены семиступенчатый осевой компрессор, кольцевая камера сгорания, одноступенчатая турбина и нерегулируемое реактивное сопло.

Производился в ОАО "Тюменские моторостроители".

Рвзл. = 900 кгс

Суд.кр. = 1,18 кг/кгс.ч

Гв взл. = 16 кг/с

πк взл. = 4,6

Тг взл. = 1150 К

Мдв. = 225 кг

Ддв. = 550 мм

Лдв. = 1730 мм

Гарантированный ресурс 1500 часов

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.

Рвзл.ф. = 3300 кгс

Суд.ф. = 1,6 кг/кгс.ч

Суд.кр. = 0,88 кг/кгс.ч

Гв взл. = 43,3 кг/с

πк взл. = 7,5

Тг взл. = 1150 К

Мдв. = 700 кг

Ддв. = 660 мм

Лдв. = 5560 мм

РД-9Б был первым отечественным двигателем со сверхзвуковой ступенью компрессора, запущенным в крупносерийное производство (1955 г.) в ОАО "Уфимское моторостроительное ПО". Выпускался до 1974 г.

РД-9Б имеет трубчато-кольцевую камеру сгорания (девять прямоточных жаровых труб в общем кожухе), двухступенчатую турбину, форсажную ка-

меру с трехпозиционным соплом. Особенностью двигателя был высоконапорный девяноступенчатый 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



"Турболет" [1]

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 разме-

ры и трудоемкость изготовления компрессора.

Большой объем НИОКР по созданию и отработке основ самолетов вертикального взлета и посадки, управления ими про проведен ЛИИ имени М.М.Громова. В 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 2-х топливных баков общей емкостью 400 л. Габариты платформы: 10 x 10 x 3,8 м. На "Турболете" была установлена первая в СССР автоматика управления полетом.

Модификации:

- **РД-9В** (опытный бронированный штурмовик Ил-40-2); Рном. = 2150 кгс; Рmax = 3300 кгс;
- **РД-9Е** (опытный самолет Е-50); Рф.взл. = 3800 кгс;
- **РД-9Ф** (самолеты Як-27Р и Як-120М); выпускался в Уфе в 1956-74 гг.; Рф.взл. = 3800 кгс; Рmax = 2750 кгс; Суд. max = 0,94 кг/кгс.ч.; Тr = 1163 К; πk = 7,8;
- **РД-9ФК** (авиационный ракетный комплекс с крылатой противокорабельной ракетой класса "воздух-поверхность" большой дальности "Комета-10";

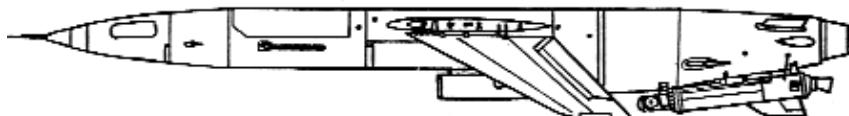


Як-27 [2]

• **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.; Рвзл. = 1950 кгс; Суд.взл. = 0,95 кг/кгс.ч.; Тr = 820 К; πk = 7,1;

- **РД-9АК** (опытный самолет-разведчик Як-122, фронтовой бомбардировщик Як-26/Як-123, истребитель-перехватчик Як-27); Рвзл. = 2000 кгс;
- **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).



Крылатая ракета П-5 [53]



МиГ-19П [2]

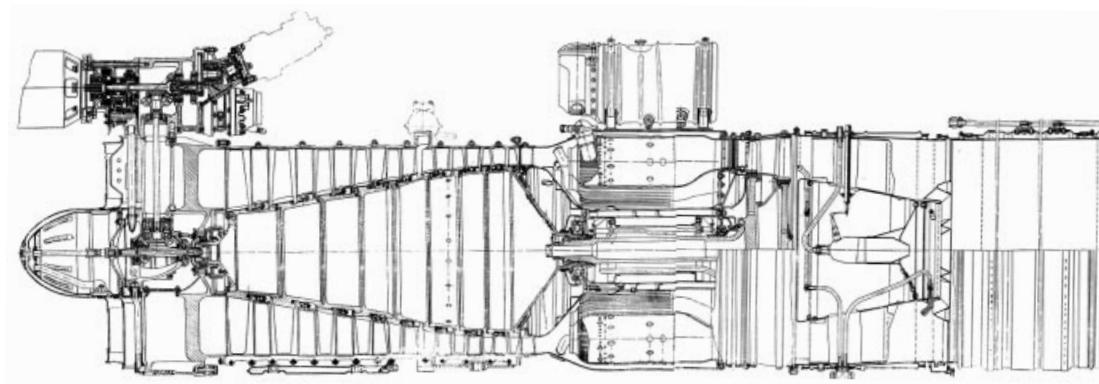


Схема РД-9Б [20]



P11-300

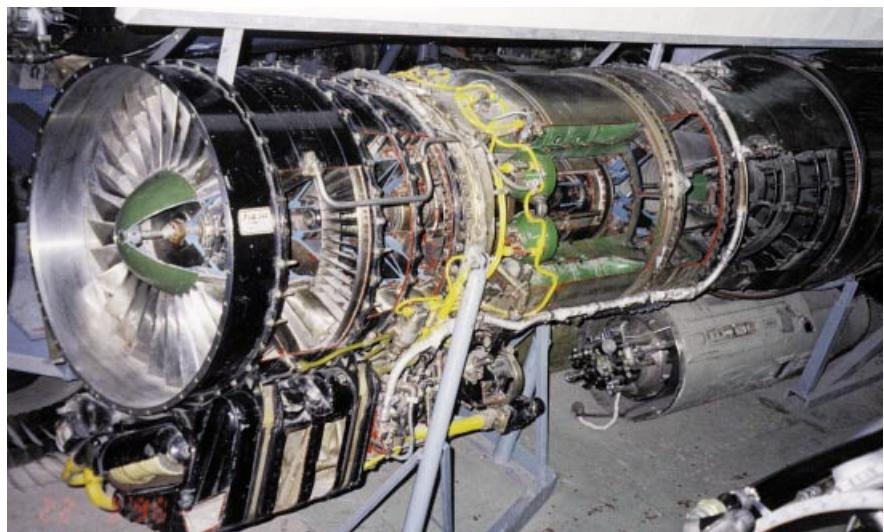
авиационный турбореактивный двигатель

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.Мецхваришивили.

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". Всего было произведено свыше 20 тысяч Р11-300 различных 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.

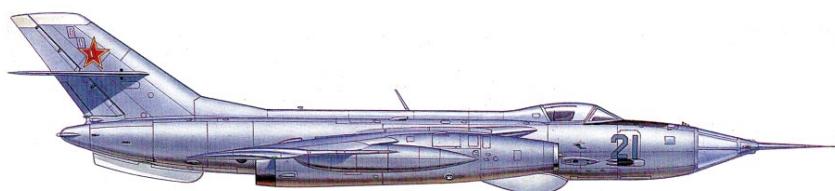
На двигателе применены шестиступенчатый осевой компрессор, трубчато-кольцевая камера сгорания, двухступенчатая турбина, форсажная камера с всережимным реактив-



Р11-300 [12]

ным соплом. Компрессор содержит по три высоконапорных сверхзвуковых (околозвуковых) ступени каскадов

низкого и высокого давления. С помощью компрессора обеспечена устойчивая работа двигателя на всех



Як-28И [24]

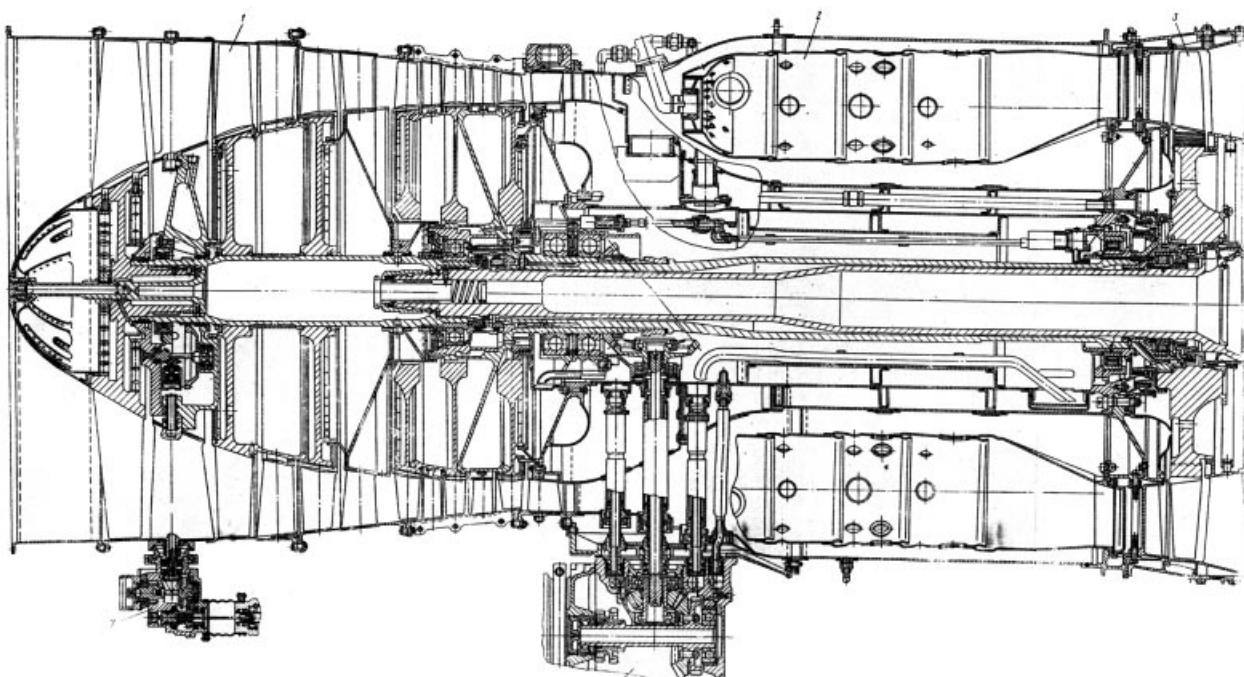


Схема турбокомпрессорной части Р11-300 [20]



МиГ-21ПФ [2]



Су-15УТ [20]



Як-25РВ [2]

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 супфлер 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:

• **P11-300**

Рф.взл. = 5110 кгс

Суд.ф. = 1,96 кг/кгс.ч

Суд.кр. = 0,94 кг/кгс.ч

Гв = 64,5 кг/с

π_к = 8,6

Тг взл. = 1175 К

Мдв. = 1040 кг

Ддв. = 825 мм

Лдв. = 4660 мм

• **P11Ф-300** (МиГ-21Ф, МиГ-21У)

Рф. = 6120 кгс

Суд.ф. = 2,19 кг/кгс.ч

π_к = 8,9

Тг = 1170 К

Тт = 1090 К

• **P11Ф2-300** (МиГ-21ПФМ, МиГ-21УМ,

МиГ-21Р, Су-15, МиГ-21С, МиГ-21М)

Рф.взл. = 6120 кгс

Рвзл. = 4200 кгс

Суд.ф.взл. = 2,2 кг/кгс.ч

Суд.взл. = 0,94 кг/кгс.ч

Гв взл. = 66 кг/с

π_к взл. = 8,7

Тг взл. = 1175 К

Мдв. = 1088 кг

Ддв. = 825 мм

Лдв. = 4600 мм

η_{кнд} = 0,820

η_{квд} = 0,830

η_т = 0,970

σ_{кс} = 0,935

η_{твд} = 0,875

η_{тнд} = 0,890

φ_с = 0,970

• **P11ФС2-300**

Рф.взл. = 6728 кгс

Суд.ф. = 2,2 кг/кгс.ч

Суд.кр. = 0,93 кг/кгс.ч

Гв = 66 кг/с

π_к = 9

Тг взл. = 1225 К

• **P11Б-300** бесфорсажный;

• **P11АФ2-300** (Як-28Л, Як-28И);

Рвзл.ф. = 6200 кгс;

• **P11ФС2-300**

Рф.взл. = 6728 кгс

Суд.ф. = 2,2 кг/кгс.ч

Суд.кр. = 0,93 кг/кгс.ч

Гв = 66 кг/с

π_к = 9

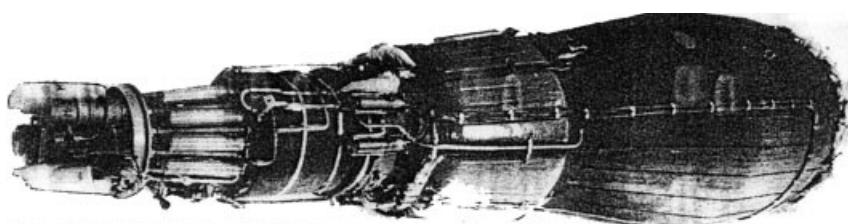
Тг = 1225 К

• **P11К-300** (беспилотный самолет-разведчик Ла-17М); короткоресурсный ГТД; Рном. = 2460 кгс

• **WP7** (самолет J-7); Рвзл. = 5500 кгс; двигатель Р11Ф-300 производился в Китае на LMC (Liming Engine Manufacturing Corporation); первое испытание двигателя проведено в октябре 1965 г.; 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 (первый полет в июле 1969 г.) внедрено охлаждение лопаток турбины, что позволило довести взлётную тягу до 6000 кгс; новый двигатель получил обозначение **WP7A**; модификации WP7 - **WP-7B** (Рвзл. = 6100 кгс), **WP-7C** для J-7 II, **WP-7F** для самолета J-7E (Рвзл. = 6500 кгс).

Тополь

термоэмиссионная ядерно-энергетическая установка



ТЯЭУ "Тополь" [20]

Разрабатывалась в 1960-69 гг.

Электрическая мощность 5...7 кВт

Напряжение постоянного тока - до 30 В

Максимальная температура теплоносителя 600 град. С

Ресурс 10000 часов



P201-300 (C5.33)

жидкостный ракетный двигатель

В 1959-64 гг. в ОКБ проводились работы по созданию жидкостных ракетных двигателей. Двигатель **P201-300** предназначался для установки на ракеты "Буря" К-22 (AS-4. Kitchen) класса "воздух-земля".

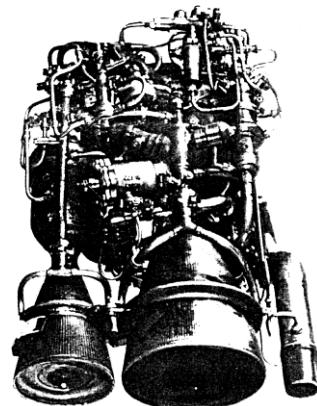
Это был многорежимный двигатель, одноразового действия, с турбонасосной подачей компонентов.

МАКСИМАЛЬНЫЙ СТАРТОВЫЙ РЕЖИМ
 $R = 1400 \text{ кгс (13,72 кН)}$ при $H=25000 \text{ м}$
 Руд. = 253 кгс.с/кг при $H=25000 \text{ м}$
 Топливо: окислитель АК-27И
 горючее ТГ-02
 $t = 530 \text{ с}$
 $M_{dv.} = 112 \text{ кг}$

СТАРТОВЫЙ РЕЖИМ
 $R = 8350 \text{ кгс (81,86 кН)}$ при $H=10000 \text{ м}$
 Руд. = 256 кгс.с/кг при $H=10000 \text{ м}$
 Руд. = 250 кгс.с/кг при $H=25000 \text{ м}$



Авиационная ракета класса "воздух-поверхность" X-22 "Буря" [2]



P201-300 [2]

P209-300

жидкостный ракетный двигатель

P-209-300 – двухрежимный двигатель одноразового действия с турбонасосной подачей компонентов для ракеты-мишени.

Топливо: окислитель АК-27И
 горючее ТГ-02

$t = 820 \text{ с}$

$M_{dv.} = 80 \text{ кг}$

СТАРТОВЫЙ РЕЖИМ
 $R = 3300 \text{ кгс (32,35 кН)}$ при $H=10000 \text{ м}$
 Руд. = 247 кгс.с/кг при $H=10000 \text{ м}$
 Руд. = 264 кгс.с/кг при $H=25000 \text{ м}$

МАКСИМАЛЬНЫЙ МАРШЕВЫЙ РЕЖИМ
 $R = 650 \text{ кгс (6,37 кН)}$ при $H=25000 \text{ м}$
 Руд. = 250 кгс.с/кг при $H=25000 \text{ м}$

P15-300

авиационный турбореактивный двигатель

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 **P15-300** 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 двухсторончатым регулируемым трехпозиционным соплом. Для автоматического запуска используется турбостартер С3 (ГТД с силовой турбиной в 150 л.с.).

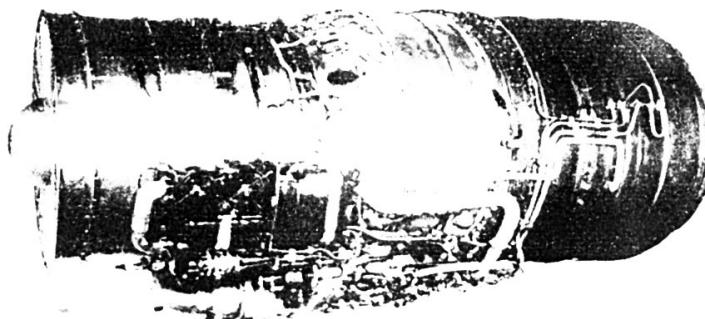
P15-300 был первым двигателем с электронным регулятором режимов.

Рвзл. = 13500 кгс

Суд.Ф. = 2,45 кг/кгс.ч



P15-300 [20]



P15K-300 [2]

Суд.кр. = 1,12 кг/кгс.ч
Гв взл. = 144 кг/с
π_к взл. = 4,75
Тг взл. = 1230 К
Ддв. = 1640 мм
Lдв. = 6650 мм
Мдв. = 2590 кг
С 1969 г. **P15-300** производился на
ММПП "Салют".
Модификации:
• **P15-300** (опытные тяжелые истреби-
тели-перехватчики Е-150 и Е-152;
Рном. = 6840 кгс; Р_{макс} = 10150 кгс);
• **P15Б-300** (истребитель МиГ-25);
Р_{кр.} = 7500 кгс; Р_{макс} = 11200 кгс;

- **P15БФ(2)-300** (истребители МиГ-25М, МиГ-25П, МиГ-25РБ);
 - **P15БД-300** (истребители МиГ-25ПД, МиГ-25РБ);
 - **КР15-300** (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.



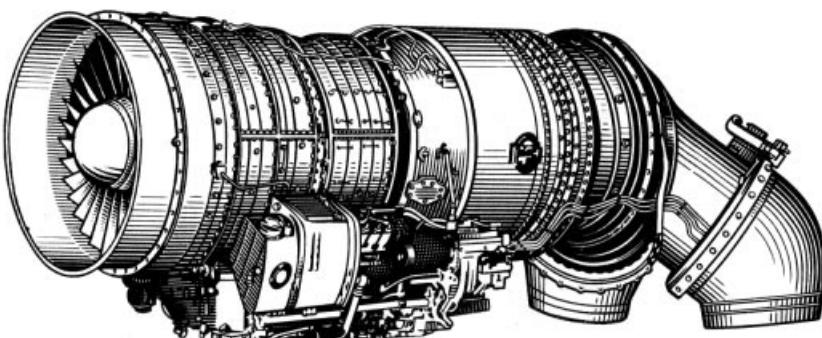
МиГ-25П [2]



Tu-123 "Ястреб" [2]

P27-300

авиационный турбореактивный двигатель



P27B-300 [7]

ТРДДФ **P27Ф2-300** 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 **P27B-300**, который устанавливался на СВПП Як-36М и Як-38. Производились Р27B-300 в АО "ММП имени В.В.Чернышева" и ОАО "Тюменские моторостроители" начиная с 1974 г.

Р27B-300 спроектирован по двухвальной схеме и состоит из 11-ступенчатого осевого компрессора (пять ступеней ротора низкого давления и шесть ступеней ротора высокого дав-

ления) 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 темпера-



Як-38М [2]

тур и пульсаций воздуха на входе. Конструкция двигателя обеспечивает устойчивую работу силовой установки при применении бортового оружия.

Рвзд. = 6900 кгс

Суд.кр. = 0,883 кг/кгс.ч

Гв взл. = 100 кг/с

$$\pi_{\text{К взл.}} = 10,5$$

$$T_r = 1440 \text{ K}$$

$$M_{дв.} = 1350 \text{ кг}$$

Лдв. = 3700 мм

Дв. = 1012 мм
Модификация **P27АФ-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



РДК-300 [12]

Малоразмерный двухконтурный ТРД **РДК-300** (1981 г.) предназначен для беспилотных летательных аппаратов. Он размещается на пylonе 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.
Рвзл. = 350 кгс
Суд.кр. = 0,785 кг/кгс.ч
Гв взл. = 7,5 кг/с
m = 1
 $\pi_k = 8,5$
Dдв. = 315 мм
Lдв. = 850 мм
Mдв. = 95 кг

P79

авиационный турбореактивный двигатель

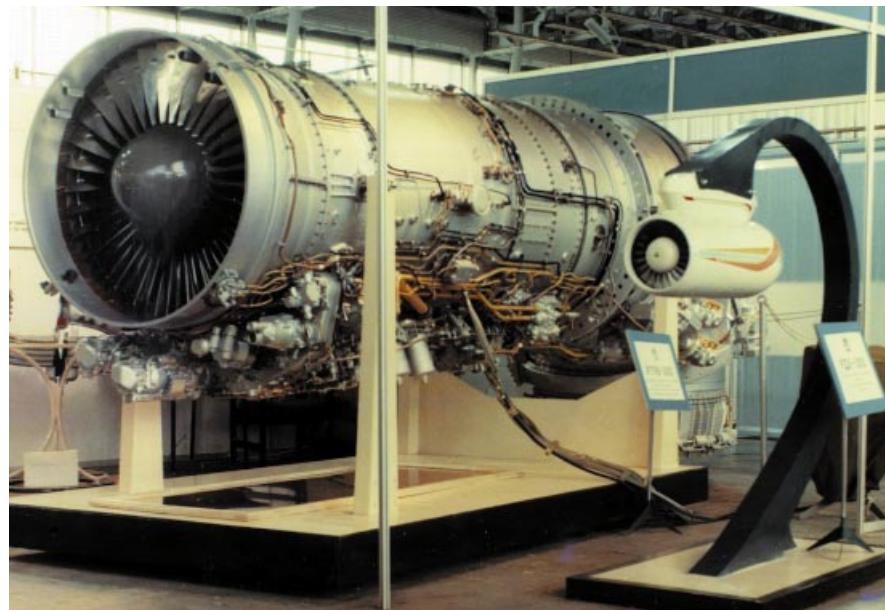
Для сверхзвукового самолета вертикального взлета и посадки Як-141 создан подъемно-маршевый двигатель (ПМД) **P79B-300**.

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 градусов (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 137,2 кН (14 000 кгс) и подает воздух в ПД для их запуска и топливо для работы на всех режимах. Кроме этого, ПМД обеспечивает системы самолета электропро-



Р79-300 и РДК-300 [12]

энергией и давлением сервожидкости. Р79B-300 отличается безымостью 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 градуса. Перевод его в горизонт осуществляется автоматом разгона или вручную рычагом управления соплом.

Двухвальный ТРДД Р79B-300 конструктивно состоит из пятиступенчатого компрессора низкого давления (Гв = 120 кг/с), шестиступенчатого компрессора высокого давления (отбор воздуха 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 врачаются в противоположные стороны), форсажной ка-



Як-141 [2]



меры (сохраняет рабочее состояние в режиме "висения" при угле 95 градусов по отношению к направлению полета) и реактивным соплом, которое меняет положение относительно горизонтальной оси: 0 град. (горизонтальный полет), 63 град. (короткий взлет) и 90 град. (вертикальная посадка и "висение").
 Рф.взл. = 15500 кгс
 Рвзл. = 10500 кгс
 Суд.ф.взл. = 1,6 кг/кгс.ч
 Ркр. = 10980 кгс
 Суд.кр. = 0,66 кг/кгс.ч
 Р_{max} = 14000 кгс
 Г_в взл. = 180 кг/с
 m = 0,8
 Т_в взл. = 1620 К

π_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) был предложен ТРДДФ **P-79M-300** максимальной тягой 18500 кгс (по другим сведениям - 17970 кгс) с системой управления вектором тяги в вертикальной плоскости на +/- 20 градусов и цифровой ЭДСУ. Р79М оснащен также новой системой управления и усовершенствованной камерой сгорания.
 На базе Р79 создается двигатель **ВК-21** тягой 7500 кгс (общая с Р79 турбокомпрессорная часть).

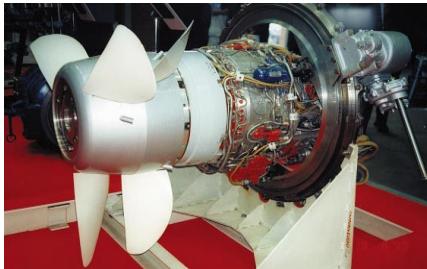
Сейчас два двигателя проходят стендовые испытания.
 Двигатель ВК-21 первоначально создавался ОАО "Авиадвигатель" как Д-21А1 на базе ТРДД Д-30.
 Три ВК-21 предполагается установить на самолет С-21 ОКБ Сухого.



C-21 [6]

ТВ128-300

авиационный турбореактивный двигатель



TV128-300 [1]

ТВД **ТВ128-300** разработан для установки на самолеты местных воздушных линий и административные самолеты.
 Н_е взл. = 1300 л.с.
 Суд.взл. = 0,212 кг/л.с.ч
 Н_е кр. = 500 л.с.
 Суд.кр. = 0,178 кг/л.с.ч
 М_{дв.} = 200 кг
 L_{дв.} = 1200...1750 мм (в зависимости от компоновки самолета)

Р123-300

авиационный турбореактивный двигатель

Р123-300 - проект двухвального ТРДД для легких дозвуковых самолетов. Компрессор двигателя состоит из одной ступени КНД (m = 6), и трех ступе-

ней КВД (регулируемый ВНА, третья ступень центробежная). Двигатель имеет противоточную камеру сгорания кольцевого типа, одноступенча-

тые турбины высокого и низкого давления, реактивное сопло со смешением.
 Рвзл. = 1430 кгс

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 смеше-

нием. Возможна установка реверсивного устройства.
 Рвзл. = 4000 кгс

Р127-300

авиационный турбореактивный двигатель

Р127-300 - проект двухвального ТРДД для авиации общего назначения.

Конструктивно состоит из односту-

пенчатого осевого КНД, двухступенчатого центробежного КВД, противоточной камеры сгорания, двухступенчатых турбин низкого и высокого давления. Реактивное сопло со смешением.

Возможна установка реверсивного устройства.
 Рвзл. = 900 кгс
 Г_в = 31 кг/с
 m = 4,8

ОАО
„Научно-производственное
предприятие „Аэросила“



ТА-4ФЕ
ТА-6
ТА-8
ТА-12
ТА-14



ТА-4ФЕ

вспомогательный газотурбинный двигатель

ТА-4ФЕ разработан в 1964 году для установки на самолет Ан-2. Серийно выпускался с 1965 года.

Конструктивно двигатель состоит из двухступенчатого центробежного компрессора, центростремительной турбины и генератора постоянного тока ГС-24А 3-й серии.

Годы выпуска: 1965-1985

Рабс отбираемого воздуха = 2,45 кгс/кв.см

Нэ возд. = 124 кВт

Нотб.постоянного тока = 18 кВА

Gт = 170 кг/ч

Высотность запуска 2500 м

Рабочий диапазон температур

-60...+60°C

Mдв. = 180 кг (без генератора)

Годы выпуска: 1965-1985



Ан-2 [4]

ТА-6

вспомогательный газотурбинный двигатель



Ил-76ТД [2]

ТА-6А разработан в 1964 году 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.

Годы выпуска: 1965-1985

Рабс отбираемого воздуха = 4,5 кг/с

Нэ возд. = 235 кВт

Нотб.постоянного тока = 40 кВА

Gт = 225 кг/ч

Высотность запуска 3000 м

Рабочий диапазон температур
-60...+60°C

Mдв. = 245 кг (без генератора)

Габаритные размеры 1585 x 620 x 735 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/кв.см), генератор постоянного тока ГС-12ТО, генератор переменного тока отсутствует.

ВГТД **ТА-6В**, 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.

Годы выпуска: 1965-1985

Рабс отбираемого воздуха = 4,5 кг/с

Нэ возд. = 235 кВт

Нотб.постоянного тока = 40 кВА

Gт = 220 кг/ч

Высотность запуска 3000 м

Рабочий диапазон температур
-60...+60°C

Mдв. = 255 кг (без генератора)

Габаритные размеры 1575 x 725 x 760 мм



Ту-22М2 [45]



Ил-62М [77]



Ту-154Б-2 [77]



Як-42Д [77]



ТА-8

вспомогательный газотурбинный двигатель



Ту-134Б-3 [77]

ТА-8 разработан в 1968 году для установки на самолет Ту-134

Конструктивно состоит из одноступенчатого центробежного компрессора, центро斯特ремительной турбины и генератора постоянного тока ГС-12ТО.

Готираемого воздуха = 0,75 кг/с

Рабс отбираемого воздуха = 3,3 кгс/кв.см

Нэ возд. = 107 кВт

Gt = 145 кг/ч

Высотность запуска 3000 м

Рабочий диапазон температур - 60...+60°C

Мдв. = 165 кг (без генератора)

Габаритные размеры 1368 x 713 x 705 мм

Модификация ТА-8В устанавливается на самолете Ан-72 и вертолете Ми-26. На нем дополнительно установлен генератор переменного тока ГТ40ПЧ6

Готираемого воздуха = 0,75 кг/с

Рабс отбираемого воздуха = 3,3 кгс/кв.см

Нэ возд. = 107 кВт

Нотб.постоянного тока = 40 кВА

Gt = 145 кг/ч

Высотность запуска 5000 м

Рабочий диапазон температур - 60...+60°C

Мдв. = 185 кг (без генератора)

Габаритные размеры 1368 x 701 x 717 мм

Модификация ТА-8К (1987 г.) для вер-



Ка-31 [2]

толета 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.

Готираемого воздуха = 0,4 кг/с

Рабс отбираемого воздуха = 3,2 кгс/кв.см

Нэ возд. = 55 кВт

Нотб.постоянного тока = 60 кВА

Gt = 160 кг/ч

Высотность запуска 3500 м

Рабочий диапазон температур - 60...+60°C

Мдв. = 178 кг (без генератора)

Габаритные размеры 1478 x 717 x 765 мм



Ан-72 [20]

Габаритные размеры 1368 x 713 x 705 мм

Модификация ТА-8В устанавливается на самолете Ан-72 и вертолете Ми-26. На нем дополнительно установлен генератор переменного тока ГТ40ПЧ6

Готираемого воздуха = 0,75 кг/с

Рабс отбираемого воздуха = 3,3 кгс/кв.см

Нэ возд. = 107 кВт

Нотб.постоянного тока = 40 кВА

Gt = 145 кг/ч

Высотность запуска 5000 м

Рабочий диапазон температур - 60...+60°C

Мдв. = 185 кг (без генератора)

Габаритные размеры 1368 x 701 x 717 мм

Модификация ТА-8К (1987 г.) для вер-



Ми-26 [9]

Габаритные размеры 1368 x 713 x 705 мм

Модификация ТА-8В устанавливается на самолете Ан-72 и вертолете Ми-26. На нем дополнительно установлен генератор переменного тока ГТ40ПЧ6

Готираемого воздуха = 0,75 кг/с

Рабс отбираемого воздуха = 3,3 кгс/кв.см

Нэ возд. = 107 кВт

Нотб.постоянного тока = 60 кВА

Gt = 160 кг/ч

Высотность запуска 3500 м

Рабочий диапазон температур - 60...+60°C

Мдв. = 178 кг (без генератора)

Габаритные размеры 1478 x 717 x 765 мм

ТА-12

вспомогательный газотурбинный двигатель



Ту-204-100 [1]

ТА-12 разработан в 1979 году для установки на самолеты Ан-74, Ан-124 “Руслан” и Ан-225 “Мрия”

Конструкция: четырехступенчатый осевой компрессор (колесо 1-й ступени диагональное), трехступенчатая осевая турбина, генератор постоянного тока ГС-12ТО1, генератор переменного тока ГТ40ПЧ8Б.

Готираемого воздуха = 1,6 кг/с

Рабс отбираемого воздуха = 4,9 кгс/кв.см

Нэ возд. = 287 кВт

Нотб.постоянного тока = 40 кВА

Gt = 250 кг/ч

Высотность запуска 7000 м

Рабочий диапазон температур - 60...+60°C

Мдв. = 290 кг (без генератора)

Габаритные размеры 1588 x 682 x 721 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.

ВГТД ТА-12-60 (1986 г.) для самолетов Ту-204, Ту-334, Бе-200, Ан-70, оборудованная электростартером СТ-117 и генератором переменного тока ГТ60ПЧ8Б



Ан-225 “Мрия” [20]



ТА-14

вспомогательный газотурбинный двигатель



ТА-14 [1]

Для применения на самолетах Ту-134, Ил-114, Як-130, Ан-140, на вертолете Ка-62 в 1997 году разработан ВГТД **ТА-14**, который конструктивно состоит из одноступенчатого центробежного компрессора, центро斯特ремительной турбины и генератора переменного тока 20 кВт

Gotbiraemogo воздуха = 0,55 кг/с

Gotbiraemogo воздуха = 3,7 кгс/кв.см

№ возд. = 79 кВт

Нотб.постоянного тока = 20 кВА

Gr = 55 кВт/ч

Высотность запуска 6000 м

Рабочий диапазон температур

-60...+60°C

Мдв. = 50 кг (без генератора)

Габаритные размеры 823 x 450 x 510 мм



Ил-114Т [1]



Ка-62 [45]



Ан-140 [42]

ГП „Запорожское машиностроительное конструкторское бюро „Прогресс“ имени академика А.Г.Ивченко“

АИ-4В
АИ-26
ТВ-2
ТС-12Ф
АИ-14
АИ-20
АИ-8
АИ-9
АИ-24
АИ-25
ДВ-2
Д-36
Д-136

Д-236Т
Д-27
Д-436
ТВЗ-117ВМА-СБМ1
Д-336
АИ-336-1(2)-10
ЭТД-1000
АИ-336Э
ГИГ-4
ТКУ-400
ЭГ-6300Г-
10,5УХЛ1





АИ-4В

авиационный поршневой двигатель

АИ-4В создан в 1945 г. специально для установки на опытный вертолет Ка-10, который оснащался одним таким двигателем

АИ-4В - 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. Выходивший из редуктора двигателя вертикальный вал передавал мощность на распределительный редуктор и одновременно на верхний несущий винт.

Выпущено всего несколько ПД АИ-4В.
Р_{своб.} = 390 кгс
Н_{макс} = 55 л.с.
Н_{ном} = 50 л.с.



Ka-10 [35]

АИ-26

авиационный поршневой двигатель

ПД **АИ-26В** с принудительным воздушным охлаждением (Н_{е взл.} = 575 л.с.) специально создан для работы в составе силовой установки вертолета Ми-1.

Двигатель устанавливался на центральной ферме. Он снабжался угловым редуктором с выводом основной мощности на вертикальный вал, комбинированной муфтой включения трансмиссии и свободного хода и осевым вентилятором со спрямляющим аппаратом для принудительного охлаждения двигателя.

В 1945-49 гг. был создан двигатель **АИ-26ГР** для установки на опытных машинах Г-4 И.П.Братухина (Н_е = 370 л.с. при $n = 2000$ л.с. и 500 л.с. при $n = 2100$ л.с.) **АИ-26ГРФ**, форсированный до 550 л.с. взлетной и 420 л.с.名义альной мощностей, применялся на вертолете Братухина Б-5 и его модификациях Б-9 и Б-10.

Особенностью семицилиндрового АИ-26ГР было наличие специального углового редуктора, который передавал вращение в двух направлениях - к несущему винту вертолета и на синхрониза-

ционный вал. Охлаждение цилиндров этого мотора осуществлялось принудительно осевым вентилятором.

АИ-26ГРФЛ спроектирован для вертолета Як-100. Двигатель также был специально приспособлен для работы на вертолете: он имел комбинированную муфту включения и свободного хода. Передача мощности на несущий и рулевой винты осуществлялась трансмиссией, состоявшей из вертикального вала, главного редуктора, хвостового вала и хвостового редуктора с угловой передачей от двигателя на вертикальный вал с резиновыми муфтами на концах.

На серийные вертолеты шли двигатели АИ-26ГРФ и АИ-26В (Ми-1, Ми-1А, Ми-1Т, Ми-3), **АИ-26ВФ** мощностью 615 л.с. (Ми-1М и Ми-1МУ).

За создание АИ-26 главный конструктор А.Г.Ивченко, главный конструктор А.М.Анашкин и ведущий конструктор В.А.Лотарев были удостоены Государственной премии СССР.

Двигатели АИ-26 выпускались в ОАО "Мотор-Сиц". Всего выпущено около 1300 двигателей всех модификаций.



Г-4 [3]

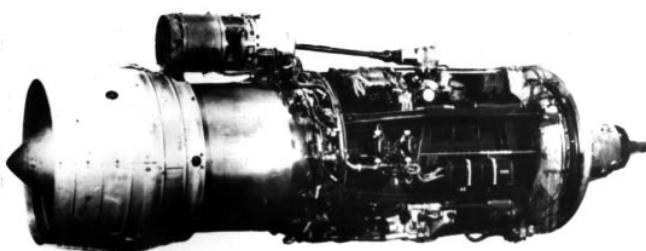


Mi-1M [13]

Ремонт ПД АИ-26 различных модификаций выполнялся ОАО "Иркутским АРЗ №403", ОАО "Завод №411 ГА" и др.

ТВ-2

авиационный поршневой двигатель



ТВ-2 [40]



An-8 [2]



Ka-22 [35]

В 1953 г. из этого ОКБ для дальнейшего развития и доводки в ЗМКБ был передан турбовинтовой двигатель **ТВ-2** мощностью 6000 л. с. Его модификация **ТВ-2М** устанавливалась на опытном образце первого отечественного

специализированного транспортного самолета Ан-8. На базе ТВ-2 был разработан двигатель **ТВ-2ВК** с оригинальным редуктором для привода подъемных и тянувших винтов винтокрыла Ка-22.



ТС-12Ф

авиационный поршневой двигатель

Первой работой по созданию авиационных газотурбинных двигателей стал турбостартер **ТС-12Ф** для ТВД НК-12 конструкции Н.Д.Кузнецова.

АИ-14

авиационный поршневой двигатель



Як-18П [8]

На рубеже 40-50-х гг., когда возникла потребность в экономичном, мощном и легком двигателе для малых самолетов, был создан мотор **АИ-14Р**. По конструкции это была девятицилиндровая звезда воздушного охлаждения с редуктором и нагнетателем.

АИ-14Р устанавливался либо с ВИШ В-530Л-11, либо АВ-14, трехлопастным флюгерным ВИШ диаметром 2,9 м и массой 82 кг ($n = 1890$ об./мин.; $\eta = 81,5\%$).

Большой серией АИ-14Р различный модификаций производился в СССР на ГП "Воронежский механический завод", ОАО "Мотор-Сиц", Польше на заводе PZL-Kalisz и Китае.

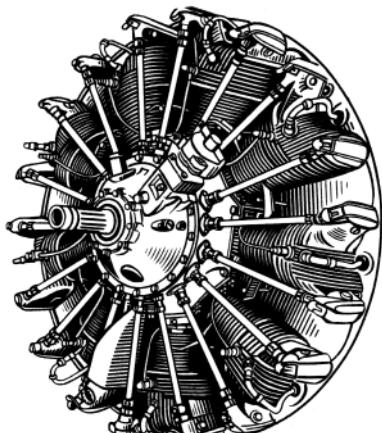
Модификации:

- **АИ-14ВФ** (вертолеты Ка-15 и Ка-18); $N_{\max} = 280$ л.с.; $N_{\text{ном}} = 235$ л.с.; $N_{\text{кр.}} = 160$ л.с.;
- **АИ-14РФ** (самолеты Ан-14 "Пчелка", Як-18ПФ, Як-12А, Як-12М); $N_{\max} = 300$ 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 $N_{\text{взл.}} = 256$ л.с. $n_{\text{пвл.}} = 2350$ об./мин. $N_{\text{кр.}} = 217$ л.с. $n_{\text{пкр.}} = 2050$ об./мин. $C_{\text{э}} = 0,253 \dots 0,278$ кг/л.с.ч $D_{\text{поршня}} = 105$ мм (ход поршня 130 мм) Рабочий объем 10,16 л Степень сжатия в цилиндрах 5,9 Редуктор – планетарный с передаточным числом 0,787 $L_{\text{дв.}} = 956$ мм $D_{\text{дв.}} = 985$ мм $M_{\text{дв.}} = 200$ кг

- **АИ-14РС** (аэросани "Север-2");
- **АИ-14РА-КАФ** (самолет Wilga 80); карбюраторная модификация АИ-14РА польского производства;
- **АИ-14РДР** (прототипы самолетов PZL-104 Wilga 35 и PZL-130 Orluk); оснащен пневмостартером; производился в Польше;

- **АИ-14РД** (самолеты PZL-104 Wilga 35 и PZL-130 Orluk); оснащен электростартером; $N_{\text{взл.}} = 276$ л.с.; производился в Польше;

- **HS6**: лицензионная версия АИ-14Р для учебного самолета СJ-6; выпущено более 700 штук; на базе HS6 создано большое семейство поршневых двигателей, которые выпускались до 1970 г.



АИ-14Р [13]



Як-18А [8]



Ka-18 [35]



Як-12 [1]



Ka-15 [35]



Як-12А [8]

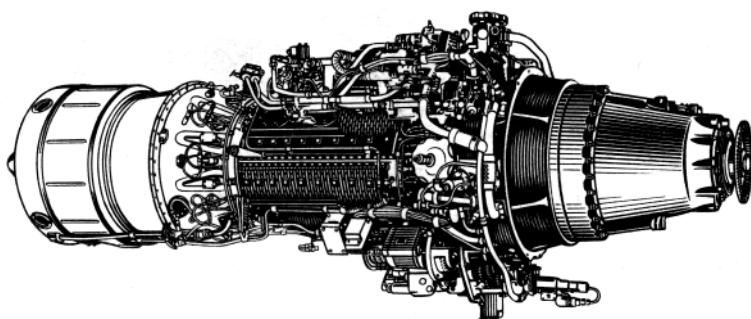


PZL-104 Wilga 35 [35]



АИ-20

авиационный турбовинтовой двигатель



АИ-20 [7]

В 1955 г. ЗМКБ с двигателем **АИ-20** выиграло конкурс на ТВД для скоростных многоместных магистральных самолетов Ан-10 и Ил-18 у Самарского КБ Н.Д.Кузнецова с их НК-4. Это был первый газотурбинный двигатель, разработанный А.Г.Ивченко. В основу АИ-20 частично легли разработки КБ Микулина по АМ-3М.

В 1957 г. АИ-20 успешно прошел госиспытания и был в 1958 г. запущен в серийное производство.

АИ-20А выпускался в ОАО "МоторСиЧ" с 1966 г., в ОАО "Пермские моторы" - в 1958-63 гг.

Н_э взл. = 4000 л.с.

С_э взл. = 0,259 кг/л.с.ч

Г_в взл. = 20,9 кг/с

π_к = 7,32

Т_г max = 1080 К

Н_э кр. = 2300 л.с. (Н=8000 м, М_п = 0,57)

С_э кр. = 0,210 кг/л.с.ч

π_к кр. = 8,5

η_{кнд} = 0,849

η_г = 0,970

σ_{кс} = 0,957

η_{твд} = 0,915

φ_с = 0,900

Л_{дв.} = 3096 мм

В_{дв.} = 842 мм

Н_{дв.} = 1180 мм

М_{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 В серии** является дальнейшим развитием двигателя АИ-20. Двигатели АИ-20Д В 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 В серии оборудован системами автоматизированного запуска, противообледенительной, противопожарной, следящего упора для защиты по отрицательной тяге и автоматического флюгирования воздушного винта.

Н_э взл. = 5180 л.с.

С_э взл. = 0,232 кг/л.с.ч

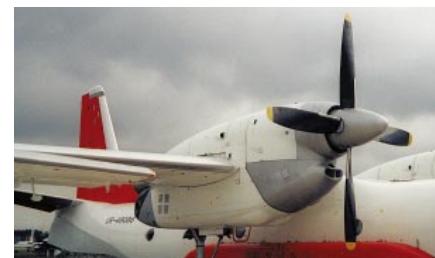
Г_в взл. = 20,4 кг/с

π_к взл. = 9,45

Т_г max = 1200 К

Н_э кр. = 2725 л.с. (Н=8000 м, М_п=0,57)

С_э кр. = 0,199 кг/л.с.ч



АИ-20 на Ан-32П [1]



АИ-20 на Ан-26Б [1]



АИ-20 на Бе-12 [1]



АИ-20 на Ил-18Д [1]

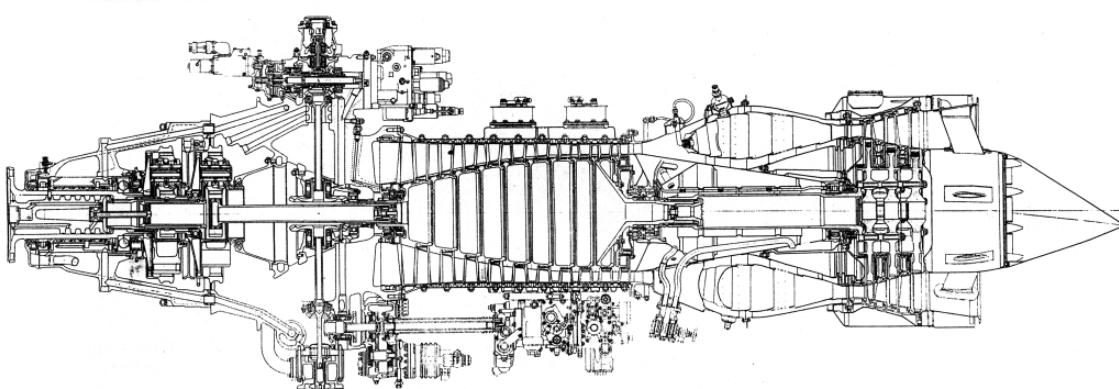


Схема АИ-20М [41]ч



$n = 12300$ 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

$M_{дв.} = 1040$ 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.

Конструктивно АИ-20М состоит из 10-ступенчатого осевого компрессора (степень сжатия на взлетном режиме 7,6 и крейсерском режиме 9,2), кольцевой камеры сгорания, трехступенчатой осевой турбины (лопатки направляющего аппарата охлаждаются вторичным воздухом из камеры сгорания).

Запуск двигателя осуществляется с помощью электрического стартера-генератора СТГ-12-ТМО-1000 (питание от наземных ВСУ ТГ-16 или АИ-8).

$N_{взл.} = 4250$ л.с.

$C_{взл.} = 0,243$ кг/л.с.ч

$\pi_k = 9,2$ ($H = 8000$ м, $V_p = 630$ км/ч)

$T_g \text{ max} = 1173$ К

$G_b = 20,7$ кг

$N_{взр.} = 2700$ л.с. ($H = 8000$ м, $V_p = 650$ км/ч)

$C_{взр.} = 0,197$ 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 24 тысячи 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 ($D_{вв} = 4,5$ м; $\pi_{вв} = 1075$ 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, Ан-32 всех модификаций и Ан-12БК); $N_{взл.} = 4190$ э.л.с.; для Бе-12 и Ан-8 – флюгерный тянувший ВИШ АВ-68Д/ДМ (4 лопасти; $D_{вв} = 4,0/4,7$ м; $\pi_{вв} = 1075$ об./мин.; $\eta_{вв} = 88...87\%$; $M_{вв} = 430/423$ кг); для Ан-32 и Ан-12БК – флюгерный тянувший ВИШ АВ-68ДМ;

- **АИ-20ДМ**, или АИ-20Д IV серии (самолет Бе-12 и Ан-8); $N_{взл.} = 5180$ э.л.с.; $T_g = 1210$ К.;

- **АИ-20ДКЭ** и **АИ-20ДКН** промышленного применения; работают в составе газотурбинных электростанций ПАЭС-1600 и ПАЭС 2500 мощностью 1600 и 2500 МВт соответственно.

Выпущено более 13800 двигателей АИ-20 всех модификаций и серий.



Ан-32Б [10]



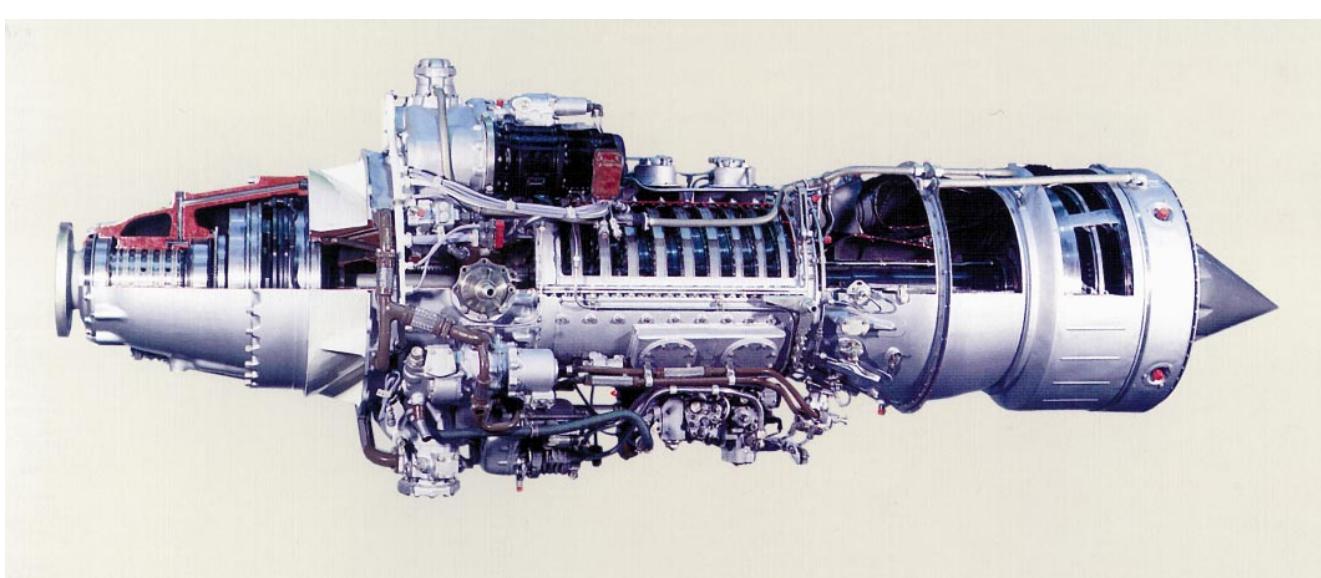
Ил-38 [2]



Ан-12Б [20]



Бе-12 [2]

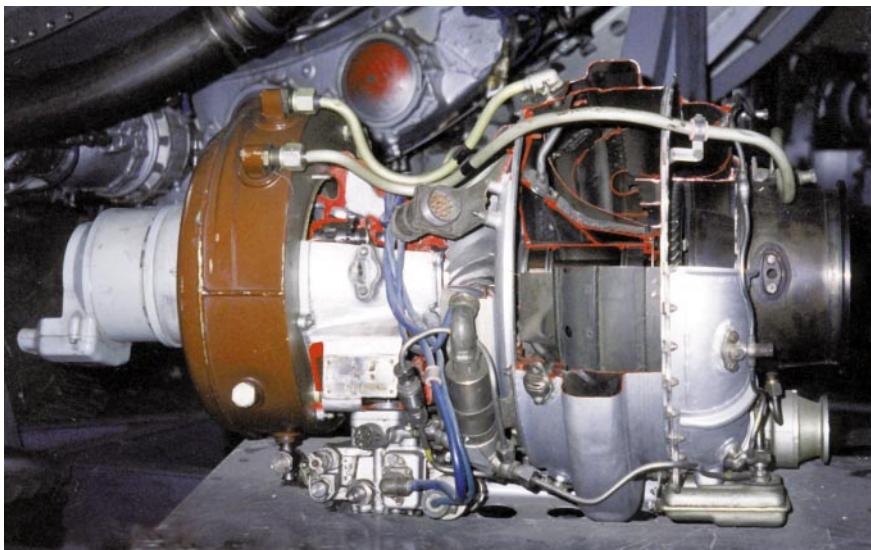


АИ-20М [41]



АИ-9

вспомогательный газотурбинный двигатель



АИ-9 [1]



Ка-27ПЛ [2]



Ми-6 [20]

Турбогенераторы **АИ-9/9К** разработаны в 1966 г. для запуска маршевых двигателей вертолетов Ми-6, 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.

Годы аэродинамического воздуха = 0,38 кг/с

Ротираемого воздуха = 2,4 кгс/кв.см

Мдв. = 45 кг (52 кг для АИ-9К)

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.

Пном. = 36750 ± 475 об./мин.

Годы аэродинамического воздуха = 0,4 кг/с

Ротираемого воздуха = 2,9 кгс/кв.см

Мдв. = 70 кг

Габаритные размеры 888x530x490 мм

В ОАО "Мотор-Сич" выпущено более 3600 ВСУ АИ-9В.

ГТД **АИ-9-3Б** 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.

Нна валу = 21,7 л.с.

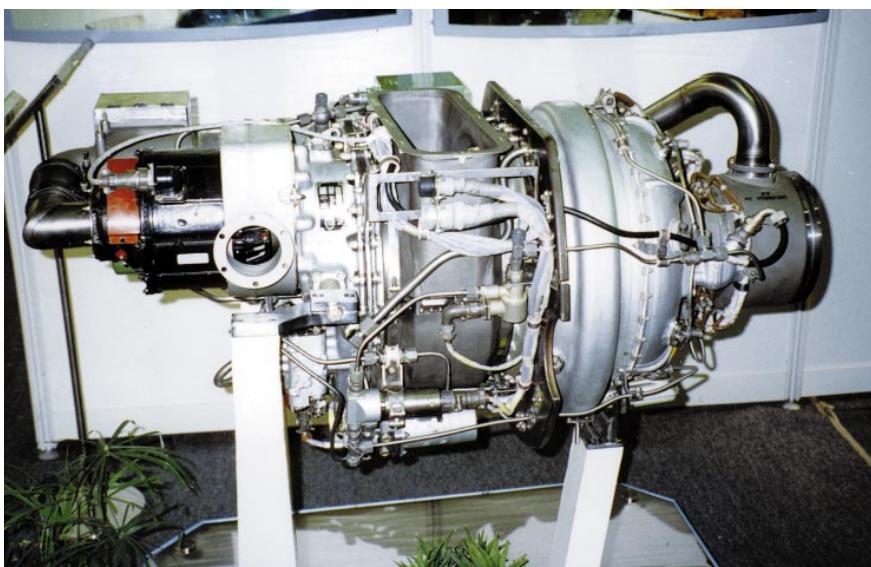
Годы аэродинамического воздуха = 0,47 кг/с

Ротираемого воздуха = 4 кгс/кв.см

Тотираемого воздуха = 190 К

Мдв. = 112 кг

Производство АИ-9-3Б разворачивается в ОАО "Мотор-Сич".



АИ-9-3Б [1]



Ан-140 [42]

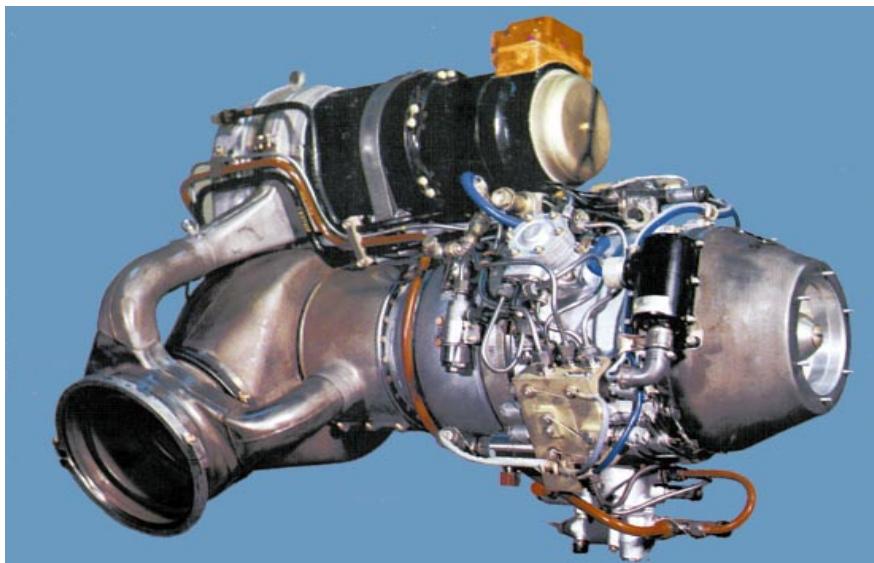


Ми-24 [1]



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).



Ил-18Д [1]

Производился в ОАО "Мотор-Сич" с 1964 г. Ремонтируется на Киевском авиаремонтном заводе №410 ГА. Эксплуатируется около 460 ВСУ АИ-8. Применяется на самолетах Ан-24, Ан-32, Ан-12, Бе-12, Ил-18, вертолетах Ми-6, Ми-10, электростанциях и др. Мощность на клеммах генератора 60 кВт Проторов турбин компрессора ном. = 28500 ± 1500 об./мин.

Проторов турбин генератора ном. = 26000 ± 2000 об./мин.

$G_t = 120$ кг/ч

$T_t = 1023$ К

$T_g = 1053$ К

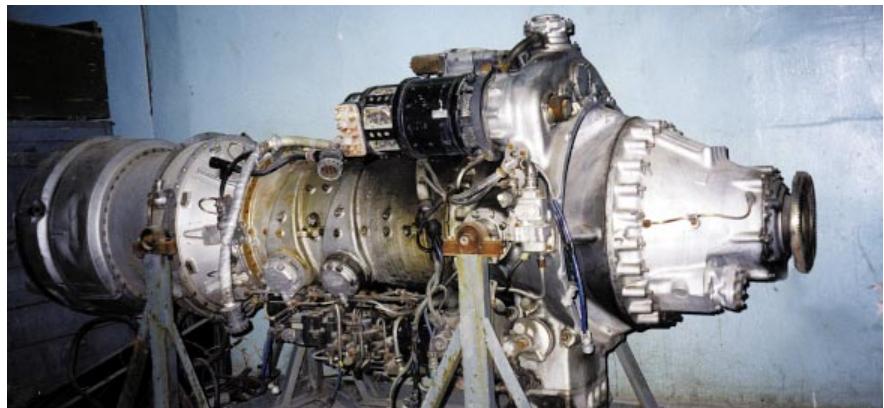
Габаритные размеры 917 x 725 x 605 мм
 $M_{дв.} = 145$ кг

АИ-24

авиационный турбовинтовой двигатель



Ка-27ПЛ [2]



АИ-24 [12]



Ка-27ПЛ [2]



Ка-27ПЛ [2]

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 автофлогоирования винта, система передачи крутящего момента, масляный фильтр, регулятор вращения винта Р68ДТ-24М. ТВД АИ-24 работал с четырехлопастным флюгерным ВИШ АВ-72 ($D_{вв} = 3,9$ м; $\pi_{вв} = 1245$ об./мин.; $\eta = 88\%$; $M_{вв} = 265$ кг).

Для АИ-24А:
 N_e вл. = 2550 л.с.
 C_e вл. = 0,264 кг/л.с.ч
 $\pi_{кнд}$ вл. = 15100 об./мин.

G_e вл. = 13,1 кг/с



π_k взл. = 6,40

Т_г взл. = 1150 К

Н_э кр. = 1550 л.с. (Н = 6000 м, V_п = 450 км/ч)

С_э кр. = 0,245 кг/л.с.ч

Л_{дв.} = 2345 мм

В_{дв.} = 677 мм

Н_{дв.} = 1075 мм

М_{дв.} = 600 кг

АИ-24 II серии устанавливается на самолеты Ан-24А, Ан-24Б, Ан-24В, Ан-24Т и Ан-24РВ.

п = 15000 об./мин. (рабочие режимы)

п = 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

Календарный срок службы 12 лет

Количество двигателей "на крыле" 28%

Отработали действующие межремонтные ресурсы и ресурс до первого капитального ремонта 68% двигателей

Количество двигателей в резерве 4%

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 устанавливается на самолеты Ан-24А, Ан-24В и Ан-24Т. Характеризуется наличием системы впрыска воды на входе.

Н_э взл. = 2820 э.л.с.

Н_э кр. = 1580 л.с. (Н = 6000 м, V_п = 450 км/ч)

С_э взл. = 0,262 кг/л.с.ч

С_э кр. = 0,242 кг/л.с.ч

п = 15800 об./мин. (рабочие режимы)

п = 14050 об./мин. (режим малого газа)

π_к взл. = 7,05

В_{дв.} = 677 мм

Н_{дв.} = 1075 мм

Л_{дв.} = 2345 мм

М_{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} = 3,9 м, n_{вв} = 1305 об./мин., η = 88%; М_{дв.} = 265 кг).

Н_э взл. = 2820 л.с.

С_э взл. = 0,256 кг/л.с.ч

Г_в взл. = 14,4 кг/с

π_к = 7,65

Т_г = 1070 К

Н_{такт} кр. = 1650 л.с.

Суд.кр. = 0,239 кг/л.с.ч

п = 15800±150 об./мин. (на рабочих режимах)

п = 14050±225 об./мин. (на режимах малого газа)

Направление вращения ротора (вид по полету) – левое

Л_{дв.} = 2346 мм

В_{дв.} = 677 мм

Н_{дв.} = 600 мм

М_{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. Двигатель устанавливается на самолете ДРЛО А-50.

АИ-24УБЭ выполнен в виде отдельно-конструктивно-законченного агрегата и имеет систему подачи и регулирования топлива, систему запуска и зажигания, генераторы питания электроэнергии систем потребителей, автономные масляную систему и систему суфлирования. Статическая система регулирования двигателя поддерживает постоянной частотой вращения ротора независимо от изменения нагрузки.

В схеме управления АИ-24УБЭ предусмотрены защиты по предельным параметрам: температуре газов за турбиной, забросу частоты вращения ро-



Экраноплан СМ-6 [54]

тора двигателя, падению давления масла в маслосистеме и защита привода генераторов переменного тока при разрушении подшипников генератора.

Запуск двигателя осуществляется от одного стартер-генератора.

Н_{ном.} = 800 л.с.

п = 15800 об./мин.

Расход отбираемого воздуха 2,1 кг/с
Снимаемая электрическая мощность 480 кВт

Частота тока 400 Гц

Напряжение 208 В

С = 0,277 кг/л.с.ч

Вид топлива – керосин ТС-1, Т-1, РТ
Габаритные размеры 3000x1320x1110 мм
М_{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.

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; Н_э взл. = 2900 л.с.), **WJ5E** (самолет Y7-200B), **WZ5** (вертолет Z-6) и др.

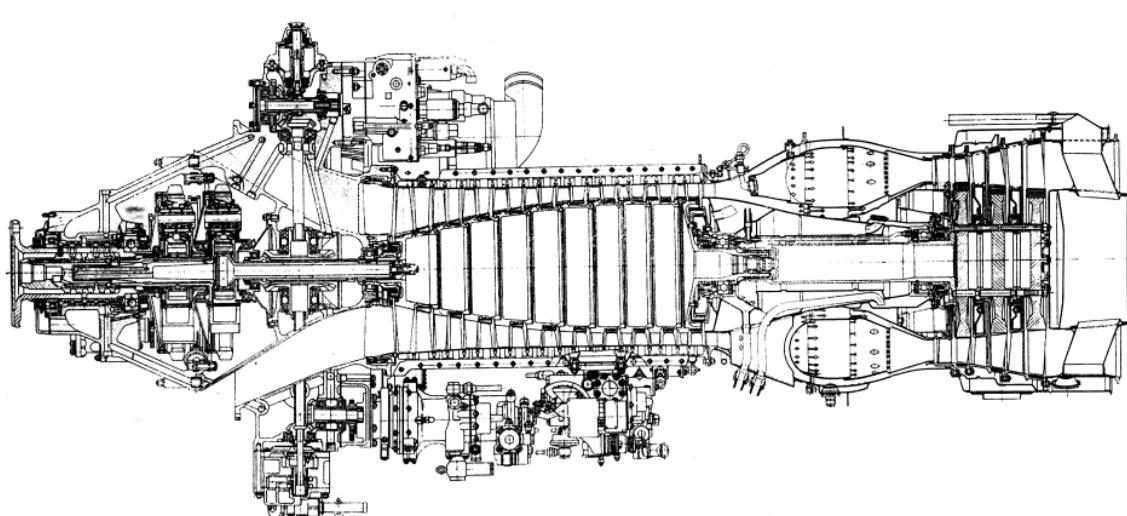


Схема АИ-24 [41]



АИ-25

авиационный турбореактивный двигатель

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. 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 ($\pi_{кнд} = 1,7$ при $\pi_{кнд} = 10560$ об./мин.), восьмиступенчатого компрессора высокого давления ($\pi_{квд} = 4,7$ при $\pi_{квд} = 16640$ об./мин.), кольцевой камеры сгорания с 12 форсунками, одноступенчатой охлаждаемой (статор) турбины высокого давления, двухступенчатой турбины низкого давления (ожлаждаемые диски). Запуск осуществляется посредством воздушного стартера СВ-25.

Двигатель оборудован противообледенительным устройством.

$P_{взл.} = 1500$ кгс

Суд.взл. = 0,564 кг/кгс.ч

Гв взл. = 44,8 кг/с

$\pi_{кнд}$ взл. = 10750 об./мин.

$\pi_{квд}$ взл. = 16640 об./мин.

$\pi_{к}$ взл. = 8

$m = 2,2$

$T_r = 1145$ К

$P_{кр.} = 452$ кгс ($H = 6000$ м, $M_p = 0,48$)

Суд.кр. = 0,795 кг/кгс.ч

$\eta_{в}$ = 0,860

$\eta_{кнд}$ = 0,870

$\eta_{квд}$ = 0,870

$\eta_g = 0,980$

$\sigma_{кс} = 0,950$

$\eta_{твд} = 0,870$

$\eta_{тнд} = 0,880$

$\phi_c = 0,975$

$L_{дв.} = 1993$ 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).

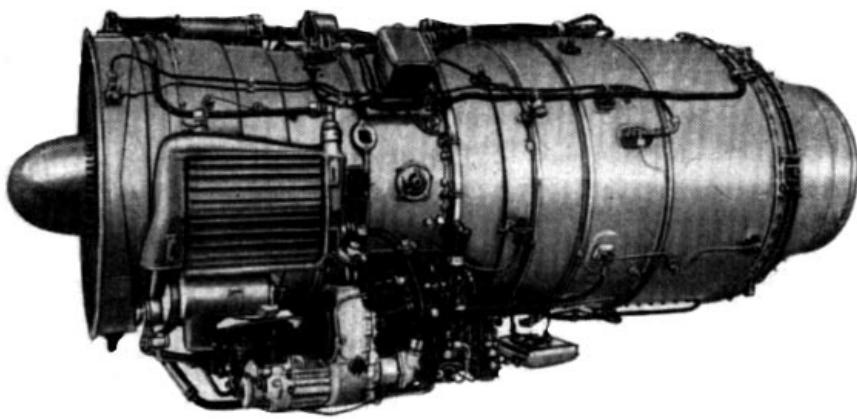
Гарантийный ресурс до первого ремонта 3000 часов

Ресурс до первого ремонта по ТС 6000 часов

Гарантийный межремонтный ресурс 3000 часов

Межремонтный ресурс по ТС 6000 часов

Назначенный ресурс 18000 часов



АИ-25 [56]



Як-40 [4]

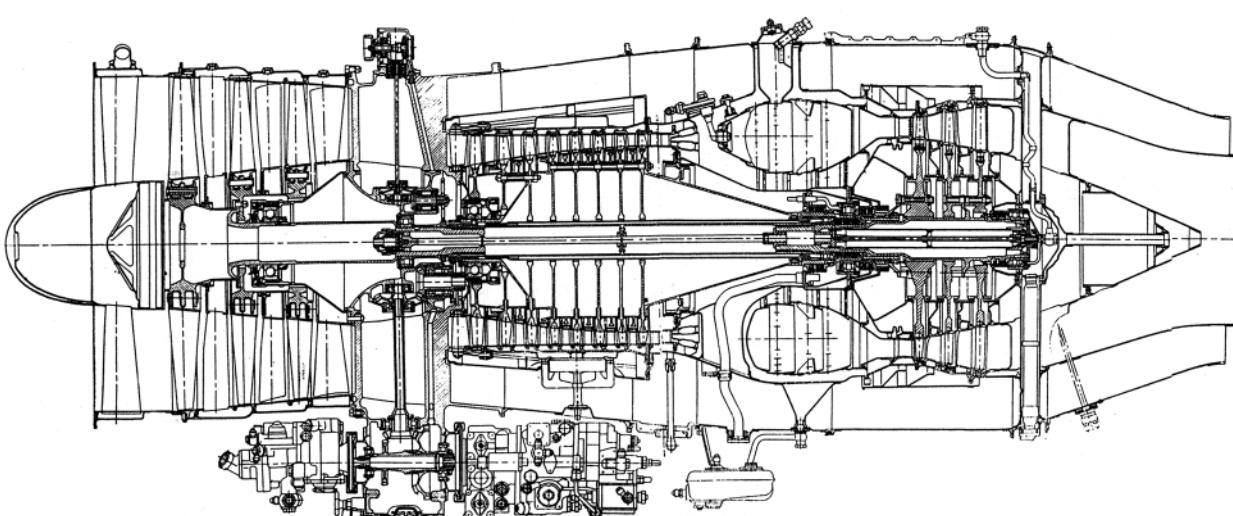


Схема АИ-25 [41]



AI-25TL [41]



L-39 [20]

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 сравнению с базовым этот двигатель имеет увеличенную на 15% тягу, повышенные степень сжатия и температуру газа перед турбиной, дополнительную ступень компрессора высокого давления, охлаждаемую сту-

пень турбины. Двигатель оборудован противообледенительным устройством, специальной системой смазки подшипников для выполнения перевернутого полета, электрической системой запуска (на АИ-25 воздушная), раздельными соплами внешнего и внутреннего контуров. Доработаны коробка приводов и разделятельный 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".
Рвзл. = 1720 кгс
Суд.взл. = 0,59 кг/кгс.ч
Gв = 46,8 кг/с
т = 1,98
πк = 9,5

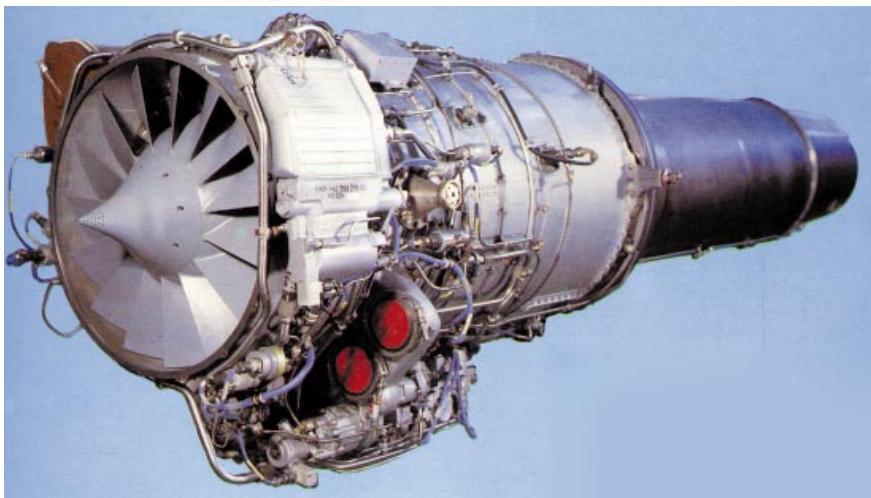
Tr = 1230 К
Ркр. = 515 кгс (H = 8000 м, Mп = 0,48)
Суд.кр. = 0,815 кг/кгс.ч
Lдв. = 3358 мм
bдв. = 985 мм
hдв. = 958 мм
Mдв. = 350 кг
Модификация **АИ-25ТЛК** предназначена для китайского учебно-тренировочного самолета K8-J.
Всего эксплуатируется более 2650 двигателей АИ-25ТЛ/ТЛК.



K8 [20]

ДВ-2

авиационный турбореактивный двигатель



Dv-2 [41]

В соответствии с межправительственным соглашением между Украиной и Словакией о создании на базе L-39 учебно-тренировочного самолета L-39MS (L-59) в ЗМКБ создан двухвальный турбореактивный двигатель **ДВ-2** с низкой степенью двухконтурности. Разработка двигателя начата в 1978 г. В 1982-87 гг. 16 прототипов ДВ-2 проходила Госиспытания. В 1989 г. ДВ-2 передан в серийное производство на завод Povazske Strojartne в Словакии, где произведено около 100 двигателей. Рассматривается возможность установки ДВ-2 на российский УТС Як-130 и китайский УБС К-8.

Двухвальный ТРДД ДВ-2 состоит из одноступенчатого вентилятора со сверхзвуковой первой ступенью ($\pi_v = 2,3$), двухступенчатого компрессора высокого давления, врачающегося вместе с вентилятором, семиступенчатого компрессора высокого давления, кольцевой низкоэмиссионной камеры сгорания с 16 форсунками, одноступенчатой турбиной высокого давления (конвекционная система охлаждения), двуступенчатой турбиной низкого давления с охлаждаемым направляющим аппаратом первой ступени.



L-59 [20]

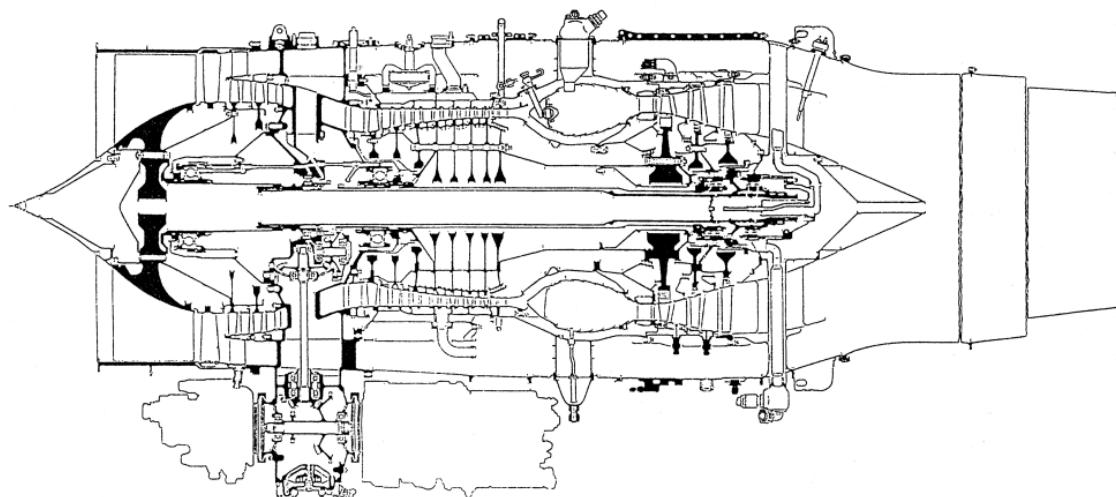


Схема ДВ-2 [41]

ДВ-2 отличается компактной модульной конструкцией и умеренными требованиями к обслуживанию в эксплуатации.

$P_{max} = 2142$ кгс

$G_b = 49,5$ кг/с

$m = 1,46$

$\pi_k = 13,5$

$C_{уд.взл.} = 0,588$ кг/кгс.ч

$T_r = 1400$ К

$D_{dv} = 654$ мм

$L_{dv} = 1721$ мм

$M_{dv} = 475$ кг

Межремонтный ресурс 500 часов (первоначально)

Назначенный ресурс 4000 часов (первоначально)

• **ДВ-2Б** с вентилятором большего диаметра;

$P_{взл.} = 2450$ кгс

$C_{уд.взл.} = 0,535$ кг/кгс.ч

$m = 2$

$M_{dv} = 500$ кг

• **ДВ-2Ф**, форсированная модификация для сверхзвуковых самолетов;

$P_{max} = 3680$ кгс

$C_{уд.макс} = 2,26$ кг/кгс.ч

$M_{dv} = 630$ кг;

• **ДВ-12**, вертолетная модификация;

$N_{взл.} = 7500$ л.с.

$C_{e max} = 0,188$ кг/кгс.ч

$M_{dv} = 675$ кг

ТРДД ДВ-2 послужил основой для создания семейства ТРДД **АИ-22** (см. соответствующий текстовой блок).

Д-36

авиационный турбореактивный двигатель



Ан-140 [42]



Ан-140 [42]



Ан-140 [42]



Д-36 [12]

В середине 70-х годов 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 принципи-



на модульности, что позволяет производить замену отдельных модулей двигателя непосредственно в эксплуатации. Модули двигателя: колесо вентилятора, спрятывающий 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 сборке с компрессором высокого давления. В конструкции используются всего шесть подшипников. Межвальльные 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-пленоочная 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 удар дикой утки, 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 пylonе сверху или снизу крыла, в фюзеляже, на левом и правом 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-236, промышленного Д-336, ТРДД Д-436Т1/Т2/ТП. Используя конструктивные решения, примененные в Д-36, разработан ТРДД Д-18Т (см. соответствующие текстовые блоки).

Рвзл. = 6500 кгс
Суд.взл. = 0,365 кг/кгс.ч
Гв взл. = 253 кг/с
твзл. = 5,6
πв взл. = 1,39
πк взл. = 20,2
Тг взл. = 1450 К
Тг max = 1510 К
Ркр. = 1600 кгс (Н = 8000 м, Мп = 0,75)
Суд.кр. = 0,649 кг/кгс.ч
ткр. = 6,2
Гв кр. = 148 кг/с
πв кр. = 1,4
πк кр. = 19,8
Тг кр. = 1245 К
ηв = 0,839
ηкид = 0,839
ηквд = 0,877
ηг = 0,980
σкс = 0,947
ηтвд = 0,841
ηтнд = 0,916
φс = 0,985
Lдв. = 3470 мм
bдв. = 1541 мм
hдв. = 1711 мм
Mдв. = 1106 кг

Двигатель Д-36 начал эксплуатироваться в ГА с 1981 г. В эксплуатации находятся двигатели I серии, серии IA и II.

Количество двигателей, находящихся "на крыле" 35%

Отработали межремонтные ресурсы и ресурс до первого ремонта 64% двигателей и находятся в составе ремфонда)

Около 1% двигателей находятся в резерве

75% двигателей в РФ имеют наработку свыше 4000 часов

Более 30% - свыше 8000 часов

9% двигателей близки к отработке установленного назначенногоресурса.

В эксплуатации находятся около 820 двигателей Д-36 всех серий.

Для Д-36 I серии:

Гарантийный ресурс до первого ремонта 3000 часов (1850 циклов)

Ресурс до первого ремонта по ТС 6000 часов (3700 циклов)

Гарантийный межремонтный ресурс 3000 часов (1850 циклов)

Межремонтный ресурс по ТС 5000 часов (3125 циклов)

Назначенный ресурс 12000 часов (7380 циклов)

Календарный срок службы 8 лет

Календарный срок службы по ТС 10 лет

Для Д-36 II серии:

Гарантийный ресурс до первого ремонта 1250 часов

Ресурс до первого ремонта по ТС 3000 часов (2000 циклов)

Гарантийный межремонтный ресурс 1250 часов

Межремонтный ресурс по ТС 3000 часов

Назначенный ресурс 6000 часов (4000 циклов)

Календарный срок службы 8 лет

Календарный срок службы по ТС 10 лет

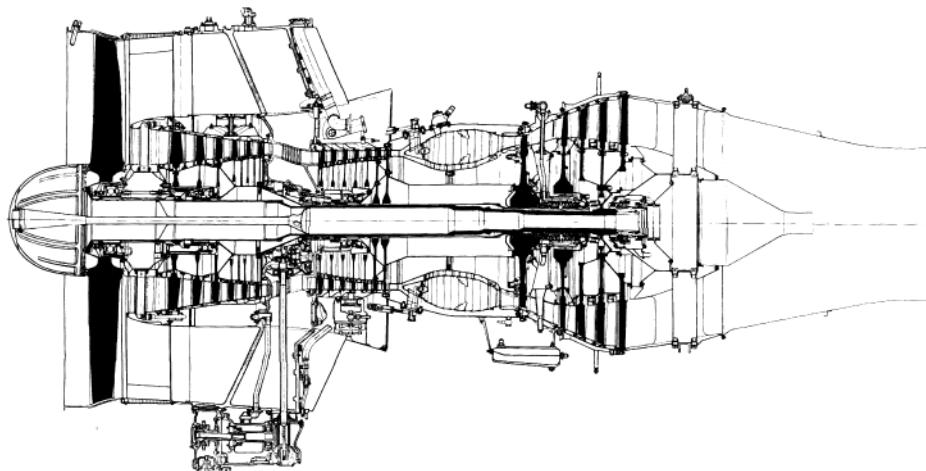


Схема Д-36 [41]



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 гл. конструктору Ф.М.Муравченко присуждена Государственная премия СССР.

Серийное производство двигателя начало в 1982 г. в ОАО "Мотор-Сич". В эксплуатации находятся около 470 двигателей Д-136.

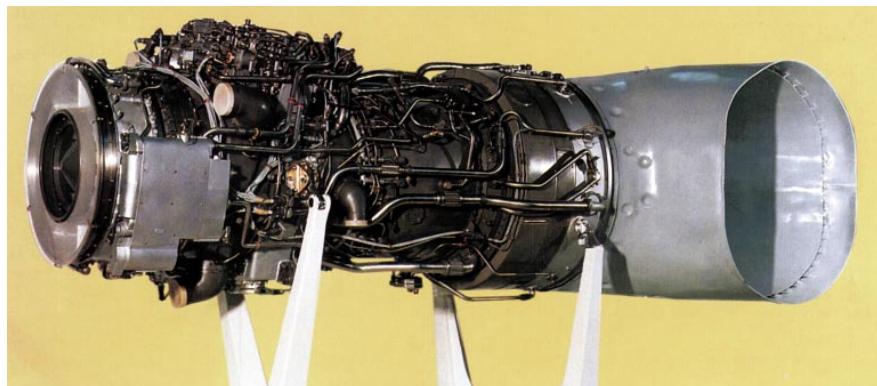
Д-136 состоит из девяти модулей, пять из которых идентичны соответствующим модулям Д-36, что значительно упрощает серийное производство и ремонт: ведущий вал, выхлопная труба, свободная турбина, ротор турбины низкого давления, корпус опор турбин, ротор турбины высокого давления, камера сгорания, корпус 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



Д-136 [41]



Ми-26Т [9]

свободной турбины и газогенератора, воздушным фильтром.

Ne max = 11400 л.с.

Ne взл. = 10000 л.с.

Се взл. = 0,198 кг/л.с.ч

Gв взл. = 36,0 кг/с

πк взл. = 18,3

Tг взл. = 1478 К

Tг max = 1516 К

Ne кр. = 8500 л.с.

Пкнд = 10950 об./мин.

Пквд = 14170 об./мин.

Псв.турб. = 8300 об./мин. (регулируется пилотом в пределах +/- 300 об./мин).

Лдв. = 3964 мм

Вдв. = 1670 мм

Ндв. = 1160 мм

Mдв. = 1050 кг

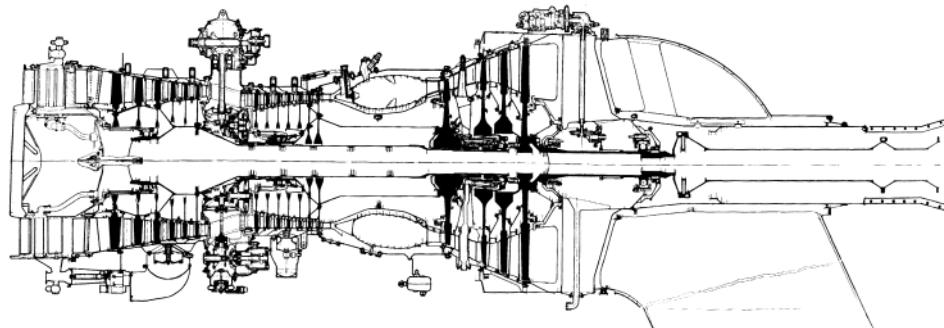
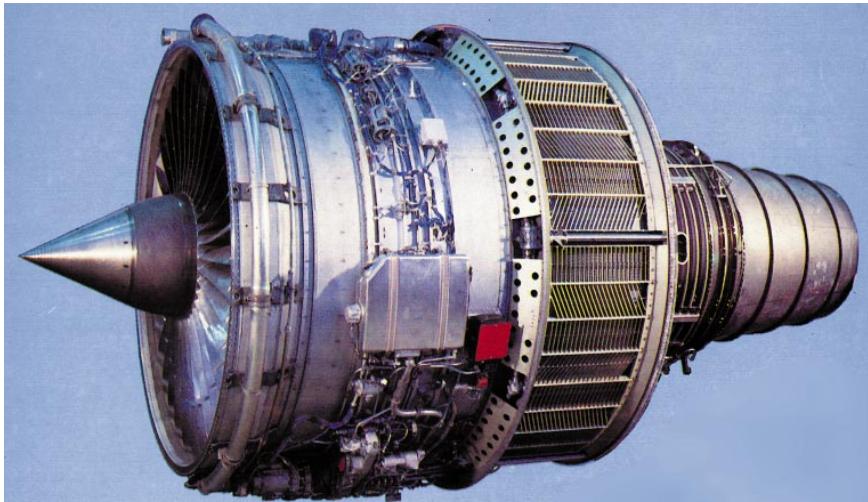


Схема Д-136 [41]



Д-18Т

авиационный турбореактивный двигатель



Д-18Т [41]



Ан-225 "Мрія" [42]



Ан-124 "Руслан" [22]

Трехвальный ТРДД **Д-18Т** создан для сверхтяжелых транспортных самолетов Ан-124 "Руслан" и Ан-225 "Мрія". Начатая в 1977 г. разработка потребовала решения целого ряда научно-технических проблем в области газодинамики, прочности, теплообмена, трехмерного математического моделирования, автоматизации проектирования и технологии производства. В качестве прототипа для газодинамического моделирования Д-18Т был использован Д-36 с некоторой корректировкой основных узлов. 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 и степени двухконтурности. 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 56 лопаток, изготовленных из комозиционных материалов, с титановой вставкой 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. Ком-

прессор 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. Кожух камеры состоит из внутреннего и внешнего корпусов, между которыми проходит охлаждающий воздух.

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 (корпусе КНД) состоит из 12 створок. Оно перекрывает канал контура вентилятора и направляет поток перпендикулярно через решетки внешнего корпуса.

Каждый из трех валов имеют по два подшипника (итого шесть).

Система управления Д-18Т аналогична Д-36.

Как и Д-36, Д-18Т выполнен по трехвальной системе. Он состоит из 17 модулей, которые могут заменяться непосредственно эксплуатантами без капитальных заводских ремонтов, что позволяет эксплуатировать двигатель по техническому состоянию.

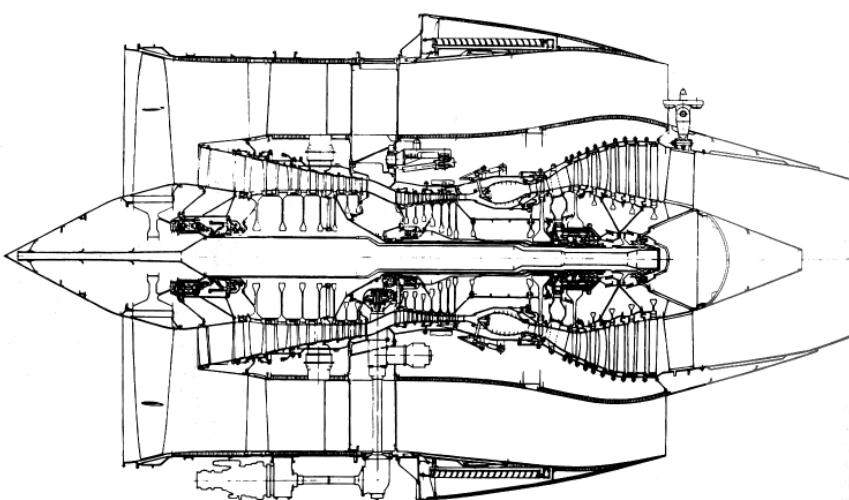
Д-18Т III серии также устанавливается на транспортные самолеты Ан-124 и Ан-225. Двигатель оборудован эффективным устройством реверса тяги в контуре вентилятора.

Рвзл. = 23400 кгс

Суд.взл. = 0,349 кг/кгс.ч

Гв взл. = 760 кг/с

Тр взл. = 1600 К



Д-18Т [41]

π_к взл. = 25,0
π_{взл.} = 5,6
Р_{кр.} = 4860 кгс (H = 11000 м, M_п = 0,75)
Суд.кр. = 0,570 кг/кгс.ч
Т_к кр. = 1395 К
π_к кр. = 27,5
π_{взл.} = 5,71
G_в = 765 кг
π_в = 3450 об./мин.
π_{кнд} = 5900 об./мин.
π_{квд} = 9100 об./мин.
L_{дв.} = 5400 мм

б_{дв.} = 2792 мм
h_{дв.} = 2937 мм
M_{дв.} = 4100 кг
Модификация **Д-18Т1** (на базе Д-18Т 3-й серии) разрабатывалась для самолета Ан-218 и отличается системой управления, повышенной надежностью на взлетном режиме и системой агрегатов.
Р_{взл.} = 21850 кгс
Р_{макс} = 26010 кгс
Р_{макс кр.} = 5216 кгс (H=11000 м и M_п=0,8)

Суд.макс = 0,63 кг/кгс.ч
Другие модификации - **Д-18ТМ** и **Д-18ТР** для самолета Ан-218.
Р_{взл.} = 25300 кгс - Д-18ТМ
Р_{взл.} = 27510 кгс - Д-18ТР
Суд.взл. = 0,596 кг/кгс.ч
L_{дв.} = 5700 мм
б_{дв.} = 2982 мм
h_{дв.} = 2986 мм
M_{дв.} = 4750 кг
В эксплуатации находятся 176 двигателей Д-18Т всех серий.

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 передаточное число равно 5,67).

Винтовентилятор СВ-36 разработан в НПП "Аэросила". Его лопасти изготовлены из композиционных материалов

без применения металлических структур. Передний винт состоит из восьми лопастей, задний - из шести.

π_{взл.} = 1000 об./мин.
π_{кр.} = 950 об./мин.
π_{мг} = 500...600 об./мин.
Двинтовентилятора = 4,2 м
N_{взл.} = 10850 л.с.
N_{макс кр.} = 6340 э.л.с. (H=11000 м, M_п=0,7)
Суд.взл. = 0,207 кг/л.с.ч
Суд.кр. = 0,161 кг/л.с.ч

Д-27

авиационный винтовентиляторный двигатель



Д-27 [41]

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 двухкаксадный, с малым числом ступеней, последняя ступень центробежная; камера сгорания высокотемпературная, с равномерным полем температур на входе в турбину; турбина трехвальная, с системой активного управления радиаль-



Д-27 [41]

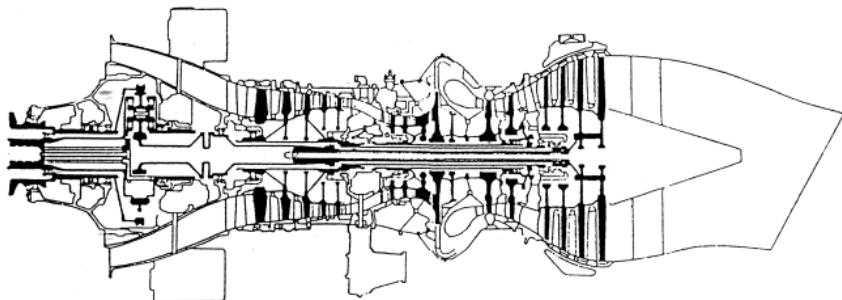


Схема Д-27 [41]



Винты СВ-27 [1]



Ан-70 [1]

ными зазорами и широким использованием пространственного профилирования лопаточного аппарата, рабочие лопатки монокристаллические; редуктор одноступенчатый дифференциальный, со встроенным измерителем тяги; система управления электронная типа FADEC.

Н_э вzl. = 14000 э.л.с.
С_э вzl. = 0,170 кг/э.л.с.ч.
G_в = 27,4 кг/с
Т_г вzl. = 1640 К
π_к вzl. = 22,9
Н_э кр. = 6750 э.л.с.
С_э max кр. = 0,130 кг/э.л.с.ч. (Н=11000 м, М_п = 0,7)

π_к кр. = 29,7

Т_г кр. = 1450 К

Производительность винта кр. = 0,9 (М_п = 0,7)

Диаметр винта кр. = 4500 мм

М_{дв.}(без винтовентилятора) = 1650 кг

Л_{дв.} = 4198 мм

В_{дв.} = 1260 мм

М_{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. Взлетная тяга 98 кН (1000 кгс).

Разработка модификации Д-727 ведется под параметры:
Р_{взл.} = 11530 кгс

Р_{max} продолжит. = 13360 кгс

Д-436Т1/Т2/ТП

авиационные турбореактивные двигатели



Д-436Т1 [1]

Авиационные турбореактивные двухконтурные двигатели семейства Д-436Т разработаны для самолетов местных и средних авиалиний вместимостью 100...150 пассажиров. Они являются новой модификацией трехвального двигателя Д-36 с увеличенной тягой, повышенной экономичностью.

Первоначальный вариант, Д-436К, был предназначен для переоснащения Як-42 и Ан-72/74.

Р_{взл.} = 7500 кгс

Р_{кр.max} = 1900 кгс,

т = 6,2

π_к = 21

Испытания Д-436К проведены в 1985 г. В 1987 г. двигатель сертифицирован Госавиарегистром СССР.

Двигатели семейства Д-436Т разрабатывались под несколько другие, более конкретные требования и отличались от Д-436К системой агрегатов, наличием реверсивного устройства типа установленного на Д-18Т, измененной



Be-200 [2]



Tu-334-100 [2]

аэродинамикой элементов и др. С 1990 г. велись стендовые и летные испытания двигателей Д-436Т.

Самолет Ту-334-100 с двигателем **Д-436Т1** совершил первый полет 8 февраля 1999 г.

Считается, что к началу эксплуатации на Ту-334-100 двигателя Д-436Т1 его ресурс составит 6000 часов с ежегодным повышением на 2000 часов.

Рвзл. = 7650 кгс

Суд.взл. = 0,384 кг/кгс.ч

Гв взл. = 227 кг/с

πк взл. = 23,2

твзл. = 4,82

Тг взл. = 1483 к

Ркр. = 1585 кгс (Н=11000 м, Мп=0,75)

Суд.кр. = 0,608 кг/кгс.ч

ткр. = 4,91

Dв = 1373 мм

Lдв. = 3733 мм

bдв. = 1953 мм

hдв. = 1810 мм

Mдв. = 1450 кг

Летающая амфибия Бе-200 с ТРДД **Д-436Т2** впервые поднялась в воздух 24 сентября 1998 г.

Двигатель Д-436Т2 является аналогом двигателя Д-436Т1 с проведением соответствующих конструктивных и технологических мероприятий защиты от коррозии в условиях эксплуатации в морской воде.

Д-436Т2 планируется установить на самолеты Ту-334-100Д, Ту-334-200 и Ту-334-200С.

Рвзл. = 8200 кгс

Суд.взл. = 0,376 кг/кгс.ч

Тг перед рабочим колесом ТВД = 1525 к

Ртмах кр. = 1600 кгс (Н=11000 м, Мп=0,75)

Суд.кр. = 0,617 кг/кгс.ч

m = 4,97

πк = 26,1

Dв = 1360 мм

Mдв. = 1450 кг

Производство двигателей Д-436Т ведется в ОАО "Мотор-Сич", ММПП "Салют" и ОАО "Уфимское моторостроительное ПО".

Также, как и у Д-18Т, каждый из валов трехвального двигателя Д-436Т имеет по два подшипника. Межвальвные подшипники отсутствуют. Вентилятор двигателя аналогичен вентилятору Д-18Т, частота вращения ротора увеличена. Компрессоры высокого и низкого давления конструктивно аналогичны компрессорам Д-36, частоты вращения и степень сжатия увеличены. Камера сгорания с 18 форсунками разрабатывалась специально, чтобы достигнуть более высоких температур сгорания и снизить эмиссию вредных веществ. Турбина высокого давления как у Д-18Т, система охлаждения усовершенствована. Турбины низкого

давления и вентилятора аналогичны Д-36, улучшенная аэродинамика сопловых аппаратов. В связи с повышением частоты вращения диск турбины вентилятора укреплен. Системы управления и запуска также аналогичны Д-36.

Высокие показатели двигателей Д-436Т достигаются за счет применения нового вентилятора с улучшенной эффективностью и увеличенной степенью повышения давления в наружном контуре, установки дополнительной подпорной ступени компрессора, уменьшения повышения температуры газа перед турбиной.

Универсальная подвеска позволяет без изменения конструкции двигателя применять его на различных самолетах, размещая под крылом или над крылом, в фюзеляже или по обеим его сторонам.

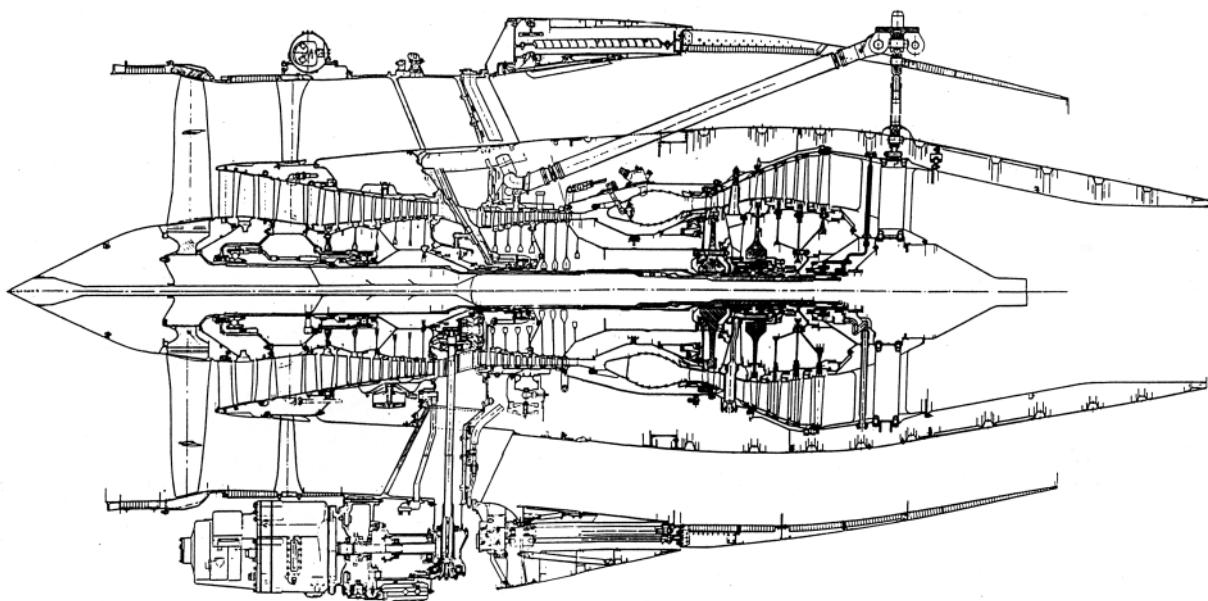
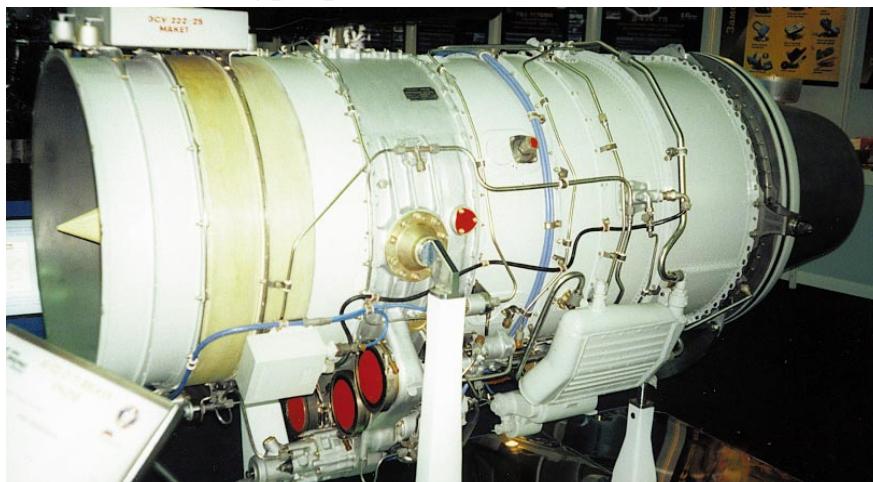


Схема Д-436Т1 [41]



АИ-222

авиационный турбореактивный двигатель



АИ-222-25 [1]



L-159 [1]

ТРДД АИ-222 предназначены для установки на учебно-тренировочные и легкие боевые самолеты типа Як-130/АЕМ, L-159 и др. Двигатели семейства АИ-222 имеют модульную конструкцию. Система автоматического управления типа FADEC

позволяет реализовать все возможности двигателей в сочетании с их полным тестированием и диагностированием. По требованию Заказчика АИ-222 могут быть укомплектованы форсажной камерой и соплом с управляемым вектором тяги.

Освоение серийного производства нового двигателя сейчас ведется на Казанском моторостроительном производственном объединении.

АИ-222-25

$P_{max} = 2500$ кгс ($H = 0$, $M_p = 0$)

Суд.макс = 0,64 кг/кгс.ч

$G_B = 50,2$ кг/с

$\pi_k = 15,9$

$m = 1,19$

$T_{r max} = 1480$ К

$P_{max} = 1490$ кгс ($H = 5000$ м, $M_p = 0,6$)

Суд.макс кр. = 0,87 кг/кгс.ч ($H = 5000$ м, $M_p = 0,6$)

$P_{kr.} = 320$ кгс ($H = 10000$ м, $M_p = 0,6$)

Суд.кр. = 0,84 кг/кгс.ч

$D_B = 630$ мм

$L_{dv.} = 1960$ мм

$M_{dv.} = 440$ кг

АИ-222-28

$P_{max} = 2800$ кгс ($H = 0$, $M_p = 0$)

Суд.макс = 0,67 кг/кгс.ч

$G_B = 50,6$ кг/с

$\pi_k = 16,9$

$m = 1,13$

$T_{r max} = 1590$ К

$P_{max} = 1620$ кгс ($H = 5000$ м, $M_p = 0,6$)

Суд.макс кр. = 0,87 кг/кгс.ч ($H = 5000$ м, $M_p = 0,6$)

$P_{kr.} = 440$ кгс ($H = 10000$ м, $M_p = 0,6$)

Суд.кр. = 0,81 кг/кгс.ч

$D_B = 630$ мм

$L_{dv.} = 2020$ мм

$M_{dv.} = 520$ кг

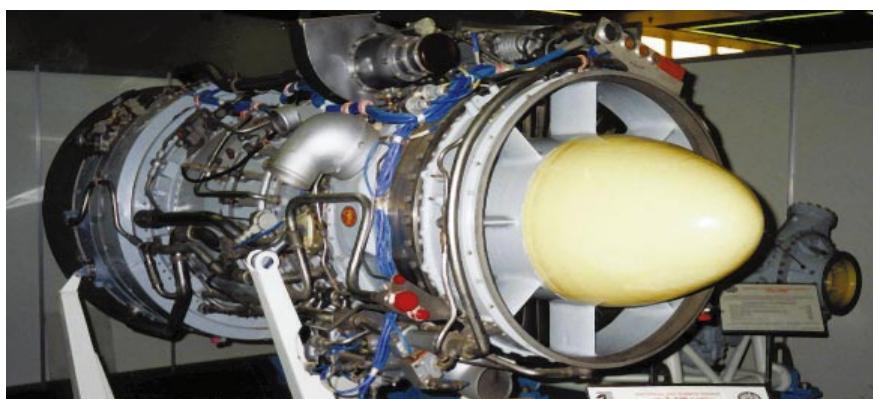
ТВ3-117ВМА-СБМ1

авиационный турбовинтовой двигатель

См. ТВ3-117 в главе ГУНПП "Завод имени В.Я.Климова".

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**

Нном. = 6300 кВт

Пном. 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 жидким топливом - керосине РТ, ТС-1 или аналогичном топливе зарубежного производства
Суд. = 1560 кг/ч

ηтерм. = 31%

Эмиссия вредных веществ:

- NOx (при средней норме 150) - не более 105 мг/Н.м³;
- NOx (с перспективой снижения) - не более 50 мг/Н.м³;
- CO - не более 125 мг/Н.м³

Тт = 715 К

Габаритные размеры 5500x1200x1200 мм

Мдв. = 1470 кг

Полный назначенный ресурс 100000 часов

Д-336-8

Нном. = 8000 кВт

Пном. 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 жидким топливом - керосине РТ, ТС-1 или аналогичном топливе зарубежного производства
Суд. = 1775 кг/ч

ηтерм. = 32,5%

Эмиссия вредных веществ:

- NOx (при средней норме 150) - не более 105 мг/Н.м³;
- NO x (с перспективой снижения) - не более 50 мг/Н.м³;
- CO - не более 125 мг/Н.м³

Тт = 705 К

Габаритные размеры 5500x1350x1400 мм

Мдв. = 1550 кг

Полный назначенный ресурс 100000 часов

Д-336-10

Нном. = 10000 кВт

Пном. 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 жидким топливом - керосине РТ, ТС-1 или аналогичном топливе зарубежного производства
Суд. = 2115 кг/ч

ηтерм. 34 %

Эмиссия вредных веществ:

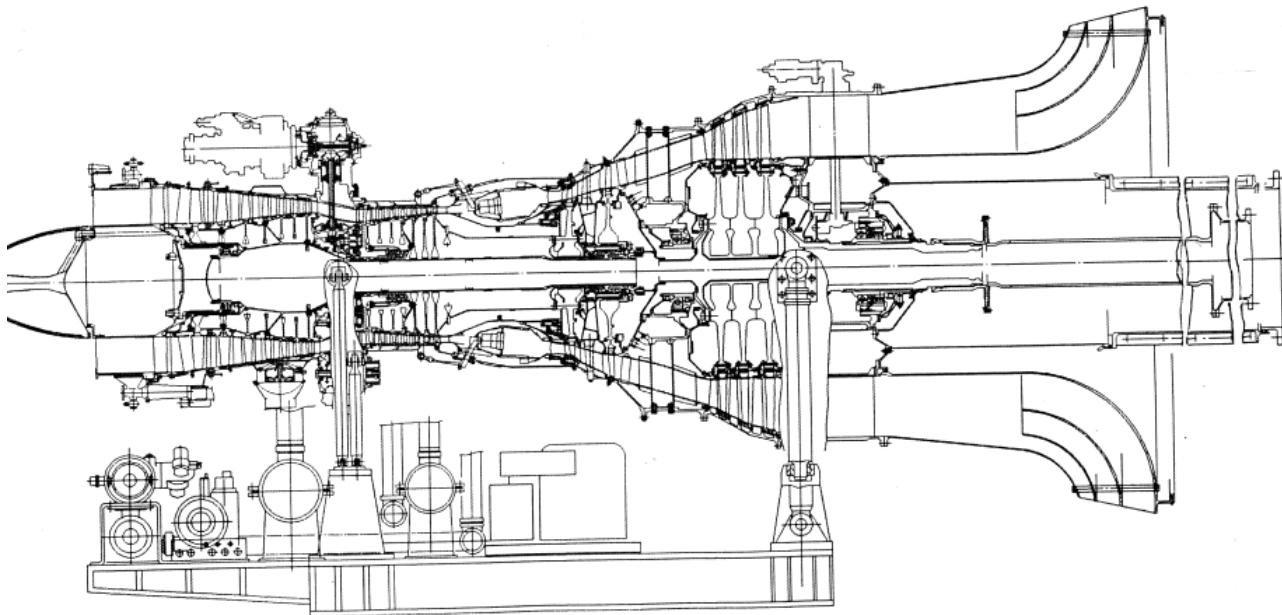
- NOx (при средней норме 150) - не более 80 мг/Н.м³;
- NOx (с перспективой снижения) - не более 50 мг/Н.м³;
- CO - не более 80 мг/Н.м³

Тт = 695 К

Габаритные размеры 5700x1500x1600 мм

Мдв. = 2600 кг

Полный назначенный ресурс 100000 часов
Двигатели могут успешно работать в различных климатических зонах при температуре окружающего воздуха от -55 до +55 град. С на высоте над уровнем моря до 4000 м.

АИ-336-1(2)-10*газотурбинные двигатели наземного применения*

АИ-336-1-10 [41]

Промышленный газотурбинный привод на базе авиационного двигателя Д-436Т1 разработки 1996-97 гг. предназначен для привода газоперекачивающих агрегатов и других промышленных установок мощностью 10 БНт. Производится в ОАО "Мотор-Сич" с 1997 г.

Привод поставляется двух модификаций, в зависимости от направления и частоты вращения силовой турбины:

- **АИ-336-1-10**, п = 4800 об./мин., против часовой стрелки;

- **АИ-336-2-10**, п = 6500 об./мин., по часовой стрелке

Промышленный привод АИ-336-1(2)-10 создан на базе авиационных двигателей Д-136, Д-36, Д-436Т1, наземного привода Д-336.

Тип привода - турбовальный, трехвальный

Нном. = 13600 л.с.

Суд. = 2116 кг/ч

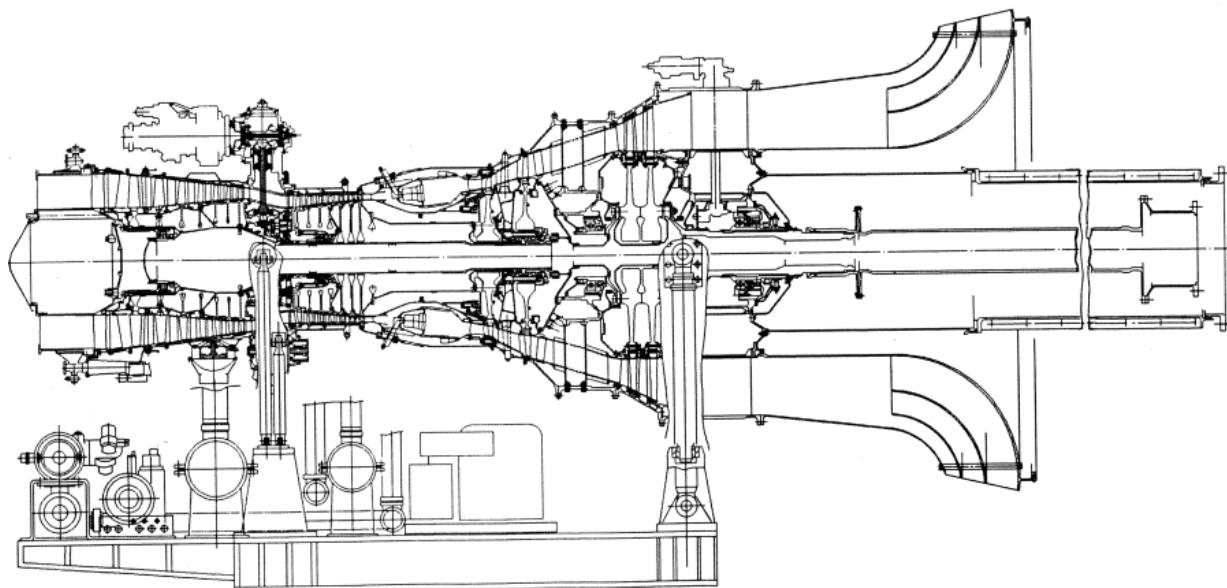
ηэф. = 34%

пред = 10095 об./мин.

пред = 13900 1/мин.

Проторов силовой турбины = 4800 об./мин. (АИ-336-1-10), 6500 об./мин. (АИ-336-2-10)

Направление вращения роторов газогенератора - против часовой стрелки со стороны выхлопной системы



АИ-336-2-10 [41]

Направление вращения роторов силовой турбины:

- АИ-336-1-10 - против часовой стрелки;
- АИ-336-2-10 - по часовой стрелке

Время запуска 60 с

Время достижения номинальной мощности ≤ 600 с

Лдв. = 5680 мм

Вдв. = 1052 мм

Ндв. = 1105 мм

Мдв. = 1680 кг

Климатическое исполнение - У, ХЛ

Ресурс до капитального ремонта 25000 часов

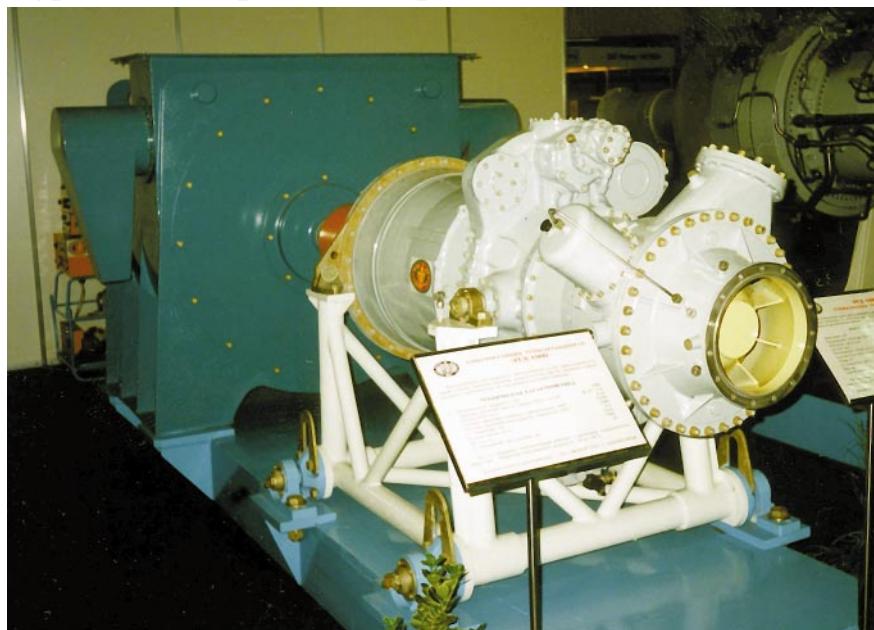
Полный назначенный ресурс 100000 часов

Средняя наработка на отказ - не менее 4000 часов

Срок службы привода 12 лет

ЭТД-1000

турбодетандерная электростанция



ЭТД-1000 [1]

Р_г вых = 6...9 кг/см²

Напряжение 6,3; 10,5; 0,4 кВ

Частота тока 50 Гц

Габаритные размеры контейнеров:

турбодетандера 8000x3000x2350 мм, высоковольтного оборудования 4000x2500x2350 мм

Мдв. = 18500 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 фирмы FESTO (Германия), обеспечивает высокую надежность и комфортные условия эксплуатации;
- 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.

ЭТД-1000 предназначена для выработки электроэнергии экологически чистым способом на газораспределительных станциях (ГРС) за счет преобразования в турбине энергии избыточного давления природного газа. Одновременно может быть использована

как генератор холода для производственных и хозяйственных нужд.

Нном. = 1000 кВт

Nmax = 1250 кВт

Г_т = 0,94 - 1,0 млн. Н.м³/сутки

Р_г вх = 55 кг/см²

АИ-336Э

газотурбинный двигатель наземного применения

ТВдД АИ-336Э выполнен по двухвальвой схеме с осевым двухкаскадным триадцатиступенчатым компрессором, промежуточным корпусом, кольцевой камерой сгорания, двумя ступенями турбин компрессоров, двухсту-

пенчатой свободной турбиной и выхлопным устройством.

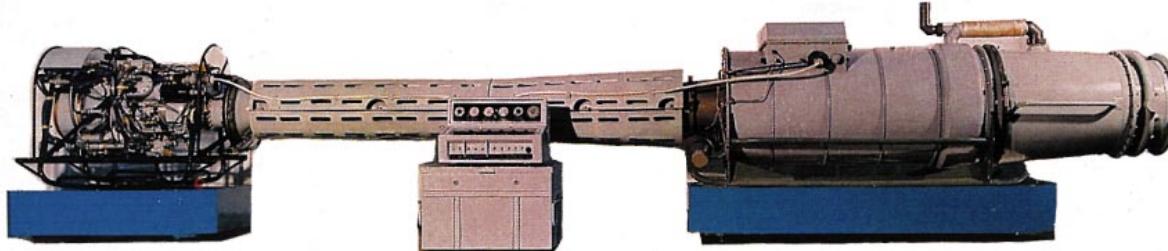
Двигатель разделен на девять основных модулей, каждый из которых - за-конченный конструктивно-технический узел и может быть (кроме главного

восьмого модуля) демонтирован и заменен на двигателе без разборки соседних модулей.

Двигатель оборудован средствами раннего обнаружения неисправностей

ГИГ-4

генератор инертных газов



ГИГ-4 [41]

Генератор инертных газов 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, эжекто-ра-испарителя (камеры смешения), камеры дожигания, камеры охлаждения (устройство для подачи воды), выносного пульта управления.

Компактность генератора обеспечивается благодаря использованию газо-

турбинного двигателя в качестве энергетической установки.

Инертный газ получают сжиганием топлива в выхлопных газах двигателя с последующим охлаждением продуктов сгорания водой до необходимой температуры.

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 куб.м./мин., температура 350...360 К, содержание кислорода 1...2 %

Применяется 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

Лдв. = 5660 мм

Вдв. = 760 мм

Ндв. = 1070 мм

Мдв. = 1500 кг

ТКУ-400

турбокомпрессорная установка

Турбокомпрессорная установка ТКУ-400 снабжает сжатым воздухом предприятия и отдельные объекты, а также компенсирует недостаток воздуха при пиковых нагрузках в воздушной системе.

Установка содержит три основных модуля: компрессор (на базе авиационного двигателя ТВ3-117), мультиплексор, привод (на базе авиационного двигателя АИ-20).

Установка оборудована системами автоматизированного запуска, защиты от аварийных ситуаций, шумоглушения.

Тепло отходящих газов приводного двигателя может быть использовано в котлах-utiлизаторах. Охлаждение воздуха производится в теплообменниках промышленного типа.

Производительность 8 кг (400 м³/мин.)

Давление сжатого воздуха 7 атм

Температура сжатого воздуха 533 К

Применяется топливо - авиационные керосины, дизельное топливо, природный газ

Расход топлива - не более 1000 кг/ч

Габаритные размеры 4500 x 1300 x 1480 мм

Мдв. = 1250 кг

Климатические условия, при которых обеспечиваются эксплуатационные параметры и надежная работа установки: температура воздуха на входе от -50 до +60 град.С, относительная влажность воздуха 85%, высота над уровнем моря - не более 1000 м.



ЭГ-6300Г-10,5 УХЛ1

газотурбинная электростанция

В состав электростанции входят и комплектно поставляются:

- контейнер газотурбогенератора: двигатель АИ-336Э с выходной улиткой; генератор синхронный СГ-6-УХЛ1 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.

$N_{ном.} = 6300$ кВт

$N_{max} = 7200$ кВт

Частота переменного трехфазного тока 50 Гц

Напряжение номинальное 10,5 кВ

$L_{дв.} = 25000$ мм

$b_{дв.} = 3200$ мм

$h_{дв.} = 7500$ мм

$M_{дв.} = 60000$ кг

Ресурс до капитального ремонта 50000 часов

Полный ресурс 100000 часов

Срок службы 12 лет

ОАО „Калужское опытное конструкторское бюро моторостроения“

2ПВ8
9И56
СЭС-60
ДГ-4М
9И57
ВГТД-2
ТВА-200

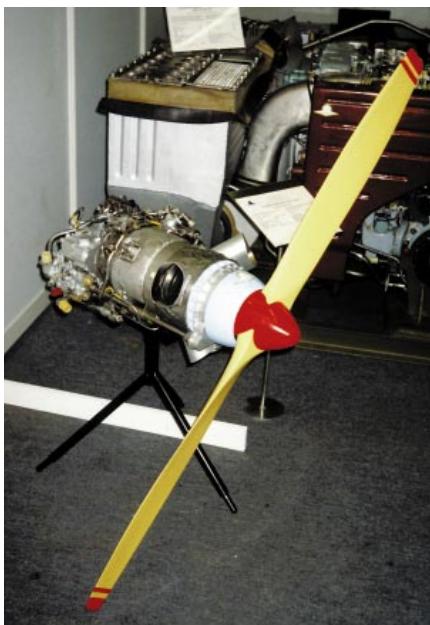
2ПВ8

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 двигатель



9И56 [1]

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/куб.м, при этом мощность на выходном валу ГТД снижается лишь на 5%.

С 1975 г. 9И56 выпускается в ОАО “Калужский двигатель”.

N = 100 л.с.

Пыходного вала = 8000 об./мин.

Время готовности к принятию нагрузки 35 с

Продолжительность непрерывной работы 48 часов

Суд.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 градусов С.

Lдв. = 1034 мм

bдв. = 577 мм

hдв. = 660 мм

Mдв. = 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;

ВНИИИП 50-1-4Ф ГОСТ 13076-86;

ВНИИИП 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/куб.м.

Условия применения:

Высота над уровнем моря - до 3000 м

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

Ресурс 10000 часов

Габариты - 2500x1130x1400 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 приводов генераторов переменного тока (230 В, 400 Гц) для обеспечения электроэнергии 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.

Суд. = 0,7 кг/л.с.ч

ВГТД-2

вспомогательный газотурбинный двигатель



Tu-334 [1]



Be-200 [2]

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.

Нэ вл. = 330 л.с.

Суд.вл. = 0,368 кг/л.с.ч.

Тг вл. = 1300 К

πк вл. = 6

Gв = 1,26 кг

В ОАО “Калужский двигатель” изгото-
влена опытная партия ВГТД-2.

ТВА-200

турбовентиляторный агрегат



“Динго” [20]

В 1992 году были изготовлены 2 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/кв.м.

Воздушный винт маршевого двигателя - пятилопастный.

Gв = 24 куб.м/ч

Избыточное давление за вентилятором 350 кгс/кв.м

Суд. = 0,4...0,5

Тг = 1250 К

πк = 6

ТВА-200 представляет собой одновальный газотурбинный двигатель с вентилятором, который приводится от вала газогенератора.

Рабочие лопатки вентилятора пово-
ротные.

ФГУП „Конструкторское бюро химической автоматики“

Д1
Д7
РД-0101
РД-0102
8Д415К
8Д43
РД-0105
РД-0106
РД-0107
РД-0108
РД-0411
РД-0109
РД-0110
РД-0120
РД-0122
РД-0124
РД-0200
РД-0201
РД-0202
РД-0203
РД-0204
РД-0205
РД-0206
РД-0207
РД-0208

РД-0209
РД-0210/0211
РД-0212
РД-0215
РД-0216
РД-0221
РД-0225
РД-0228
РД-0229
РД-0231
РД-0232
РД-0233
РД-0234
РД-0235
РД-0236
РД-0237
РД-0242
РД-0243
РД-0244
РД-0245
РД-0246
РД-0255
РД-0256
РД-0257
Р095

РД210
РД031
РД032
Р097
РД-0128
РД-0131
РД-0132
РД-0133
РД-0134
РД-0139
РД-0140
РД-0141
РД-0142
РД-0143
РД-0144
РД-0145
РД-0146
РД-0149
РД-0410
РД-0600
РД-0750
ГПВРД
РД-0126



Д1

авиационный жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный двигатель **Д1** создавался в 1954 г. под руководством Л.С.Душкина для истребителя Е-50А

ОКБ Микояна. После взрыва двигателя на испытательном стенде в 1956 г. работы были прекращены.
Топливо - изопропилнитрат

$R = 3980$ кгс (39 кН)
 $I = 210$ с
 $P_k = 3,53$ МПа

Д7

жидкостный ракетный двигатель

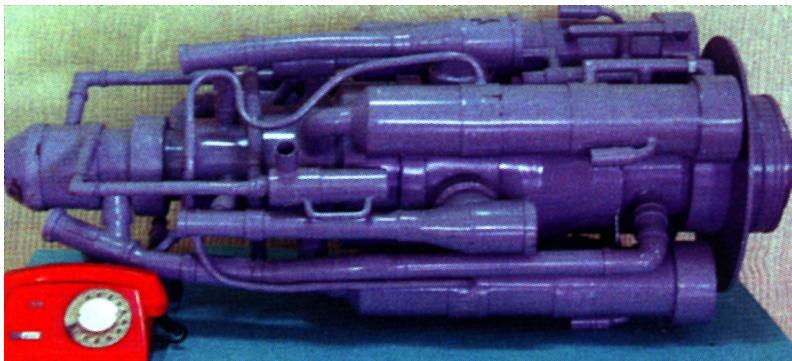
Д7 – однокамерный ЖРД разработан под руководством Л.С.Душкина в 1956 г. для установки на ракету

класса "воздух-воздух".
Топливо - изопропилнитрат
 $R_a = 1203,6$ кгс (11,8 кН)

$I_3 = 200$ с
 $t = 6$ с

РД-0101 (С-155)

авиационный жидкостный ракетный двигатель



РД-0101 [74]

Однокамерный двигатель **РД-0101** создавался в 1954 г. для истребителей Е-50/50А ОКБ Микояна. Первый полет Е-50 с ЖРД совершен в январе 1956 г.

Силовая установка самолетов состояла из одного ТРД АМ-9Е тягой 3800 кгс и одного ЖРД тягой 1300 кгс. Камера сгорания была расположена на хвостовой частью фюзеляжа.

Топливо - проперголовое
После анализа недостатков в работе ЖРД и его систем, а также ряда катастроф самолетов Е-50 работы по двигателю были прекращены.



E-50 [75]

РД-0102

авиационный жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный **РД-0102** разрабатывался с 1954 г. для установки на опытный высотный перехватчик Як-27В. Он является дальнейшим развитием ЖРД РД-0101.

РД-0102 – первый в СССР серийно выпускающийся ЖРД многоразового использования, работающий на керосине и жидкокислороде.

$R_a = 39,2$ кН

$I_3 = 260$ с

$P_k = 1,64$ МПа

Время работы 330 с

Силовая установка Як-27В состояла

из двух ТРД РД-9АКЕ (Е) и одного ЖРД РД-0102.

Режим работы ЖРД: 160 с на максимальном режиме и 264 с на минимальном режиме.

Первый полет Як-27В с ЖРД состоялся 16 ноября 1956 г. Заводские испытания проходили с 26 апреля 1956 г. по 3 июля 1957 г. Летные испытания самолета с ЖРД завершились не удалось из-за катастрофы 4 декабря 1956 г. при полете на установление мирового рекорда высоты с включенным ЖРД.

Создание самолета Як-27В обусловлено требованиями Постановления Совета Министров СССР №1195-613 об одноместном с комбинированной силовой установкой, практическим потолком 24...25 км и временем набора высоты 20 км в 3 минуты.

Быстрый прогресс в разработке и производстве ЗУРС сделал принятие на вооружение самолетов с комбинированными силовыми установками (Як-27В, Е-50) излишним.

РД-0103

авиационный жидкостный ракетный двигатель

Работы по созданию однокамерного двигателя для применения на самолете Т-3 (Су-9) ОКБ Сухого велись с 1957 г.

Является развитием авиационного ЖРД РД-0102.

$R_a = 3530$ кгс (34,6 кН)

$I_3 = 277$ с
 $P_k = 3,73$ МПа



8Д415К

жидкостный ракетный двигатель

Разработка однокамерного **8Д415К** для установки на РН Н1 начата в 1960 г. Огневые испытания проведены в 1966 г.

После принятия решения об установке на Н1 ЖРД разработки КБ Кузнецова работы по 8Д415К были прекращены.

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин
 $R_p = 150042$ кгс (1471 кН)

8Д43

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный двигатель предназначен для установки на боевую ракету УР-500 (1-я ступень). Предполагалась установка четырех 11Д43 и четырех 8Д43.

Работы по двигателю прекращены вследствие решения об установке на УР-500 двигателей 11Д48 ОКБ Глушко. Однако конструкция 8Д43 легла в основу двигателей РД-0208 и РД-0210.

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ
 $R_p = 229200$ кгс (2247,4 кН)
 $I_p = 310$ с
 $I_3 = 284$ с
 $t = 115$ с

РД-0105 (8Д714, Р05, РД-428)

жидкостный ракетный двигатель

Разработанный в 1957-59 гг. совместно с ОКБ-1 на основе РД-107 однокамерный двигатель **РД-0105** устанавливался на КА "Луна" и "Восток".

Первый полет с двигателем РД-0105 состоялся в 1958 г., последний - в 1960 г.

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин

$R_p = 5038,8$ кгс (49,4 кН)

$I_p = 316$ с

$t = 440$ с

$P_k = 4,5$ МПа

$M_{dv.} = 125$ кг

$D_{dv.} = 2600$ мм



РД-0105 [74]

РД-0106 (8Д715)

жидкостный ракетный двигатель



R-9A [53]

Четырехкамерный ЖРД РД-0106 с ТНА создан в 1959-62 гг. для второй ступени МБР Р-9А.

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин

$R = 31008$ кгс (304 кН)

$I = 330$ с

$t = 140...165$ с



РД-0107 (8Д715К, РД-461, Р09)

жидкостный ракетный двигатель

Для применения на ракетах Р-9, "Молния" и "Восход" в 1958-62 гг. разработан четырехкамерный двигатель РД-0107 с дожиганием генераторного газа в камере.

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин
 $R_p = 297,9 \text{ кН}$
 $I_p = 326 \text{ с}$

$t = 250 \text{ с}$
 $P_k = 6,82 \text{ МПа}$
 $M_{dv.} = 410 \text{ кг}$
 $D_{dv.} = 600 \text{ м}$

РД-0108 (8Д715П)

жидкостный ракетный двигатель

Четырехкамерный ЖРД создан в 1961-65 гг. для третьей ступени РН "Молния" и "Восход". Последний полет с РД-0108 состоялся в 1976 г. Выпущено более 350 двигателей.

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин
 $R_p = 30385,8 \text{ кгс (297,9 кН)}$
 $I_p = 326 \text{ с}$

$t = 250 \text{ с}$
 $P_k = 6,82 \text{ МПа}$
 $M_{dv.} = 410 \text{ кг}$
 $D_{dv.} = 600 \text{ м}$

РД-0411

ядерный ракетный двигатель

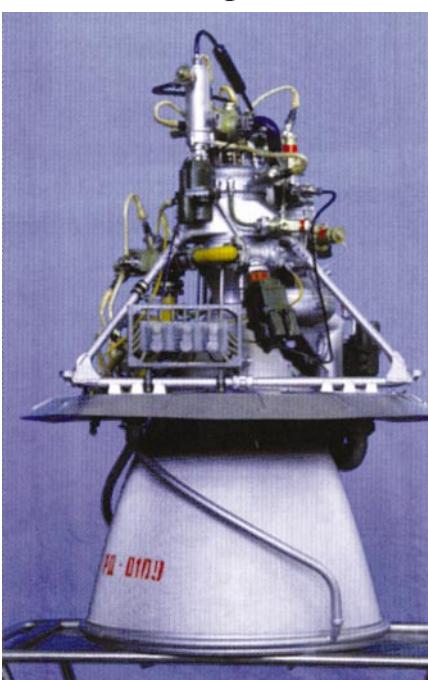
Однокамерный РД-0411 - двигатель для экспедиций на Марс (1965 г.)

$R_p = 39984 \text{ кгс (392 кН)}$
 $I_p = 900 \text{ с}$

Компоненты топлива - ядерное топливо и жидкий водород

РД-0109

жидкостный ракетный двигатель



РД-0109 [74]



RН "Восток" [20]

головке двухкомпонентных форсунок для повышения экономичности; воспламенение компонентов топлива не от громоздкого штатива, а от малогабаритных запальников; введение дросселя промежуточной ступени на линии окислителя камеры горения для ликвидации высокочастотной неустойчивости при запуске двигателя. Однокамерный двигатель однократного включения с насосной подачей топлива, без дожигания начал разрабатываться в 1959 г. и прошел весь цикл конструкторских, доводочных, летных испытаний. С 1965 г. изготавливается серийно.

$R_p = 54,5 \text{ кН}$
 $I_p = 3170 \text{ м/с}$
 $K_m = 2,14$
 $P_k = 5 \text{ МПа}$
 $P_c = 0,0053 \text{ МПа}$

Диапазон регулирования по давлению в камере горения $+5/-8\%$
 Диапазон регулирования по соотношению компонентов $\pm 7\%$

$t = 430 \text{ с}$
 $M_{dv.} = 121 \text{ кг}$
 $M_{ud.} = 2,22 \text{ кг/кН}$
 $h_{dv.} = 1575 \text{ мм}$
 $D_c = 1100 \text{ мм}$

12 апреля 1961 г. РН с двигателем РД-0109 вывела на орбиту космический корабль с Ю.А. Гагариным.

Двигатель работает на компонентах топлива: окислитель - жидкий кислород, горючее - керосин.

В процессе проектирования двигателя были применены новые технические решения, отличавшие его от прототипа: выполнение камеры горения с открытым гофром (без наружной оболочки) на значительной части высотного сопла, что позволило улучшить габаритно-массовые характеристики; применение в смесительной

ЖРД РД-0109 (ведущий конструктор В.П. Кошельников) предназначен для третьей ступени РН "Восток". Двигатель был разработан в короткий срок (1 год 3 месяца) на базе двигателя РД-0105 с целью совершенствования характеристик и повышения надежности ракеты-носителя.



РД-0110

жидкостный ракетный двигатель



РД-0110 [73]

ЖРД **РД-0110** (ведущий конструктор Я.И. Гершкович) разработан на базе двигателя РД-0107 и предназначен для третьей ступени РН "Союз" и "Молния". От прототипа он отличается отсутствием конечной ступени тяги и повышенной надежностью.

Двигатель работает на компонентах топлива: окислитель - жидкий кислород, горючее - керосин.

Выполнен по открытой схеме и имеет четыре камеры, расположенные симметрично оси ступени РН. Подача компонентов топлива обеспечивается одним турбонасосным агрегатом. Привод насосов окислителя и горючего осуществляется от газовой турбины, рабочим телом для которой являются продукты сгорания топлива в газогенераторе.

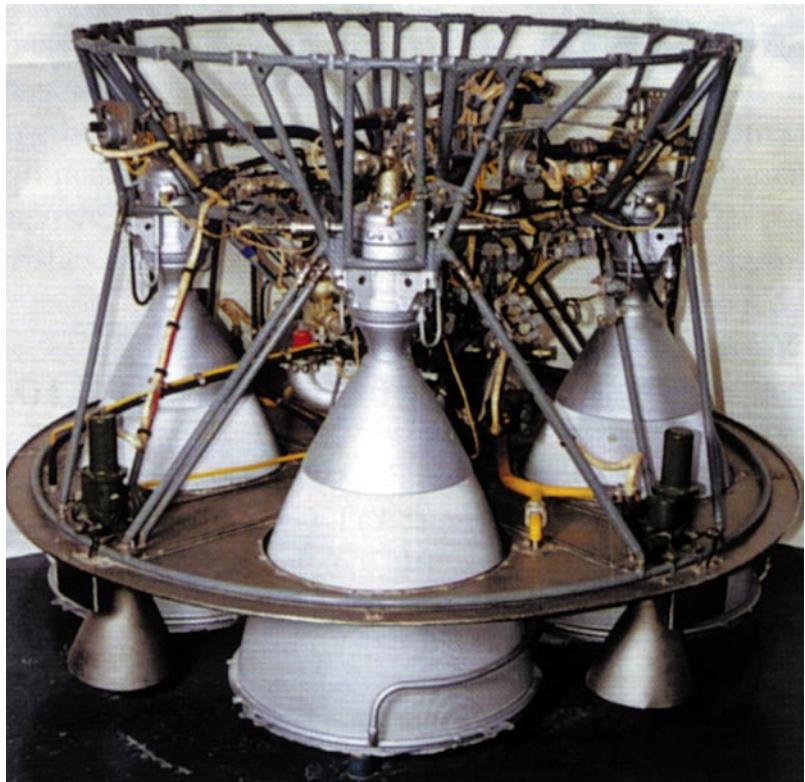
Первоначальная раскрутка ротора турбины производится пороховым стартером. Воспламенение компонентов в камерах двигателя и газогенераторе осуществляется факельными воспламенителями. Стабилизация и управление ступенью РН в полете осуществляется отклонением четырех рулевых сопел, через которые сбрасывается газ, поступающий после турбины турбонасосного агрегата.

Тяга двигателя в полете регулируется перенастройкой регулятора, установленного по линии питания газогенератора окислителем.

Для поддержания постоянного соотношения компонентов топлива в газогенераторе при изменении расхода окислителя по линии питания газогенератора установлен стабилизатор. Для изменения соотношения компонентов топлива в двигателе на линии питания камер двигателя горючим на выходе из насоса установлен дроссель.

Внедрение литой турбины вместо сварной позволило избавиться от появления трещин и разрушения лопаток.

Была решена проблема подавления развития высокочастотных колебаний в камере сгорания с помощью установки сгораемых волночных перегородок на цилиндрической части камер сгорания. Это техническое решение позволило без больших затрат произвести



РД-0110 [74]

доработку имеющихся двигателей и исключить случаи развития высокочастотных колебаний на режиме предварительной ступени тяги. Причина возникновения высокочастотных колебаний на режиме главной ступени тяги была связана с "жестким" возбуждением, инициатором которого являлись локальные взрывы в импульсных трубопроводах замера давлений в газовой полости камеры сгорания. Для исключения этого явления отбор давления на телеметрические датчики и датчик обратной связи был перенесен в предфорсуночную полость головки камеры сгорания по линии горючего.

Двигатель начал проектироваться в 1963 г., в 1964 г. начаты стендовая отработка и летные испытания. В эксплуатации с 1967 г.

В процессе серийного производства продолжались работы по совершенствованию конструкции и повышению надежности двигателя.

На 01.07.97 г. проведены стендовые огневые испытания более 2000 двигателей по экспериментальным программам контрольных, контрольно-выборочных и стендовых испытаний с общей наработкой около 300 тысяч секунд. Уровень надежности двигателя составляет 0,9984.

Запуски более 1200 космических объектов с помощью ракет-носителей "Восход" и "Союз", на которых были ус-

тановлены двигатели РД-0107 и РД-0110, подтвердили высокую надежность и эффективность этих ЖРД.

$R_{\text{пп}} = 30365,4 \text{ кгс}$ (297,7 кН)

$I_{\text{пп}} = 3195 \text{ м/с}$

$K_{\text{пп}} = 2,2$

$P_{\text{к}} = 6,8 \text{ МПа}$

$P_{\text{с}} = 0,0073 \text{ МПа}$

$P_{\text{рг}} = 5,8 \text{ МПа}$

Диапазон регулирования: по давлению в камере сгорания +7/-9,5% по соотношению компонентов топлива +11/-14%

$t = 250 \text{ с}$

Количество включений 1

$M_{\text{дв.}} = 408,5 \text{ кг}$

$M_{\text{уд.}} = 1,37 \text{ кг/кН}$

$h_{\text{дв.}} = 1576 \text{ мм}$

$D_{\text{с}} = 2400 \text{ мм}$

Разработка четырехкамерного **РД-0110МД** ведется с 1994 г. Изготовлен прототип двигателя, использующего жидкий кислород как окислитель, а как горючее - сжиженный природный газ. Первое испытание проведено 30 апреля 1998 г.

$R_{\text{пп}} = 245 \text{ кН}$

$t = 20 \text{ с}$

Количество камер 4

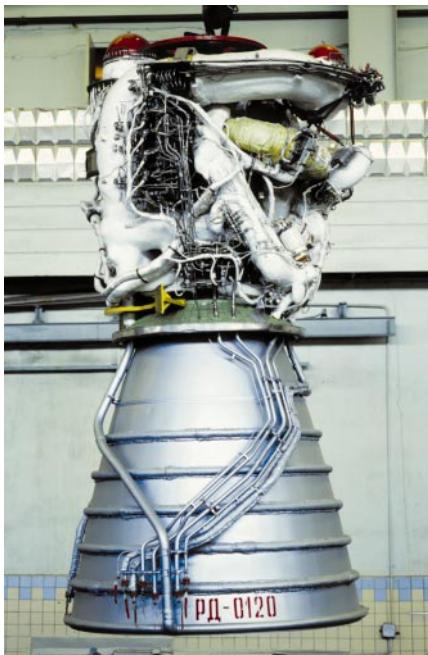
$P_{\text{к}} = 5,4 \text{ МПа}$

Степень расширения сопла 82,2



РД-0120

жидкостный ракетный двигатель



РД-0120 [32]



“Энергия-Буран” [20]

Приобретенный КБХА опыт проектирования и отработки многих двигателей, созданная при этом кооперация предприятий и научно-исследовательских институтов явились хорошей предпосылкой для развертывания работ по созданию нового криогенного двигателя РД-0120 (главные конструкторы Г.И. Чурсин, В.С. Рачук, ведущий конструктор Л.Н. Никитин).

Особенностями выбранной принципиальной схемы двигателя РД-0120 являются: использование схемы с дожиганием восстановительного газа; применение одновального турбонасосного агрегата с трехступенчатым водородным насосом и двухступенчатым кислородным насосом (применение схемы с одновальным турбонасосным агрегатом, несколько уступающей остальным по оптимальности характеристик систем подачи, позволяет существенно облегчить решение проблемы запуска двигателя, обеспечивает более надежное разделение компонентов и имеет улучшенные массовые характеристики); использование бустерных насосных агрегатов окислителя и горючего для обеспечения бескавитационной работы насосов турбонасосного агрегата при низких значениях входного давления в схеме двигателя; охлаждение камеры водородом, отбираемым на выходе из третьей ступени насоса (примерно отбирается 22%); использование на линии газогенератора гидравлического регулятора расхода окислителя с электромеханическим управлением настройки режима работы; использование на линии кислорода камеры сгорания гидравлического дросселя с электромеханическим приводом для изменения соотношения компонентов топлива; применение автоматического гидравлического дросселя, установленного по линии окислителя камеры для обеспечения необходимого графика изменения соотношения компонентов топлива в камере при запуске; использование для управления двигателем клапанов многократного срабатывания с пневмоприводами, подачу гелия в которых обеспечивают электропневматические клапаны.

Кроме осевой тяги двигатель, обеспечивает возможность получения боковой тяги за счет отклонения двигателя в двух взаимно перпендикулярных плоскостях на угол $\pm 11^\circ$. Двигатель также обеспечивает подачу газообразного водорода для наддува бака горючего и питания агрегатов энергоснабжения ракеты, подогрев гелия для наддува бака окислителя.

Двигатель оснащен датчиками системы аварийной защиты и диагностики. В системе аварийной защиты двигателя для контроля состояния используются параметры: температура газа перед основной турбиной, частота вращения роторов турбонасосных агрегатов и бустерных насосных агрегатов горючего и окислителя, температура газа в запальном устройстве генератора и камеры сгорания, осевое перемещение ротора насоса окислителя, перепады давления в дренажных полостях уплотнений между насосами водорода и кислорода, давление управляющего газа в командной полости клапана горючего газогенератора.

Система технического диагностирования осуществляет: тестовое диагностирование - контроль технического состояния двигателя; диагностирование по функциональным параметрам, измеряемым в процессе пуска; оценку результатов тестового и функционального диагностирования.

По сравнению с ранее созданными в КБХА двигателями РД-0120 имеет ряд особенностей: водородное горючее, большой уровень тяги, высокий удельный импульс тяги, длительное время полета, многократность включения, большие габариты, высокая надежность и безопасность. Эти особенности привели к необходимости технологического переоснащения производства КБХА и Воронежского МЗ, строительства новых испытательных стендов и экспериментальных установок, выполнения большого объема экспериментальных исследований, максимального использования опыта как отечественных так и зарубежных фирм.

В процессе отработки двигателя был решен целый ряд проблем, в частности: обеспечена стабильность и многократность поджига компонентов топлива с помощью электроплазменных запальных устройств газогенератора и камеры сгорания; отработаны надежный запуск и вся циклограмма работы двигателя; найдено оптимальное конструктивно-технологическое решение по крыльчаткам водородного насоса, удовлетворяющее условиям прочности (линейная скорость разрушения при температуре жидкого водорода составляет 930 м/с); найдены эффективные решения по предотвращению возгорания деталей насосов окислителя высокого и низкого давления; обеспечена устойчивость рабочих процессов в камере и газогенераторе; исследованы механические свойства конструкционных материалов, работающих при высоких напряжениях в водородной среде в широком диапазоне температур; найдены материаловедческие, технологические и конструкционные решения по обеспечению длительного сохранения прочности деталей, работающих в водороде; найдены технологические решения получения цельных колес турбин из гранульных заготовок; разработана эффективная совокупность диагностических параметров и алгоритмов систем аварийной защиты; отработан комплекс мероприятий и средств межпускового диагностирования двигателя; созданы конструкции уплотнительных элементов, обеспечивающих герметичность двигателя на заправленной ракете и при работе; создано антифрикционное покрытие "Афтал" для узла подвески двигателя с коэффициентом трения 0,018-0,01, сохраняющее работоспособность без смазки с



удельным давлением до 250 МПа; отработана циклограмма стабильного выключения двигателя.

К 01.07.97 г. проведено более 800 огневых испытаний двигателя при общей наработке более 170 тысяч секунд. Проведены наземные испытания в составе РН и летные испытания двигателя в составе РН "Энергия" 15.05.87 г. и 15.11.88 г. (с орбитальным кораблем "Буран"), которые продемонстрировали высокую надежность и безопасность двигателя для применения на пилотируемых носителях.

$R_p = 1962$ кН

$I_p = 4462$ м/с

$P_k = 21,8$ МПа

$t = 500$ с

$M_{dv.} = 3450$ кг

$M_{ud.} = 1,76$ кг/кН

$h_{dv.} = 4550$ м

$D_{max} = 2420$ мм

РД-0120ТД - модификация с трехкомпонентным топливом (жидкий кислород, керосин и жидкий водород).

$R_p = 1317$ кН

$I_p = 419$ с

Степень расширения сопла 85,7

$K_m = 4,13$

ЖРД **РД-0120М (11Д122А)** - проект 1990 г. Он является аналогом американского маршевого двигателя для Space Shuttle. Разрабатывался в 1987-91 гг. Вероятно использование РД-0120М в составе двигательной установки РН "Энергия-М" и второй ступени РН "Ангара". Первое испытание в полете проведено в 1978 г. Всего выполнено 8 полетов.

Компоненты топлива - жидкий кислород и жидкий водород

$R_p = 1961$ кН

$I_p = 455$ с

$I_3 = 359$ с

$t = 600$ с

Количество камер 1

$M_{dv.} = 3450$ кг

$D_{dv.} = 2,4$ м

$L_{dv.} = 4,5$ м

Параметры двигателя, модифицированного для компонентов топлива кислород-метан:

РД-0120М (1 вариант)

$R_p = 1578$ кН

$I_p = 3557$ м/с

$K_m = 6,0$

$P_k = 17,24$ МПа

$M_{dv.} = 2370$ кг

РД-0120М (2 вариант)

$R_p = 1726$ кН

$I_p = 3653$ м/с

$K_m = 6,0$

$P_k = 18,6$ МПа

$M_{dv.} = 2600$ кг

РД-0122

жидкостный ракетный двигатель

Для установки на основную ступень РН Энергия-М и центральную ступень РН "Ангара" с 1990 г. ведется разработка однокамерного ЖРД **РД-0122**. Его кон-

струкция основана на ЖРД РД-0120 (улучшены тяговые характеристики).

Компоненты топлива - жидкий кислород и жидкий водород

$R_p = 235926$ кгс (2313 кН)

$I_p = 461$ с

РД-0124 (14Д23)

жидкостный ракетный двигатель

Жидкостный ракетный двигатель **РД-0124** разрабатывается для третьей ступени модернизированной РН "Союз-2" ("Русь") и РН "Ангара".

Двигатель представляет собой четырехкамерный ЖРД, выполненный по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа в камерах. Сохранив габариты своего предшественника РД-0110, РД-0124 позволяет увеличить полезную нагрузку, выводимую носителем, на 900 кг.

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин

$R_p = 294,3$ кН

$I_p = 348$ с

$K_m = 2,6$

$P_k = 45,53$ МПа

$t = 300$ с

$M_{dv.} = 450$ кг

$M_{ud.} = 1,53$ кг/кН

$h_{dv.} = 1576$ мм

$D_{max} = 2400$ мм

Конструкция двигателя обеспечивает возможность поворота камер сгорания в одной плоскости вокруг оси, перпендикулярной оси двигателя на максимальный угол +3,5°.



РД-0124 [32]

В 1996 г. начались стендовые огневые испытания двигателя.

РД-0124М - разработанный в 1998 г. однокамерный вариант ЖРД РД-0124.

РД-0124М1 - модификация с увеличенной степенью расширения сопла.



РД-0200 (РО1-154)

жидкостный ракетный двигатель



РД-0200 [74]

РД-0200 разработан в 1957-62 гг. для второй ступени ракеты ПВО КБ Лавочкина. Это был первый двигатель, созданный ОКБ-154 (на базе ЖРД С2.1200 ОКБ-2 Исаева). Компоненты топлива - азотная кислота и амин

$R_p = 5997,6$ кгс (58,8 кН)

$I_3 = 230$ с
 $t = 360$ с
 $M_{дв.} = 86$ кг
 $D_{дв.} = 300$ мм
 $L_{дв.} = 400$ мм
 Количество камер 2
 $P_k = 6,6$ МПа

РД-0201

жидкостный ракетный двигатель

РД-0201 создан в 1957-60 гг. для зенитной ракеты КБ Грушина.

Компоненты топлива - азотная кислота и амин

$R_p = 5916$ кгс (58 кН)

$I_3 = 260$ с

$t = 180$ с

$M_{дв.} = 120$ кг

$D_{дв.} = 400$ мм
 $L_{дв.} = 700$ мм
 Количество камер 4
 $P_k = 6,2$ МПа

РД-0202 (8Д45)

жидкостный ракетный двигатель

В начале 60-х гг. по заказу Генерального конструктора В.Н.Челомея (для первой ступени МБР УР-200) разработаны и успешно прошли летные испытания жидкостные РД-0202 и РД-0205. В качестве топлива для указанных двигателей использовалась самовоспламеняющаяся пара компонентов - азотный тетроксид и несимметричный диметилгидразин.

Двигатель **РД-0202** состоял из трех РД-0203 и одного РД-0204, которые выполнены по принципиально новой замкнутой схеме, с дожиганием генераторного газа в камере. Применение замкнутой схемы в этих ЖРД позволило значительно улучшить энергетические характеристики, а предложенные технические решения стали основой для разработки целого семейства серийных ЖРД.

$R_p = 228072$ кгс (2236 кН)
 $I_3 = 311$ с
 $t = 278$ с
 $t = 136$ с
 Количество камер 4
 Степень расширения сопла 29,8
 $K_m = 2,6$
 $M_{дв.} = 1525$ кг
 $L_{дв.} = 1800$ мм

РД-0203 (8Д44)

жидкостный ракетный двигатель



РД-0203 [74]

РД-0203 создан в 1961-64 гг. для применения на первой ступени боевой ракеты УР-200. Три ЖРД РД-0203 и один РД-0204 составляют ЖРД РД-0202.

РД-0203 выполнен по принципиально новой замкнутой схеме, с дожиганием генераторного газа в камере. Применение замкнутой схемы в ЖРД позволило значительно улучшить энергетические характеристики, а предложенные технические решения стали основой для разработки целого семейства серийных ЖРД.

Компоненты топлива тетроксид азота и НДМГ

$R_p = 57000$ кгс (559 кН)

$I_3 = 31$ с
 $t = 278$ с
 $t = 136$ с
 Степень расширения сопла 29,81
 Количество камер сгорания 1
 $K_m = 2,6$
 $M_{дв.} = 381$ кг
 $D_{дв.} = 0,9$ м
 $L_{дв.} = 1,8$ м



РД-0204

жидкостный ракетный двигатель

Разработка 1961-64 гг. Входит в состав РД-0202. Выполнен по принципиально новой замкнутой схеме с ТНА, с дожиганием генераторного газа в камере. Вариант РД-0203 с дополнительными датчиками давления.

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ
 $R_p = 559$ кН
 $I_p = 311$ с
 $I_z = 278$ с
 $t = 136$ с
 $M_{dv.} = 381$ кг

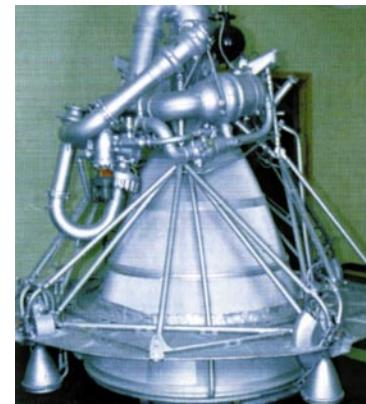
$D_{dv.} = 900$ мм
 $L_{dv.} = 1800$ мм
 Количество камер сгорания 1
 Степень расширения сопла 29,8
 $K_m = 2,6$
 $R_{ud.} = 149,5$

РД-0205 (8Д46)

жидкостный ракетный двигатель

ЖРД замкнутой схемы РД-0205 разработан в 1961-64 гг. по заказу Генерального конструктора В.Н.Челомея для второй ступени баллистической ракеты УР-200. Он успешно прошел летные испытания. Состоит из одного маршевого РД-0206 и четырех рулевых РД-0207. В качестве топлива использовалась самовоспламеняющаяся пара компонентов - азотный тетроксид и несимметричный диметилгидразин.

$R_p = 61852,8$ кгс (606,4 кН)
 $I_p = 322$ с
 $t = 150$ с
 Количество камер 1
 Степень расширения сопла 48
 $K_m = 2,63$
 $D_{dv.} = 1500$ мм
 $L_{dv.} = 2300$ мм
 $M_{dv.} = 552$ кг



РД-0205 [74]

РД-0206 (8Д47)

жидкостный ракетный двигатель

Создан в 1961-64 гг. для установки на вторую ступень ракеты УР-200. Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_p = 59350$ кгс (575,5 кН)
 $I_p = 326$ с
 $t = 150$ с
 Количество камер сгорания 1

$P_k = 14,7$ МПа
 Степень расширения сопла 81,3
 $K_m = 2,6$
 $D_{dv.} = 1500$ мм

РД-0207 (8Д67)

жидкостный ракетный двигатель

Создан в 1961-64 гг. для второй ступени УР-200. Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_p = 3151,8$ кгс (30,9 кН)
 $I_p = 297$ с
 $t = 133$ с
 $D_{dv.} = 200$ мм

Количество камер 4
 $P_k = 5,3$ МПа
 Степень расширения сопла 43,3
 $K_m = 1,8$

РД-0208

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный РД-0208 разработан в 1961-65 гг. для второй ступени ракеты УР-500 (с РД-0209). Является предшественником ЖРД РД-0210.

$R_p = 58400$ кгс (572,5 кН)
 $t = 210...230$ с
 Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ



РД-0209

жидкостный ракетный двигатель

Создан в 1961-65 гг. для первой ступени МБР УР-200. Состоит из одного РД-0211 и трех РД-0210. Модификация РД-0208.

РД-0210 / РД-0211

жидкостный ракетный двигатель



РД-0210 [74]

Управление РН в полете осуществляется отклонением двигателей.

Двигатель регулируемый. Изменение тяги двигателя осуществляется регулятором, установленным в магистрали горючего газогенератора. Одновременная выработка компонентов топлива из баков РН обеспечивается дросселем, установленным в магистрали горючего камеры.

Наддув баков РН производится восстановительным и окислительным газом, вырабатываемым в соответствующих газогенераторах двигателя РД-0211. Управление элементами автоматики двигателя осуществляется с помощью пироэнергодатчиков.

В процессе создания двигателя был выявлен ряд серьезных дефектов, заключающихся в возгорании деталей газового тракта турбины турбонасосного агрегата и высокочастотных колебаниях в камере сгорания. Для исключения возгорания узла турбины заменены материалы отдельных деталей, введена продувка застойных зон, изменена конструкция уплотнений, введен автомат осевой разгрузки ротора турбонасосного агрегата.

Для устранения высокочастотных колебаний в камере сгорания была произведена доработка смесительной головки камеры сгорания путем перекрытия части отверстий в форсунках горючего.

Двигатель начал проектироваться в 1963 г., сдан в эксплуатацию в 1978 г.

Количество пусков при стендовых испытаниях - более 1100

Количество пусков при летных испытаниях - около 900

Уровень надежности на 01.07.97 г. - 0,99844

R_п = 60037,2 кгс (588,6 кН)



УР-500 [20]

I_п = 3200 м/с

K_м = 2,6

M_{дв.} = 565,5 кг (РД-0210)

M_{дв.} = 581,5 кг (РД-0211)

M_{уд.} = 0,96 кг/кН (РД-0210)

M_{уд.} = 0,99 кг/кН (РД-0211)

P_к = 14,7 МПа

Диапазон изменения тяги ±4%

Диапазон изменения соотношения топлива ±10

Абсолютное давление компонентов топлива на входе в двигатель: окислителя - 0,426...0,686 МПа, горючего - 0,162...0,588 МПа

Угол отклонения двигателя в одной плоскости стабилизации ±3,0°.

Количество включений 1

t = 230 с

h_{дв.} = 2327 мм

D_с = 1470 мм

ЖРД РД-0210 и РД-0211 (ведущий конструктор В.П. Козелков) предназначены для двигательной установки второй ступени РН "Протон" (МБР УР-500 "Урал").

Компоненты топлива - азотный тетроксид и НДМГ

Двигательная установка ступени комплектуется из трех двигателей РД-0210 и одного двигателя РД-0211, отличающегося от двигателя РД-0210 наличием генератора и смесителя для системы наддува баков РН.

Двигатель РД-0210 (РД-0211) - с дожиганием генераторного окислительного газа в камере, однокамерный, однократного включения, с насосной подачей топлива.

РД-0212

жидкостный ракетный двигатель

Жидкостный ракетный двигатель РД-0212 (ведущий конструктор Л.А. Поздняков) предназначен для третьей ступени РН "Протон".

Двигатель состоит из двух автономных двигателей - маршевого РД-0213 и рулевого РД-0214.

Компоненты топлива - азотный тетрок-

сид и НДМГ.

R_п = 62485,2 кгс (612,6 кН): маршевый 59333,4 кгс (581,7 кН), рулевой 3151,8 кгс (30,9 кН)

I_п = 3181 м/с: маршевый 3200 м/с, рулевой 2871 м/с

K_м = 2,54

M_{дв.} = 638 кг

M_{уд.} = 1,04 кг/кН

P_к = 14,7 МПа (маршевого); 5,49 МПа (рулевого)

Диапазон изменения тяги маршевого двигателя ±4%

Диапазон изменения соотношения компонентов топлива ±10%



Абсолютное давление компонентов на входе: окислителя 0,372...0,686 МПа, горючего 0,152...0,49 МПа
Угол поворота камеры рулевого двигателя ± 45 град.

$t = 250$ с

$h_{дв.} = 3000$ мм

$D_c = 3780$ мм

Маршевый двигатель РД-0213 - с дожиганием генераторного окислительного газа в камере, однокамерный, однократного включения, с насосной подачей топлива.

Рулевой двигатель РД-0214 - без дожигания, четырехкамерный, однократного включения, с насосной подачей топлива, с использованием отработанного газа для наддува баков РН.

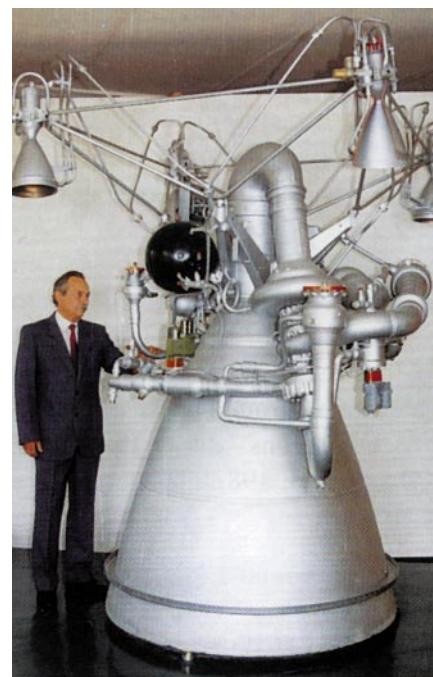
Двигатель РД-0213 регулируемый. Изменение тяги осуществляется регулятором, установленным в магистрали горючего газогенератора.

Управление элементами автоматики двигателя производится с помощью пироэнергодатчиков.

Управление РН в полете осуществляется отклонением камеры рулевого двигателя. Одновременная выработка компонентов топлива из баков РН обеспечивается дросселем, установленным в магистрали горючего камеры двигателя РД-0213.



Стендовые испытания РД-0212 [74]



РД-0212 [74]

Начало проектирования двигателя - 1963 г., сдача в эксплуатацию - 1978 г.
Количество пусков при стендовых испытаниях РД-0212 (РД-0213) - более

600. Количество пусков при летных испытаниях - 218.

Уровень надежности на 01.07.97 г. составил 0,99469.

РД-0215

жидкостный ракетный двигатель

Разработка 1962-65 гг. для МБР УР-100. Двигательная установка состоит из одного РД-0217 и трех РД-0216. Двигатель остался на стадии проекта.

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ
 $R_p = 249900$ кгс (2450 кН)
 $I_p = 310$ с

$I_3 = 280$ с
 $t = 102$ с
 $D_{дв.} = 2000$ мм

РД-0216 (15Д2)

жидкостный ракетный двигатель

РД-0216 создан в 1963-66 гг. для первых ступеней ракет УР-100, УР-100УТХ, УР-100К, УР-100У.

При создании двигателей были обеспечены требования заказчика по повышению надежности, экономичности, обеспечению гарантированной защиты внутренних полостей двигателя от окружающей среды (ампулизация двигателя) и наиболее полной имитации натурных условий при автономных испытаниях. Требования технического задания во многом определили схему и конструкцию двигателя. Была выбрана схема с дожиганием генераторного газа с высоким для того времени давлением в камере сгорания.

При разработке двигателя были реализованы оригинальные схемно-конструктивные решения, часть из которых была защищена авторскими свидетельствами. Среди них: бесстартовый запуск двигателя с време-

менной отсечкой магистрали горючего камеры сгорания после заполнения охлаждающего тракта камеры сгорания, входные клапаны со складывающейся мембранный принудительного вскрытия, трехступенчатый клапан окислителя на входе в газогенератор, эксцентриковые компенсаторы для устранения погрешностей при сборке трубопроводов цельносварного двигателя, дренажное устройство для удаления газового пузыря при заправке изделия, ампулизированный вентиль слива, установленный во входных магистралях двигателя.

Основные мероприятия, позволившие ускорить отработку двигателя и существенно снизить материальные затраты: испытания двигателей в широком диапазоне изменения параметров, значительно превышающем требования технического задания; многократные испытания одного



РД-0216 [74]



двигателя путем его перезарядки; совмещение нескольких задач при одном испытании двигателя; испытания специальных, предельных двигателей при крайних значениях внешних и внутридвигательных факторов; виброиспытания двигателей на резонансных частотах; проверка устойчивости процесса в газогенера-

торе и камере сгорания к жесткому возбуждению. Благодаря такому подходу к стендовой отработке уже через год после начала проектирования были начаты испытания двигателя в составе ступени, а еще через год - летные испытания.

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ (баллонная подача топлива)
 $R_p = 22330$ кгс (219 кН)
 $I_p = 313$ с
 Количество камер сгорания 1
 $P_k = 14,7$ МПа

РД-0221

жидкостный ракетный двигатель

Разработка 1965-70 гг. для ракеты, созданной ОКБ-1.

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_p = 7954$ кгс (78 кН)
 $I_p = 330$ с
 $t = 800$ с
 $M_{dv.} = 150$ кг

$D_{dv.} = 800$ мм
 $L_{dv.} = 1600$ мм
 Количество камер сгорания 1 + 2
 $P_k = 122,6$ бар

РД-0225

жидкостный ракетный двигатель



РД-0225 [74]

Жидкостный ракетный двигатель РД-0225 (ведущий конструктор В.М.Бородин) с вытеснительной подачей топлива в камеру, однокамерный, многократного включения предназначен для выполнения доразгона, маневра и многократной коррекции орбиты пилотируемого орбитального комплекса "Алмаз". Двигательная установка орбитальной станции "Алмаз" комплектуется двумя двигателями РД-0225, сохраняющими работоспособность на орбите в течение года. Камера двигателя имеет комбинированное охлаждение: часть сопла камеры имеет регенеративное охлаждение; закритическая часть сопла охлаждается излучением в окружающее космическое пространство. Для снижения температуры двигателя в процессе работы и после его выключения эта часть сопла защищена хромоникелевым покрытием с высоким коэффициентом черноты.

Многократное включение и выключение двигателя производится с помощью электромагнитных клапанов. С целью обеспечения высокой степени герметичности клапанов, исключения пары трения якоря и корпуса при многократном срабатывании клапана затвор с якорем установлен на гибких мембрanaх.

Двигатель имеет низкое давление в камере сгорания, что является его достоинством - он может работать при низких давлениях в баках окислителя и горючего.

Режим работы двигателя изменяется в соответствии с изменением давлений и температуры компонентов топлива на входе в него.

Начало проектирования двигателя - 1967 г., начало эксплуатации двигателя в составе орбитальной станции - 1974 г.

Количество пусков при стендовых испытаниях - более 13 000.

Количество пусков при летных испытаниях 8

Уровень надежности на 08.04.82 г. составил 0,993

Компоненты топлива - азотный тетроксид и НДМГ

$R_p = 3,92$ кН

$I_p = 2852$ м/с

$K_m = 1,85$

$P_k = 0,882$ МПа

Диапазон давлений компонентов топлива на входе 0,392...2,16 МПа

Количество запусков 100

$t = 1200$ с

Продолжительность непрерывной работы за один пуск: максимальная - 500 с, минимальная - 0,4 с

Время эксплуатации в составе орбитальной станции - 1 год

$M_{dv.} = 23$ кг

$M_{ud.} = 5,87$ кг/кН

$h_{dv.} = 996$ мм

$D_c = 450$ мм



РД-0228

жидкостный ракетный двигатель



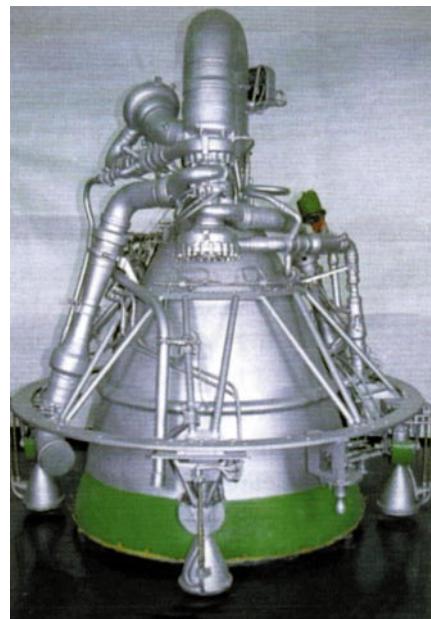
Пуск Р-36М УТТХ [74]

Первой разработкой ЖРД для ракет КБ М.К.Янгеля и В.Ф. Уткина (ГКБ "Южное") являлся **РД-0228** для второй ступени ракеты Р-36М/М2. Состоит из однокамерного маршевого ЖРД РД-0229 и четырехкамерного рулевого ЖРД РД-0230. Позднее усовершенствованный РД-0228 получил название РД-0255.

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_p = 755$ кН

Количество камер сгорания 1 + 4



РД-0228 [74]

РД-0229

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный **РД-0229** – разработка 1967-75 гг. для второй ступени МБР Р-36М. Основной двигатель в системе РД-0228. Модификация ЖРД РД-0212.

Первый полет с РД-0229 выполнен в 1974 г.

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

Количество камер сгорания 1

ЖРД **РД-0229М** разработан в 1997 г. для первой ступени авиационно-космической системы "Воздушный старт".

Компоненты топлива - жидккий кислород и сжиженный природный газ (метан)

$R_p = 90066$ кгс (883 кН)

РД-0231

жидкостный ракетный двигатель

Создан в 1968-70 гг. для стартовой разгонной ступени ракеты комплекса "Гранит".

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_p = 2960$ кгс (29 кН)

$I_{sp} = 275$ с

$t = 16$ с

$M_{дв.} = 28$ кг

$D_{дв.} = 100$ мм

$L_{дв.} = 0,6$ м

Количество камер сгорания 1

$P_k = 12,3$ МПа

РД-0232

жидкостный ракетный двигатель

ЖРД **РД-0232**, состоящий из РД-0234 и трех РД-0233, разрабатывался в КБ для установки первые ступени ракет УР-100 и РС-18 и РН "Рокот".

Первый полет ракеты с этим ЖРД состоялся в 1990 г., последний - в 1994 г. Всего произведено 12 пусков.

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ



РД-0233

жидкостный ракетный двигатель



РД-0233 [74]

Однокамерный **РД-0233** замкнутого цикла создан в 1970-74 гг. для первой ступени МБР УР-100Н/УТТХ.

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_n = 53000$ кгс (520 кН)

$I_{sp} = 310$ с

$I_3 = 285$ с

$t = 121$ с

Количество камер сгорания 1

$P_k = 20,5$ МПа

РД-0234

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный ЖРД замкнутого цикла **РД-0234** разработан в 1970-74 гг. для первой ступени МБР УР-100Н/УТТХ. Модификация РД-0233 с баллонной подачей топлива.

$R_n = 442$ кН

$I_{sp} = 3358$ м/с

$K_m = 3,4$

$P_k = 17,6$ МПа

$M_{dv.} = 390$ кг

Параметры двигателя, модифицированного для компонентов топлива кислород-керосин:

$R_n = 516$ кН

$I_{sp} = 3254$ м/с

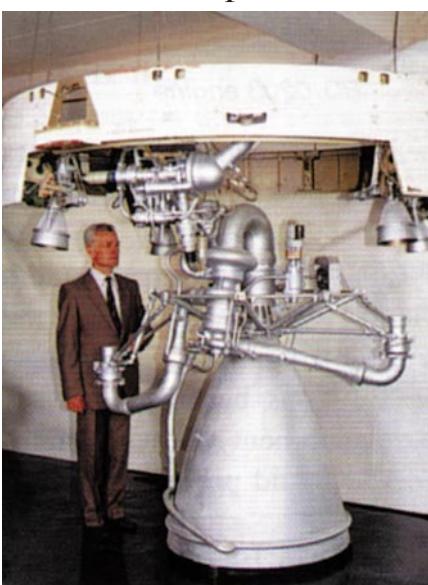
$K_m = 2,6$

$P_k = 19,6$ МПа

$M_{dv.} = 390$ кг

РД-0235

жидкостный ракетный двигатель



РД-0235 [74]

Прототипом двигателя **РД-0235** (1970-74 гг.) для вторых ступеней МБР УР-100Н/УТТХ и РН "Рокот" является двигатель РД-0217.

Основные технические новшества, внедренные на двигателе: камера сгорания с высотным соплом; установка в магистрали горючего камеры сгорания одного многофункционального агрегата автоматики вместо четырех на двигателе РД-0217, что позволило существенно упростить схему и обеспечить взаимную связь магистралей горючего камеры сгорания и газогенератора при переходе двигателя на главную ступень тяги; разработка компенсаторов трубопроводов новой конструкции для облегчениястыковки элементов двигателя на общей сборке; сокращение разъемных соединений до минимума для обеспечения ампулизации двигателя.

При изготовлении двигателя РД-0235 использовались новые технологические решения: калибровка оболочек камеры сгорания энергией взрыва; формообразование изогнутых патрубков на гидродинамической пресс-пушке; электрофизический и электрохимический методы получения пря-

моугольных отверстий и пазов в деталях турбонасосных агрегатов и элементов автоматики, тангенциальных отверстий в форсунках, снятия заусенцев; виброабразивная полировка литых деталей; литье по выплавляемым моделям; использование стали электрошлакового и вакуумно-дугового переплава; автоматическая сварка неплавящимся электродом; сварка с подкладными кольцами; импульсная сварка оболочек сопла; пайка мелких трубопроводов; эрозионностойкое теплозащитное покрытие, выполненное для защиты стенок камеры сгорания от воздействия высокой температуры плазменным напылением двуокиси циркония.

Конструкция и характеристики двигателей оказались настолько удачными, что даже при существенной модернизации ракеты двигатели не подвергались изменениям.

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_n = 24,473$ кгс (240 кН)

$I_{sp} = 320$ с

Количество камер сгорания 1

$P_k = 17,5$ МПа



РД-0236 (15Д114)

жидкостный ракетный двигатель

Рулевой четырехкамерный двигатель **РД-0236** (1970-74 гг.) - рулевой ЖРД второй ступени ракет УР-100Н/УТТХ, выполненный по открытой схеме. Новые технологические решения, примененные при создании ЖРД аналогичны

решениям, использованным в РД-0236. Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ
 $R_p = 1607$ кгс (15,76 кН)
 $I_p = 293$ с
 $I_s = 18$ с

Четырехкамерный двигатель **РД-0251** с дожиганием генераторного окислительного газа в камере, дальнейшее развитие РД-0236, разрабатывался для ракеты КБ Челомея. Работы прекращены на начальной стадии создания.

РД-0237

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный двигатель **РД-0237** с вытеснительной системой подачи топлива разработан для третьей ступени УР-100Н/УТТХ в 1969-74 гг. Первый полет выполнен в 1974 г.

Компоненты топлива - тетроксид азота + НДМГ
 $R_p = 500$ кгс (4,9 кН)
 $I_p = 200$ с
 $t = 150$ с

Количество камер сгорания 1
 Угол качания $\pm 45^\circ$



РД-0237 [74]

РД-0242

жидкостный ракетный двигатель

РД-0242 разработан в 1977-83 гг. для стартовой ступени боевой ракеты морского базирования.

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ (первоначально предполагались как компоненты топлива тетроксид азота и керосин)

$R_p = 12607,2$ кгс (123,6 кН)
 $I_p = 303$ с
 $t = 60$ с
 $M_{дв.} = 120$ кг
 $D_{дв.} = 0,3$ м
 $L_{дв.} = 0,9$ м
 Количество камер сгорания 1

$P_k = 19,62$ МПа
 Двигатель модифицирован для компонентов топлива кислород-керосин:
 $R_p = 125,4$ кН
 $I_p = 3067$ м/с
 $K_m = 2,6$

РД-0243

жидкостный ракетный двигатель

Выходом на более высокую ступень развития ЖРД, работающих на компонентах топлива азотный тетроксид и несимметричный диметилгидразин, явилось создание в 1977-1985 гг. двигателя **РД-0243** для первой ступени ракеты В.П.Макеева Р-29РМ.

Двигатель включает в себя основной блок РД-0244 (однокамерный) и рулевой РД-0245 (четырехкамерный), выполненные по замкнутой схеме. Оригинальным решением явилось размещение двигателя в топливном баке ракеты.

Двигатель РД-0243 по своим энергомассовым характеристикам является наиболее совершенным из всех существующих двигателей такого класса.

$R_p = 825$ кН
 $I_p = 300$ с
 $t = 79$ с
 $M_{дв.} = 853$ кг
 $D_{дв.} = 2,3$ м
 $L_{дв.} = 1,9$ м
 Количество камер сгорания 1 + 4



РН “Волна” / Р-29РМ [52]



РД-0243 [74]



РД-0244

жидкостный ракетный двигатель

РД-0244 - основной блок в двигательной установке РД-0243. Он разработан в 1977-85 гг. для установки на первую ступень ракеты Р-29РМ.

$R_p = 69564$ кгс (682 кН)

$I_p = 310$ с

$I_z = 280$ с

$t = 74$ с

Количество камер сгорания 1

$P_k = 27,5$ МПа

Степень расширения сопла 2

$K_m = 2,6$

$M_{dv.} = 540$ кг

Параметры двигателя, модифицированного для компонентов топлива кислород-керосин:

$R_p = 70584$ кгс (692 кН)

$I_p = 3263$ м/с

$K_m = 2,7$

$P_k = 23$ МПа

РД-0245

жидкостный ракетный двигатель

РД-0245 представляет собой рулевой двигатель в системе РД-0243 для ракеты Р-29РМ КБ Макеева. Первый пуск ракеты с двигателем РД-0245 состоялся в 1985 г.

Компоненты топлива - азотный тетроксид и НДМГ

$R_p = 21522$ кгс (211 кН)

$I_p = 300$ с

$I_z = 280$ с

$t = 79$ с

Количество камер сгорания 4

$P_k = 14,7$ МПа

Степень расширения сопла 14

$K_m = 2,6$

$M_{dv.} = 290$ кг

Параметры двигателя, модифицированного для компонентов топлива кислород-керосин:

$R_p = 21817,8$ кгс (213,9 кН)

$I_p = 3136$ м/с

$K_m = 2,3$

$P_k = 14,2$ МПа

РД-0246

жидкостный ракетный двигатель

РД-0246 – дальнейшее развитие проекта РД-0243.

Двигатель модифицирован для компонентов топлива кислород-керосин:

$R_p = 83742$ кгс (821 кН)

$I_p = 3371$ м/с

$K_m = 2,6$

$P_k = 17,24$ МПа

$M_{dv.} = 770$ кг

Количество камер сгорания 1 + 4

РД-0255

жидкостный ракетный двигатель



РД-0255 [74]

В 1983-87 гг. разработан ЖРД **РД-0255** для второй ступени модифицированной ракеты Р-36М.

РД-0255 создан на основе РД-0228 с увеличением тяги на 11%.

РД-0255 включает в себя маршевый однокамерный ЖРД РД-0256 и четырехкамерный рулевой ЖРД РД-0257.

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_p = 77010$ кгс (755 кН)

РД-0256

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный РД-0256 – маршевый двигатель в ЖРД РД-0255 (МБР Р-36М/М2).

Первый полет с двигателем РД-0256 проведен в 1987 г.

Двигатель модифицирован для компонентов топлива кислород-метан .

$R_p = 85476$ кгс (838 кН)

$I_p = 353$ с

$K_m = 3,4$

$P_k = 17,6$ МПа

$M_{dv.} = 770$ кг

Для компонентов топлива жидкий кислород и керосин:

$R_p = 83640$ кгс (820 кН)

$I_p = 344$ с

$P_k = 17,2$ МПа

$K_m = 2,6$



РД-0257

жидкостный ракетный двигатель

Четырехкамерный двигатель РД-0257 (1983-89 гг.) является управляющим в силовой установке РД-0255. Устанавливается на второй ступени ракет Р-36М УТТХ/М2.

Летные испытания проведены в 1987 г. Компоненты топлива - оксид азота и НДМГ

Р095

малоразмерный жидкостный ракетный двигатель

Проектирование и разработка малоразмерных маршевых ЖРД ведется в КБХА с 1989 г. Малоразмерный маршевый ЖРД Р095 многократного включения для использования в кислородно-водородных разгонных блоках и межорбитальных космических буксирах выполнен по безгенераторной схеме с

дожиганием, с раздельными турбонасосными агрегатами горючего и турбонасосными агрегатами окислителя. Рабочее тело турбин турбонасосных агрегатов горючего и окислителя - водород, подогретый в охлаждающих трактах цилиндрической камеры сгорания и сопла.

$R_p = 9996 \text{ кгс (98 кН)}$
 $I_p = 4650 \text{ м/с}$
 $K_m = 6$
 $P_k = 11,8 \text{ МПа}$
 $M_{dv.} = 370 \text{ кг}$
 $L_{dv.} = 4175 \text{ мм}$

РД210

жидкостный ракетный двигатель

РД210 представляет собой ЖРД для РН различного класса и назначения, работающих на токсичных компонентах топлива - азотный тетроксид и несимметричный диметилгидразин.

Параметры двигателя, модифицированного для компонентов топлива кислород-керосин:

$R_p = 60486 \text{ кгс (593 кН)}$

$I_p = 3352 \text{ м/с}$
 $K_m = 2,6$
 $P_k = 14,7 \text{ МПа}$
 $M_{dv.} = 570 \text{ кг}$

РД031

малоразмерный жидкостный ракетный двигатель

Маршевый двигатель РД031 выполнен по схеме с дожиганием восстановительного генераторного газа, одноблочным турбонасосным агрегатом, с низконапорными бустерными насосными агрегатами окислителя и горю-

чего, устанавливаемыми на баках изделия. Часть сопла камеры выполнена неохлаждаемым из углерод-углеродного материала.

$R_p = 9996 \text{ кгс (98 кН)}$

$I_p = 4586 \text{ м/с}$

$K_m = 6$
 $P_k = 12,25 \text{ МПа}$
 $M_{dv.} = 350 \text{ кг}$
 $L_{dv.} = 2200 \text{ мм}$

РД032

малоразмерный жидкостный ракетный двигатель

Маршевый двигатель РД032 является модификацией двигателя РД0131 в четырехкамерном исполнении.

$R_p = 9996 \text{ кгс (98 кН)}$
 $I_p = 4594 \text{ м/с}$
 $K_m = 6$

$P_k = 12,25 \text{ МПа}$
 $M_{dv.} = 390 \text{ кг}$
 $L_{dv.} = 1490 \text{ мм}$



Р097

малоразмерный жидкостный ракетный двигатель

Маршевый двигатель Р097 имеет аналогичную Р095 конструкцию. Рабочее тело турбин турбонасосных агрегатов горючего и окислителя - водород - подогревается в охлаждающих трактах кольцевой камеры сгорания и тарельчатого сопла.

Для повышения давления в камере безгенераторного двигателя необходимо повышать температуру водорода после тракта охлаждения камеры. (В двигателе Р095 это достигается за счет обретения стенки камеры). В двигателе применена кольцевая камера, которая позволяет получить очень высокую температуру охлаждающего водорода. Поэтому габариты охлаждаемой части сопла могут быть

снижены и для достижения требуемой степени расширения можно использовать неохлаждаемые насадки из углерод-углеродного композиционного материала.

Кроме того, применение частично охлаждаемого тарельчатого сопла позволит избежать при наземных испытаниях использования специальных средств (вакуумкамеры и газодинамической трубы) для обеспечения объектового подогрева рабочего тела в рубашке камеры, т.к. отрыв продуктов сгорания в зоне охлаждаемой части сопла исключен.

$R_p = 3998,4$ кгс (39,2 кН)

$I_p = 4665$ м/с

$K_m = 6$

$P_k = 7,15$ МПа

$M_{dv.} = 320$ кг

$L_{dv.} = 2600$ мм

Маршевый двигатель Р097А для верхних ступеней ракет отличается от двигателя Р097 габаритами и наличием одноблочного турбонасосного агрегата вместо двух (турбонасосного агрегата горючего и турбонасосного агрегата окислителя).

Компоненты топлива - жидкий кислород и жидкий водород

РД-0128

жидкостный ракетный двигатель

РД-0128 - однокамерный криогенный двигатель для верхних ступеней РН.

Компоненты топлива - жидкий кислород и жидкий водород

$K_m = 6$

$R_p = 9996$ кгс (98 кН)

$I_p = 474$ с

$P_k = 11,8$ МПа

$M_{dv.} = 370$ кг

$L_{dv.} = 4200$ мм

РД-0131

жидкостный ракетный двигатель

РД-0131 - однокамерный ЖРД для верхних ступеней ракет.

Компоненты топлива жидкий кислород и жидкий водород

$R_p = 98$ кН

$I_p = 467$ с

$P_k = 12,3$ МПа

$K_m = 6$

$M_{dv.} = 350$ кг

$L_{dv.} = 2,2$ м

РД-0132

жидкостный ракетный двигатель

Разработка РД-0132 ведется с 1996 г. Предназначен для установки на верхние ступени РН. Является модификацией РД-0131, но с четырьмя камерами и общим турбонасосом.

Компоненты топлива - жидкий кислород и жидкий водород

$R_p = 98$ кН

$I_p = 469$ с

$K_m = 5,9$

РД-0132М разрабатывается с 1998 г. для второй ступени авиационно-космической системы "Воздушный старт".

Компоненты топлива - жидкий кислород и сжиженный природный газ.

РД-0133

жидкостный ракетный двигатель

РД-0133 - четырехкамерный ЖРД для верхних ступеней РН.

Компоненты топлива - жидкий кислород и жидкий водород

$K_m = 6$

$R_p = 9996$ кгс (98 кН)

$I_p = 467$ с

$M_{dv.} = 390$ кг

$L_{dv.} = 1400$ мм



РД-0134

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный **РД-0134** – модификация ЖРД РД-0139, где в качестве топлива используются жидкий кислород и сжиженный природный газ.

$R_p = 207876$ кгс (2038 кН)
 $I_p = 358$ с
 $M_{dv.} = 1800$ кг
 $L_{dv.} = 3500$ мм

РД-0139

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный **РД-0139** – ЖРД с газогенераторным циклом для установки на первых ступенях РН.

Компоненты топлива - жидкий кислород и сжиженный природный газ

$R_p = 207876$ кгс (2038 кН)
 $I_z = 301$ с
 $I_p = 341$ с
 $M_{dv.} = 1544$ кг
 $L_{dv.} = 3600$ мм

РД-0140

жидкостный ракетный двигатель

РД-0140 разработан для вторых ступеней РН.

Компоненты топлива - жидкий кислород и сжиженный природный газ

$R_p = 212772$ кгс (2086 кН)
 $I_p = 349$ с
 $I_z = 300$ с

РД-0141

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный РД-0141 разработан для установки на первые ступени ракет.

Компоненты топлива - жидкий кислород и сжиженный природный газ

$R_p = 229609$ кгс (2251 кН)
 $I_p = 353$ с
 $I_z = 323$ с
 $M_{dv.} = 1973$ кг
 $L_{dv.} = 3400$ мм

РД-0142

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный **РД-0142** – ЖРД для вторых ступеней РН. Модификация РД-0141 с увеличенным соплом.

Компоненты топлива - жидкий кислород и сжиженный природный газ

$R_p = 240000$ (2353 кН)
 $I_p = 369$ с
 $M_{dv.} = 2058$ кг
 $L_{dv.} = 4500$ мм

РД-0143

жидкостный ракетный двигатель

Для второй ступени авиационно-космической системы "Воздушный старт" ведется разработка четырехкамерного ЖРД **РД-0143**, использующего в качестве топлива жидкий кислород и сжиженный природный газ.

Двигатель представляет собой моди-

фикацию РД-0124, в котором керосин заменен на природный газ.
 $R_p = 39986$ кгс (343 кН)
 $I_p = 372$ с
 Однокамерная модификация носит наименование **РД-0143А**.



РД-0144

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный **РД-0144** – ЖРД для применения на верхних ступенях РН. Компоненты топлива - жидкий кислород и сжиженный природный газ
 $R_p = 14994$ кгс (147 кН)

$I_p = 374$ с
 $M_{дв.} = 250$ кг
 $L_{дв.} = 1200$ мм

РД-0145

жидкостный ракетный двигатель

РД-0145 разрабатывается для верхних ступеней РН (четырехкамерный

вариант ЖРД РД-0144).

Компоненты топлива - жидкий кислород и сжиженный природный газ

$R_p = 14994$ кгс (147 кН)
 $I_p = 374$ с
 $M_{дв.} = 282$ кг
 $L_{дв.} = 1400$ мм

РД-0146

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный **РД-0146** создается с 1998 г. для блока Centaur РН Atlas (российская версия ЖРД RL10A-4-1 компании Pratt & Whitney).

Компоненты топлива - жидкий кислород и жидкий водород
 $R_p = 10200$ кгс (100 кН)
 $I_p = 470$ с

РД-0149

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный **РД-0149** – разработка середины 90-х гг. для применения на верхних ступенях РН. Вариант РД-0141 с увеличенным соплом.

Компоненты топлива - жидкий кислород и сжиженный природный газ

$R_p = 5000$ кгс (49 кН)
 $I_p = 370$ с
 $M_{дв.} = 150$ кг
 $L_{дв.} = 1600$ мм

РД-0410

ядерный ракетный двигатель



РД-0410 [74]

В КБХА разработан и доведен до стендовых испытаний ядерный ракетный двигатель **РД-0410**.

В двигателе применен гетерогенный ядерный реактор на тепловых нейтронах. При таком решении материал замедлителя расположен отдельно от содержащих уран тепловыделяющих элементов (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. Реактор имеет замедлитель из гидрида циркония и берилловый отражатель.

Двигатель РД-0410 работает по замкнутой схеме. Водород и гексан подаются центробежными насосами, привод которых осуществляется осевыми турбинами. Баланс необходимой мощности насосов и имеющейся

мощности турбин турбонасосных агрегатов обеспечивается при температуре водорода на входе в турбины, не превышающей допустимую для материала замедлителя реактора. Это позволяет обеспечить нагрев рабочего тела для турбины в охлаждающих трактах реактора без дополнительных генераторных тепловыделяющих сборок (ТВС).

В конструкции реактора реализован принцип блочного построения. Уран-содержащие узлы реактора - ТВС - представляют собой отдельные блоки из высокотемпературостойких карбидных и карбидографитовых материалов, которые располагаются равномерно в замедлителе из гидрида циркония, где организовано охлаждение наружных стенок их корпусов потоком водорода. Берилловый отражатель содержит органы управления в виде поворотных барабанов с погло-



щающими элементами на основе карбida бора.

Водородный турбонасосный агрегат состоит из трехступенчатого насоса и одноступенчатой осевой турбины. Ротор состоит из двух частей: на одной расположены крыльчатки первой и второй ступени насоса, на другой - крыльчатка третьей ступени и рабочее колесо турбины. Такая конструкция ротора позволила повысить его жесткость. В агрегате используются высокоеффективные уплотнения с плавающими кольцами и упругодемпферные опоры.

В НИИХиммаш проведено более 250 испытаний на 30 "холодных двигателях" (без реактора). Была осуществлена практически полная отработка аг-

регатов двигателя. Максимальная отработка на одном двигателе превысила 13000 с при заданном ресурсе 3600 с.

В Физико-энергетическом институте в г. Обнинск и Институте атомной энергии им. Курчатова проведен обширный цикл работ на реакторах "нулевой мощности" по исследованию нейтронно-физических характеристик реактора и радиационной защиты.

На Семипалатинском ядерном полигоне проведены комплексные испытания агрегатов двигателя в натурных условиях на режимах 0,7...1,1 номинальной мощности, а также серия огневых испытаний реактора на газообразном водороде.

Объем работ, выполненных при разработке двигателя РД-0410, обеспечил базу для разработки ядерных энергодвигательных установок для межпланетных миссий.

$R_{\text{п}} = 3598 \text{ кгс (35,28 кН)}$

Рабочее тело - водород с добавкой гексана

$I_{\text{п}} = 9000 \text{ м/с}$

Среднемассовая температура рабочего тела на входе 3000 К

$t = 3600 \text{ с}$

Число включений 10

$M_{\text{дв.}} = 2000 \text{ кг (с радиационной тепловой защитой и рамой крепления)}$

Тепловая мощность реактора 196 МВт

Габаритные размеры реактора:

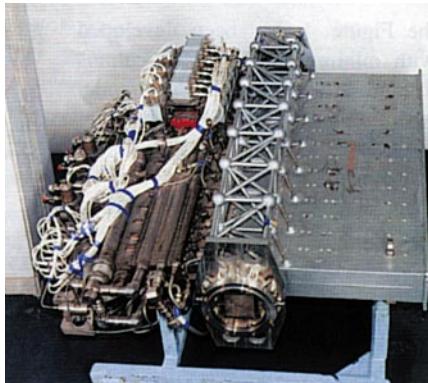
$h = 800 \text{ мм, D} = 550 \text{ мм}$

Габаритные размеры двигателя:

$L = 3700 \text{ мм, D} = 1200 \text{ мм}$

РД-0600

газодинамический лазер



РД-0255 [74]

В КБХА разработаны непрерывные газодинамические СО-лазеры большой мощности, которые работают 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 мощностью излучения от 10 до 600 кВт при удельном энергосъеме 5-10 Дж/г, разработан и испытан ГДЛ **РД-0600**, работающий на газообразных компонентах, для космической станции "Скиф".

ГДЛ РД-0600 прошел полный объем стендовой отработки. Проведен ком-

плекс теоретических и экспериментальных исследований газодинамических СО-лазеров на жидких компонентах (дицианоцетилене и закиси азота) с целью создания лазерной установки с повышенными удельными удельно-энергетическими характеристиками.

Мощность излучения 100 кВт

Компоненты топлива - окись углерода, воздух, азот с добавлением этилового спирта

Суммарный расход топлива 12 кг/с

Температура газа в генераторе 1580 К

$L_{\text{дв.}} = 1820 \text{ мм}$

$b_{\text{дв.}} = 2140 \text{ мм}$

$h_{\text{дв.}} = 680 \text{ мм}$

РД-0750

жидкостный ракетный двигатель

Ведущими НИИ в России и за рубежом проведены исследования, подтверждающие целесообразность применения для перспективных РН (особенно одноступенчатых) трехкомпонентных двухрежимных двигателей, работающих на топливе кислород, водород и керосин. На первом режиме двигатель работает на кислороде и керосине с небольшой добавкой водорода, на втором - на кислороде и водороде.

В КБХА завершен большой объем проектных, расчетно-исследовательских и экспериментальных работ по созданию трехкомпонентного двигателя с дожиганием восстановительного генераторного газа на базе двигателя РД-0120.

Основным преимуществом двигателя, работающего с дожиганием в камере восстановительного генераторного газа, является более высокая безопасность и полнота горения компонентов в камере по сравнению с двигателями, имеющими окислительный газ в газо-

генераторе. Кроме того, отсутствие окислительного газа в трактах двигателя практически исключает возгорание элементов конструкции.

Недостатком двигателя с дожиганием восстановительного газа является наличие твердой фазы в генераторном газе, что снижает работоспособность газа и может привести к засорению форсуночной головки камеры. Теоретические проработки показали, что при определенных условиях газогенерации этого можно избежать. Испытания, проведенные при варьировании условий неполного горения керосина в кислороде с добавкой водорода, показали правильность теоретических предположений.

Наиболее простая схема трехкомпонентного стендового двигателя-демонстратора **РД-0750** представлена на рисунке. Эта схема была разработана с минимальными конструктивными изменениями существующего двигателя

РД-0120. Стендовый двигатель позволяет отработать условия запуска, перевода двигателя с одного режима на другой в любой последовательности, регулирование на любом режиме работы и выключение с любого режима.

К настоящему времени для проведения тестов изготовлены два варианта трехкомпонентных газогенераторов, проведены их сравнительные программные испытания, изготовлены дополнительные регулирующие и управляющие агрегаты, заканчивается их монтаж на одном из двигателей РД-0120, проработаны варианты дооснащения стенда для его испытания.

Более сложный вариант двигателя-демонстратора предусматривает установку агрегатов подачи по линии керосина и дополнительное изменение линии подачи водорода на двигателе. Этот двигатель может быть уже применен на экспериментальной ракете-носителе.



Модернизация агрегатов двигателя РД-0120 (турбины, турбонасосного агрегата, насоса водорода) позволит оптимизировать основные технические дан-

ные трехкомпонентного двигателя. Особенностью такого подхода является использование уже отработанных при создании двигателя РД-0120 агрегатов,

что позволит существенно сократить сроки изготовления и объем испытаний, т.е. общие затраты на создание нового двигателя.

Трехкомпонентный режим

Тяга в пустоте	1720 кН
Удельный импульс тяги в пустоте	4092 м/с
Расход топлива	420,3 кг/с
Расход кислорода	336,4 кг/с
Расход водорода	37,3 кг/с
Расход керосина	46,6 кг/с
Давление в камере сгорания	18,99 МПа
Соотношение компонентов	4,0

Двухкомпонентный режим

782 кН
4425 м/с
176,8 кг/с
151,5 кг/с
25,3 кг/с
-
8,53 МПа
660

ГПВРД

гиперзвуковой прямоточного воздушно-реактивный двигатель



ГПВРД [1]

по договору с Центральным институтом авиационного моторостроения им. П.И.Баранова и по его техническому заданию.

Экспериментальный осесимметричный ГПВРД предназначен для исследования рабочего процесса при летных испытаниях и на наземных стендах. Летные испытания двигателя должны проводиться на гиперзвуковой летающей лаборатории в диапазоне изменения числа Маха набегающего потока от 3 до 6,5 на высотах от 10 до 35 км. Экспериментальный ГПВРД может использоваться для исследования переходных процессов двигателя, тягово-экономических характеристик, системы регулирования, работоспособности при активной и пассивной системах теплозащиты.

Кольцевая камера сгорания - блочная паяно-сварная конструкция, имеющая тракт охлаждения как наружного, так и внутреннего корпуса, и три последовательные форсунки. Наружный и внутренние корпуса соединены пilonами из жаропрочного сплава ВМ1.

Огневые стенки камеры выполнены в основном из бронзы. Для интенсификации теплообмена используется оптимальное обребление огневых стенок.

Водород с температурой -30 град. 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, поступившего из воздухозаборника, в двух других - сверхзвуковом.

Особенностью разработанной конструкции камеры сгорания ГПВРД является большая длина фрезерованных пазов по внутренней поверхности охлаждаемого корпуса (в отличие от камер ЖРД), что потребовало разработки нового оборудования и технологических процессов. Используются электронная и электрохимическая обработка отверстий в поясах подачи и глубоких карманах блоков форсунок из высокопрочного сплава.

Важным направлением в изготовлении ГПВРД стало использование жаростойких материалов (в частности материала "Фехраль" для входной части воздухозаборника).

С 1994 г. в КБХА проводится разработка и изготовление экспериментального гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД)

РД-0126 “Ястреб”

жидкостный ракетный двигатель



РД-0126 [1]

РД-0126 - это ЖРД с кольцевой камерой и новой газодинамической схемой сопла. Модификация ЖРД Р097.

Компоненты топлива - жидкий кислород и жидкий водород

$R_k = 3220$ кгс (31,56 кН)

$I_{sp} = 3757$ м/с

$P_k = 7,16$ МПа

$h_{dw} = 960$ мм

$D_c = 600$ мм

$M_{dw} = 77$ кг

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

ДМТ-600
ДОК-10
ДОК-50
ДОТ-25
ДОТ-5
ДСТ-100
ДСТ-200
ДСТ-25
ТДУ-1 (С5.4)
КДУ-414 (С5.19)
КРД-61 (С5.61)
РД-56 (КВД-1)
С2.1100/С2.1150
С2.253
С09-29
С2.713
С2.72
С2.720
КТДУ-426
КТДУ-5А (С5.5А)

КТДУ-53 (С5.53)
КТДУ-66 (С5.66)
КТДУ-80 (С5.80)
КРД-79 (С5.79)
С5.23 (11Д49)
КТД-35
(С5.35+С5.60)
КТДУ-425
С5.1
КТДУ-417 (КРД-417)
С5.3
С5.44 (5Д25)
С5.45
С5.51
4Д10
С5.92
С5.98М (14Д30)
11Д458
17Д58Е
КРД-442 (11Д442)

ДМТ-600

ракетный двигатель малой тяги

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ
 $R_{th} = 61$ кгс (0,6 кН)
 $I_{th} = 301$ с

$t = 5000$ с
 $M_{dv.} = 4$ кг
Количество камер сгорания 1
 $P_k = 0,9$ МПа

Степень расширения сопла 46,5
 $K_m = 1,85$
Количество запусков - до 6000

ДОК-10

ракетный двигатель малой тяги

Однокомпонентный ЖРД, в котором используется процесс термического распада гидразина с помощью катализатора на основе ирида.

Топливо - гидразин
 $R_{th} = 1$ кгс (0,01 кН)
 $I_{th} = 229$ с
 $t = 1500$ с

$M_{dv.} = 1$ кг
Количество камер сгорания 1
 $P_k = 1$ МПа
Степень расширения сопла 46

ДОК-50

ракетный двигатель малой тяги

Однокомпонентный ЖРД, в котором используется процесс термического распада гидразина с помощью катализатора, нагретого до 620 К.

Топливо - гидразин

$R_{th} = 5$ кгс (0,05 кН)
 $I_{th} = 229$ с
 $t = 1500$ с
 $M_{dv.} = 1$ кг

Количество камер сгорания 1
 $P_k = 0,8$ МПа
Степень расширения сопла 42,0
Количество запусков - до 40000

ДОТ-25

ракетный двигатель малой тяги

Однокомпонентный ЖРД, в котором используется процесс термического распада гидразина с помощью катализатора, нагретого до 620 К.

Топливо - гидразин

$R_{th} = 3$ кгс (0,03 кН)
 $I_{th} = 235$ с
 $t = 25000$ с
 $M_{dv.} = 1$ кг

Количество камер сгорания 1
 $P_k = 0,45$ МПа
Степень расширения сопла 55,0
Количество запусков - до 60000

ДОТ-5

ракетный двигатель малой тяги

Двигатель использует реакцию распада гидразина при взаимодействии с катализатором, нагретым до 620 К.

Топливо - гидразин

$R_{th} = 1$ кгс (0,01 кН)

$I_{th} = 230$ с
 $t = 120000$ с
 $P_k = 0,38$ МПа
Степень расширения сопла 60,0

$M_{dv.} = 1$ кг
Количество камер сгорания 1
Количество зажиганий - до 550000

ДСТ-100

ракетный двигатель малой тяги

Компоненты топлива - азотный тетроксид и НДМГ

$R_{th} = 10$ кгс (0,1 кН)

$I_{th} = 276$ с

$t = 10000$ с

$M_{dv.} = 1$ кг

Количество камер сгорания 1

$P_k = 1,5$ МПа

Степень расширения сопла 43

$K_m = 1,85$
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 тетроксид и НДМГ

$R_{th} = 10$ кгс (0,1 кН)

$I_{th} = 304$ с
 $t = 50000$ с
 $M_{dv.} = 2$ кг
Количество камер сгорания 1
 $P_k = 0,77$ МПа
Степень расширения сопла 100
 $K_m = 1,85$

ДСТ-200

ракетный двигатель малой тяги

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ
 $R_p = 20$ кгс (0,2 кН)
 $t = 5000$ с
 $M_{dv.} = 1$ кг

Количество камер сгорания 1
 $P_k = 1,5$ МПа
Степень расширения сопла 43,0
 $K_m = 1,85$
Количество запусков - до 10000

Модификация **ДСТ-200А** отличается меньшим давлением в камере сгорания (7 бар), большей степенью расширения сопла (100) и, соответственно, большим ресурсом (100000).

ДСТ-25

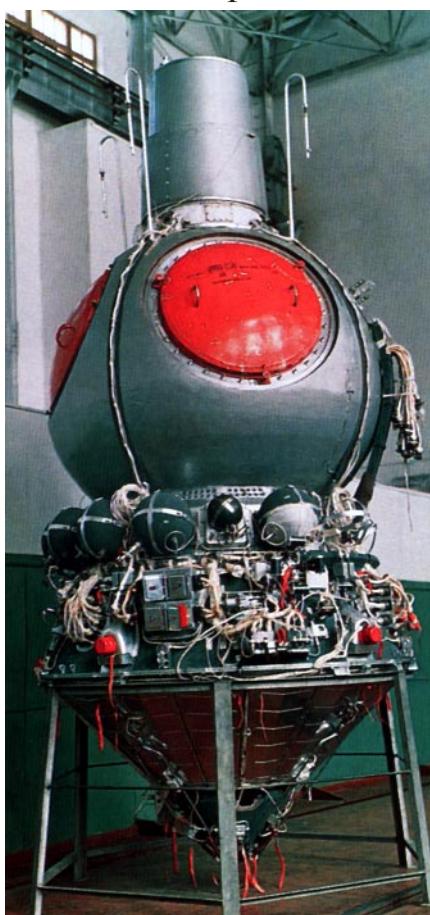
ракетный двигатель малой тяги

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ
 $R_p = 3$ кгс (0,03 кН)
 $I_p = 285$ с
 $t = 25000$ с

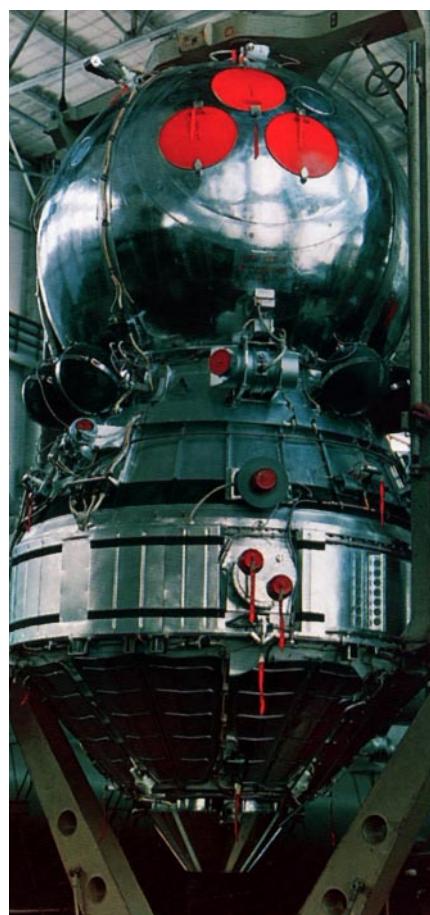
$M_{dv.} = 1$ кг
Количество камер сгорания 1
 $K_m = 1,85$
Количество запусков - до 3000

ТДУ-1 (С5.4)

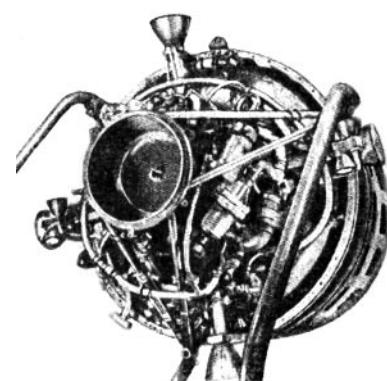
жидкостный ракетный двигатель



Космический корабль “Восход” [60]



Космический аппарат “Зенит” [60]

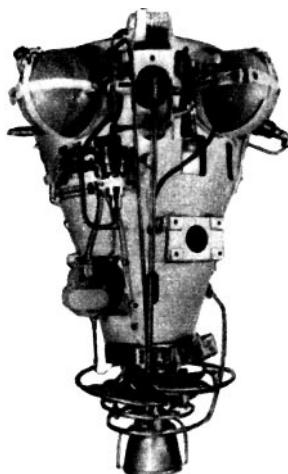


ТДУ-1 [69]

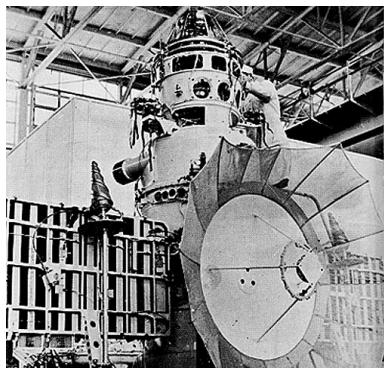
Разработан в 1959 г. как управляющий двигатель для КА “Восток”, “Восход”, “Зенит” с двумя боковыми управляющими двигателями. Компоненты топлива - азотная кислота и амин
 $R_p = 1614$ кгс (15.83 кН)
 $I_p = 266$ с
 $t = 45$ с
 $M_{dv.} = 98$ кг
 $D_{dv.} = 0,9$ м
 $L_{dv.} = 1,1$ м
Количество камер сгорания 1 + 4
 $P_k = 55,5$ бар
 $K_m = 3,07$

КДУ-414 (11Д414, С5.19)

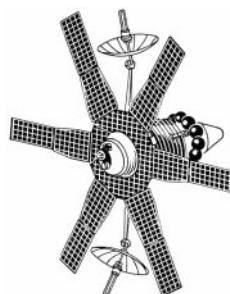
жидкостный ракетный двигатель



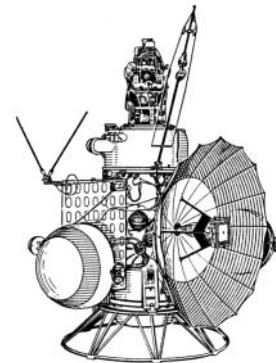
КДУ-414 [69]



“Венера-8” [69]



“Молния-1” [69]



“Марс-1” [69]

КДУ-414 разрабатывался в 1960-65 гг. и устанавливался как корректирующий ЖРД на спутниках "Молния-1", КА "Марс-1", "Венера-1", "Зонд-2" и др. Последний раз применен на КА "Венера-8" в 1972 г.

Компоненты топлива -азотная кислота и НДМГ

$R_p = 200$ кгс (1,96 кН)

$I_p = 272$ с

$t = 40$ с

$M_{дв.} = 61$ кг

$D_{дв.} = 700$ мм

$L_{дв.} = 1000$ мм

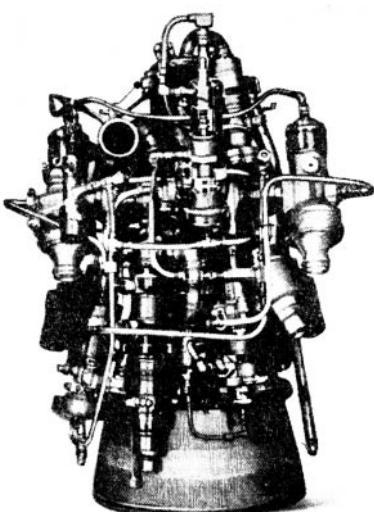
Количество камер сгорания 1

$P_k = 1,18$ МПа

$K_m = 2,6$

КРД-61 (С5.61)

жидкостный ракетный двигатель



КРД-61 [69]

Создан в 1968-70 гг. для выводящей ступени КА "Луна". Впервые применен в 1969 г. на КА "Луна-16".

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_p = 1918$ кгс (18,8 кН)

$I_p = 313$ с

$t = 53$ с

Количество камер сгорания 1

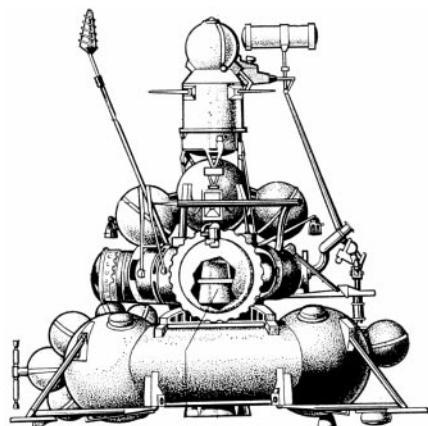
$P_k = 9,22$ МПа

$K_m = 1,84$

$M_{дв.} = 42$ кг

$D_{дв.} = 500$ мм

$L_{дв.} = 700$ мм



“Луна-16” [69]

РД-56 (11Д56, КВД-1, Д-56)

жидкостный ракетный двигатель

РД-56 создан в 1960-77 гг. для криогенных разгонных блоков (блок "Р" РН Н1).

Он представляет собой однокамерный двигатель с турбонасосной системой подачи компонентов топлива, выпол-

нен 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 разгонного блока. 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 давления, 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. Огневых испытаний на проходил. Документация продана Индии.

Компоненты топлива - жидкий кислород и жидкий водород
Управляющий газ - гелий
 $R_p = 7100$ кгс (69,6 кН)
 $I_p = 462$ с
 $t = 800$ с (одного включения - 600 с)
 $P_k = 57$ кгс/кв.см
 $P_{rg} = 82,3$ кгс/кв.см
 $K_m = 6,0$
 $n_{TNA} = 42000$ об./мин.
Токисл. = 81 К
Тгор. = 21,9 К
Число включений - 3
 $M_{dv.} = 282$ кг
 $D_{dv.} = 1580$ мм
 $L_{dv.} = 2140$ мм

Государственный космический научно-производственный центр им. 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 **РД-56М (11Д56М, 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 карданных 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 тетраксид 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 "Ариан-5".

Начало летных испытаний КВРБ с модернизированной РН "Протон-М" планируется в 2003 г.

$R_p = 7503$ кгс (73,58 кН)
 $I_p = 461$ с

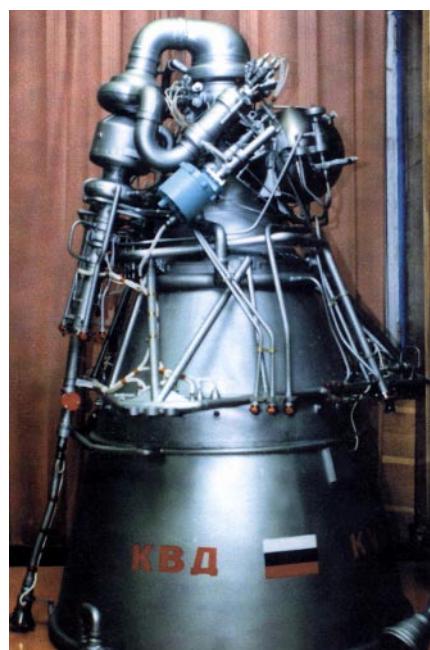
Количество включений - до 5

В августе 1997 г. испытан ЖРД **РД-56М СПГ**, в котором вместо жидкого водорода используется сжиженный природный газ. Первое включение длилось 27 с.

В двигателе осуществляется дожигание газогенераторного газа (с избыtkом горючего) после турбины. Он оснащен системой обеспечения многократного запуска. Специально разработана рулевая камера небольшой тяги, работающая на СПГ и ЖК.

Второе испытание РД-56М СПГ проведено в мае 1998 г. Рулевая камера прошла испытания на 5 включений общим продолжительностью 250 с.

$R_p = 5500...6800$ кгс (53,92...66,66 кН)
 $I_p = 355$ с
 $P_k = 3,2...4,4...6,3$ МПа
 $K_m = 2,0...2,2$
Для рулевой камеры:
 $R_p = 200$ кгс (1,96 кН)
 $K_m = 1,4...1,6$



РД-56 [67]



Разгонный блок КВРБ [72]

C2.1100 / C2.1150

жидкостный ракетный двигатель

C2.1100 разработан в 1955-60 гг. для межконтинентальной крылатой ракеты "Буря" (первый вариант).

$R_3 = 68400$ кгс (670,6 кН) – 1-й режим
 $R_3 = 48600$ кгс (476,5 кН) – 2-й режим
 $t = 80$ с

$M_{дв.} = 650$ кг

$L_{дв.} = 1870$ мм

$D_{дв.} = 1200$ м

В дальнейшем C2.1100 сменил

C2.1150. 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

$R_p = 68440$ кгс (671,2 кН)

$I_p = 250$ с

$I_3 = 218$ с

$t = 70$ с

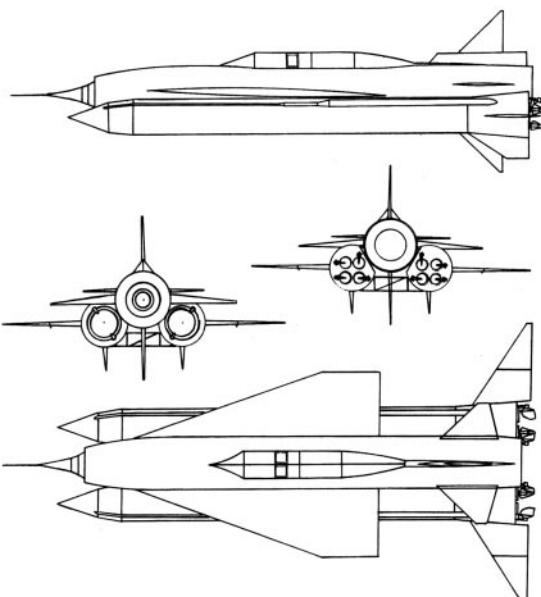
$M_{дв.} = 650$ кг

$D_{дв.} = 1200$ мм

$L_{дв.} = 1900$ мм

Количество камер сгорания 4

$P_k = 5,3$ МПа



МКР "Буря" [53]

C2.253

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный ЖРД **C2.253** создан в 1949-55 гг. для ракет Р-11/Р-11ФМ.

Компоненты топлива - азотная кислота и керосин

$R_p = 9514$ кгс (93,3 кН)

$R_3 = 8300$ кгс (81,37 кН)

$I_3 = 219$ с

$t = 95$ с

$D_{дв.} = 1000$ мм

Модификация **C2.253А** разработана в 1953-59 гг. для ракеты Р-11ФМ.

$R_p = 9500$ кгс (93,0 кН)

$R_3 = 8300$ кгс (81,37 кН)

$I_3 = 218$ с

$K_m = 3,76$

$t = 95$ с

$D_{дв.} = 1000$ мм

C2.253 был также предложен для первой ступени экспериментальной крылатой ракеты "ЭКР" КБ Королева.

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин

$R_p = 10945$ кгс (93,2 кН)

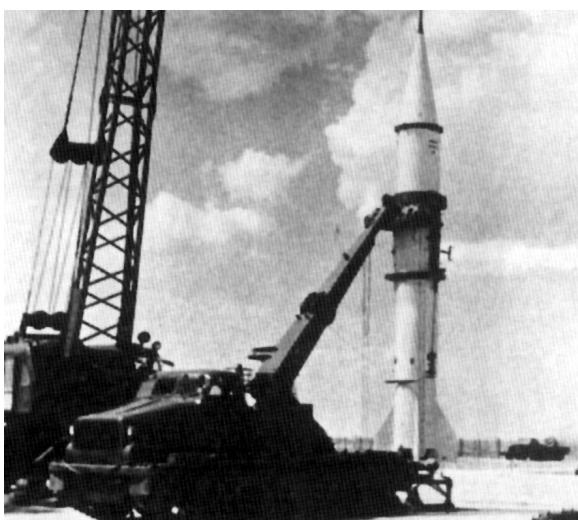
$I_p = 250$ с

$I_3 = 217$ с

$t = 127$ с



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



Установка ракеты Р-11 на пусковой стол [53]

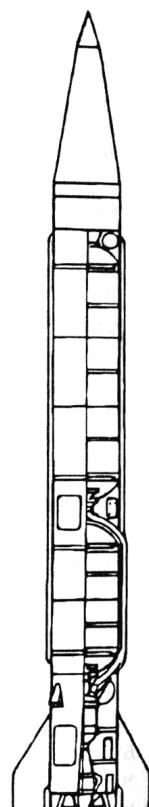
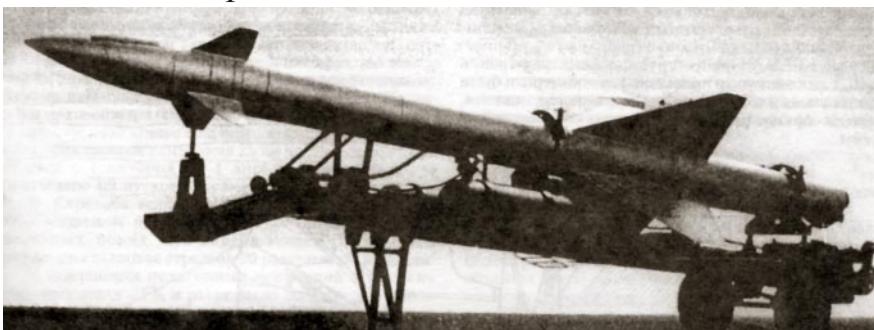


Схема ракеты Р-11ФМ [53]

C09.29

жидкостный ракетный двигатель



“Беркут” С-25 [53]

Четырехкамерный ЖРД разработан в 1950-55 гг. для сухопутного стационарного зенитного ракетного комплекса "Беркут" С-25.

Компоненты топлива - азотная кислота и амин

$R_p = 9000$ кгс (88 кН)

C2.713

жидкостный ракетный двигатель



Схема БРПЛ Р-13 [53]

Создан в 1956-61 гг. для проекта стратегической авиационной одноступенчатой баллистической ракеты подводной лодки Р-13А. Один из первых двигателей с газогенераторным циклом. Компоненты топлива - азотная кислота и амин

$R_p = 25717$ кгс (252,2 кН)

Количество камер сгорания 1 + 4

$K_m = 3,48$

C2.72

жидкостный ракетный двигатель

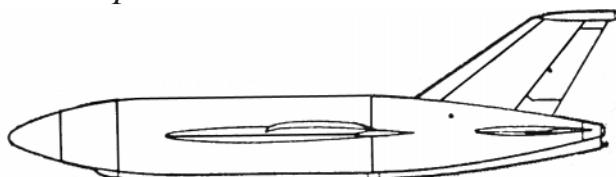


Схема АРВП КСР-2 [53]

Разработка 1956 г. для авиационных крылатых противокорабельных ракет КСР-2, КСР-11, К-16 (КСР).

Компоненты топлива - азотная кислота и амин

$R_a = 1200$ кгс (11,8 кН)

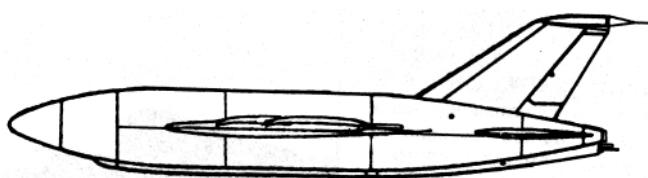


Схема АРВП КСР-11 [53]

C2.720

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

$R_p = 3498$ кгс (34,3 кН)

$R_a = 2081$ кгс (20,4 кН)

$I_{sp} = 233$ с

$t = 55$ с

$M_{dv.} = 48$ кг

$D_{dv.} = 500$ мм

$L_{dv.} = 900$ мм

КТДУ-426 (11Д426)

жидкостный ракетный двигатель

Создан в 1968-74 гг. как орбитальный корректирующий двигатель КК "Союз-Т".

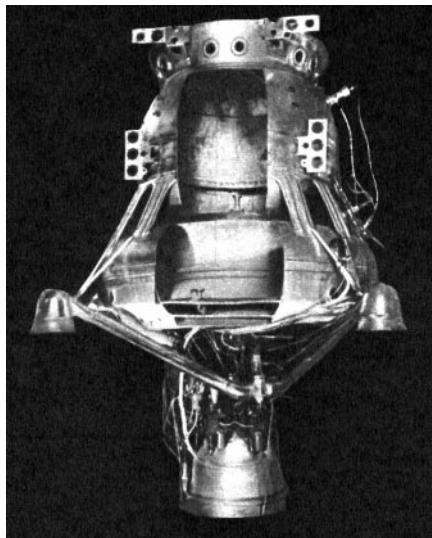
Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_n = 315$ кгс (3,09 кН)
 $I_{sp} = 292$ с
 $t = 570$ с
 $M_{dv.} = 270$ кг
 $D_{dv.} = 2100$ мм

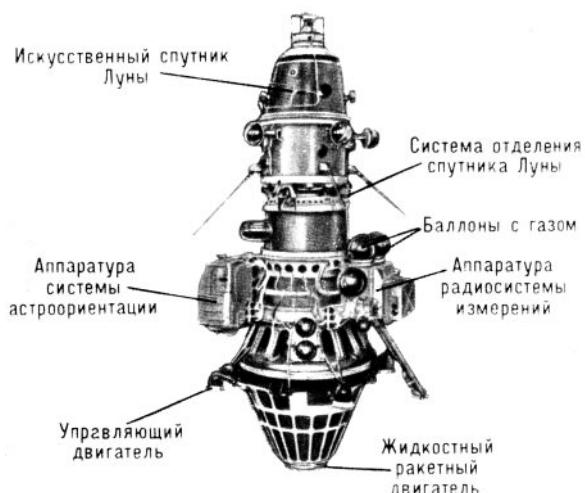
$L_{dv.} = 1200$ мм
 Количество камер сгорания 1
 $P_k = 0,88$ МПа
 $K_m = 1,85$

КТДУ-5А (С5.5А)

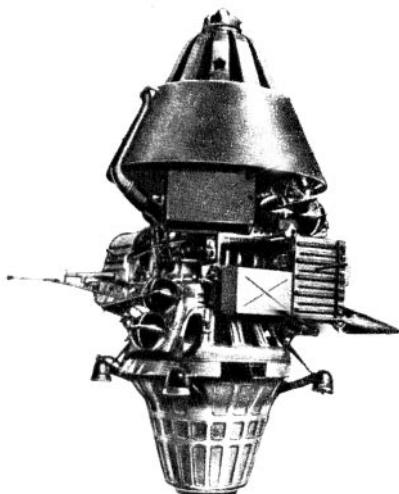
жидкостный ракетный двигатель



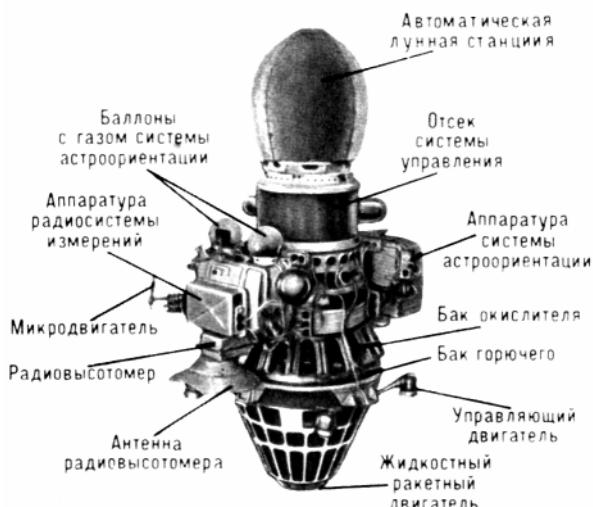
КТДУ-5А [69]



“Луна-10” [69]



“Луна-12” [69]



“Луна-9” [69]

Применение - КА “Луна-9...14”. Первый ЖРД с ТНА с системой управления подачей топлива, позволяющей производить запуск двигателя в условиях нулевой гравитации. Имеет в своем составе три РДМТ системы ориентации тягой 0,245 кН. Компоненты топлива - азотная кислота и амин

$R_n = 4643$ кгс (45,5 кН)

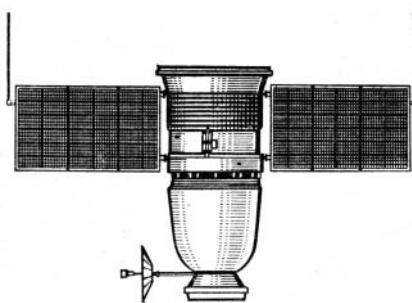
$I_{sp} = 287$ с

$I_3 = 117$ с

$t = 43$ с
 $M_{dv.} = 48$ кг
 $D_{dv.} = 1700$ мм
 $L_{dv.} = 1900$ мм
 Количество камер сгорания 1 + 3
 $P_k = 6,28$ МПа
 Степень расширения сопла 43,4
 $K_m = 3,6$
 $R_{ud.} = 50,47$

КТДУ-53 (С5.53)

жидкостный ракетный двигатель



“Зонд-6” [69]

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

$R_p = 417$ кгс (4,09 кН)
 $I_p = 280$ с
 $D_{dv.} = 2500$ мм
 $L_{dv.} = 1100$ мм
 Количество камер сгорания 1
 $P_k = 3,92$ МПа
 $K_m = 1,85$

КТДУ-66 (С5.66)

жидкостный ракетный двигатель

Разработка 1970-71 гг. Корректирующий двигатель для орбитальной станции “Салют-1”, модификация КТДУ-35.

Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ

$R_p = 417$ кгс (4,09 кН)

$I_p = 280$ с

$t = 1000$ с

Количество камер 1 + 2 (однокамерный основной + двухкамерный вспомогательный тягой 4,03 кН)

$P_k = 3,92$ МПа
 $K_m = 1,85$
 $M_{dv.} = 305$ с
 $D_{dv.} = 2500$ мм
 $L_{dv.} = 1100$ мм

КТДУ-80 (С5.80)

жидкостный ракетный двигатель

Создан в 1977 г. для КА “Союз-ТМ” и “Прогресс-М” на базе РДМТ, разработанного НИИМаш. Силовая установка включает в себя четыре сферических топливных бака общей массой 880 кг.

Имеет три уровня тяги - 6000, 0,7 и 0,3 Н. Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_p = 632$ кгс (6,19 кН)

$J_p = 302$ с

$t = 890$ с

$M_{dv.} = 310$ кг

$D_{dv.} = 2,1$ м

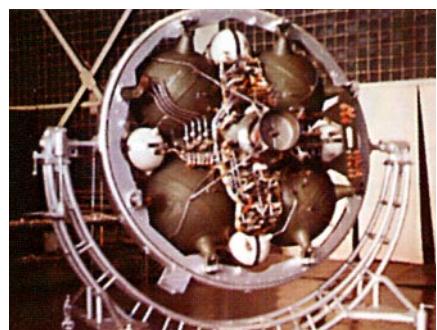
$L_{dv.} = 1,2$ м

Количество камер сгорания 1

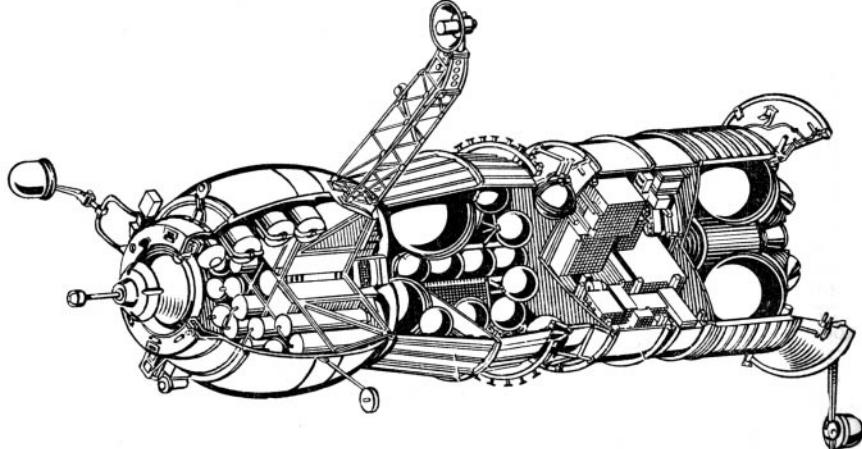
$P_{kx} = 8,8$ бар

Степень расширения сопла 153,8

$K_m = 1,85$



КТДУ-80 [20]



“Прогресс” [70]

КРД-79 (С5.79)

жидкостный ракетный двигатель



КРД-79 [1]

Корректирующий ЖРД **КРД-79** объемной 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, карданныго подвеса, приводов для качания камеры, арматуры, элементов контроля работы и бортовой кабельной сети.

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

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 электро-пневмоклапаны, которые обеспечивают подачу и стравливание газа из управляющих полостей агрегатов.

Компоненты топлива - тетроксид азота (АТИН) и НДМГ

Управляющий газ - азот

$R_p = 315$ кгс (3,09 кН)

$I_p = 293,7$ с

$K_m = 1,85$

$P_k = 1,75$ МПа

Рупр.газа = 2,00 МПа

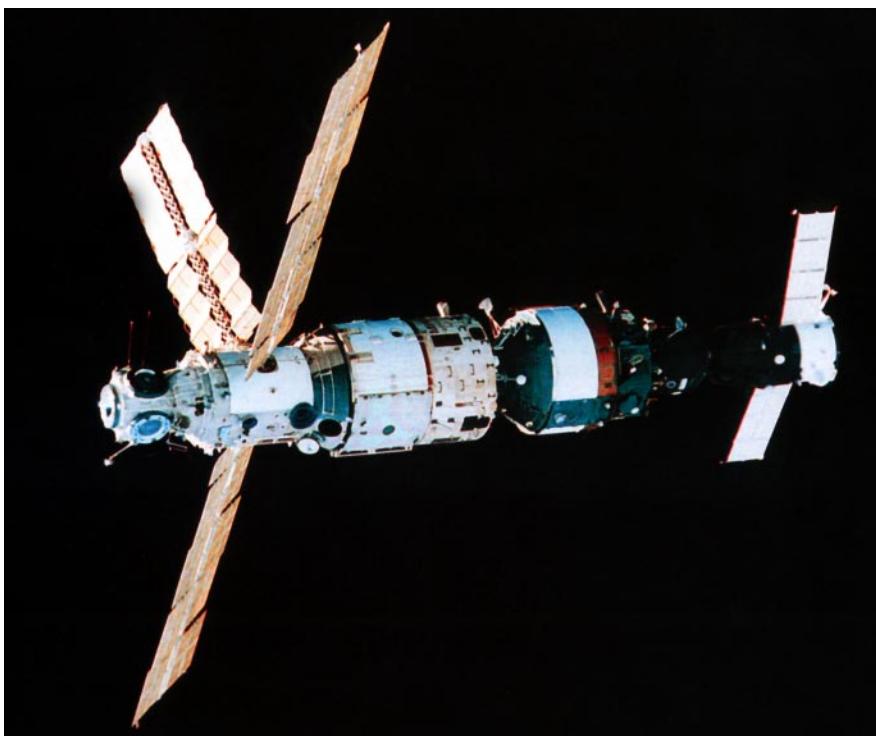
$t = 2700$ с

Число включений - до 70

$M_{dv.} = 38,5$ кг

$D_{dv.} = 840$ м

$L_{dv.} = 550$ м



Орбитальная станция "Мир" [60]



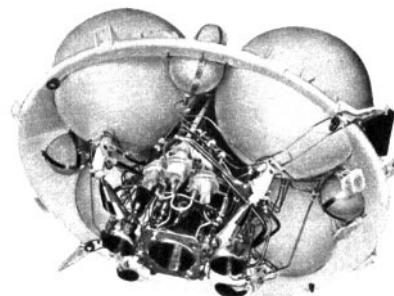
Орбитальная станция "Салют-7" с кораблем "Союз-Т" [60]

КТДУ-35 (11Д62, С5.35+С5.60)

жидкостный ракетный двигатель

Корректирующий двигатель КТДУ-35 орбитальной станции "Салют-4" и КК "Союз-7" эксплуатируется с 1966 г. Модификация для окололунного КА "Союз Л-1" носила наименование КТДУ-53, а для орбитальной станции "Салют-1" – КТДУ-66. Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ

$R_p = 417$ кгс (4,09 кН)
 $I_p = 280$ с
 $t = 500$ с
 $M_{dv.} = 305$ кг
 $D_{dv.} = 2500$ мм
 $L_{dv.} = 1100$ мм
 Количество камер сгорания 1 + 2
 $P_k = 3,92$ МПа
 $K_m = 1,85$



КТДУ-35 [69]

КТДУ-417 (11Д417, КРД-417)

жидкостный ракетный двигатель

Разработан для посадочной системы КА "Луна".

Силовая установка КА состоит из КТДУ-417 и РДМТ КТДУ-417-Б (11Д417Б).

Для КТДУ-417:

Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ

$R_p = 1929$ кгс (18,92 кН)

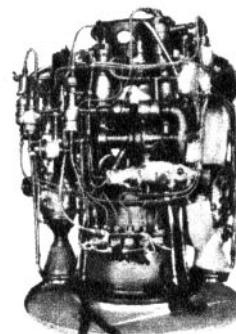
$I_p = 314$ с

$t = 650$ с

Количество камер сгорания 1

$P_k = 8,3$ МПа

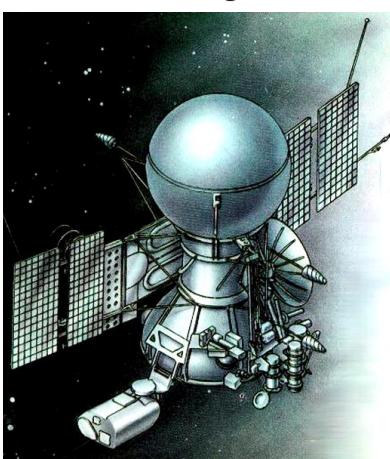
$K_m = 1,8$
 $M_{dv.} = 81$ кг
 $D_{dv.} = 700$ мм
 $L_{dv.} = 800$ мм
 Для РДМТ КТДУ-417-Б:
 Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ
 $R_p = 350$ кгс (3,43 кН)
 $I_p = 254$ с
 $t = 30$ с
 Количество камер сгорания 2
 $P_k = 0,89$ МПа
 $K_m = 2,4$



КТДУ-417 [69]

КТДУ-425 (11Д425)

жидкостный ракетный двигатель



"Вега-1" [20]

КТДУ-426 - разработка 1970-73 гг. как управляющий двигатель с ТНА для КА "Марс-2/3".

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_p = 1922$ кгс (18,85 кН)

$I_p = 312$ с

$t = 560$ с

Количество камер сгорания 1

$P_k = 13,32$ МПа

$K_m = 1,9$

Управляющий КТДУ-426А (11Д425А), разработанный в 1973 г., предназначен для КА "Марс-4...7", "Венера-9...16", "Вега-1...2", "Фобос-1...2".

$R_p = 1928$ кгс (18,89 кН)

$I_p = 315$ с

$t = 560$ с

Количество камер сгорания 1

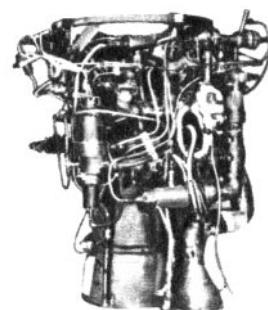
$P_k = 14,9$ МПа

$K_m = 1,9$

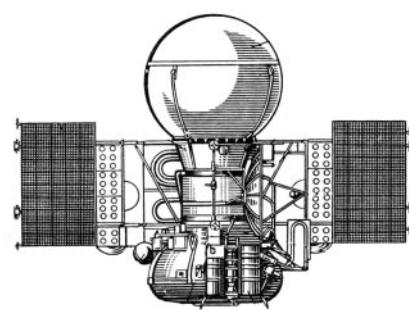
$M_{dv.} = 70$ кг

$D_{dv.} = 700$ мм

$L_{dv.} = 1900$ мм



КТДУ-425А [69]



"Венера-9" [69]

C5.1

жидкостный ракетный двигатель

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

Компоненты топлива - азотная кислота и амин
 $R_p = 17000$ кгс (167 кН)

$M_{dv.} = 122$ кг
 $D_{dv.} = 600$ мм
 $L_{dv.} = 1000$ мм
Количество камер сгорания 1

C5.23 (11Д49)

жидкостный ракетный двигатель

Создан как развитие ЖРД 11Д47 в 1960-64 гг. для второй ступени РН "Космос". Впервые применен в 1964 г. Состоит из одного основного ЖРД и четырех рулевых тягой 25 кН.

Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ
 $R_p = 16060$ кгс (157,5 кН)

$I_p = 303$ с
 $t = 4305$ с
 $M_{dv.} = 185$ кг
 $D_{dv.} = 1900$ мм
 $L_{dv.} = 1800$ мм
Количество камер сгорания 1 + 4
 $P_k = 9,81$ МПа
Степень расширения сопла 103,4
 $K_m = 2,65$



РН "Космос" [20]

C5.3

жидкостный ракетный двигатель

Базовый четырехкамерный ЖРД C5.3 подводного старта создан в 1958-63 гг. для установки на морскую ракету Р-21.

Компоненты топлива - азотная кислота и амин
 $R_3 = 40000$ кгс (392 кН)
Модификация C5.3M (1960 г.) устанавливалась на первую ступень МБР Р-9.
 $R_3 = 40452$ кгс (396,7 кН)
 $J_3 = 241$ бар
 $M_{dv.} = 433$ кг
 $P_{K3} = 66$ бар
Степень расширения сопла 9,55
 $K_m = 3,6$



БРПЛ Р-21 [53]



Старт МБР Р-9А [53]

C5.44 (5Д25)

жидкостный ракетный двигатель

Создан в 1964-65 гг. для ракеты системы ПВО.

Компоненты топлива - азотная кислота и амин

$R_p = 18000$ кгс (177 кН)
 $I_3 = 251$ с
 $M_{dv.} = 124$ кг
 $D_{dv.} = 500$ мм

$L_{dv.} = 1700$ мм
Количество камер сгорания 1
Степень расширения сопла 118

C5.45

жидкостный ракетный двигатель

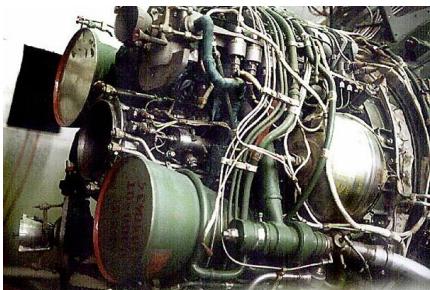
Корректирующий ЖРД с ТНА для КА
"Зонд-1", "Венера-2...8" и др.
Компоненты топлива - азотный тет-
раксид и НДМГ

$R_p = 200000$ кгс (1961 кН)
 $I_{sp} = 267$ с
 $t = 53$ с
 $P_k = 1,18$ МПа

Степень расширения сопла 16,0
Количество камер сгорания 1
 $K_m = 2,6$
 $M_{dv.} = 52$ кг

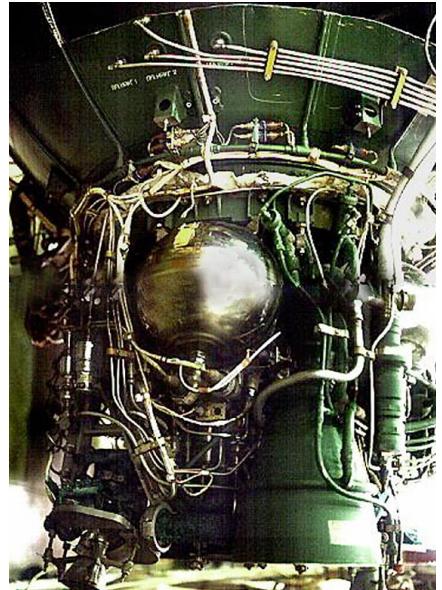
C5.51 (11Д68)

жидкостный ракетный двигатель

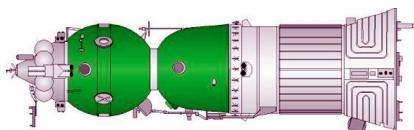


C5.51 [20]

Разработка 1964-72 гг. для лунного
орбитального корабля "Союз-7К".
Впервые применен в 1969 г.
Компоненты топлива - азотный тет-
роксид и НДМГ
 $R_p = 3388$ кгс (33,2 кН)
 $I_{sp} = 314$ с
 $t = 700$ с
 $M_{dv.} = 480$ кг
Количество камер сгорания 2 + 1
 $P_k = 1,5$ МПа
Степень расширения сопла 43
 $K_m = 1,76/1,85$



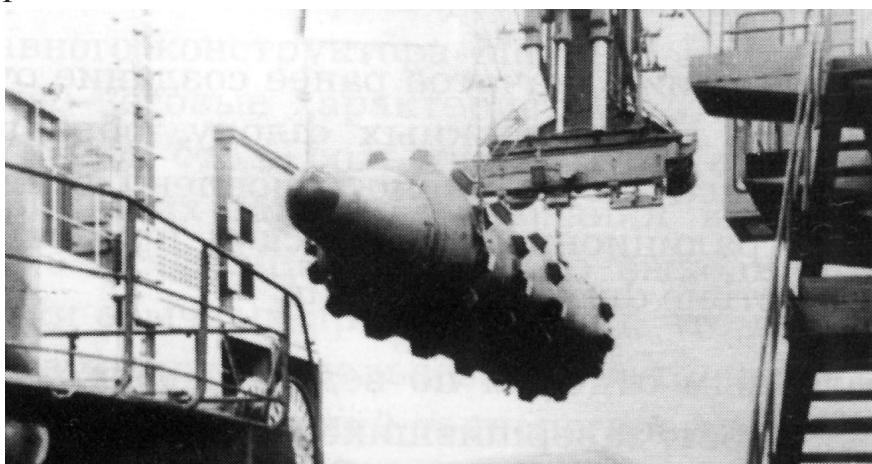
C5.51 [20]



"Союз-7К" [20]

4Д10

ракетный двигатель малой тяги



Погрузка ракеты Р-27 [53]

Разработан для БРПЛ Р-27 (PCM-25).
Включает в себя помимо основного
двигателя четыре управляющих тя-
гой 2960 кгс.
Компоненты топлива - азотный тет-
роксид и НДМГ
 $R_3 = 26000$ кгс (255 кН)
Количество камер сгорания 1 + 4

C5.92

жидкостный ракетный двигатель



C5.92 [20]



Разгонный блок "Фрегат-2" [1]

Двигатель **C5.92** 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 C5.92 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 разработки НИИ Химмаш 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 горения.

НПО им. С.А.Лавочкина предлагает установить C5.92 на универсальном ракетном блоке "Фрегат" для использования в составе существующих

("Протон", "Молния") и перспективных ("Русь", "Урал", "Ангара") ракетносителей 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.

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

Возможное число включений - 50

Пауза между включениями:

минимальная – 6 мин.,

максимальная – 300 суток

Мдв. = 75 кг

Муд. = 37,5 кг/тс

Габариты 677 x 838 x 1028 мм

Дкр. = 36,9 мм

Дс = 457,6 мм



РН "Протон" [20]

РЕЖИМ БОЛЬШОЙ ТЯГИ

R_п = 2000 кгс (19,6 кН)

Рвыхлопных сопел = 40 кгс (0,40 кН)

I_п = 327 с

K_m = 1,95...2,05

G_т = 6,12 кг/с

P_к = 98 атм.

P_{тг} = 118 атм.

птна = 58000 об./мин.

t = 2000 с

РЕЖИМ МАЛОЙ ТЯГИ

R_п = 1400 кгс (13,72 кН)

Рвыхлопных сопел = 19 кгс

I_п = 316 с

K_m = 2,0...2,1

G_т = 4,43 кг/с

P_к = 68,5 атм.

P_{тг} = 61 атм.

птна = 43000 об./мин.

t = 2000 с

C5.98M (14Д30)

жидкостный ракетный двигатель



Старт РН "Союз" [32]

Создан на базе ЖРД С5.98 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 С5.98М, четырех ЖРД 11Д58 и двенадцати РДМТ 11Д458.

Компоненты топлива - азотный тетроксид + НДМГ



Разгонный блок "Бриз-М" [72]



Разгонный блок "Бриз" [20]

$R_p = 2000$ кгс (19,62 кН)
 $I_p = 326$ с
 $t = 3200$ с
Количество камер сгорания 1
 $K_m = 2,0$
 $M_{дв.} = 95$ кг

11Д458

ракетный двигатель малой тяги

Создан для разгонного блока "Бриз" РН "Рокот" и "Союз-2", "Бриз-М" РН "Протон" как двигатель системы управления силовой установки С5.98М.

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ
 $R_p = 40$ кгс (0,39 кН)
 $I_p = 252$ с

$t = 3200$ с
Количество камер сгорания 1
 $K_m = 2,0$

17Д58Е

ракетный двигатель малой тяги

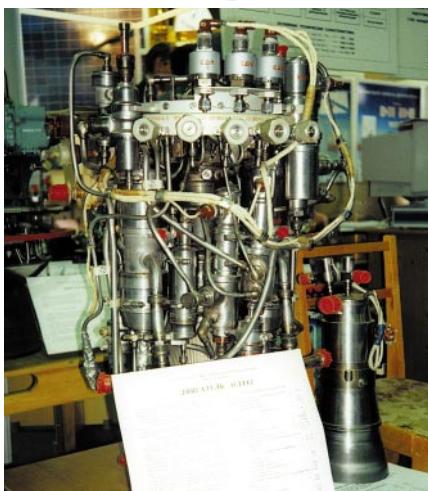
Разработан как корректирующий РДМТ для использования в разгонных блоках "Бриз" РН "Рокот-3" и "Союз-2", а также "Бриз-М" РН "Протон" 9К82КМ и "Ангара".

Компоненты топлива - азотный тетроксид + НДМГ
 $R_p = 1$ кгс (0,01 кН)
 $I_p = 247$ с

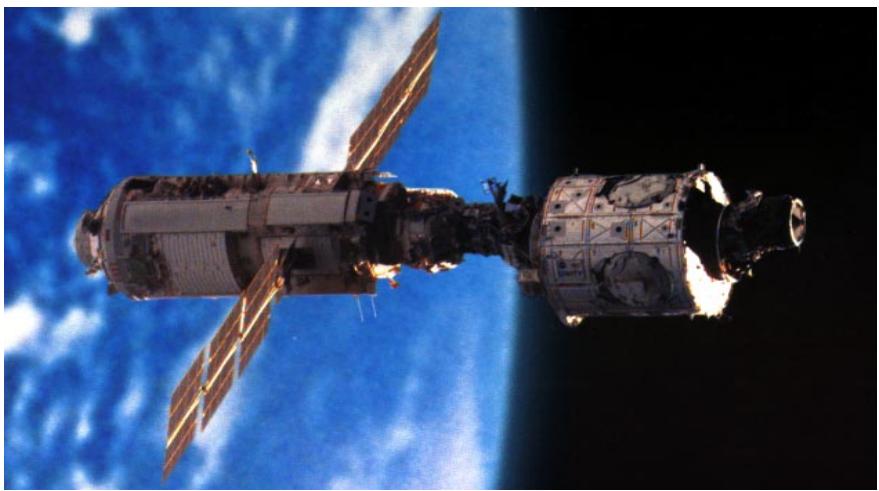
Количество камер сгорания 1
 $K_m = 2,0$
 $M_{дв.} = 95$ кг

КРД-442 (11Д442)

жидкостный ракетный двигатель



КРД-442 [1]

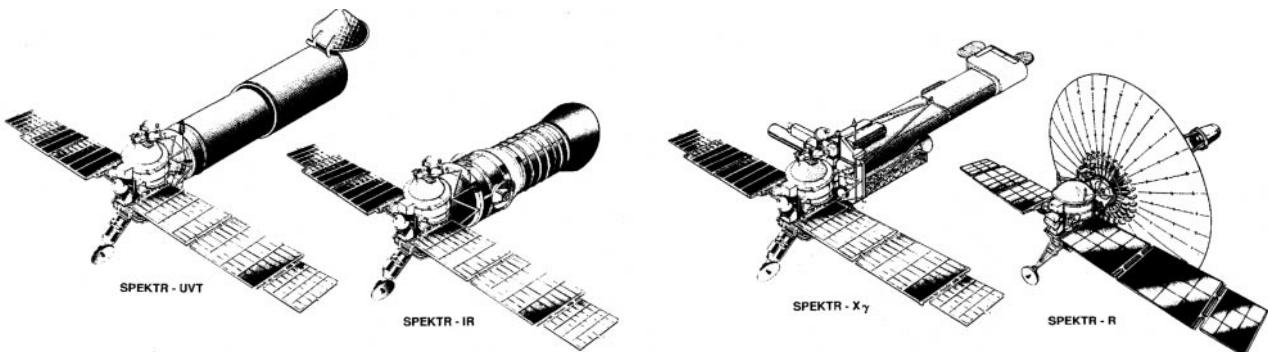


Международная космическая станция: модули ФГБ "Заря" (Россия) и Unity (США) [71]

Разработан в 1972-77 гг. как орбитальный маршевый двигатель модулей "Квант", "Природа", "Спектр", ФГБ "Заря" и др.

Компоненты топлива - азотный тетроксид и НДМГ
 $R_{th} = 447 \text{ кгс (4,38 кН)}$
Количество камер сгорания 1

$P_k = 3,92 \text{ МПа}$
 $K_m = 1,85$
 $M_{dv.} = 52 \text{ кг}$
 $D_{dv.} = 500 \text{ мм}$
 $L_{dv.} = 700 \text{ мм}$



Семейство модулей "Спектр" [70]

ГУНПП „Завод имени В.Я.Климова“



**РД-45Ф
ВК-1
ВК-2
ВК-3
ГТД-350
ТВ2-117
ТВ3-117
ТВ7-117
РД-33
РД-35
ГТДЭ-117
ТВа-3000
8Д423
11Д423**

РД-45Ф

авиационный турбореактивный двигатель



РД-45Ф [12]



Ла-176 [3]



МиГ-15УТИ [1]

В конце 1946 г. началось освоение лицензионного производства двигателя Rolls-Royce Nene-1, который через короткое время пошел в серию под обозначением **РД-45**, который быстро сменился его улучшенным вариантом **РД-45Ф**.

ТРД РД-45 производился серийно с 1953 по 1958 г. в АО "Мотор-Сич" и с 1948 по 1955 гг. в АО "Уфимское моторостроительное ПО".

РД-45 представляет собой одновальный ТРД с одноступенчатым центробежным двухсторонним компрессором, девятью индивидуальными трубчатыми камерами сгорания и одноступенчатой турбиной.

Двигатель предназначался для установки на самолеты МиГ-15, МиГ-15П, МиГ-15УТИ, опытные самолеты И-320 КБ Микояна, Су-15 "П", Ла-168, Ла-176, Ту-12 (устанавливался в задней части фюзеляжа под горизонтальным хвосто-

вальным оперением), Ил-24 (четыре РД-45 в двух спирках под крылом), Т-200 Р.Л.Бартини и др.

Рвзл. = 2240 кгс (РД-45Ф 2275 кгс)

Суд.взл. = 1,45 кг/кгс.ч

Гв взл. = 40 кг/с

π_k взл. = 4

Тг взл. = 1140 К

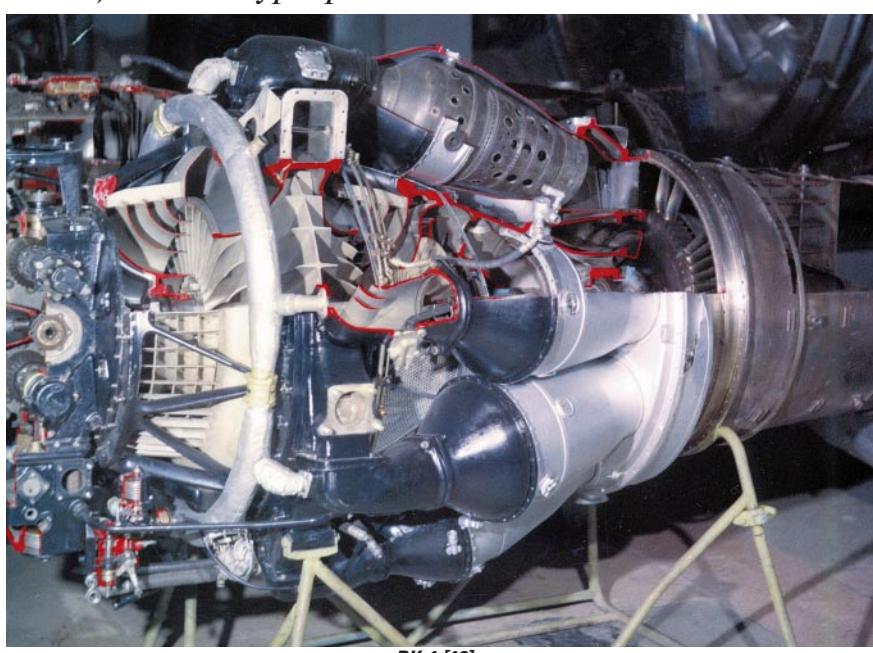
Мдв. = 808 кг

Лдв. = 2460 мм

Ддв. = 1255 мм

ВК-1

авиационный турбореактивный двигатель



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.

ВК-1 мощностью 2700 кгс устанавливался на серийных самолетах МиГ-15бис, МиГ-17, МиГ-17П, МиГ-17ПФ, Ил-28, Ил-28У, Ту-14, опытных самолетах Ла-176, И-320 КБ А.И.Микояна, Як-50, Ла-200/200Б, Ту-82.

Для **ВК-1А**:

Рвзл. = 2700 кгс

Суд.взл. = 1,45 кг/кгс.ч

Суд.кр. = 1,07 кг/кгс.ч

Гв = 48,2 кг/с

π_k = 4,2

Тг = 1170 К

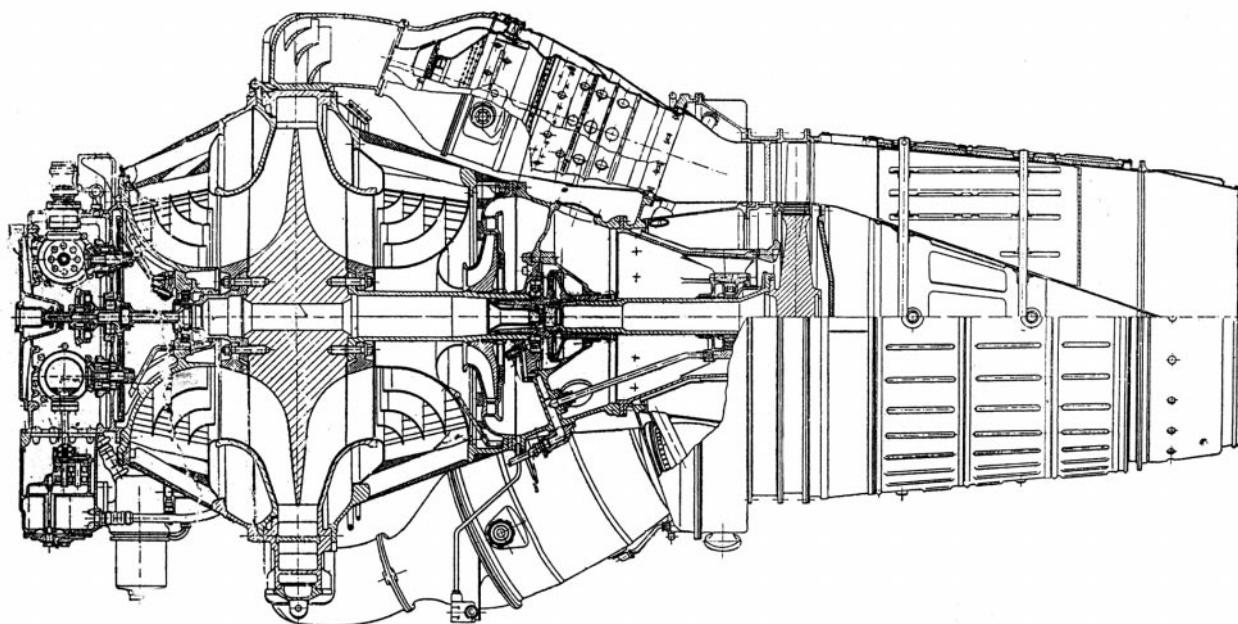


Схема ВК-1 [47]



Ил-28 [48]



Ту-14 [11]



МиГ-17 [2]

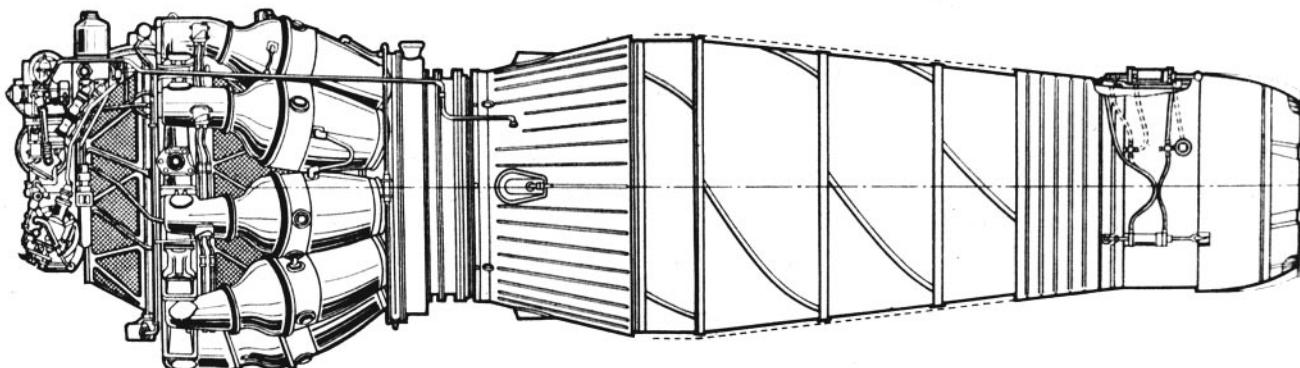


Ла-200Б [3]

Масса 872 кг
Длина 2640 м
Диаметр 1273 мм
В 1951 г. разработана и запущена в серийное производство модификация двигателя ТРДФ ВК-1Ф с дожиганием топлива в форсажной камере тягой 3380 кгс.

ВК-1Ф устанавливался на самолете МиГ-17ПФ. Серийно выпускался с 1949 по 1958 г. в Польше, Чехословакии, СССР (в ОАО "Уфимское моторостроительное ПО", АО "Пермский моторный завод" и АО "ММП имени В.В.Чернышева").

С июня 1956 г. в Китае на LEMC (Liming Engine Manufacturing Company) ВК-1Ф выпускался под маркой **WP5**. В 1957 г. там же начато производство WP5A (ВК-1А). Всего было изготовлено более 20000 двигателей ВК-1 всех модификаций.



ВК-1Ф [7]

BK-2

авиационный турбореактивный двигатель

В 1947 г. началась разработка ТВД **BK-2** для самолетов Ильюшина и Туполева. В 1950 г. двигатель прошел го-

Для ОКБ BK-2 был первым ГТД с осевым компрессором. Он имел девять индивидуальных трубчатых камер сгорания и двухступенчатую турбину

Нвзл. = 4830 л.с.
Суд.взл. = 0,320 кг/л.с.ч
Мдв. = 1400 кг

BK-3

авиационный турбореактивный двигатель

В 1952 г. ОКБ начинает разрабатывать первый отечественный ТРДДФ BK-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.

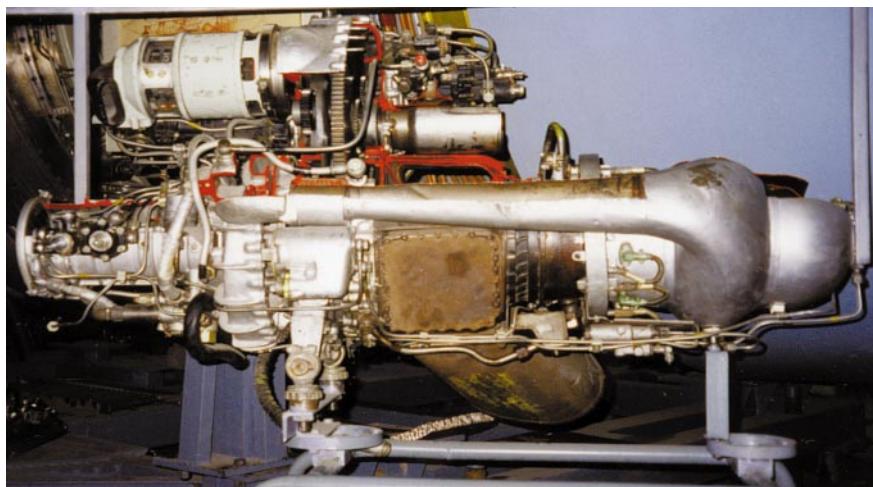
По конструкции BK-3 - это одновальный ТРДДФ с 10-ступенчатым осе-

вым 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.
Рном. = 5730 кгс
Рmax ф. = 8440 кгс
Суд.кр. = 0,739 кг/кгс.ч
Мдв. = 1850 кг
Для истребителя И-1 (И-370) КБ Микояна создан ТРД **BK-7**.
Рном. = 4200 кгс
Рmax = 6270 кгс

ГТД-350

авиационный турбовальный двигатель



ГТД-350 [12]

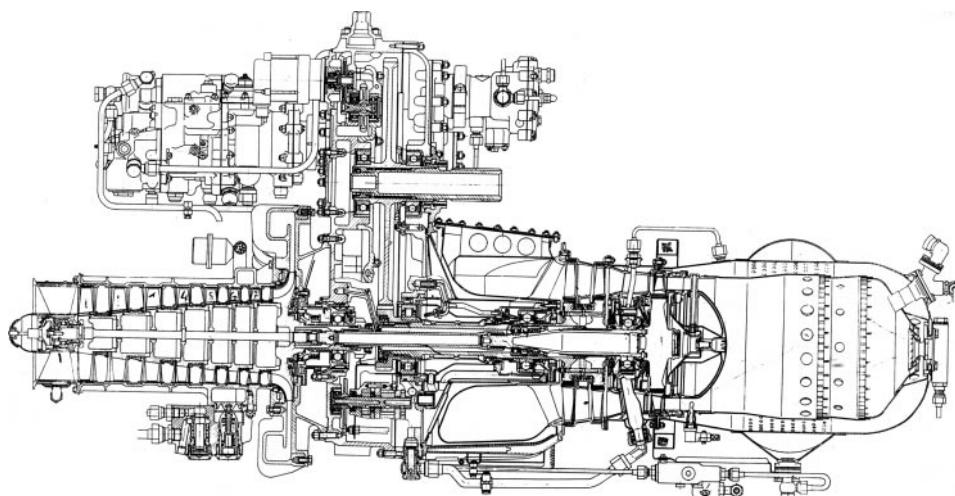


Схема ГТД-350 [47]



пфированию 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.

Не взл. = 400 л.с.

Се взл. = 0,369 кг/л.с.ч

Се кр. = 0,428 кг/л.с.ч

Гв = 2,2 кг/с

πк = 6,0

Тг = 1200 К

Лдв. = 1350 мм

вдв. = 522 мм

hдв. = 680 мм

Мдв. = 135 кг

Действующий назначенный ресурс 4000 часов

Количество двигателей “на крыле” 23%

Отработали действующие межремонтные ресурсы и ресурс до первого капитального ремонта 75% двигателей

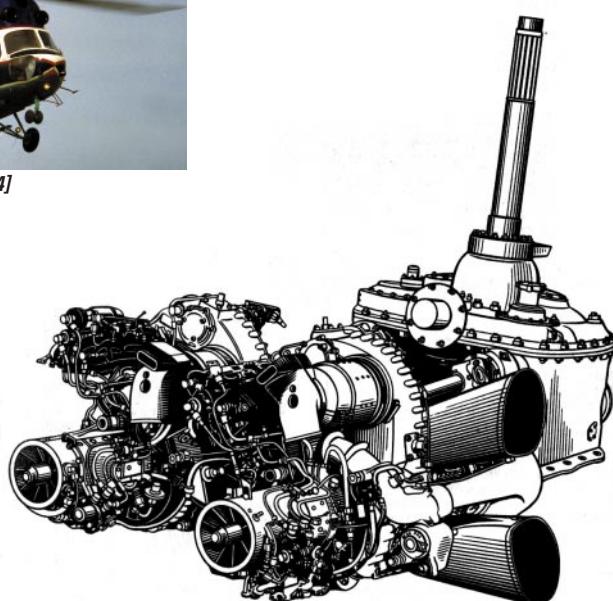
Количество двигателей в резерве 2%

Около 35% парка ГТД-350 имеют наработку с начала эксплуатации 1500...2500 часов

На вертолеты Ми-2М ставился ГТД-350П взлетной мощностью 450 л.с.



Ми-2 [4]



ГТД-350 с редуктором ВР-2 [7]

TB2-117

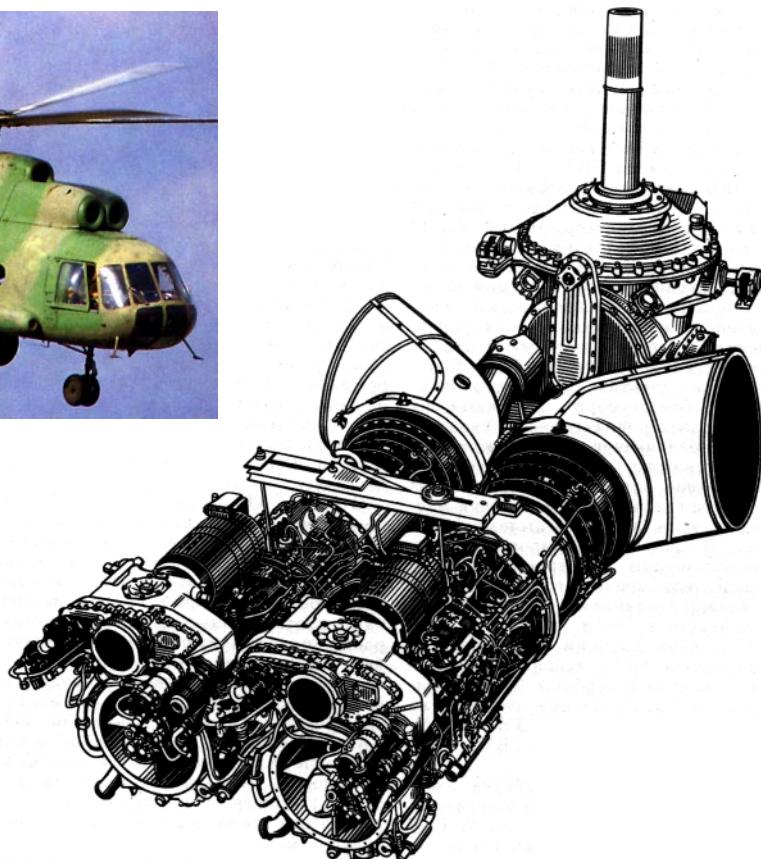
авиационный турбовальный двигатель



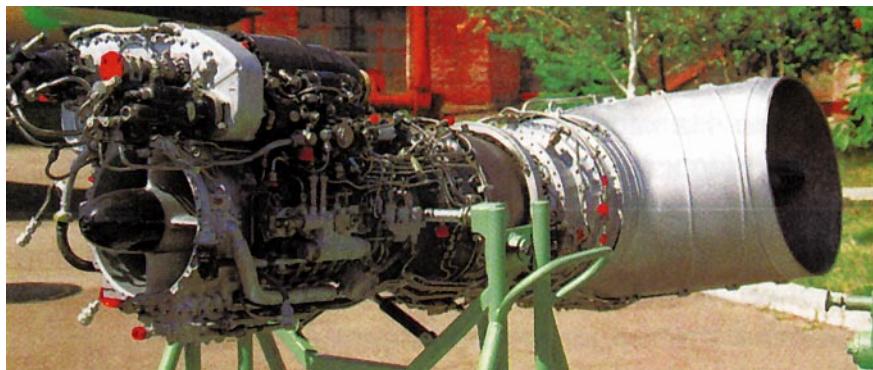
Ми-8 [20]

В 1959-64 гг. в ОКБ велись работы по созданию ГТД со свободной турбиной TB2-117 и редуктора ВР-8 для силовой установки первых моделей вертолета Ми-8. В 1964 г. TB2-117 прошел Госиспытания. Более 22000 двигателей модификаций TB2-117А/АГ выпущено с 1965 по 1997 гг. в АО “Пермский моторный завод”.

TB2-117 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



TB2-117 с редуктором ВР-8А [7]



ТВ2-117 [20]

поворотом потока на 60 градусов, 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 цельноточечный ротор компрессора из титанового сплава. На двигателях ТВ2-117, ГТД-350 и всех последующих турбовальных двигателях КБ применена система защиты свободной турбины от раскрутки.

Для ТВ2-117А:

Не взл. = 1500 л.с.

Се взл. = 0,275 кг/л.с.ч.

Не кр. = 1000 л.с.

Се кр. = 0,310 кг/л.с.ч.

Гв взл. = 8,4 кг/с

πк взл. = 6,6

Тг взл. = 1125 К

Тг кр. = 1025 К

σвк = 0,985

ηкнд = 0,800

ηг = 0,980

σкс = 0,955

ηтвд = 0,880

ηткнд = 0,879

πс = 1,050

Lдв. = 2842 мм

bдв. = 550 мм

hдв. = 748 мм

Mдв. = 338 кг

Межремонтный ресурс 1500 часов

Модификация ТВ2-117ТГ для вертолета Ми-8ТГ создана в конце 1980-х гг.

Двигатель надежно работает на различном топливе: сжиженном пропан-бутановом 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). Особую роль полиглифический двигатель приобретает в условиях военного времени, когда наблюдается дефицит ассортимента и качества моторного и авиационного топлива, трудности их оперативного снабжения.

ТВ2-117ТГ создан на базе самого массового серийного турбовального двигателя ТВ2-117А. Он 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, двухкаксадными уплотнениями на приводе топливного насоса, системами дренажа сжиженного газа и других альтернативных топлив, автоматической противообледенительной системой. На входе в двигатель может устанавливаться пылезащитное устройство. Давление топлива на входе в топливорегулирующую аппаратуру при работе на сжиженном газе должно превышать давление насыщенных паров примерно на 1,5 кг/кв.см во всем диапазоне возможных температур топлива (для исключения кавитации топлива в насосе).

Не взл. = 1500 л.с.

Не кр. = 1000 л.с.

Се взл. = 0,275 кг/л.с.ч

πк взл. = 6,6

Тг взл. = 1153 К

Lдв. = 2938 мм

bдв. = 572 мм

hдв. = 806 мм

Mдв. = 300 кг

Для ТВ2-117А/АГ:

Действующий назначенный ресурс 12000 часов

Межремонтный ресурс 1500 часов

Количество двигателей “на крыле” 39%

Отработали действующие межремонтные ресурсы и ресурс до первого капитального ремонта 56% двигателей

Количество двигателей в резерве 6%

Около 70% парка ТВ2-117А/АГ имеют наработку с начала эксплуатации более 4000 часов, из них 30% - более 8000 часов

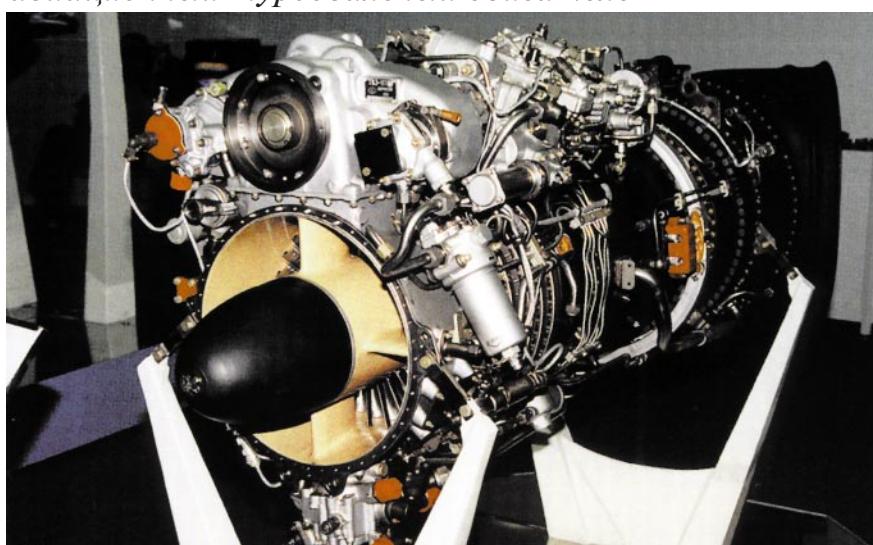
Опытный форсированный ТВ2-117Ф устанавливается на вертолете Ми-8ТФ.

С 1972 г. в ОАО “Мотор-Сич” двигатель ТВ3-117 выпускается в 15 модификациях, среди которых: ТВ3-117М, ТВ3-117КМ, ТВ3-117МТ, ТВ3-117В, ТВ3-117ВМ, ТВ3-117ВМА, ТВ3-117ВК, ТВ3-117ВМА-СБ2 для вертолетов Ми-171, Ми-172, Ми-8МТ, Ми-8АМТ, Ми-14, Ми-24, Ми-28, Ми-35, Ка-27, Ка-28, Ка-32, Ка-50, Ка-52 и др.

Первые модификации ТВ3-117: ТВ3-117 III серии, ТВ3-117МТ, ТВ3-117М, ТВ3-117КМ. С 1977 г. было выпущено около 10000 двигателей этих модификаций. Они применяются на следующих вертолетах, которые экс-

ТВ3-117

авиационный турбовальный двигатель



ТВ3-117ВМ [1]

В 1965 г. ОКБ начинает разрабатывать двигатель ТВ3-117 и главные редукторы к силовым установкам для вертолетов Ми-17, Ка-32 и др.

В 1972 г. двигатель прошел Госиспытания.

С 1972 г. в ОАО “Мотор-Сич” двигатель ТВ3-117 выпускается в 15 модификациях, среди которых: ТВ3-117М, ТВ3-117КМ, ТВ3-117МТ, ТВ3-117В, ТВ3-117ВМ, ТВ3-117ВМА, ТВ3-117ВК, ТВ3-117ВМА-СБ2 для вертолетов Ми-171, Ми-172, Ми-8МТ, Ми-8АМТ, Ми-14, Ми-24, Ми-28, Ми-35, Ка-27, Ка-28, Ка-32, Ка-50, Ка-52 и др.

Первые модификации ТВ3-117: ТВ3-117 III серии, ТВ3-117МТ, ТВ3-117М, ТВ3-117КМ. С 1977 г. было выпущено около 10000 двигателей этих модификаций. Они применяются на следующих вертолетах, которые экс-



плуатируются в 25 странах: Ми-24 (ТВ3-117 III серии), Ми-8МТ/Ми-17 (ТВ3-117МТ), Ми-14 (ТВ3-117М), Ка-27 (ТВ3-117КМ). Вертолет Ми-24 с двигателем ТВ3-117 III серии был удостоен Ленинской премии.

Новейшие модификации ТВ3-117: ТВ3-117В, ТВ3-117ВК, ТВ3-117ВМ, ТВ3-117ВМА, ТВ3-117ВМ-02, ТВ3-117ВМА-02. Эти модификации 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 взлете поддерживается постоянной до высоты $H = 2,2$ км в условиях МСА, а при $H = 0$ до температуры окружающего воздуха +30 град. С (на ВМ и ВМА-02 - до +40 град. С).

Двигатели применяются в 25 странах Европы, Америки, Азии и Африки. Модификации ВМ, ВМА, ВМ-02, ВМА-02 сертифицированы в России, странах СНГ, Индии. В настоящее время поданы заявки на сертификацию двигателей в Канаде, Швейцарии, Бразилии и Китае.

До 1997 г. изготовлено более, чем 8000 двигателей. Они используются на следующих вертолетах: Ми-24/Ми-35 (ТВ3-117В), Ка-27, Ка-32 (ТВ3-117ВК), Ми-8МТ/Ми-17 (ТВ3-117ВМ), Ми-24/Ми-35, Ми-28, Ка-27, Ка-32, Ка-50, Ка-52 (ТВ3-117ВМА), Ми-8МТ/Ми-17 (ТВ3-117ВМ-02), Ка-32 (ТВ3-117ВМА-02).

В 1996 г. вертолет Ка-50 "Черная Акула" с двигателем ТВ3-117ВМА был удостоен Государственной премии России.

Двигатель ТВ3-117 может использоваться кроме вертолетов на различных судах водного транспорта, в качестве привода электрогенераторов и компрессоров нефтегазоперекачивающих станций. В реактивном варианте (без модуля свободной турбины) двигатель может применяться для сушки струй выхлопных газов помещений для скота, строящихся зданий, сдувания снега и льда на шоссейных и железных дорогах, аэродромах.

В настоящее время "Завод имени В.Я.Климова" освоил капитальный и локальный ремонт двигателей ТВ3-117 всех модификаций, является головным предприятием в России по капитальному ремонту этих двигателей, а также выполняет заказы авиакомпаний по поддержанию эксплуатации двигателей и продлению их ресурса.

ТВ3-117 является одним из лучших в мире по экономичности в своем классе, что достигнуто благодаря высоким КПД 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 на 60 градусов. 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 полосостей, установлено пылезащитное устройство. В системе регулирования двигателя использованы электронные блоки. Применена система защиты свободной турбины от раскрутки.

Система регулирования и управления гидромеханическая (на первых модификациях) и электро-гидромеханическая (на новейших модификациях).

Не взл. = 2000 л.с. (ТВ3-117М и ТВ3-117МТ) и 2225 л.с. (ТВ3-117 III серии и ТВ3-117КМ)

Не кр. = 1500 л.с.

Се взл. = 0,230 кг/л.с.ч

Се кр. = 0,270 кг/л.с.ч

Гв = 8,7 кг/с

πк = 9,0

Тг взл. = 1190 К

Лдв. = 2055 мм

Вдв. = 650 мм

Ндв. = 728 мм

Мдв. = 285 кг

Назначенный ресурс 6000 часов

Межремонтный ресурс 1500 часов

Турбовальные двигатели **ТВ3-117ВМ** устанавливаются на вертолеты Ми-17 и Ми-8АМТ. Двигатели эксплуатируются в составе силовой установки вертолета, которая состоит из двух двигателей и главного редуктора. Правый и левый двигатели силовой установки взаимозаменяемы при условии разворота выхлопного патрубка.

Особенностью конструкции двигателей является наличие свободной турбины, кинематически не связанной с ротором турбокомпрессора, что позволяет получить необходимую частоту вращения ротора турбокомпрессора, облегчить раскрутку ротора турбокомпрессора при запуске двигателя, обеспечить оптимальные расходы топлива при различных условиях эксплуатации.

Двигатель состоит из осевого 12-ступенчатого компрессора, кольцевой камеры сгорания, узла турбин (турбина компрессора и свободная турбина), выхлопного устройства, приборов вспомогательных устройств, системы смазки и суфлирования, системы топливопитания и регулирования, системы отбора воздуха, приборов контроля работы двигателя, системы запуска.

Не взл. = 2000 л.с.

Не чрезв. = 2200 л.с.

Не кр. = 1500 л.с.

Суд.взл. = 0,218 кг/л.с.ч

Суд.чрезв. = 0,215 кг/л.с.ч

Суд.кр. = 0,255 кг/л.с.ч

Гв = 8,7 кг/с

Тг взл. = 1163 К

Тг чрезв. = 1193 К

πк = 9,4

Лдв. = 2055 мм

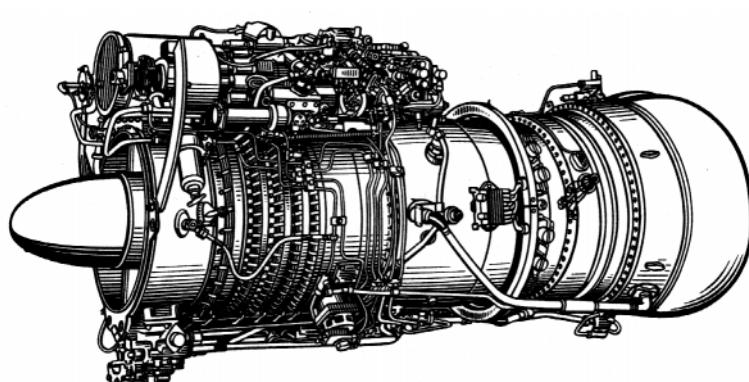
Вдв. = 650 мм

Ндв. = 728 мм

Мдв. = 294 кг

ТВ3-117ВМА эксплуатируется в составе силовой установки вертолетов Ми-24/Ми-35, Ми-28, Ка-27, Ка-32, Ка-50, Ка-52, которая состоит из двух двигателей и главного редуктора. Правый и левый двигатели силовой установки взаимозаменяемы при условии разворота выхлопного патрубка.

Запуск двигателей осуществляется воздушным турбостартером, сжатый воздух для которого поступает от ВСУ АИ-9В или наземного агрегата. Автоматический запуск и устойчивую работу силовой установки обеспечивает система регулирования с выводом информации на специальный прибор - указатель режима.



ТВ3-117ВМ [31]

“ЗАВОД ИМЕНИ В.Я.КЛИМОВА”



Предусмотрен также и вариант ручного управления двигателями. Взлетную мощность 2200 л.с. двигатель развивает на шестиминутном режиме.

Для ТВ3-117ВМ/ВМА:

Действующий назначенный ресурс 4500 часов

Межремонтный ресурс 1500 часов

Количество двигателей “на крыле” 51%

Отработали действующие межремонтные ресурсы и ресурс до первого капитального ремонта 25% двигателей

Количество двигателей в резерве 24%

Около 70% парка имеют наработку с начала эксплуатации в пределах

400...1400 часов

В ОАО “Мотор-Сич” выпущено около 9700 двигателей марки ТВ3-117ВМ/ВМА.

ОАО “Камов” проводит работы по программе увеличения мощности силовой установки. Дело в том, что редуктор ВР-80, установленный на Ка-50 и Ка-52 позволяет передавать мощность более 3200 л.с. Поэтому целесообразно и технически возможно установить на новые вертолеты Ка-50 и Ка-52 двигатели типа **ТВ3-117ВМА-СВ3** повышенной мощности.



Н_е в_{зл.} = 2200 л.с.
Суд.в_{зл.} = 0,215 кг/л.с.ч
G_в = 8,7 кг/с
π_к = 9,4

Т_г в_{зл.} = 1193 К
Н_е к_{р.} = 1500 л.с.
Суд.к_{р.} = 0,255 кг/л.с.ч

Л_дв. = 2055 мм

в_дв. = 650 мм

h_дв. = 728 мм

М_дв. = 294 кг

Высокоэкономичный малошумный двигатель **ТВ3-117ВМА-СВ3** разработан совместно “Заводом имени В.Я.Климова”, ОАО “Мотор-Сич” и ЗМКБ “Прогресс”. Он предназначен для установки на самолет Ан-140 и другие самолеты МВЛ (МиГ-110, Ил-114, Ил-112, Ту-130). Двигатель работает с реверсивно-флюгерным

ВИШ АВ-140 диаметром 3720 мм и массой 200 кг.

Н_е в_{зл.} на валу в_в = 2500 л.с.

Суд.в_{зл.} = 0,199 кг/э.л.с.ч

Н_е в_{зл.} на валу в_в = 2800 л.с.

Н_е max продолж. = 2000 л.с. (при Н = 4600 м, М_п = 0,9)

Н_е max к_{р.} = 1750 л.с. (Н = 6000 м, М_п = 0,5)

Суд.к_{р.} = 0,188 кг/э.л.с.ч

п_вв = 850...1200 об./мин.

М_дв. = 570 кг

Турбовальный двигатель ТВ3-117 имеет опытные модификации **ТВ3-117ВМА-03** и **ТВ3-117ВМА-Ф**. Опытные модификации ТВ3-117 разрабатываются для боевых вертолетов будущего, обладающих высокой маневренностью на предельно малых высотах, имеющих большой запас по мощности, применяемых в ночное время и в сложных метеорологических условиях. Конструктивной особенностью этих модификаций является современная электронно-гидромеханическая система регулирования, управления и контроля двигателей. Она обеспечивает быстродействие на переходных динамических режимах, повышенную приемистость,



МиГ-110 [16]



Ми-14ПС [2]



Ми-172 [50]



Ан-140 [1]



Ми-28Н [49]



Ka-28 [35]

предварительное кратковременное повышение газодинамической устойчивости двигателей при пуске ракет, вывод двигателей из помпажа и вращающегося срыва, автоматическое восстановление режима при самозаглохании двигателей, регистрацию наработки по режимам и др. Начало серийного производства опытных модификаций - 2000 гг. Они будут использоваться на следующих вертолетах: Ми-28Н (ТВ3-117ВМА-03, ТВ3-117ВМА-Ф), Ка-50, Ка-52 (ТВ3-117ВМА-Ф).

Опытные модификации **ТВ3-117ВМА-С** и **ТВ3-117ВМА-СБ2** предназначены для установки на пассажирские и транспортные самолеты местных воздушных линий, а также на самолеты специального назначения (аэрофотосъемка, рыбная разведка, патрулирование лесных массивов и др.) Двигатель спроектирован на базе сертифицированного вертолетного турбовального двигателя ТВ3-117ВМА.

ТВ3-117ВМА-С и ТВ3-117ВМА-СБ2 рассчитаны на использование на самолетах Ан-38 и Ан-140 соответственно. Конструктивные особенности, заимствованные с базового двигателя: турбокомпрессор (осевой 12-ти ступенчатый компрессор с регулируемым входным направляющим аппаратом и направляющим аппаратом четырех ступеней, кольцевая прямоточная камера сгорания, осевая 2-х ступенчатая турбина компрессора), осевая двухступенчатая свободная турбина, воздушный турбостартер. Вновь введенные конструктивные особенности: редуктор винта, соосный с ротором двигателя, на который передается крутящий момент от свободной турбины через рессору, размещенную в роторе турбокомпрессора (на модификации ТВ3-117ВМА-С); редуктор, передающий на воздушный винт мощность, отбираемую от свободной турбины через рессору, на котором расположены привод электрогенератора и тормоз

винта; трансмиссия, расположенная над турбокомпрессором; планетарный редуктор со встроенным измерителем крутящего момента и имеющим привод агрегата управления воздушным винтом (на модификации ТВ3-117ВМА-СБ2); входное устройство (на модификации ТВ3-117ВМА-СБ2 - обогреваемое маслом); реактивный выхлопной патрубок; модернизированная маслосистема; новая электронно-гидромеханическая система автоматического управления, регистрации и контроля.

ТВ3-117ВМА-С

Не взл. = 1900 л.с.
Не чрезв. = 2100 л.с.
Не кр. = 1260 л.с. (при $H = 6000$ м, $V_p = 550$ км/ч)
Суд.взл. = 0,225 кг/л.с.ч
Суд.кр. = 0,205 кг/л.с.ч
 $\pi_k = 9,4$
Тг взл. = 1263 К
Назначенный ресурс 6000 часов с доведением ресурса холодной части двигателя до 18000 часов, горячей части до 9000 часов
Межремонтный ресурс 3000 часов
Лдв. = 2350 мм
hдв. = 915 мм
bдв. = 540 мм
Mдв. = 385 кг

ТВ3-117ВМА-СБ2

Не взл. = 2150 л.с.
Не чрезв. = 2400 л.с.
Не кр. = 1150 л.с. (при $H = 6000$ м, $V_p = 600$ км/ч)
Суд.взл. = 0,228 кг/л.с.ч
Суд.кр. = 0,203 кг/л.с.ч
 $\pi_k = 9,4$
Тг = 1263 К
Лдв. = 3050 мм
hдв. = 1218 мм
bдв. = 1024 мм
Mдв. = 610 кг/852,5 кг в полной комплектации, включая генератор и воздушновоздушный теплообменник
Назначенный ресурс 6000 часов
Межремонтный ресурс 3000 часов



Ka-29 [2]



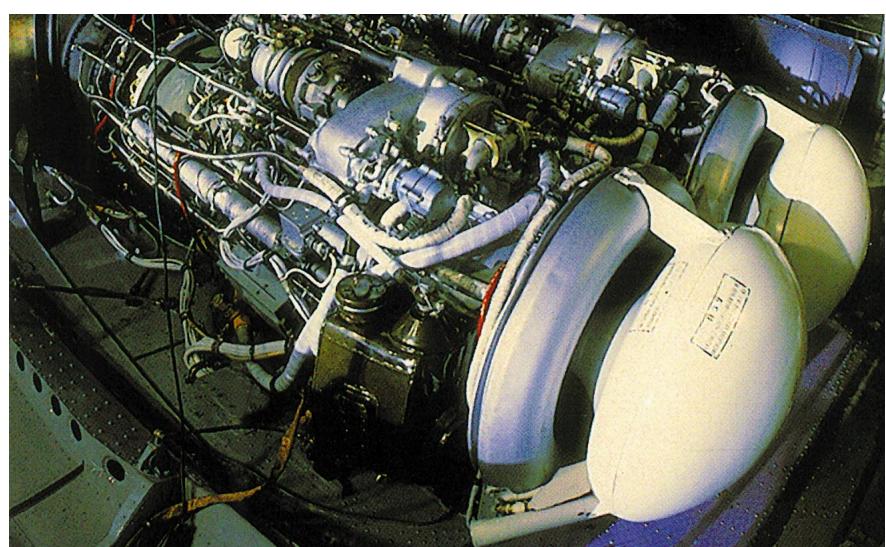
Ka-32A [35]



Ka-50 [1]



Ka-52 [31]



TV3-117BM [31]

ТВ7-117

авиационный турбовинтовой/турбовальный/промышленный двигатель



ТВ7-117С II серии [1]



Ил-114 [15]



Ил-114Т [2]

С 1985 г. ОКБ разрабатывает ТВД нового поколения ТВ7-117 модульной конструкции для самолетов и вертолетов. Возможны модификации двигателя для других летательных аппаратов, судов и стационарных энергоустановок с использованием различных видов топлива.

ТВД ТВ7-117С производился в АО "ММП имени В.В.Чернышева" с 1991 по 1997 гг. В настоящее время двигатель выпускается на Омском моторостроительном предприятии имени П.И.Баранова.

Турбовинтовой двигатель ТВ7-117С предназначен для установки на самолеты местных воздушных линий Ил-112, Ил-114 и др. (45-65 пассажиров). Он является одним из лучших двигателей в мире по экономичности в своем классе. Высокая топливная экономичность обеспечивается высокими параметрами термодинамического цикла ($\eta_k = 16$, $T_r = 1500$ К) и высокой эффек-

тивностью узлов ($\eta_k \geq 81\%$, $\eta_t \geq 88\%$, $\eta_{св.т} \geq 92\%$, полнота сгорания камеры сгорания 0,99). Двигатель имеет большие запасы газодинамической устойчивости.

Конструктивно двигатель выполнен модульным и состоит из модулей (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. На двигателе применена двухкапельная 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 уст-

ранению. Система предусматривает оперативный наземный послеполетный контроль двигателя.

Двигатель имеет большой ресурс, обладает простотой обслуживания, хорошей ремонтопригодностью.

В настоящее время разработаны две модификации этого двигателя: ТВ7-117С и ТВ7-117СД, которые могут применяться на самолетах Ил-114 (ТВ7-117С) и Ан-140 (ТВ7-117СД).

В 1997 г. ТВ7-117С был сертифицирован в странах СНГ.

Конструктивные особенности: одновальный осцентробежный компрессор, состоящий из пяти осевых и одной центробежной ступени; 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

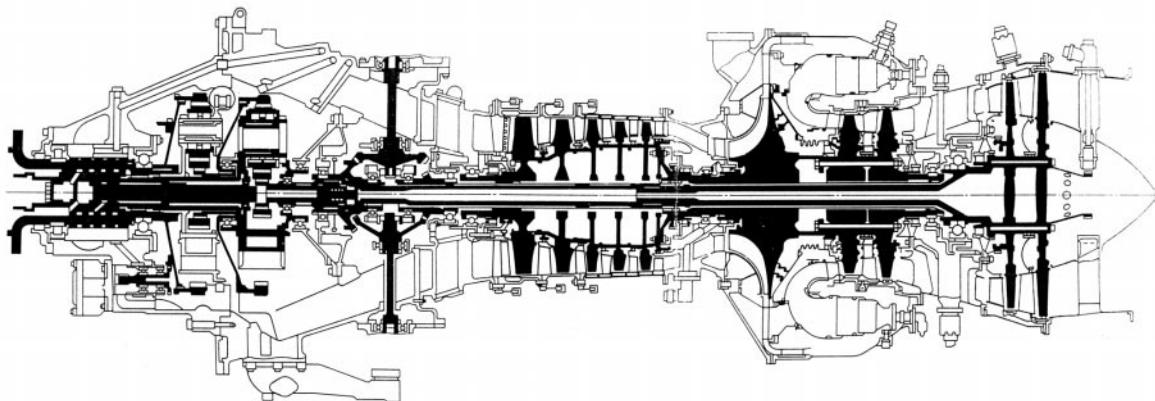


Схема ТВ7-117С [47]



турбина; вал отбора мощности с выводами вперед; соосный редуктор винта, расположенный непосредственно перед компрессором.

ТВД ТВ7-117С работает с шестилопастным реверсивно-флюгерным винтом СВ-34 (масса 218 кг; частота вращения 1200 об./мин.; диаметр 3,6 м). Взлетная мощность двигателя поддерживается до температуры окружающего воздуха 30 град. С и давления 730 мм рт.ст.

Развитая система контроля работы и раннего обнаружения дефектов дает возможность эксплуатировать двигатель по состоянию.

Н_э чрезв. = 2800 л.с.

Н_э взл. = 2500 л.с.

Н_э тах продолж. = 2000 л.с.

Н_э кр. = 1700 л.с. (Н=6000 м, V_п=575 км/ч)

С_э взл. = 0,200 кг/л.с.ч

С_э кр. = 0,180 кг/л.с.ч

Г_в = 8,7 кг/с

π_к взл. = 16

Т_г взл. = 1525 К

Л_{дв.} = 2140 мм

h_{дв.} = 886 мм

b_{дв.} = 940 мм

M_{дв.} = 570 кг

Межремонтный ресурс 1500 часов (с доведением до 6000 часов)

Назначенный ресурс 3000 часов (с доведением до 20000 часов)

Турбовальный ТВ7-117 опытные модификации: **ТВ7-117В** и **ТВ7-117ВК**.

Турбовальный двигатель ТВ7-117 предназначен для установки на вертолеты новых поколений, а также для замены двигателей на существующих вертолетах для повышения их летно-технических характеристик. Он создан на базе серийного сертифицированного самолетного турбовинтового двигателя ТВ7-117С.

Этот двигатель является двигателем нового поколения: π_к = 16 и Т_г = 1500 К. Высокий уровень параметров рабочего процесса и высокие КПД основных узлов (η_к = 81%, η_т = 88%, η_{св.т} = 92%, полнота сгорания в камере 99%) обеспечили высокий уровень топливной экономичности. Двигатель имеет большие запасы газодинамической устойчивости. Конструкция двигателя выполнена модульной. Замена модулей может быть выполнена в эксплуатационных условиях.

Двигатель имеет большой ресурс, обладает простотой обслуживания и хорошей ремонтопригодностью. Будет применяться на вертолетах Ка-50, Ка-52 (ТВ7-117ВК) и Ми-38 (ТВ7-117В).

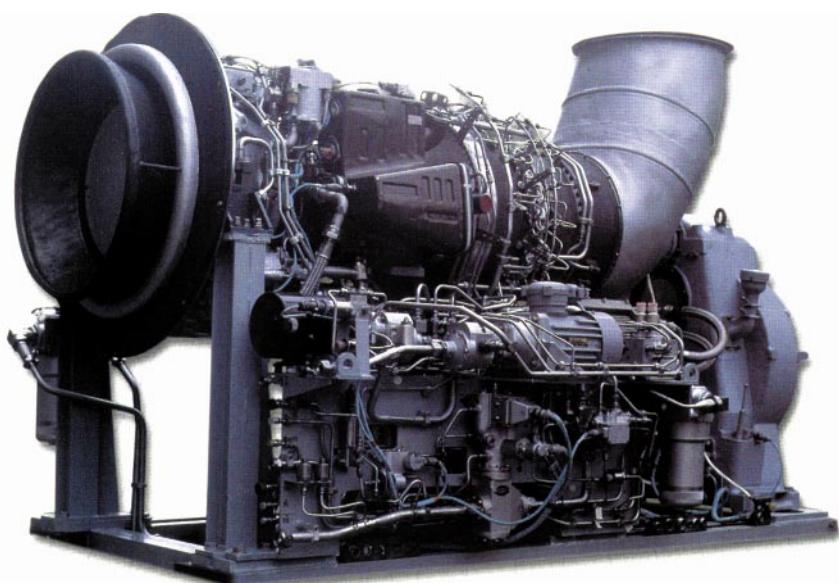
Конструктивные особенности: одновальный осесимтробежный компрессор, состоящий из пяти осевых и одной центробежной ступени; входной направляющий аппарат и направляющие аппарата первых двух степеней - регулируемые; кольцевая противоточная камера сгорания; двухступенчатая осевая турбина компрессора с охлаждаемыми сопловыми и рабочими лопатками; двухступенчатая осевая свободная турбина с выводом вала от-



ТВ7-117С на Ил-114Т [1]



ТВ7-117К [1]



ГТП-1.5 [1]

бора мощности назад (на ТВ7-117ВК); на модификации ТВ7-117В вал отбора мощности выведен вперед; выхлопной патрубок с поворотом потока на 60 градусов (на ТВ7-117ВК); на модификации ТВ7-117В выхлопной патрубок выполнен в виде осевого сопла; электронно-гидромеханическая система управления и контроля с развитыми функциями.

Ne чрезв. = 2800...3500 л.с.

Ne взл. = 2500 л.с.

Ne кр. = 1650 л.с.

Се взл. = 0,208 кг/л.с.ч

Gв = 7,95 кг/с

πк взл. = 16

Tг взл. = 1500 К

Lдв. = 1780 мм

hдв. = 727 мм

bдв. = 635 мм

Mдв. = 380 кг

Межремонтный ресурс 1500 часов

Назначенный ресурс 6000 часов

(с доведением до 12000 часов)

Газотурбинный морской двигатель

ТВ7-117К создан на базе ТВД ТВ7-117С. Двигатель специально приспособлен и идеально подходит для высокоскоростных судов -катамаранов (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 энерговооруженности 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_э max = 2100 л.с.

N_э nom. = 1680 л.с.

C_э = 0,250 кг/л.с.ч

p_{max} = 2600 об./мин.

π_к = 12

L_{дв.} = 2257 мм

b_{дв.} = 960 мм

h_{дв.} = 1350 мм

M_{дв.} = 900 кг

Межремонтный ресурс 1000 часов

Назначенный ресурс 5000 часов

Газотурбинный промышленный при-

вод **ГТП-1.5** создан на базе ТВ7-117С.

Он отличается высоким КПД, который

обеспечивается высокими параметра-

ми термодинамического цикла. Эф-

фективная камера сгорания обеспечи-

вает минимальные выбросы окислов

азота и углерода. Высокопрочные ти-

таниевые и никелевые сплавы, которые

применяются для изготовления про-

точной части двигателя, исключают эрозийные и коррозийные поврежде-ния и обеспечивают сохранение эксплуатационных характеристик в тече-ние длительного периода.

ГТП-1.5 предназначен для использо-вания в качестве привода в мобиль-ных электростанциях, которые выпол-няются из двух контейнеров стандар-та ISO и поставляются Заказчику в полной заводской готовности. ГТП-1.5 может быть использован для при-вода высоконапорных гидравличес-ких насосов, компрессоров и других приводных устройств.

Мощность на клеммах генератора при базовой нагрузке 1200 кВт

Мощность на клеммах генератора при пиковой нагрузке 1500 кВт

Напряжение на клеммах генератора 6,3 / 10,5 кВ

Частота тока 50 Гц (по требованию За-казчика может быть 60 Гц)

η = 27%

Топливо - попутный нефтяной газ, природный газ, дизельное топливо, газовый конденсат

C_э = 0,283 кг/кВт*ч (газ)

Уровень шума в 1 метре от контейнера 75 дБ

Ресурс до капитального ремонта 20000 часов

РД-33

авиационный турбореактивный двигатель



РД-33 [47]

С начала 70-х годов под руководст-вом С.П.Изотова велась разработка двухвального ТРДДФ **РД-33** ("Изде-лие 88") для двухдвигательной сило-вой установки истребителя МиГ-29 с общей выносной коробкой самолет-ных агрегатов, с индивидуальным для каждого двигателя сверхзвуково-ым регулируемым воздухозаборни-ком. Форсажная камера с карбюри-рованной подачей топлива и всере-жимное реактивное сопло с большим



МиГ-29 [20]



ПО имени П.И.Баранова" (выпущено около 5000 двигателей).

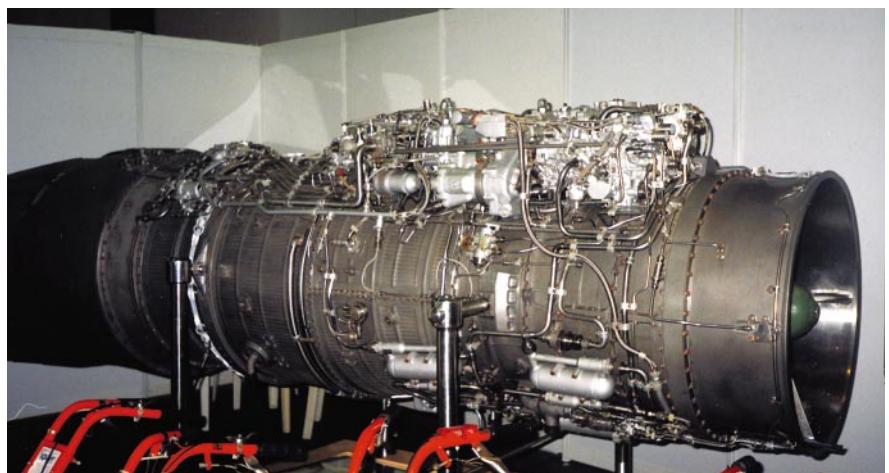
Модульная конструкция двухконтурного двухвального турбореактивного двигателя со смешением потоков в общей форсажной камере и регулируемым реактивным соплом позволяет обеспечить восстановление двигателей в условиях эксплуатации путем крупноблочной переборки (замена поврежденных лопаток вентилятора, компрессора, 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 сечение. 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 секунды.

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 рабо-



РД-33 [1]

ты 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 (температура нарастания тяги по числу M полета, удельная масса и т.д.) РД-33 стоит в ряду лучших в своем классе. Двигатель эксплуатируется в широком диапазоне высот и скоростей полета. Двигатель устойчиво работает в экстремальных условиях по уровню неравномерности и пульсаций воздуха на входе, надежно и устойчиво работает на земле при температуре $+/-60$ град. С, в воздухе при

температуре на входе в двигатель не более 200 град. С, при максимальной приборной скорости до высоты 11000 м - 1500 км/ч, при максимальном $M = 2,35$ 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 20 км. Динамический потолок выше статического на 1500 м.

Рф. = 8300 кгс

Р_{max} б/ф. = 5040 кгс

Р_{кр.} = 1120 кгс (Н=11000 м, V_п=850 км/ч)

Суд.ф. = 2,1 кг/кгс.ч

Суд. max б/ф. = 0,77 кг/кгс.ч



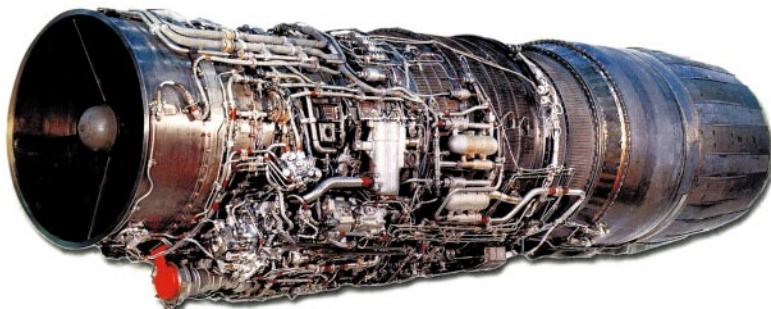
МиГ-29К [1]



МиГ-29М (МиГ-33) [45]



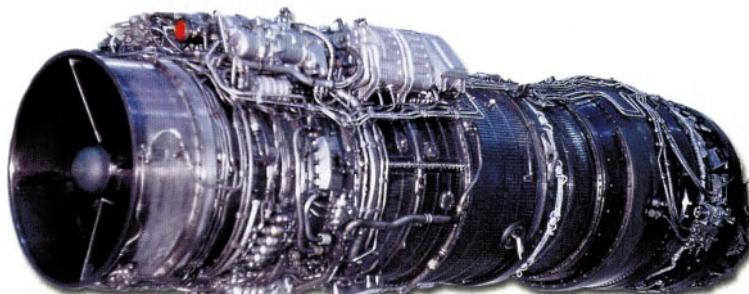
МиГ-29 [51]



РД-93 [47]



РД-33Н [47]



РД-133 [47]

Суд.кр. = 0,96 кг/кгс.ч

G_в = 76,5 кг/с

π_к = 21

π_в = 3,2

m = 0,46

Т_г max = 1680 К

Т_г взл. = 1536 К

D_{max} = 1040 мм

L_{дв.} = 4300 мм

h_{дв.} = 1100 мм

в_{дв.} = 2000 м

M_{дв.} = 1050 кг

РД-33К - модификация базового РД-33

с повышенным расходом воздуха, доработанными каскадом низкого давления, агрегатами топливной аппаратуры и электронной системой управления для самолета 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. Р_{полн.ф.} = 8800 кгс

ТРД **РД-33Н (СМР-95)** является модификацией двигателя РД-33 для истребителя МиГ-29. РД-33Н отличается от базового двигателя нижним расположением коробки двигательных агрегатов и удлинительной приставкой между турбиной и форсажной камерой, определяемой габаритами фюзеляжа самолета (длина двигателя стала 5440 мм). Благодаря высокому уровню газодинамической



Сопло КЛИВТ [1]

устойчивости к внешним возмущениям, в том числе и при применении бортового оружия, двигатель не на-кладывает никаких ограничений на пилотирование самолета, обладает высоким темпом нарастания тяги по скорости полета, что важно для фронтового истребителя. РД-33Н предназначен для модернизации однодвигательных истребителей второго и третьего поколений типа МиГ-21, Mirage III, Mirage F-I и др. В середине 90-х гг. РД-33Н успешно прошел стендовые и летные испытания на опытных истребителях BBC ЮАР Super Mirage F-I и Super Cheetah D-2 (глубокая модернизация Mirage III). При установке двигателя РД-33Н на эти самолеты вместо двигателей Atar 9K-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.

Поставочная масса РД-33Н 1295 кг. Модификация **РД-93** - это РД-33 с нижним расположением коробки двигательных агрегатов при сохранении всех летно-технических характеристик.

Главное преимущество модификации **РД-133** - повышенная тяга (9000 кгс формажная и 5600 кгс бесфорсажная) и наличие сопла **КЛИВТ (Кли-мовский вектор тяги)** с управляемым вектором тяги, 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 (360 градусов, угол отклонения вектора тяги во всех направлениях 15 градусов) отклонение вектора тяги при высокого угловой скорости и наименьшем увеличении массы.

ТРДДФ РД-133 оснащен реактивным соплом с управляемым вектором тяги. Угол отклонения сопла во всех направлениях составляет 15 градусов. Модификация **РД-33И** устанавливается на опытном самолете-штурмовике Ил-102. РД-33И - это бесфорсажный вариант РД-33 с Р_{ном.} = 5200 кгс (Р_{max} = 5320 кгс).

Ресурс двигателя РД-33, установленного на самолеты МиГ-29СМ доведен до 4000 часов с проверочно-профилактическими работами через каждые 1000 часов.

В настоящее время ведутся работы по модернизации РД-33. С этими двигателями истребитель МиГ-29 не будет уступать по тяговооруженности самолетам пятого поколения и будет эксплуатироваться до 2010-2015 гг.



РД-35

авиационный турбореактивный двигатель



Як/АЕМ-130 [1]

Двухконтурный турбореактивный двигатель **РД-35** применяется в составе двухдвигательной силовой установки учебно-тренировочного самолета Як-130. Р-35 является модификацией двигателя ДВ-2С (ТРДД РС-АЕД ДВ-2).

Двигатели, произведенные НПП “Завод им. Климова”, должны иметь российскую электронную цифровую систему управления и увеличенный до 6000 часов ресурс.

На первом экземпляре Як-130 установлен двигатель Словацкого производства ДВ-2С.

На РД-35 сохранена конструктивная схема двигателя ДВ-2: одноступенчатый компрессор низкого давления с двумя подпорными ступенями, семиступенчатый осевой компрессор высокого давления, прямоточная кольцевая камера сгорания, одноступенчатая турбина высокого давления, двухступенчатая турбина низкого давления.

На РД-35 внедрены новая электронная система автоматического регулирования с системой контроля технического состояния, мероприятия по увеличению ресурса и надежности.

Рвзл. = 2200 л.с.

Суд.взл. = 0,61 кг/кгс.ч

$m = 1,41$

$\pi_k = 14,7$

$T_g = 1420 K$

$L_{dv} = 1721 mm$

$h_{dv} = 1050 mm$

$b_{dv} = 994 mm$

$M_{dv} = 425 kg$

Ресурс 6000 часов

ГТДЭ-117

газотурбинный двигатель-энергоузел

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 более низкий удельный вес, высокие технические характеристики по надежности и ресурсу. Применяется на двигателях РД-33 и АЛ-31 для истребителей МиГ-29 и Су-27 соответственно.

Производится в АО “Красный Октябрь”.
Н.стартовый режим = 98 л.с.

Прежим энергоузла = 70 л.с.

П.выходного вала в стартерном режиме = 4540 об./мин.

П.выходного вала в режиме энергоузла = 2500 об/мин.

Ресурс, кол-во запусков 8000

Габариты 708 x 310 x 339 мм

М.д.в. = 40 кг



ГТДЭ-117 [1]

ТВа-3000

авиационный турбовальный двигатель



Ми-38 [45]

ТВа-3000, новейший газотурбинный двигатель пятого поколения предназначен как для вновь разрабатываемых вертолетов среднего класса (Ми-38 и др.), так и для модернизации существующих вертолетов (Ми-17, Ка-32 и др.). Двигатель представляет собой модульную конструкцию, обладает низким уровнем шума, токсичности и дымления, низкой стоимостью жизненного цикла. Потенциальные возможности ТВа-3000 позволят удовлетворить потребность рынка на ближайшие 50 лет. В настоящее время находится в доводке. Конструктивные особенности: двухступенчатый одновальный центробежный

компрессор, противоточная кольцевая камера сгорания, двухступенчатая турбина компрессора, двухступенчатая силовая турбина (с возможностью вывода вала назад и вперед), электронно-гидромеханическая система автоматического регулирования с полной ответственностью.

Н.взл. = 2500...2900 л.с.

Се.взл. = 0,205 кг/л.с.ч

$L_{dv} = 1345 mm$

$h_{dv} = 975 mm$

$b_{dv} = 690 mm$

$M_{dv} = 380 mm$

Назначенный ресурс 18000 часов

Межремонтный 6000 часов

ГТД-1250

танковый газотурбинный двигатель

ГТД-1250 предназначен для установки на наземные транспортные средства (танки, большегрузные шасси, самосвалы большой грузоподъемности и др.) Он является лучшим транспортным газотурбинным двигателем в мире в своем классе мощности. Величины удельной габаритной мощности, удельного расхода топлива и веса созданной конструкции для выбранной схемы двигателя превосходят известные мировые образцы.

В конструкцию двигателя внедрены уникальные технические решения: автоматические системы удаления пылевых отложений с покрывных дисков рабочих колес центробежных компрессоров и с соплового аппарата турбины высокого давления, регулируемый сопловый аппарат силовой турбины, встроенный в конструкцию двигателя понижающий силовой редуктор.

Двигатель ГТД-1250, кроме транспортных средств, может быть применен в качестве газотурбинного привода для электрогенераторов, насосов, компрессоров, вентиляторов, а также для сушки струей выхлопных газов строящихся сооружений и крупных помещений, сдувания снега и льда с автомобильных и железных дорог и т.п.

Конструктивные особенности: газогенератор с турбокомпрессором низкого и высокого давления; рабочие колеса компрессоров - центробежные, закрытого типа, литые зацело с покрывны-

ми дисками; камера сгорания - кольцевая, многофорсуночная, с поворотом газового потока на 180 град.; 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 корпушесов двигателя и выхлопного патрубка; организованы места установки и крепления на двигателе масляного бака, электрогенератора, воздухоочистителя со встроенным воздушно-масляными радиаторами и вентиляторами системы охлаждения.

С 1975 г. освоено в серийном производстве и передано в широкую эксплуатацию три модификации ГТД-1250, установленные на российских танках Т-80: **ГТД-1000Т** на танке Т-80, **ГТД-1000ТФ** на танке Т-80Б, **ГТД-1250** на танке Т-80У.

Специально спроектированные и изготовленные образцы двигателей ГТД-1250А прошли опытную эксплуатацию в составе большегрузных шасси грузоподъемностью от 50 до 200 т, имеющих электрическую трансмиссию.

Танк Т-80 с двигателем ГТД-1250 был удостоен Ленинской и двух Государственных премий СССР.



T-80УК [52]

$N = 1000$ л.с. (ГТД-1000Т)
 1100 л.с. (ГТД-1000ТФ)
 1250 л.с. (ГТД-1250)
 Суд. = 0,240 кг/л.с.ч (ГТД-1000Т)
 $0,235$ кг/л.с.ч. (ГТД-1000ТФ)
 $0,225$ кг/л.с.ч. (ГТД-1250)

Расход масла - не более 0,2 л/ч

$\pi_k = 9,5$ (ГТД-1000Т)
 $10,2$ (ГТД-1000ТФ)
 $10,5$ (ГТД-1250)

Назначенный ресурс 1000 часов (ГТД-1250)

Межремонтный ресурс
 300 (ГТД-1000Т)
 500 (ГТД-1000ТФ)
 500 (ГТД-1250)

$L_{дв.} = 1494$ мм

$h_{дв.} = 888$ мм

$b_{дв.} = 1042$ мм

$M_{дв.} = 1050$ кг

Жидкостные ракетные двигатели

Однокамерный ЖРД **8Д423** разрабатывался под руководством С.П.Изотова для установки на второй ступени ракеты УР-100.

Компоненты топлива - оксид азота и НДМГ

$R_p = 13400$ кгс (131 кН)

$I_{сп} = 325$ с

ЖРД **11Д423** разрабатывался в 1963-67 гг. под руководством С.П.Изотова для установки на космический аппарат для высадки на Луну ЛК-700, который был создан в ОКБ-52 Челомея.

Компоненты топлива - оксид азота и НДМГ

$R_p = 13,6$ тс (134 кН)

$I_{сп} = 326$ с

11Д423 производился на предприятии "Красный Октябрь".

Рулевой ЖРД **15Д12** с ТНА разработан для II ступени МБР РТ-20П.

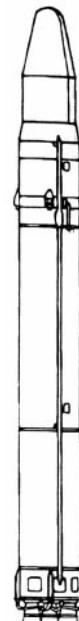
$R_p = 14000...15000$ кгс (137...147 кН)

Рулевой ЖРД **15Д13** с ТНА предназначен для II ступеней МБР УР-100, УР-100УТТХ, УР-100К, УР-100У

$R_p = 14000$ кгс (0,137 кН)

Рулевой четырехкамерный ЖРД **15Д14** открытой схемы с ТНА был предназначен для II ступеней МБР УР-100, УР-100УТТХ, УР-100К, УР-100У

$R_p = 15000$ кгс (147 кН)



УР-100У [53]



УР-100Н [53]

ОАО „А.Люлька-Сатурн“



РТД-1

РД-1

ТР-1

ТР-2/3

АЛ-5

АЛ-7

5И43

АЛ-21Ф

АЛ-31

АЛ-34-1

АЛ-55

МТВД-79

АЛ-31СТ

Д-54 (11Д54)

Д-57 (11Д57)

Д-57А-1 (11Д57А)

Д-57М (11Д57М)

РТВД-14

АЛ-41Ф



РТД-1

авиационный турбореактивный двигатель

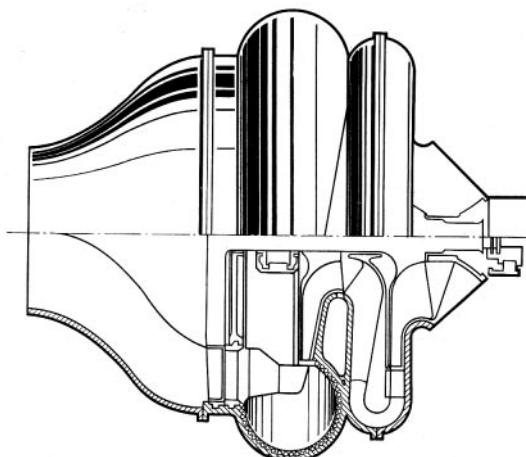
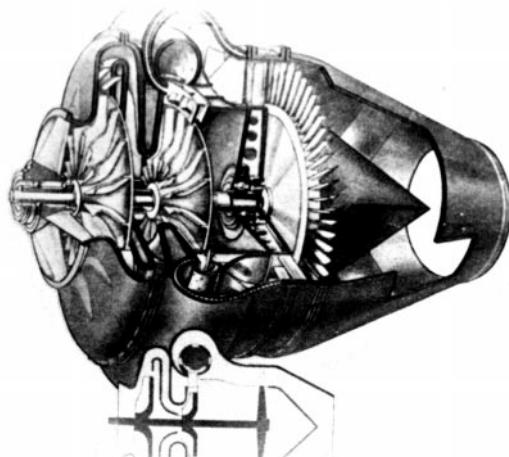


Схема РТД-1 [56]



РТД-1 [43]

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.

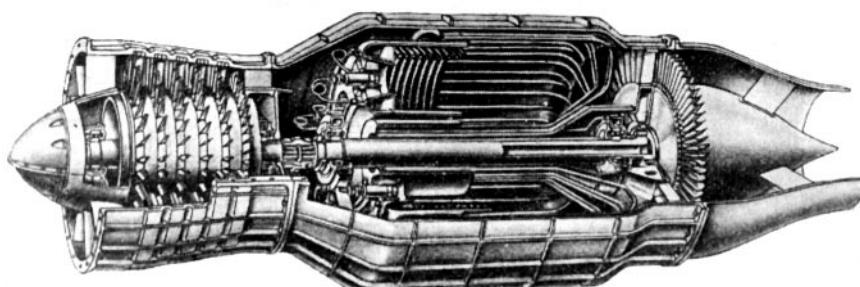
Большое внимание при разработке проекта уделялось возможности скрытого создания двигателя. С этой целью предусматривалось использова-

ние в нем узлов, уже проверенных в практике турбокомпрессоростроения для поршневых двигателей, и узлов, разработанных при создании паротурбинных установок. В связи с этим было 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



Схематический разрез РД-1 [43]

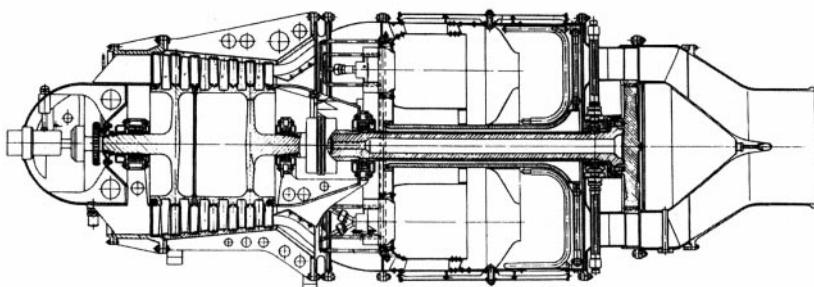


Схема РД-1 [43]

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.

Рвзл. = 530 кгс

$\pi_k = 3,2$

Т_г = 940 К

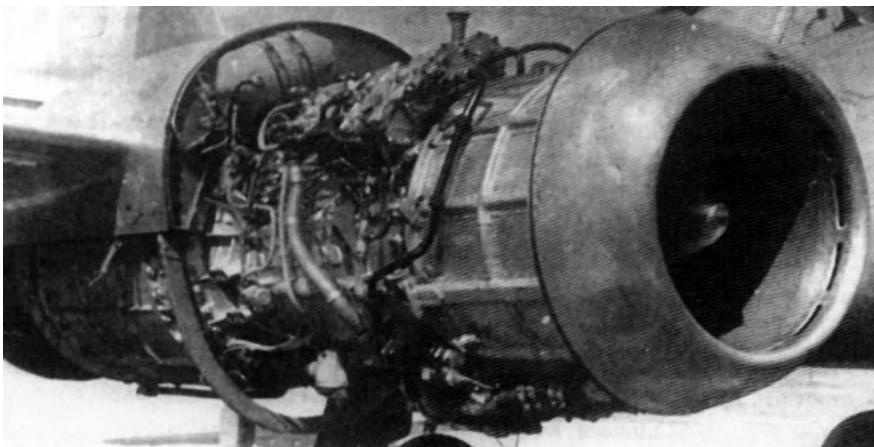
Суд.взл. = 1,43 кг/кгс.ч

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



ТР-1

авиационный турбореактивный двигатель



TP-1 [43]

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 котлтурбинном 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 изготавливается 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 изготавливается малой серией и предполагался для истребителей Ла-154, Су-11 (первый), И-211 С.М.Алексеева и И-305 (КБ А.И.Микояна), бомбардировщика Ил-22.

На Ил-22 двигатели были отрегулированы на тягу 940 кгс для увеличения ресурса. Первоначальное же требование по тяге для ТР-1 составляло 1600 кгс, но ОКБ Люльки еще не могло их

дать. Ил-22 в серию не пошел (использовался для накопления опыта при создании Ил-28).

На самолеты И-305, Су-10, Ла-154 (1947 г.) и Су-11 (1948 г.) также предполагалось установить ТР-1, однако самолеты не летали, поскольку двигатель тогда еще не был доведен, постоянно ломался на стендовых испытаниях и не выпускался серийно.

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

Рвзл. = 1300...1400 кгс (ТР-1)

1500 кгс (ТР-1А)

Суд.взл. = 1,27...1,35 кг/кгс.ч
(расчеты показывали 1,2 кг/кгс.ч)

Суд.кр. = 1,29 кг/кгс.ч

Гв.взл. = 31,5 кг/с

πк.взл. = 3,16

Тг.взл. = 1050 К

Мдв. = 856 кг

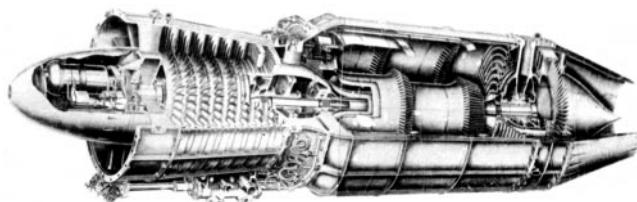
Ддв. = 856 мм

Лдв. = 3860 мм

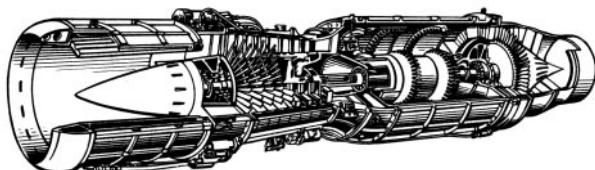
Ресурс ТР-1 даже с пониженной тягой составлял всего около 20 часов.



Су-11 [6]



Схематический разрез С-18 [43]



Схематический разрез ТР-1 [43]

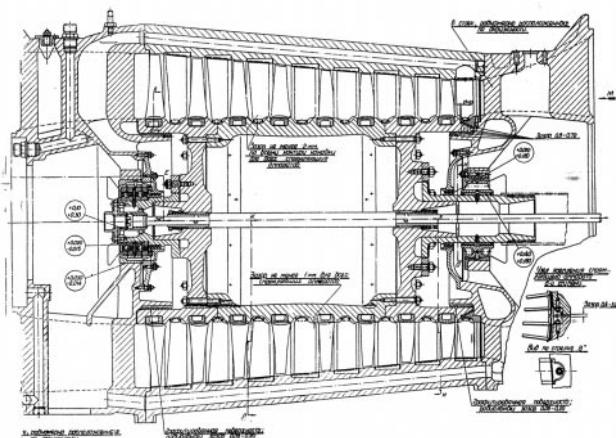
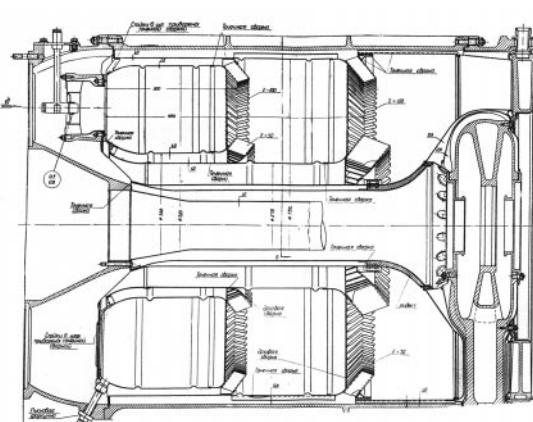


Схема ТР-1 [43]





ТР-2/3

авиационные турбореактивные двигатели

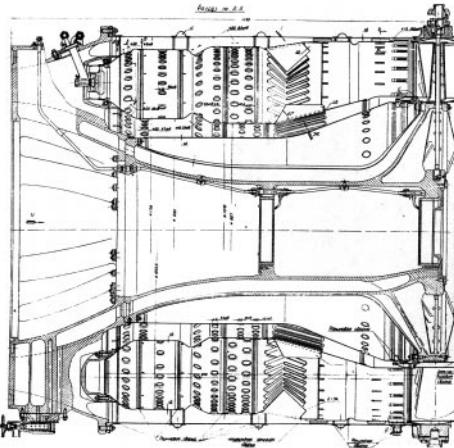
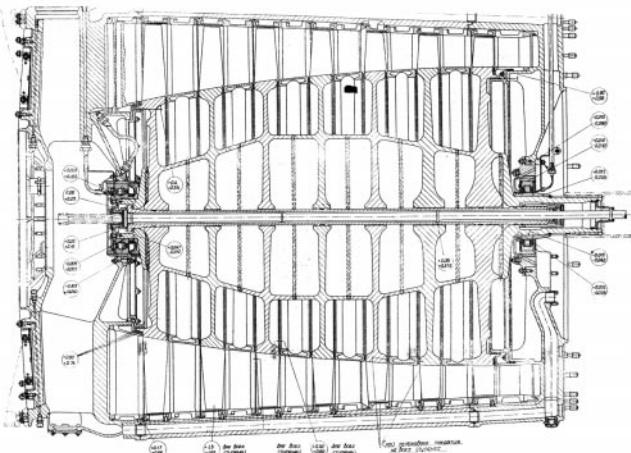


Схема ТР-3 [43]

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

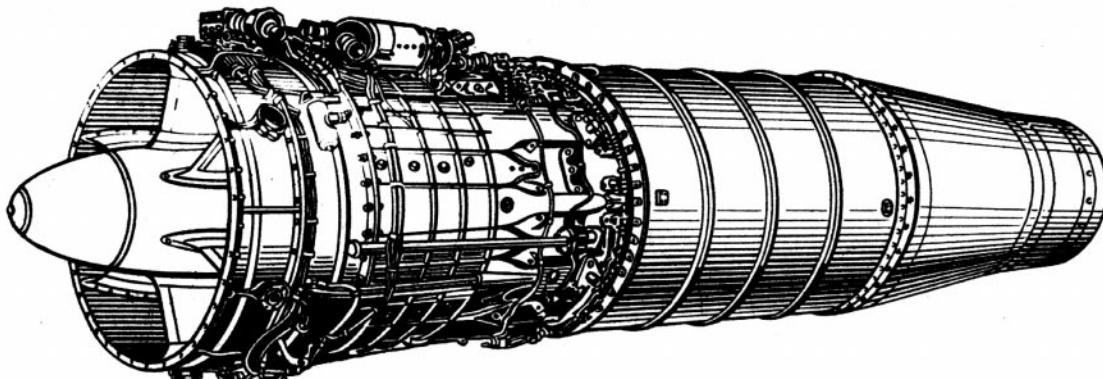
В 1948-50 гг. создается ТРД ТР-3 (АЛ-3) тягой 4500 кгс. В 1950 г. он прошел Государственные испытания и предполагался к установке на опытных самоле-

тах Ил-30 и Су-17, которые так и не поднялись в воздух из-за нереальности проекта ТР-3.

Ресурс двигателя составлял 50 часов.

АЛ-5

авиационный турбореактивный двигатель



АЛ-5 [7]



Ла-190 [57]

Двигатель АЛ-5 (иногда его называют ТР-3А) создан в 1947-1953 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.

Серийно АЛ-5 не выпускались ввиду их недостаточной надежности.

Рвзл. = 5000 кгс

Суд.кр. = 0,95 кг/кгс.ч

Гв взл. = 95 кг/с

πк взл. = 4,5

Тг взл. = 1100 К

Мдв. = 1770 кг

Ддв. = 1200 мм

Лдв. = 4310 мм



АЛ-7

авиационный турбореактивный двигатель



Ил-54 [44]

В марте 1953 г. было завершено изготавление двигателя второго поколения **АЛ-7** тягой 6830 кгс, состоящего из девятиступенчатого одновального компрессора, кольцевой камеры сгорания с 18 вихревыми горелками, двухступенчатой турбиной, 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.

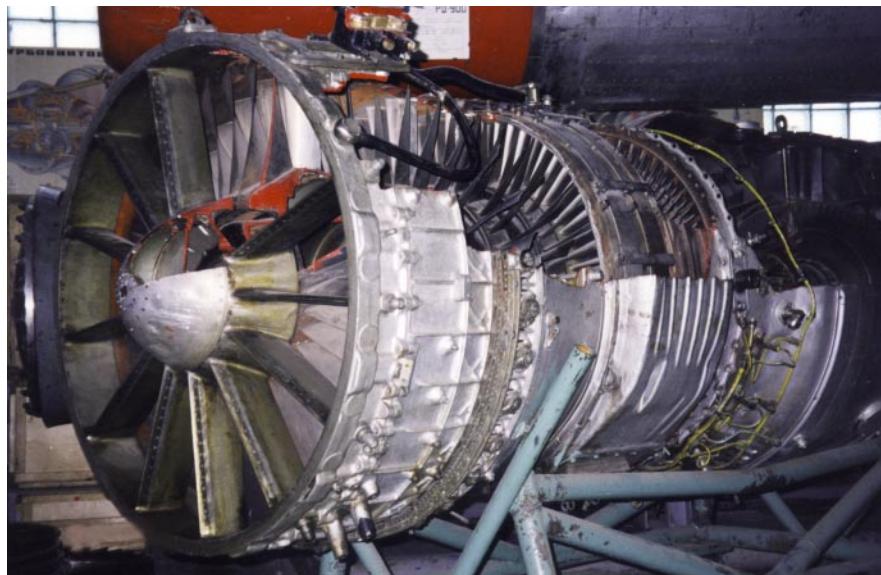
Одной из главных проблем при проектировании и изготовлении АЛ-7 было создание высоконапорного компрессора. В результате был создан одновальный девятиступенчатый компрессор со сверхзвуковой ступенью, имевший степень повышения давления 10. Подобных компрессоров в то время в мировой практике еще не было.

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.

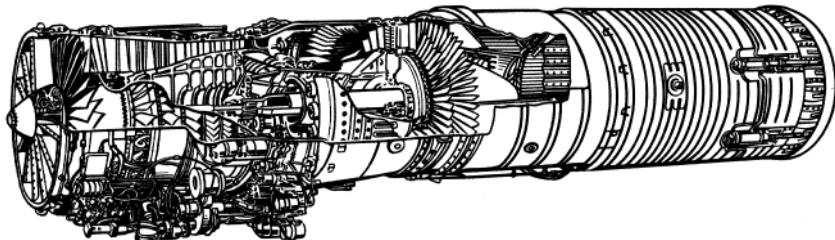
Был разработан ряд новых конструктивных решений турбины: спицевая конструкция статора, соединение вала с диском с помощью радиальных штифтов, термическая развязка в статоре, конструкция уплотнений, работающих при высоких температурах, осевая разгрузка и др.

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

Дальнейшие работы по АЛ-7 велись в направлении совершенствования его



АЛ-7 [12]



АЛ-7Ф-1 [7]



Су-17 [2]



Су-7Б [1]



Су-9 [2]

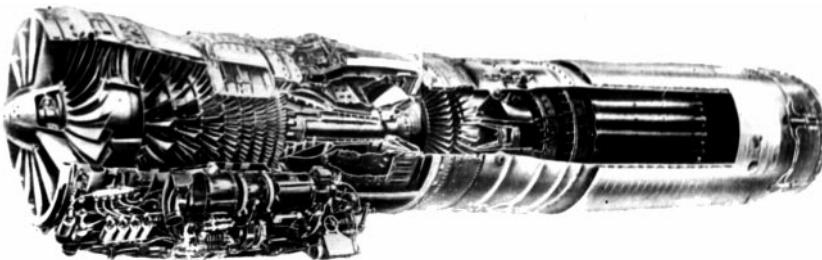
узлов и повышения энергонапряженности путем сжигания дополнительного топлива за турбиной, в форсажной камере. Двигатель получил обозначение АЛ-7Ф-1 и в 1959 г. был запущен в серийное производство.

АЛ-7Ф-1 (1953-1957 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, И-7 и И-75 КБ Микояна. Выпущено более 2000 двигателей АЛ-7Ф-1.

Рвзл. = 9200 кгс (АЛ-7Ф1)

9600 кгс (АЛ-7Ф1-100/100У)



АЛ-7Ф-2 [7]



Су-11 [2]



Ла-250 [2]



Ту-128 [2]



Ту-110 [11]

Суд.взл. = 2,0 кг/кгс.ч
 Суд.кр. = 0,91 кг/кгс.ч
 Ркр. = 6240 кгс (АЛ-7Ф1)
 6800 кгс (АЛ-7Ф1-100/100У)
 Гв взл. = 114 кг/с
 π_k взл. = 9,1
 Тг взл.макс = 1200 К
 Тг взл. = 1133 К
 Мдв. = 2010 кг
 Ддв. = 1250 м
 Лдв. = 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** (1956-1962 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 коловоротных насосов применены центробежно-шестеренные. Усовершенствована система регулирования: введены ограничители максимальной температуры газа перед турбиной и максимальной приведенной частоты вращения ротора.

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.взл. = 2,0 кг/кгс.ч

Суд.кр. = 0,89 кг/кгс.ч

Гв взл. = 115 кг/с

π_k взл. = 9,3

Тг взл. = 1200 К

Мдв. = 2100 кг

Ддв. = 1300 мм

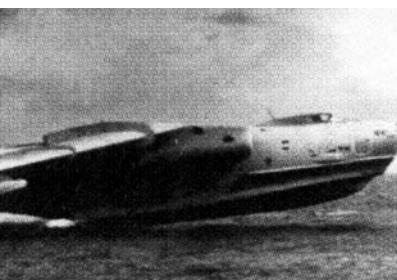
Лдв. = 6650 мм

В 1962 г. форсажную тягу АЛ-7Ф-2 увеличивают до 110 кН. 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)

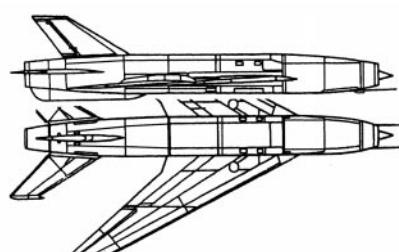
Рвзл. = 7260 кгс

Суд.взл. = 0,97 кг/кгс.ч



Бе-10 [20]

Суд.кр. = 0,872 кг/кгс.ч
 Гв взл. = 114 кг/с
 π_k взл. = 9,1
 Тг взл. = 1133 К
 Тг max = 1200 К
 Мдв. = 1746 кг
 Ддв. = 620 мм
 Лдв. = 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).



Х-20 [20]

5И43

бортовой источник питания

Силовая установка 5И43 мощностью 63 л.с. разработана в 1958 г. для обеспечения энергией зенитных управляемых ракет.

АЛ-21Ф

авиационный турбореактивный двигатель

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”.

Рвзл. = 8900 кгс
Суд.ф. = 1,901 кг/кгс.ч
Суд.кр. = 0,725 кг/кгс.ч
Gв = 88,5 кг/с

π_k = 12,7

T_r = 1263 K

M_{дв.} = 1580 кг

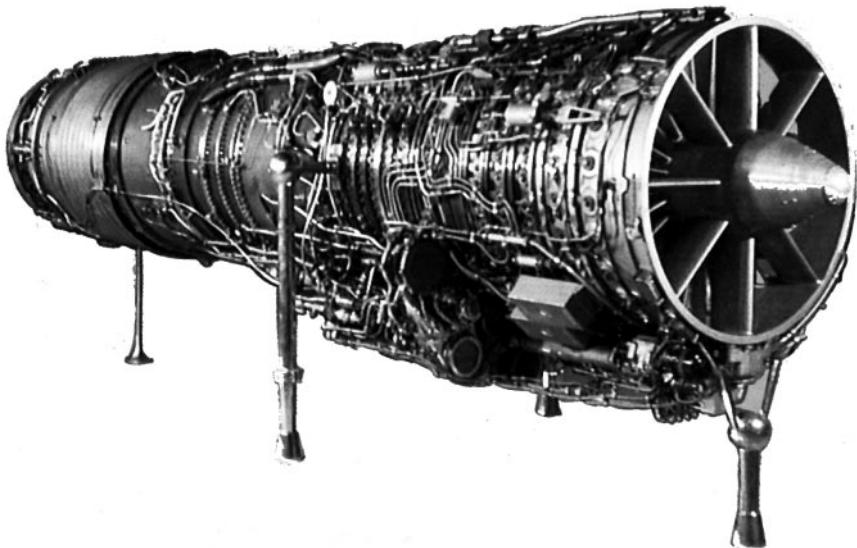
D_{дв.} = 1030 мм

L_{дв.} = 5340 мм

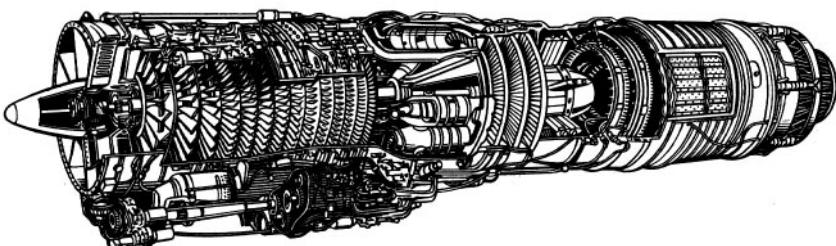
В 1969 г. АЛ-21Ф форсирован по тяге на 25-30%. Форсирование достигнуто увеличением расхода воздуха, повышением давления и температуры газа перед турбиной. Для этого во все узлы были введены значительные изменения.

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.

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 АЛ. Надроторная часть статора компрессора покрыта "мягкой" специальной



АЛ-21Ф-3 [43]



АЛ-21Ф-3А [7]

смесью, которая защищает торцы рабочих лопаток от износа, поддерживают минимальные радиальные зазоры. Камера горения 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.



Су-17М4 [2]

“АЛЮЛЬКА-САТУРН”



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.

Рф.взл. = 11215 кгс

Рвзл. = 7800 кгс

Суд.ф.взл. = 1,86 кг/кгс.ч

Суд.взл. = 0,88 кг/кгс.ч

Суд.кр. = 0,76 кг/кгс.ч

Гв = 104 кг/с

π_к взл. = 14,6

Т_г = 1385 К

М_{дв.} = 1800 кг

Д_{дв.} = 1030 мм

Л_{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

Р = 11250...225 кгс

н = 8316 об./мин.

π_к = 14,55

Суд. = 1,86 + 0,03 кг/кгс.ч

Гв = 104 + 0,5...2,0 кг/с

РЕЖИМ МИНИМАЛЬНОГО ФОРСАЖА

Р = 9700 кгс

н = 8316 об./мин.

π_к = 14,55

Суд. = 1,36 + 0,03 кг/кгс.ч

Гв = 104 + 0,5...2,0 кг/с

РЕЖИМ МАКСИМАЛЬНОГО УДЕЛЬНОГО РАСХОД ТОПЛИВА

Р = 7800 + 234 кгс

н = 8316 об./мин.

π_к = 14,55

Суд. = 0,88 + 0,5 кг/кгс.ч

Гв = 104 + 0,5...2,0 кг/с

РЕЖИМ МИНИМАЛЬНОГО УДЕЛЬНОГО РАСХОД ТОПЛИВА

Р = 3300...4500 кгс

н = 6890...7400 об./мин.

π_к = 9,0...11,35

Суд. = 0,76 + 0,03 кг/кгс.ч

Гв = 75...90 кг/с



Су-24М [22]

РЕЖИМ МАЛОГО ГАЗА

Р = 350 кгс

н = 5630 об./мин.

π_к = 3,3

Суд. = 900 кг/ч

Гв = 30 кг/с

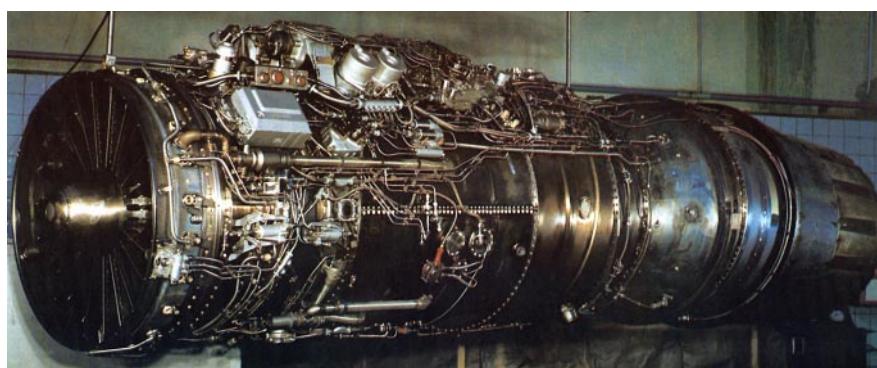
Л_{дв.с} форс.камерой = 5160 мм

Дви.по фланцу входа в компрессор = 885 мм

М_{дв.} = 2005 кг

АЛ-31

авиационный турбореактивный двигатель



АЛ-31Ф [12]



Су-27 [20]

Разработка АЛ-31Ф началась в 1976 г. В 1984-85 гг. двигатель прошел Госиспытания.

Данный ТРДДФ предназначен для установки на истребитель Су-27 и его модификации Су-27УБ, Су-32ФН 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.

Рф.взл. = 12500 кгс

Суд.ф.взл. = 1,96 кг/кгс.ч

Рвзл. = 7850 кгс

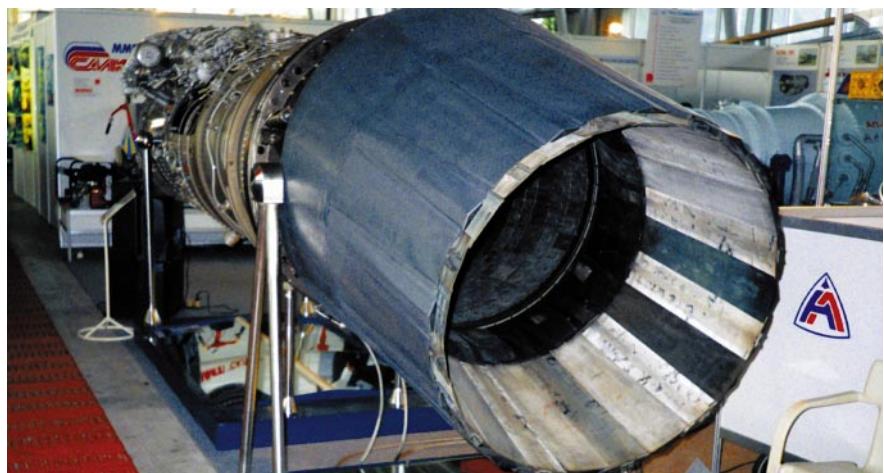
Суд.кр. = 0,666 кг/кгс.ч



Су-32ФН [20]



Су-27УБ [20]



АЛ-31ФП [1]



Су-37 [31]

$G_{\text{в}} = 112 \text{ кг/с}$
 $\pi_{\text{к вл.}} = 23,0$
 $t_{\text{ввл.}} = 0,571$
 $T_{\text{г вл.}} = 1660 \text{ К}$
 $M_{\text{дв.}} = 1530 \text{ кг}$
 $L_{\text{дв.}} = 4945 \text{ мм}$
 $L_{\text{дв.}} = 1240 \text{ мм}$
 $D_{\text{дв.}} = 910 \text{ мм}$
 Назначенный ресурс 900 часов
 Межремонтный ресурс 300 часов
 Модификация АЛ-31ФП (1988 г.) - это высокоеэкономичный, высокотемпературный двухконтурный двигатель модульной конструкции с поворотным реактивным соплом. Устанавливается на самолеты Су-37, Су-30МК и другие модификации самолета Су-27.



АЛ-31ФП на Су-37 [20]

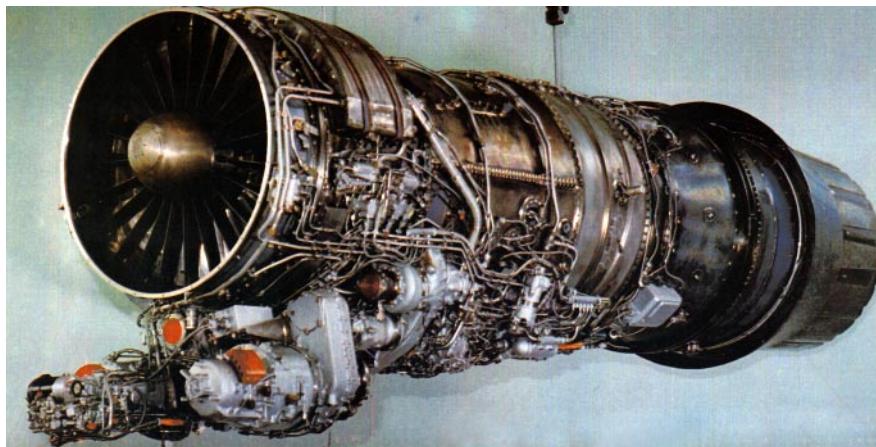
АЛ-31ФП эксплуатируется в широком диапазоне высот и скоростей полета, устойчиво работает в режимах глубокого помпажа воздухозаборника при $M_{\text{п}}$ до 2, а также в условиях плоского, прямого и перевернутого штопора, обеспечивает уникальные маневренные характеристики самолета, в том числе при выполнении 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 горизонтального маневра получается за счет разной тяги левого и правого двигателя. Кроме того, на самолете



Поворотное сопло АЛ-100 [1]



AL-31ФН [1]



Sу-35 [1]

“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 град. Цельсия, 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 поворо-

та вектора тяги в вертикальной плоскости ± 15 град., в горизонтальной плоскости ± 8 град.

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 уже в 1997 году. Ближайшей целью разработчика (Главный конструктор Анатолий Андреев) является доводка двигателя, т.е. достижение максимальной тяги на форсажном режиме

14500 кгс (по некоторым данным этот двигатель должен иметь обозначение АЛ-37ФУ) и на бесфорсажном режиме 8500 кгс, минимального удельного расхода топлива 0,677 кг/кгс*ч. АЛ-31ФП изготавливается на ММПП “Салют” и АО “Уфимское моторостроительное ПО” в обычном и тропическом исполнении.

Рполн.ф. = 12500 кгс

Суд.мин = 0,67 кг/кгс.ч

Мдв. = 1570 кг

Лдв. = 4990 мм

Ддв.вх = 910 мм

Ддв.макс = 1280 мм

Муд. = 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 конструкционными решениями обеспечивает простоту эксплуатации двигателя и замену поврежденных элементов в условиях аэродрома, в том числе и лопаток компрессора высокого давления.

Рвзл.ф. = 12500 кгс

Суд.мин = 0,705 кг/кгс.ч

Мдв. = 1538 кг

Лдв. = 5000 м

Ддв.вх = 910 мм

Ддв.макс = 1180 мм

ТРДДФ АЛ-35 предназначен для истребителя-бомбардировщика Су-34 (Рф. = 13565 кгс). Его модификации АЛ-35ФМ (Рф. = 13300 кгс) и АЛ-35МЛ устанавливаются на самолет Су-35. АЛ-31К максимальной тягой 13300 кгс устанавливается на самолете Су-33.



Sу-35 [1]

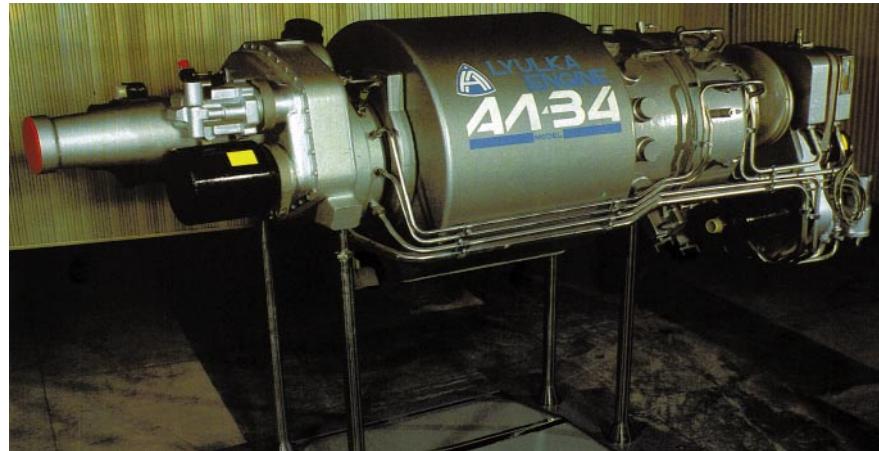


АЛ-34-1

авиационный турбовинтовой двигатель



М-101 "Гжель" [2]



АЛ-34-1 [43]

АЛ-34 представляет собой двигатель с управляемой регенерацией, высокоеconomичный, 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.

Нкр. = 550 л.с. (Н=5180 м, Мп = 0,478)

Нвзл.max = 1000 л.с.

Суд.кр. = 0,159 кг/л.с.ч

Габариты 640 x 676 x 1609 мм

Мдв. = 178 кг

АЛ-55

авиационный турбореактивный двигатель

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)

Рвзл. = 2000 кгс

Суд.взл. = 0,75 кг/кгс.ч

Гв = 29,5 кг/с

Мдв. = 315 кг

Ддв. = 590 мм

Лдв. = 1210 мм



АЛ-55 [1]

АЛ-55 с управлением вектором тяги (бесфорсажный)

Рвзл. = 2000 кгс

Суд.взл. = 0,75 кг/кгс.ч

Гв = 29,5 кг/с

Мдв. = 325 кг

Ддв. = 630 мм

Лдв. = 1340 мм

АЛ-55Ф с управлением вектором тяги (форсажный)

Рвзл. = 3000 кгс

Суд.взл. = 1,65 кг/кгс.ч

Гв = 29,5 кг/с

Мдв. = 445 кг

Ддв. = 620 мм

Лдв. = 2590 мм

МТВД-79

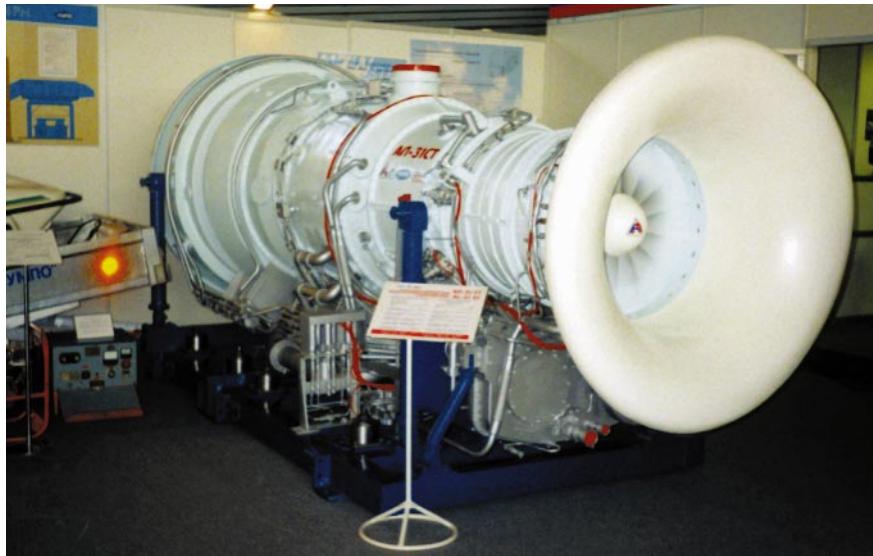
морской газотурбинный двигатель

Турбовинтовой двигатель МТВД-79 мощностью 250 л.с. разработан в 1964 г. для авиационной противолодочной торпеды.



АЛ-31СТ

наземная газотурбинная установка



АЛ-31СТ [1]

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. Оно может также применяться в качестве привода электрогенератора. 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 проходили в 1996 г. Выпускается в АО “Уфимское моторостроительное ПО”. Мощность на приводном валу свободной турбины 16 МВт

Эффективный КПД на приводном валу свободной турбины 37%

Частота вращения ротора свободной турбины 5300 об./мин.

Топливо - очищенный природный газ
Уровень выбросов окислов азота 150 мг/куб. м

Температура газа на выходе из свободной турбины 763 К
Расход топливного газа 0,965 кг/с

Длина 5238 мм

Высота 2118 мм

Ширина 1950 мм

Масса 5110 кг

Межремонтный ресурс 10000...15000 часов

Общетехнический ресурс

30000...45000 часов

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

ГТД **АЛ-31СТЭ** (1997 г.) как привод электрогенератора мощностью 20 МВт является модификацией высокоеффективного 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 NOx - 50 г/куб.м

Длина по оси 4880 мм

Максимальная высота 2118 мм

Максимальная ширина 1950 мм

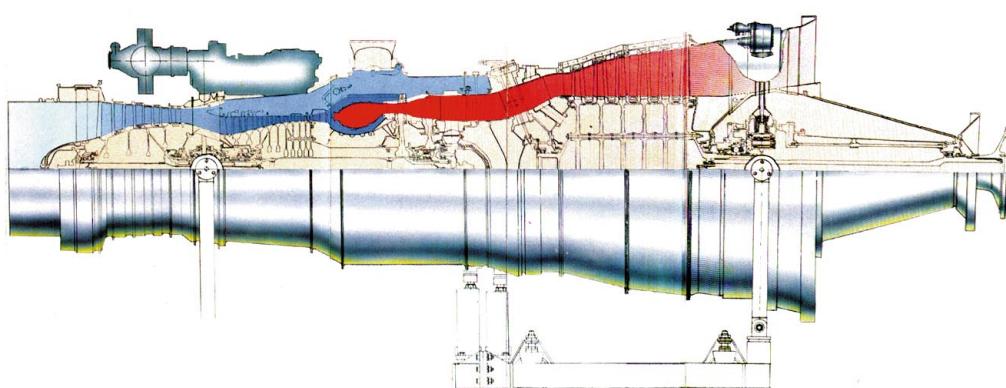
Масса (с рамой) 5260 кг

Межремонтный ресурс 15000...25000 часов

Общетехнический ресурс

45000...75000 часов

Общетехнический ресурс силовой турбины 60000...10000 часов



АЛ-31СТЭ [1]

Д-54 (11Д54)

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный двигатель **11Д54** разрабатывался в 1960-75 гг. для установки на третью ступень ракеты-носителя Н1.

Компоненты топлива: окислитель - жидкий кислород, горючее - жидкий водород.

$R_p = 40$ тс (392 кН)
 $J_p = 440$ с
 $t = 360$ с

Д-57 (11Д57)

жидкостный ракетный двигатель

Многоразовый ЖРД **Д-57** работает по замкнутой схеме с дожиганием генераторного газа.

Компоненты топлива: окислитель - жидкий кислород, горючее - жидкий водород.

Бустерные насосы позволяют работать при низких давлениях компонентов в баках ракеты. Карданская подвеска двигателя обеспечивает его качание в двух взаимно перпендикулярных плоскостях.

Двигатель предназначен для универсального использования на космических летательных аппаратах.

$R_p = 40$ тс

$J_p = 456,5$ с

$K_m = 5,8$ (+/- 10%)

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

$P_{kc} = 10$ МПа (+10%...-20%)

Ресурс двигателя 800 с

$M_{dv} = 840$ кг

$L_{dv} = 3660$ мм

$D_c = 1860$ мм

Степень расширения сопла геометр.

142,3

Количество испытанных двигателей

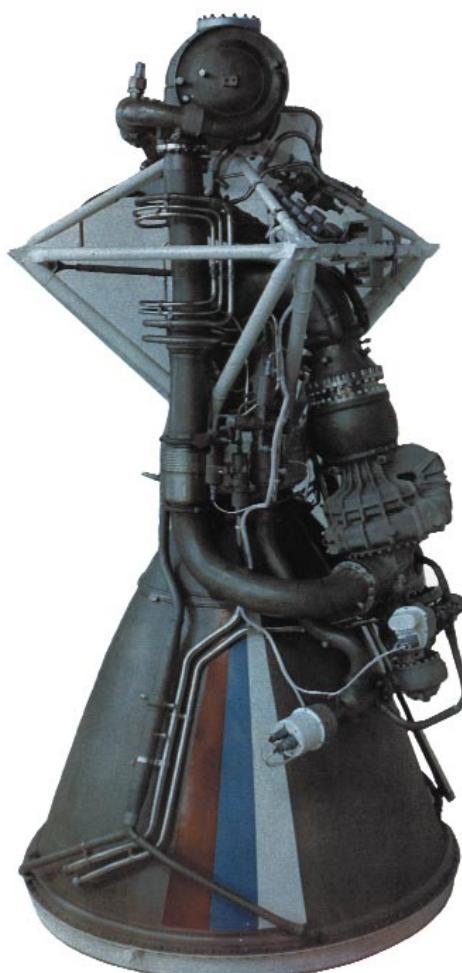
105

Общее количество испытаний 470

Суммарная наработка 53500 с

Максимальная наработка одного двигателя 5293 с

Максимальное число запусков одного двигателя 11



Д-57 [43]

Д-57А-1 (11Д57А)

жидкостный ракетный двигатель

Модификация Д-57 (1995-98 гг.) для компании Aerojet. В отличие от Д-57 имеет оптимизированные контур сопла, в камере сгорания использованы новые материалы для уменьшения веса конструкции.

Компоненты топлива: окислитель - жидкий кислород, горючее - жидкий водород.

$R_p = 40,279$ тс (395 кН)

$J_p = 460$ с

$M_{dv} = 550$ кг

$D_{dv} = 1,9$ м

$L_{dv} = 3,1$ м

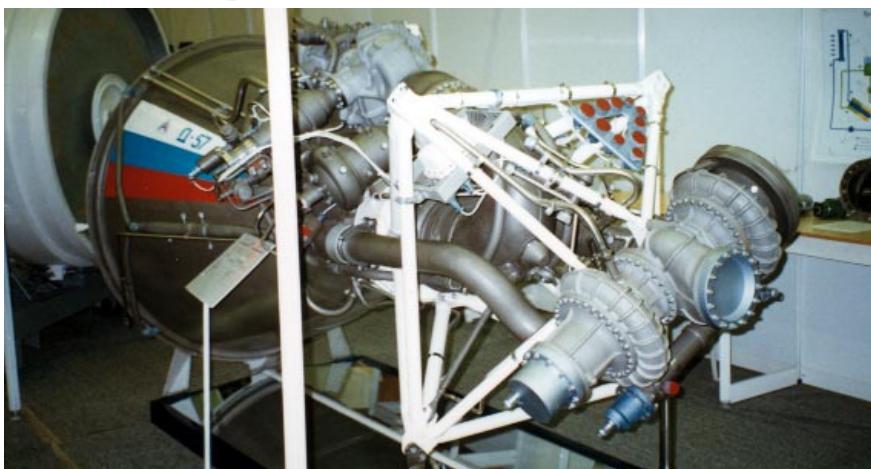
Степень расширения сопла геометр. 143

$K_m = 5,8$



Д-57М (11Д57М)

жидкостный ракетный двигатель



Д-57[1]

Однокамерный ЖРД разрабатывался в 1960-74 гг. для установки на РН “Вулкан”

Компоненты топлива: окислитель - жидкий кислород, горючее - жидкий водород.

$R_p = 40,483$ тс (397 кН)

$J_p = 461$ с

$M_{дв.} = 874$ кг

$D_{дв.} = 2000$ мм

$L_{дв.} = 4100$ мм

$P_{кс} = 115$ бар

$K_m = 6,2$

Степень расширения сопла геометр. 170

РТВД-14

малоразмерный ракетно-турбовальный двигатель

Двигатель для привода насосов гидросистем **РТВД-14** мощностью (13,4...201,0 л.с.) разрабатывался с 1981 по 1988 гг. для ракетно-космической транспортной системы “Энергия-Буран”. Топливо - гидразин.

На основе РТВД-14 в 1981 г. разработан турбопривод **ТП-22**, который работает на газообразном водороде, отбираемом от основных двигателей транспортной системы.



“Энергия-Буран” [46]

АЛ-41Ф

авиационный турбореактивный двигатель



АЛ-41Ф на МФИ [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. началась полномасштабная разработка согласно Постановлению ЦК КПСС и СМ СССР. Двигатель получил название **АЛ-41Ф**.

С момента разработки этот ТРДД был предназначен для конкретного самолета – МФИ (многофункциональный истребитель КБ Микояна).

Достичь заданных параметров можно было лишь значительным увеличением удельных нагрузок за счет уменьшения числа ступеней, применения новых материалов, использования цифровой си-

стемы управления. Характеристики АЛ-41Ф должны были обеспечить МФИ длительный полет на сверхзвуковой скорости на бесфорсажном режиме.

Для обеспечения сверхманевренности МФИ в двигатель было заложено управление вектором тяги. Температура газов перед турбиной возросла на 12% по сравнению с АЛ-31Ф, а удельная тяга достигла 11 кгс /кг. Примерно на 25% снижены эксплуатационные расходы.

$R_b/f = 18500...20000$ кгс

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

Серийное производство ТРДД разворачивается в ОАО “Рыбинские моторы”.

Помимо МФИ, новый двигатель может быть установлен на ЛФС (легкий фронтовой самолет ОКБ Микояна), экспериментальный С-37 и фронтовой бомбардировщик Су-34 (ОКБ Сухого)

ГП „Научно-производственное объединение „Машпроект“ имени С.Д.Колосова“

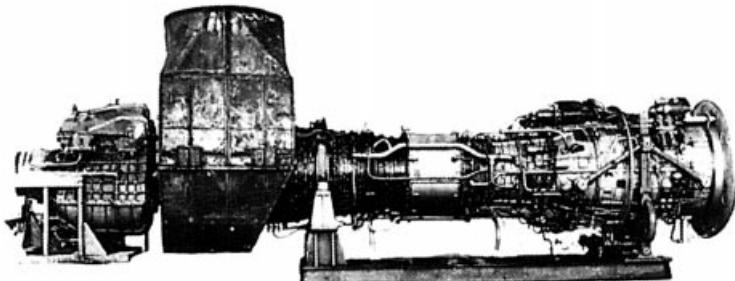


Корабельные ГТУ
Северное сияние-01
ГТГ 4000
ГПА 10
М25
М39
ГТД 2500
ГТД 3000
ГТД 3200

ГТД 3200РГ
ГТД 6000
ГТД 8000
ГТД 10000
ГТД 15000
ГТД 25000
ГТГ 100К
ДЖ59
ПГУ 325



Корабельные газотурбинные двигатели

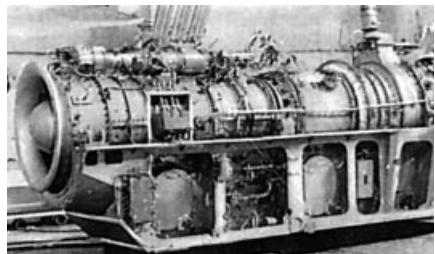


ГТУ М2 и ПЛК проекта “159” [37]

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**, использованный на торпедном катере в качестве ускорительного, имел мощность 4000 л. с., расход топлива 410 г/л.с.ч. и ресурс 100 часов.

Одновременно с производством М1 проектируется всережимный двигатель **Д053** для установки М2 мощностью 15000 л.с. и расходом топлива 260 г/л.с.ч. Двигатель имел двухкаксадный турбокомпрессор, турбокольцевую камеру сгорания, свободную силовую турбину, усовершенствованную топливную аппаратуру, улучшенную теплоизоляцию. Применение новых материалов увеличило ресурс двигателя до 1000 часов.



М8К [37]

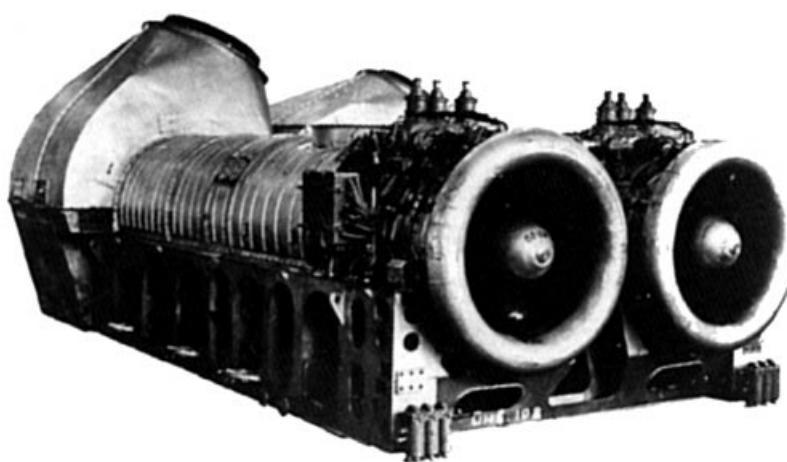
В 1957 году ускорительная газотурбинная установка М2 была поставлена на противолодочный корабль проекта “159”.

Для новых противолодочных кораблей 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.

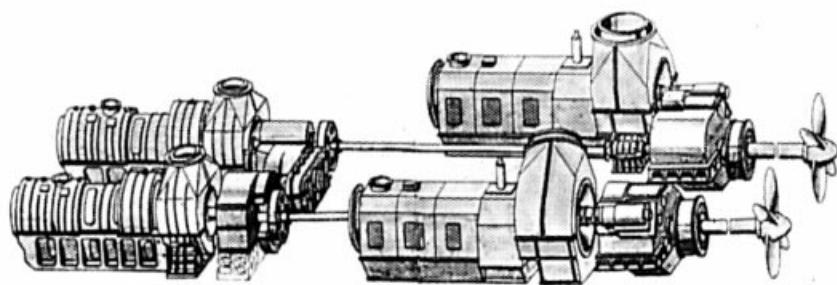
Редуктор, разработанный конструкторами СПБ “Машпроект”, обеспечивал суммирование мощности двух ГТД и реверс гребного винта, подключение и отключение каждого двигателя с помощью специальных кулачково-фрикционных и гидравлических муфт.

В 1958 году разработан первый в мире главный газотурбинный агрегат **М3** для большого противолодочного корабля проекта “61”. Мощность агрегата составляла 36000 л.с., удельный расход топлива 260 г/л.с.ч. и ресурс 5000 часов.

В 1965-1966 гг. началась разработка двигателей и установок второго поколения с повышенной экономичностью (200-240 г/л.с.ч.), маневреннос-



ГТА М3 и БПЛК проекта “61” [37]

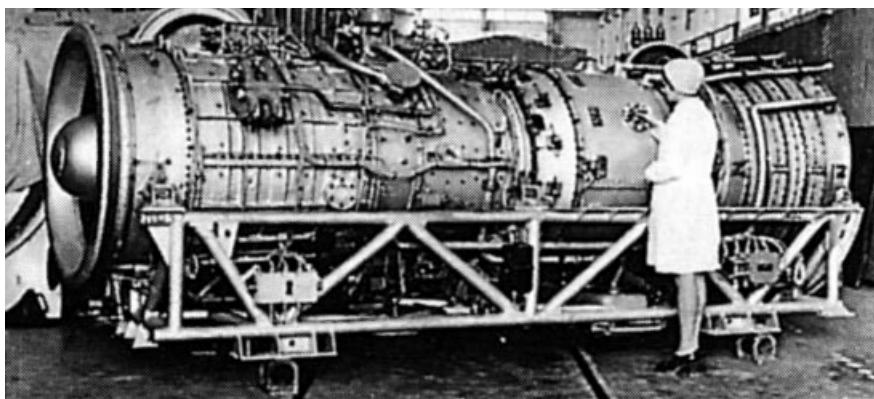


ГТУ М7 и БПЛК [37]

тью, улучшенными акустическими характеристиками, ресурсом не менее 10000 часов.

Созданы высокоэкономичные корабельные установки **М5** и **М7**, 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. 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.

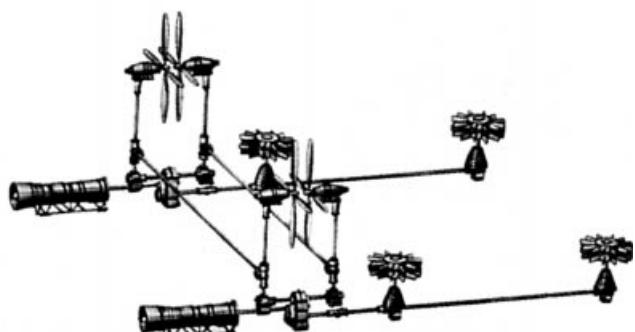
В 60-х годах зарождался новый класс кораблей ВМФ, отличающихся от надводных высокой скоростью и маневренностью. В 1969-1971 гг. в СПБ “Машпроект” были созданы уникальные в судовой энергетике установки **ДТ4** и **М10** мощностью 18000...20000 л.с. Легкие двигатели с корпусами из алюминиевых сплавов, специальные зубчатые передачи большой мощности с угловыми и планетарными редукторами позволили морским кораблям подняться на воздушной подушке и взлететь на подводных крыльях.



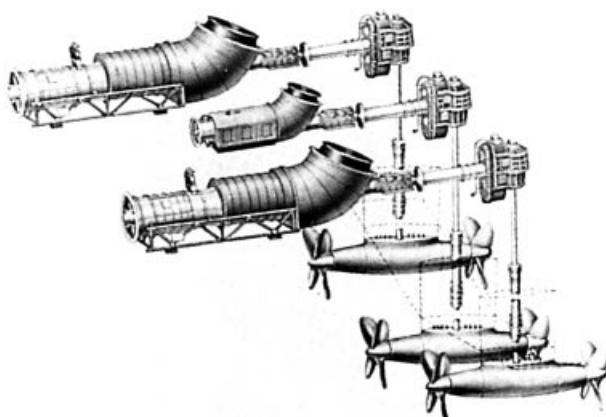
ГТУ М10 [37]



КВП “Джейран” [37]



ДТ4 [37]

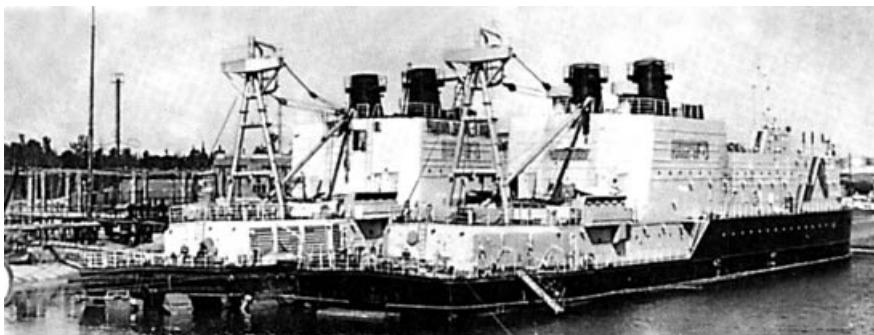


М10 [37]



Северное сияние-01

плавающая электростанция



ПЭС “Северное сияние-01” [37]

В 1970 г. первая плавающая электростанция “Северное сияние-01” с ГТД МЗА была扑щена 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.

ГТГ 4000

газотурбогенератор



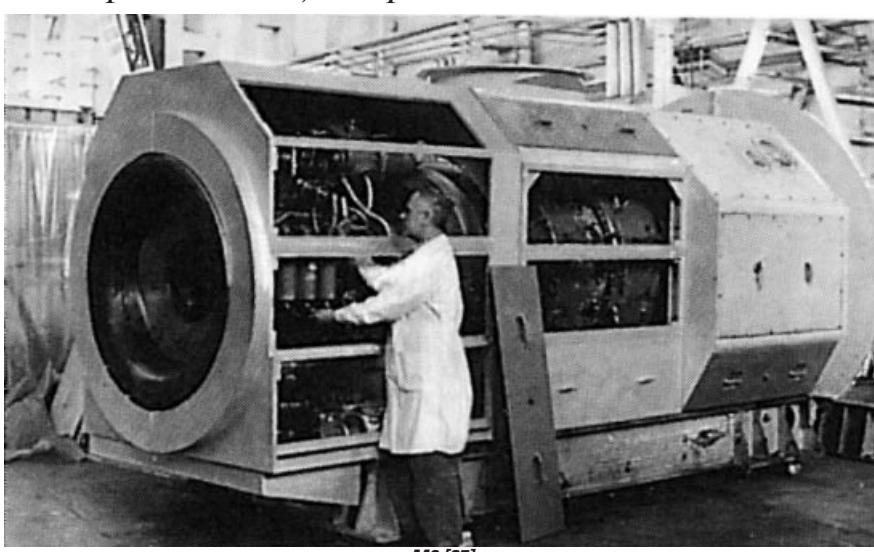
Газотурбинный электропоезд “Маяк” [37]

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 и Казахстане.

ГПА 10

газоперекачивающий агрегат



М8 [37]

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 Каборгра. Серийный выпуск ГПА 10 был освоен ПО “Заря” в 1979 г.

На сегодняшний день разработанные нами двигатели используются на компрессорных станциях 11 магистральных газопроводов.

Всего выпущено свыше 500 газоперекачивающих агрегатов ГПА 10 и ГПА 10-01.



M25

газопаротурбинный агрегат

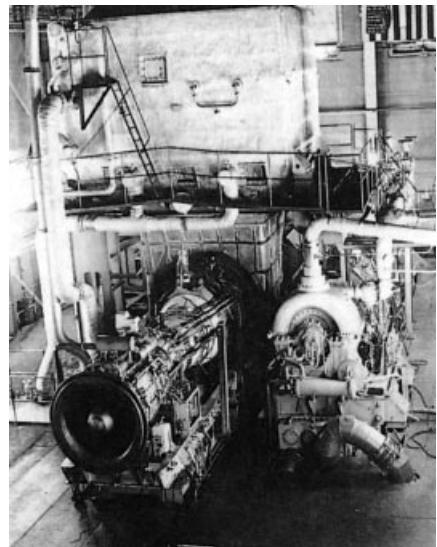


В 1979 г. на первом ролкере проекта “Атлантика” были установлены газопаротурбинные агрегаты **M25** с утилизацией тепла уходящих газов, конкурентоспособные с дизельными установками.

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.



M25 [37]

M39

газотурбинный агрегат для пассажирских судов на подводных крыльях

Количество агрегатов на судне 1 или 2 (правого и левого вращения)

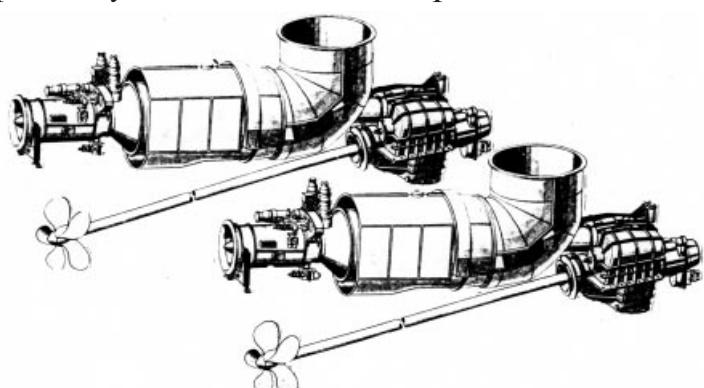
Номинальная мощность агрегата на переднем ходу 2940 кВт (при температуре наружного воздуха 293 К)

Мощность агрегата на заднем ходу 588 кВт

Номинальная частота вращения гребного вала на заднем ходу 900 об./мин.

Частота вращения гребного вала на заднем ходу 300 об./мин.

Состав агрегата: двигатель ДЕ76 - всережимный нереверсивный газотурбинный двигатель со свободной силовой турбиной; редуктор РО39 - угловой двухступенчатый реверсивный редуктор со встроенным главным упорным подшипником и приводом навесных судовых агрегатов суммарной мощностью 60 кВт (угол между осями входного и выходного валов редуктора - 10 градусов; реверсирование гребного вала осуществляется фрикционными муфтами с пневмоприводом).



M39 [37]

Максимальная нагрузка на главный упорный подшипник: на переднем ходу 83,5 кН, на заднем ходу 30 кН.

Топливо - дизельное

Удельный расход топлива на номинальной мощности 0,29 кг/кВт*ч. (при потерях на выходе не более 3 кПа)

Смазочные масла: для двигателя - газотурбинное, для редуктора - МН7,5

Установленный ресурс до заводского ремонта двигателя - 8000 часов

Полный ресурс агрегата 16000 часов

Габариты: длина 5250 мм, ширина 1500 мм, высота 2000 мм

Масса агрегата 4350 кг

Двигатель крепится к фундаменту на гибких опорах, редуктор - на амортизаторах.

Мощность 3400 кВт

КПД 30,8%

Расход воздуха 16,6 кг/с

Степень повышения давления воздуха 14,2

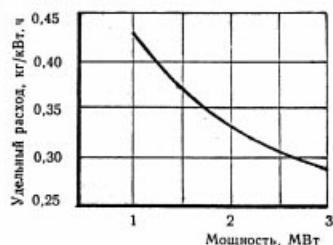
Температура газа на входе в турбину 1283 К

Температура уходящих газов 639 К

Частота вращения силовой турбины

9720 об./мин.

ЗАВИСИМОСТЬ УДЕЛЬНОГО РАСХОДА ТОПЛИВА ОТ МОЩНОСТИ АГРЕГАТА



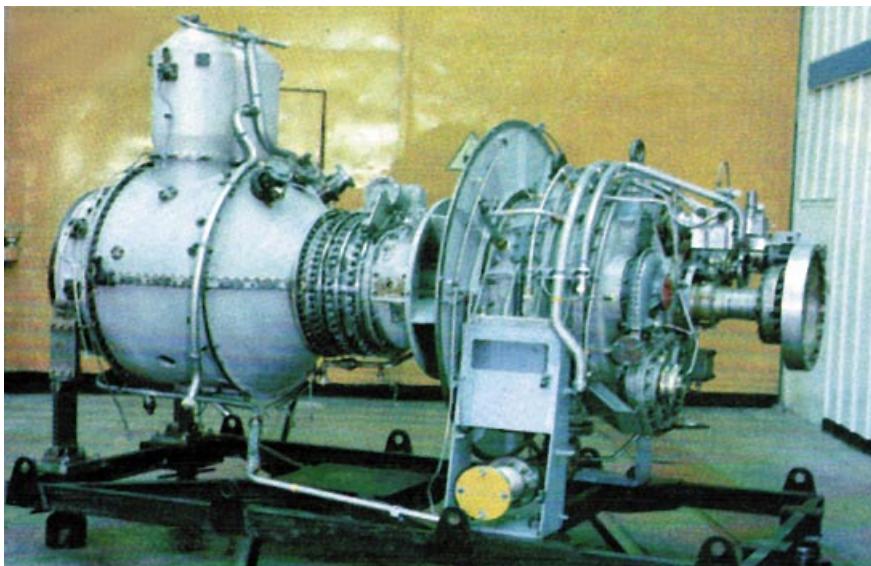
ОГРАНИЧИТЕЛЬНАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА АГРЕГАТА





ГТД 2500

газотурбинный двигатель наземного применения



ГТД 2500 [38]

Газотурбинный двигатель **ГТД 2500** 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.

Год разработки 1989. Серийное производство осуществляется с 1994 г. на ПО “Заря”.

Конструктивные особенности: компрессор осцентробежный (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 1 опорно-упорный скольжения и 1 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).

$N = 2500$ кВт

$\eta = 28,5\%$

Гвыхлопных газов = 14,7 кг/с

Туходящих газов = 713 К

Пых.вала редуктора = 3000...3600 об./мин.

$L_{дв.} = 3000$ мм

$b_{дв.} = 1200$ мм

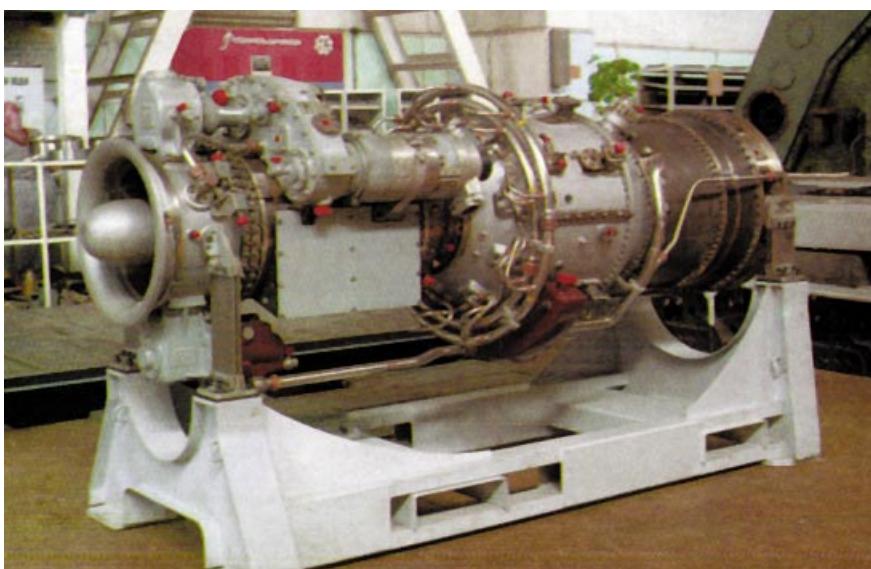
$h_{дв.} = 2000$ мм

$M_{дв.} = 1500$ кг

Установленный ресурс 40000 часов

ГТД 3000

газотурбинный двигатель наземного/морского применения



ГТД 3000 [38]

Газотурбинный двигатель **ГТД 2500** 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.

Год разработки 1989. Серийное производство осуществляется с 1994 г. на ПО “Заря”.

Конструктивные особенности: компрессор осцентробежный (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 1 опорно-упорный скольжения и 1 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).

$N = 2500$ кВт

$\eta = 28,5\%$

Гвыхлопных газов = 14,7 кг/с

Туходящих газов = 713 К

Пых.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 3200

газотурбинный двигатель наземного применения

Двигатель **ГТД 3200** для привода электрогенератора серийно производится на ПО “Заря” с 1998 г. Он представляет собой одновальный ГТД со встроенным редуктором. Состоит из осцентробежного 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) / пневматический Мощность 3400 кВт КПД 31% Расход воздуха 15 кг/с Температура уходящих газов 733 К

Частота вращения выходного вала редуктора 1000, 1500, 1800, 3000 об./мин. Длина 4200 мм Ширина 2100 мм Высота 2300 мм Масса 2000 кг Установленный ресурс 75000 часов

ГТД 3200РГ

газотурбинный двигатель наземного применения

Двигатель **ГТД 3200РГ** с регенерацией тепла уходящих газов для привода электрогенератора планируется серийно производить на ПО “Заря” с 2000 г.

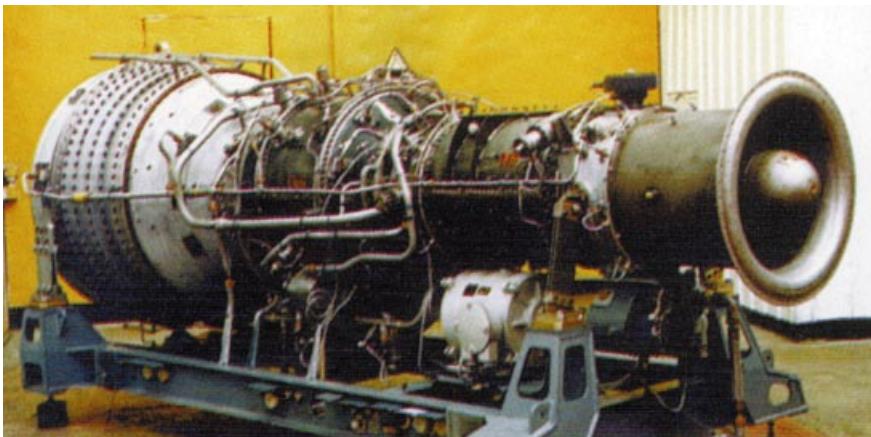
Он представляет собой одновальный ГТД со встроенным редуктором и утилизацией тепла уходящих газов для подогрева воздуха на входе в камеру сгорания. Состоит из осевого компрессора (9 ступеней, степень повышения давления 7), камера сгорания

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) / пневматический (газовый) $N = 3400$ кВт $\eta = 40\%$ Гвыхлопных газов = 16 кг/с

Тг за регенератором = 603 К
Пвых.вала редуктора = 1000, 1500, 1800, 3000 об./мин.
Степень регенерации 85%
 $L_{дв.} = 7600$ мм
 $b_{дв.} = 2900$ мм
 $h_{дв.} = 4200$ мм
 $M_{дв.} = 2000$ кг
Установленный ресурс 75000 часов

ГТД 6000

газотурбинный двигатель наземного/морского применения



ГТД 6000 [38]

ГТД 6000 предназначен для привода нагнетателей, электрогенераторов, судовых двигателей. Конструкция: газогенератор унифицированный двухкаксадный (число ступеней компрессоров 8+9, степень сжатия 16,6), турбины компрессоров осевые одноступенчатые, камера сгорания трубчато-кольцевая противоточная с 10 жаровыми трубами, си-ловые турбины (2, 3, 4 или 6 ступеней). Направление вращения выход-

ного 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 (ДТ71)

$N = 6700$ кВт
 $\eta = 31,5\%$
 $G_{в} = 31$ кг/с
Туходящих газов = 693 К
Пвыходного вала = 8200 об./мин.
Габаритные размеры 3,8x1,3x1,6 м
 $M_{дв.} = 3500$ кг

ГТД 6001 (ДВ71)

$N = 6700$ кВт
 $\eta = 31,5\%$
 $G_{в} = 31$ кг/с
Туходящих газов = 693 К
Пвыходного вала = 3000...3600 об./мин.
Габаритные размеры 4,6 x 1,8 x 1,7 м
 $M_{дв.} = 4500$ кг

ГТД 6002 (ДП71)

$N = 6700$ кВт
 $\eta = 31,5\%$
 $G_{в} = 31$ кг/с
Туходящих газов = 693 К
Пвыходного вала = 7000 об./мин.
Габаритные размеры 3,2x1,7x1,8 м
 $M_{дв.} = 3500$ кг



ГТД 6002Р (ДС77.1)

N = 6200 кВт
 η = 29,0%
 G_в = 31 кг/с
 Туходящих газов = 701 К
 Пыходного вала = 6400 об./мин.
 Габаритные размеры 3,2x1,7x1,8 м
 М_{дв.} = 3500 кг

ГТД 6003 (ДР71)

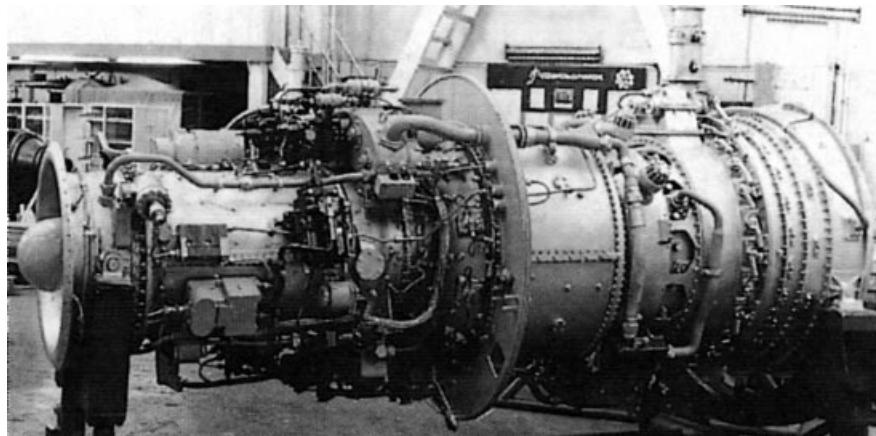
N = 6700 кВт
 η = 31,5%
 G_в = 31 кг/с
 Туходящих газов = 693 К
 Пыходного вала = 9300 об./мин.
 Габаритные размеры 2,8x1,7x1,8 м
 М_{дв.} = 3100 кг

ГТД 6004Р (ДС71)

N = 6200 кВт
 η = 29,0%
 G_в = 31 кг/с
 Туходящих газов = 693 К
 Пыходного вала = 8200 об./мин.
 Габаритные размеры 3,4x1,7x1,8 м
 М_{дв.} = 3500 кг

ГТД 8000

газотурбинный двигатель наземного/морского применения



ГТД 8000 [38]

Конструктивные особенности ГТД 8000: 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 8000 - экономичный привод для газовых генераторов, электрогенераторов, судовых двигателей.

Двигатель может работать с пароводяным теплоутилизирующим контуром. Год разработки 1976.

Серийное изготовление с 1978 г. на ПО “Заря”.

N = 8000 кВт
 η = 34,5 %
 G_в = 33 кг/с

Туходящих газов = 763 К
 Пыховой турбины = 3000, 5130 (Р), 5700, 7560, 10000 об./мин.

L_{дв.} = 3150 мм
 b_{дв.} = 1640 мм
 h_{дв.} = 1750 мм
 М_{дв.} = 3500 кг

Установленный ресурс 30000 часов

ГТД 10000

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, сте-

пень 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 град. С и относительной влажности до 100% (15 град. С)

Серийный выпуск осуществляется с 1998 г. на ПО “Заря”

N = 10700 кВт
 η = 36%

Туходящих газов = 36 кг/с
 Т за ГТД = 743 К
 Пых. вала = 3000/4800/6500 об./мин.
 Габаритные размеры 4000x1800x1700 мм
 М_{дв.} = 5000 кг
 Установленный ресурс 100000 часов

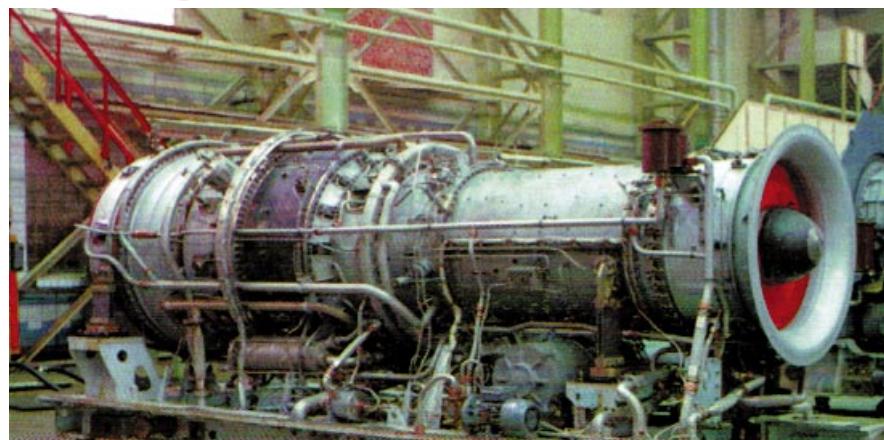


ГТД 15000

газотурбинный двигатель наземного 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 “Заря”.

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.



ГТД 15000 [38]

Возможна работа двигателя с парово-дляным теплоутилизирующим контуром.

$N = 15000 \text{ кВт}$

$\eta = 34,5 \%$

$G_{\text{в}} = 74 \text{ кг/с}$

Туходящих газов = 678 К

Псиловой турбины = 3000 (3600) / 4600(Р) / 5100 об./мин.

$L_{\text{дв.}} = 5000 \text{ мм}$

$b_{\text{дв.}} = 2555 \text{ мм}$

$h_{\text{дв.}} = 2800 \text{ мм}$

$M_{\text{дв.}} = 9000/11500 \text{ (Р) кг}$

Установленный ресурс 40000 часов

ГТД 25000

газотурбинный двигатель наземного/морского применения

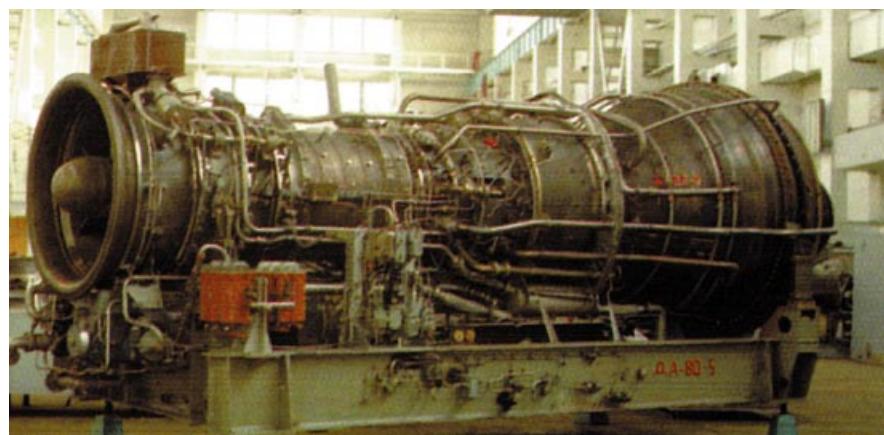
ГТД 25000 - наиболее мощный и самый экономичный двигатель из унифицированного ряда газотурбинных двигателей - ГТД 3000, ГТД 8000, ГТД 15000, предназначенных для привода нагнетателей газа, электрогенераторов и судовых движителей.

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 двигатель простого цикла с двухкаскадным газогенератором и свободной силовой турбиной.

Два девятиступенчатых осевых компрессора 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



ГТД 25000 [38]

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 газогене-

ратором, 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 1/2 град. 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 ходовая 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 "Заря".

ГТД 25000

$N = 25000 \text{ кВт}$

$\eta = 35,8\%$

$G_{\text{в}} = 85 \text{ кг/с}$

$\pi_{\text{к}} = 21,8$

$T_{\text{г}} = 1493 \text{ К}$

Туходящих газов = 723 К

Псиловой турбины = 3000 / 3600 об./мин.

$L_{\text{дв.}} = 9500 \text{ мм}$

$b_{\text{дв.}} = 3260 \text{ мм}$

$h_{\text{дв.}} = 3445 \text{ мм}$

$M_{\text{дв. на раме без газоотвода и контейнера}} = 15000 \text{ кг}$

ГТД 25000М (морской)

$N = 29000 \text{ кВт}$

$\eta = 37,5\%$

$G_{\text{в}} = 91 \text{ кг/с}$

$\pi_{\text{к}} = 23,6$

$T_{\text{г}} = 1548 \text{ К}$

Туходящих газов = 763 К

Псиловой турбины = 3460 об./мин.

$L_{\text{дв.}} = 9500 \text{ мм}$

$b_{\text{дв.}} = 3260 \text{ мм}$

$h_{\text{дв.}} = 3445 \text{ мм}$

$M_{\text{дв. на раме без газоотвода и контейнера}} = 15000 \text{ кг}$

ГТГ 100К

газотурбогенератор с газотурбинным двигателем

Газотурбогенератор ГТГ 100К - автономный энергоузел судовой электростанции. Блокированная конструкция позволяет вырабатывать электроэнергию высокого качества. Возможно применение двигателя ГТД 100К для привода насосов и для других целей. Год разработки 1986. Серийное изготовление с 1987 г. ведется на ПО "Заря". Конструктивные особенности: 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

$\eta = 11,6\%$

$G_{\text{в}} = 1,36 \text{ кг/с}$

Туходящих газов = 773 К

$L_{\text{дв.}} = 740 \text{ мм}$

$b_{\text{дв.}} = 1170 \text{ мм}$

$M_{\text{дв.}} = 760 \text{ кг}$

Установленный ресурс 8000 часов

ДЖ59

газотурбинный двигатель наземного применения

Конвертированный судовой газотурбинный двигатель ДЖ59 предназначен для привода электрогенераторов, передвижных и стационарных электростанций мощностью от 10 до 15 МВт, а также нагнетателей компрессорных станций.

Возможна работа двигателя с паровым теплоутилизирующим контуром. Разработан в 1988 г. Серийное изготовление началось в 1989 г.

Конструктивные особенности: компрессор осевой двухкаскадный (число ступеней 7+9, степень сжатия 12,7), турбины компрессора осевые (число ступеней 2+2, охлаждение воздушно-

конвективное), турбина силовая осевая (число ступеней 2, 3), направление вращения - левое/правое, камера сгорания трубчато-кольцевая, прямоточная (10 жаровых труб, 10 форсунок, 2 воспламенителя). 4 подшипника шариковых радиально-упорных и 7 роликовых радиальных. Система смазки циркуляционная под давлением с навесным и электроприводным маслоагрегатами.

Стартер - электрический (380 В, 210 кВт) или пневматический

Управление - дистанционное, автоматическое

$N = 16300 \text{ кВт}$

$\eta = 30 \%$

$G_{\text{в}} = 98,5 \text{ кг/с}$

$T = 633 \text{ К}$

Псиловой турбины = 3000 об./мин.

$L_{\text{дв.}} = 5900 \text{ мм}$

$b_{\text{дв.}} = 2700 \text{ мм}$

$h_{\text{дв.}} = 3100 \text{ мм}$

$M_{\text{дв.}} = 16000 \text{ кг}$

Установленный ресурс 100000 часов



ПГУ 325

парогазовая установка

Для строительства новых электростанций и модернизации действующих разработана парогазовая установка **ПГУ 325** мощностью 325 МВт и КПД 51,5%.

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".

БАЗОВЫЙ РЕЖИМ

$N = 110 \text{ МВт}$

$\eta = 36\%$

$\pi_k = 14,7$

Гт на выходе из ГТД = 362 кг/с

Тг на выходе из ГТД = 790 К

Гт = 22510 кг/ч (газ Ни=11955 ккал/кг)

ПИКОВЫЙ РЕЖИМ

$N = 120 \text{ МВт}$

$\eta = 36,6\%$

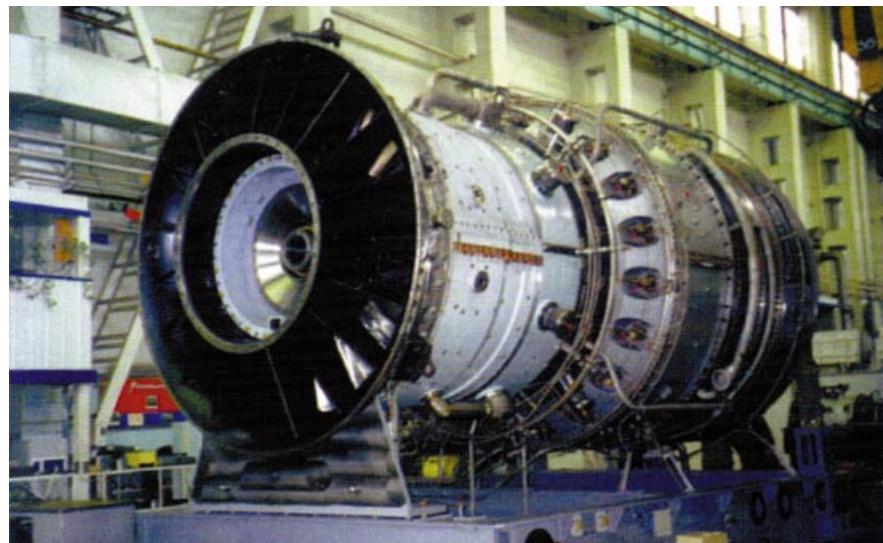
$\pi_k = 15,0$

Гт на выходе из ГТД = 362 кг/с

Тг на выходе из ГТД = ГТД 820 К

Гт = 24220 кг/ч (газ Ни=11955 ккал/кг)

ГТД-110 выполнен по однокаскадной схеме, с двухпорным ротором газогенератора. Конструктивно ГТД 110 осевого 15-ступенчатого осевого компрессора, трубчато-кольцевой противоточной камеры сгорания (20 жаровых труб), четырехступенчатой осевой турбины. Смазка циркуляционная



ГТД 110 [27]

ная 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 Р=2,5 МПа, аварийное - жидкое топливо по ГОСТ 305-82

Содержание оксидов азота - не более 50 мг/куб.м

Ресурс ГТД в базовом режиме 100000 часов

Ресурс горячей части - не менее 25000 часов

$L = 7000 \text{ мм}$

$D_{max} = 3500 \text{ мм}$

$M = 50000 \text{ кг}$

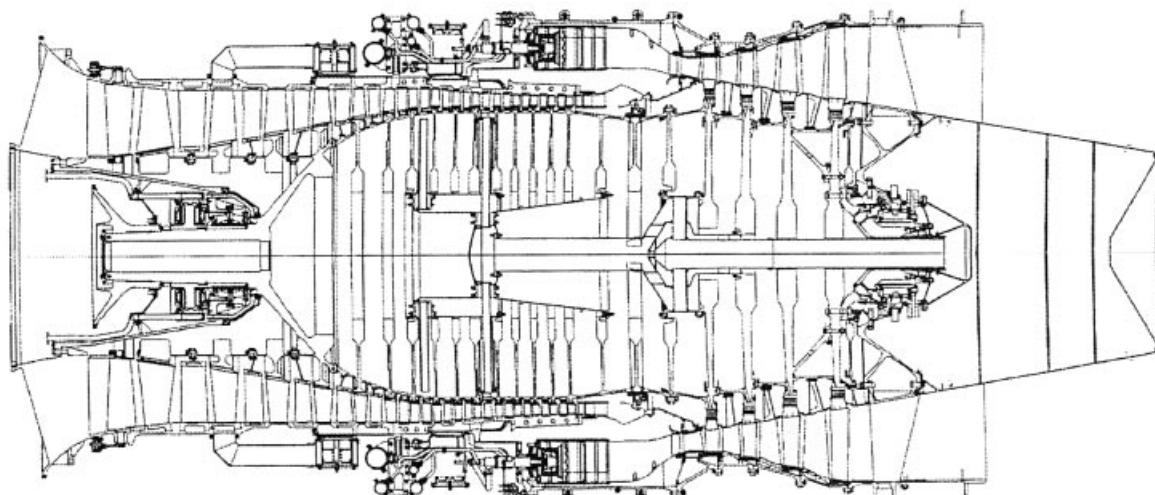


Схема ГТД 110 [27]

ГП „Машиностроительное конструкторское бюро „Гранит“

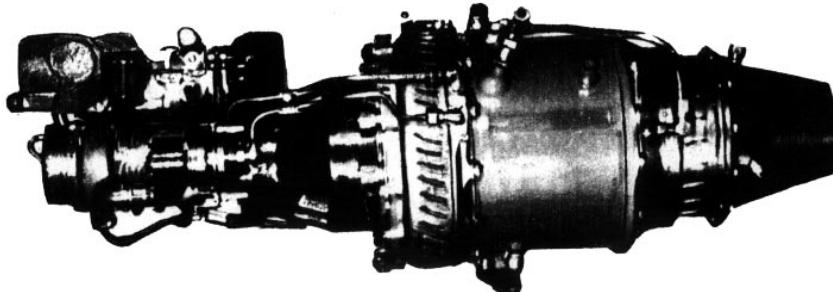


ТС*семейство турбостартеров*

Для запуска ГТД марки АЛ и других в 1949 году 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 самостоятельный малоразмерный ГТД.

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

МД-45*авиационный газотурбинный двигатель*

МД-45 [25]

Рвзл. = 62 кгс

Суд.взл. = 1,25 кг/л.с.ч

$\pi_{\text{к взл.}}$ = 3,8

Гв = 1,27 кг/с

п = 48000 об./мин.

H_{max} = 6000 м

M_п = 0...0,6

Топливо - керосин

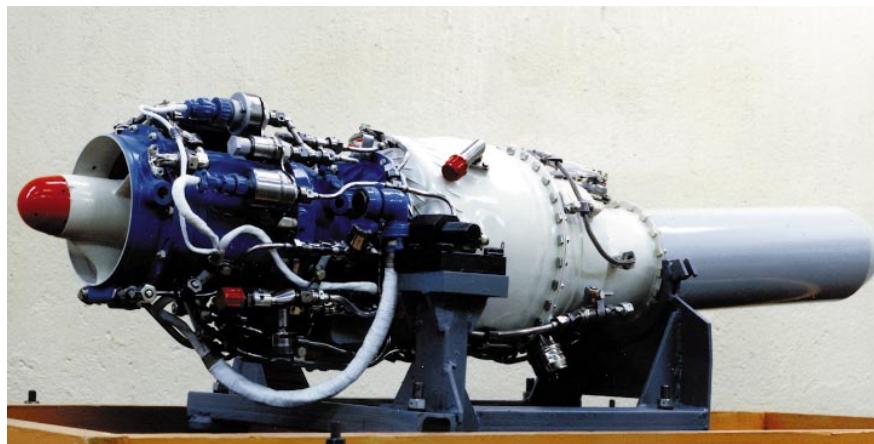
Смазка - керосин

D_{дв.} = 245 мм

L_{дв.} = 848 мм

M_{дв.} = 26 кг

Применение - беспилотный летательный аппарат "Крыло".

МД-120*авиационный турбореактивный двигатель*

МД-120 [25]

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.

Рвзл. = 120 кг

Суд.взл. = 1,04 кг/л.с.ч

$\pi_{\text{к взл.}}$ = 7

Гв взл. = 2,1 кг/с

п_{max} = 52000 об./мин.

H_{max} = 9000 м

M_п = 0...0,75

D_{дв.} = 265 мм

L_{дв.} = 1290 мм

M_{дв.} = 35 кг

Топливо - керосин

Смазка - керосин



Разрез МД-120 на авиасалоне МАКС-99 [1]

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. Находится в состоянии доводки. ТВД-150 относится к семейству мало-размерных газотурбинных двигате-

лей, 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.

$N_{\max} = 150$ л.с.

Се взв. = 0,5 кг/л.с.ч

Топливо - керосин, дизельное топливо (и в смеси с бензином), газ

$M_{\text{дв.}} = 50$ кг

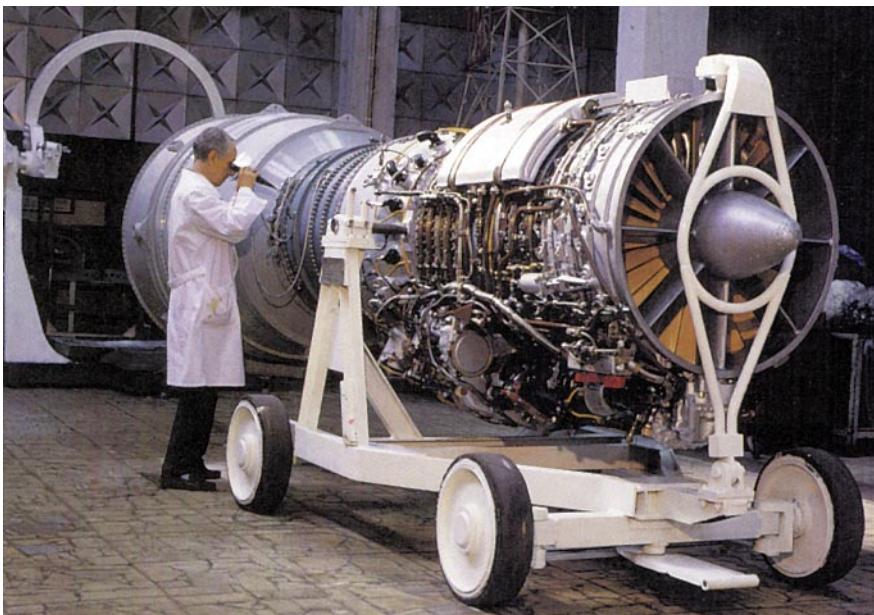
Пыходного вала = 2500...8000 об./мин.

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 высо-

кий 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 наруждения 15 минут, ускоренная - 2 мин. $N_{\text{ном.}} = 20$ МВт

Нтепловая уходящих газов = 25 Гкал/ч

ηвыработки электроэнергии = 32,6%

ηсуммарный использования топлива = 80%

Сухожидких газов = 100 кг/с

Псиловой турбины = 3000 об./мин.

Топливо: природный газ ГОСТ 5542-87, дизельное топливо ГОСТ 305-82

С природного газа = 6820 нкуб.м/ч

С дизельного топлива = 5500 кг/ч

Л с выхлопным устройством = 7700 мм

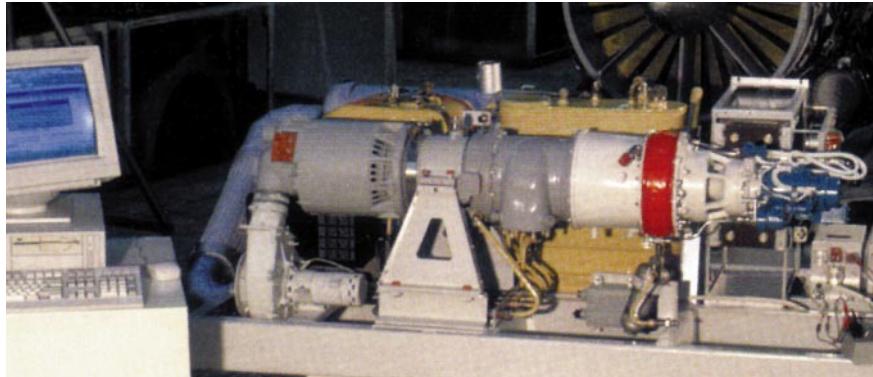
h с опорой выхлопного устройства = 2300 мм

$b_{\text{дв.}} = 2600$ мм

$M_{\text{дв.}} = 3000$ кг

Назначенный ресурс газогенератора 30000 часов, силовой турбины 60000 часов

Малогабаритная газотурбинная теплоэлектростанция



МГТЭС [25]

МГТЭС-0.45/70

Габариты без преобразователя и утилизатора 1750x900x900 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-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
 NOx - не более 1,0 г/кВт·ч

МГТЭС-1.0/200

Габариты без преобразователя и утилизатора 2000x900x900 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-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

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 (1 Гкал) с одновременной выработкой необходимого количества электрической мощности до 200 кВт. Состав МГТЭС: газотурбинный модуль с генератором, байпас, утилизатор, циркулярный насос.

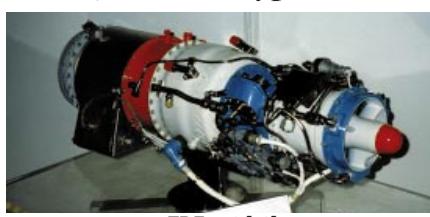
Назначение:

- 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 теплоэлектротехнические 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 град. С
 Нвыходная теплоэнергетическая = 1380 кВт
 Мдв. = 500 кг
 Суд. = 0,087 кг/кВт·ч

ТВД-400

авиационный турбовальный двигатель



ТВД-150 [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.

Се вл. = 0,37 кг/л.с.ч

Пвыходного вала = 2000...6000 об./мин.

Лдв. = 620 мм

Мдв. = 96 кг

Государственное научно-производственное предприятие „Мотор“

**P11K
P13-300
P25-300
P95Ш
P195**

P11K

авиационный турбореактивный двигатель

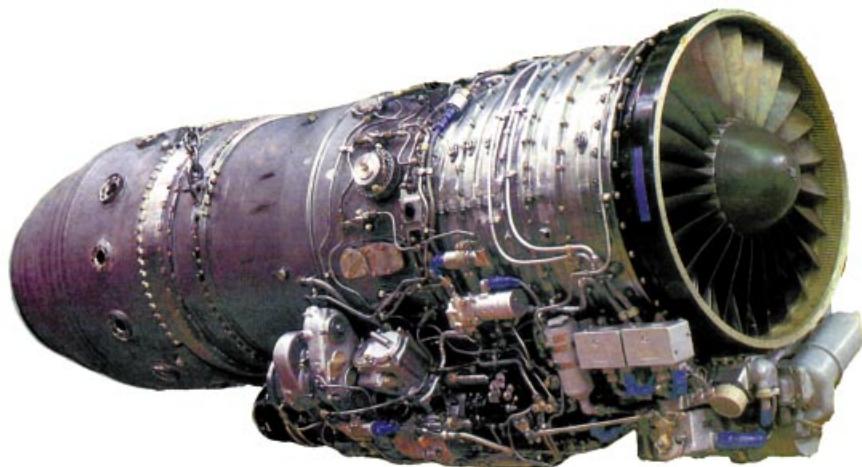
Турбореактивные двигатели **P11K**, **P11K1**, **P11K2**, **P11KA** разработаны в 1959 г. Их производство начато в 1960 г. в ОАО "Уфимское моторостро-

ительное ПО", которое продолжалось до 1980 г. Двигатели устанавливались на самолеты Ла-17 и их модификации.

Рвзл. = 2450 кгс
Суд.взл. = 0,99 кг/кгс.ч
π_к взл. = 8,85
Т_т взл. = 870 К

P13-300

авиационный турбореактивный двигатель



P13-300 [30]



Су-15ТМ [2]

Авиационный турбореактивный двухвальный двухкаксадный двигатель **P13-300** (Р_{ном} = 4070 кгс, Р_ф = 6490 кгс) с форсажной камерой предназначен для установки на истребители МиГ-21СМ, МиГ-21СМТ и МиГ-21МФ.

Летные испытания были завершены в 1968 г. Выпускался в ОАО "Уфимское моторостроительное ПО" с 1969 по 1986 гг. Ремонт всех модификаций P13-300 выполняется на 218 Авиационном ремонтном заводе МО РФ и заводе-изготовителе.

Форсажная камера имеет радиально-кольцевые стабилизаторы и теплозащитный экран, перфорированный отверстиями.

ТРДДФ **P13Ф-300** с максимальной тягой 6490 кгс разработан для установки на самолетах МиГ-21И. Серийное производство двигателя начато в 1971 г. Отличительной особенностью P13Ф-300 было наличие "чрезвычайного" режима для форсирования тяги на малых высотах на 1900 кгс.

Р_ф = 6600 кгс (Н = 0, М_п = 0)

Р_{ном} = 3400 кгс

Р_{макс} = 4100 кгс

Суд.ф. = 2,25 кг/кгс.ч

Суд.ном. = 0,91 кг/кгс.ч

Суд.макс. = 0,96 кг/кгс.ч

Т_г взл. = 1223 К

Г_в взл. = 66 кг/с

π_к взл. = 8,8

Л_{дв.} = 4600 мм

Д_{дв.} = 907 мм

М_{дв.} = 1134,6 кг

Удельный вес 0,171

Межремонтный ресурс 500 часов

Назначенный ресурс 1500 часов

P13Ф2-300 с максимальной тягой 6600 кгс создан для самолета Су-15ТМ.

P13-300 производился в Китае на LMC (Liyang Machinery Corporation). Разработка двигателя для установки на самолеты J-7 и J-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 форсаж-

ная камера, за счет чего длина двигателя увеличена на 550 мм, а масса снизилась на 10 кг.

Модификация **WP13F** (Р_{макс} = 3458 кгс) устанавливается на истребитель F-7MG.

При производстве WP13 были внесены технологические усовершенствования: увеличен расход воздуха, повышенна степень сжатия в компрессоре, использованы титановые сплавы при производстве дисков и корпуса компрессора и т.д.



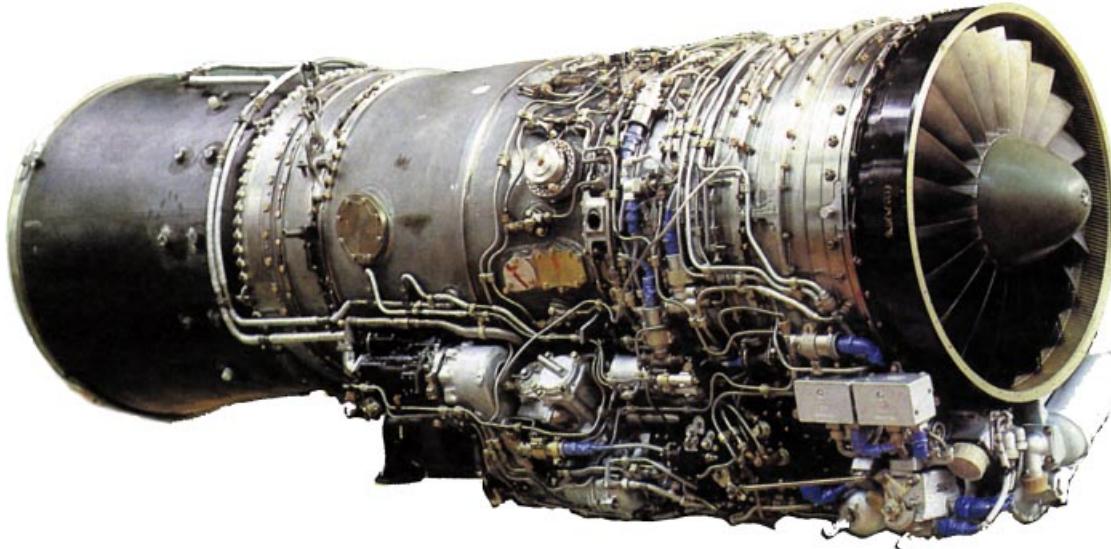
J-8IIIM [55]



J-7MG [55]

P25-300

авиационный турбореактивный двигатель



P25-300 [30]

Авиационный турбореактивный двухвальный двухкаскадный двигатель **P25-300** с форсажной камерой предназначен для установки на истребители Су-15бис, МиГ-21бис и МиГ-21-93. Летные испытания были завершены в 1972 г. и в том же году начато его серийное производство в ОАО "Уфимское моторостроительное ПО", которое продолжалось до 1986 г. Ремонт P25-300 выполняется на 218 Авиационном ремонтном заводе МО РФ и заводе-изготовителе.

P25-300 производится по лицензии HAL (Индия) для установки на самолеты МиГ-21бис индийского производства.

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.

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.

Рчрезв. = 7100 кгс (Н = 0, Мп = 0)

Рчрезв. = 9900 кгс (Н = 0, Мп = 1)

Рперв.ф. = 6850 кгс

Суд.перв.ф. = 2,25 кг/кгс.ч

Суд.чрезв. = 2,5 кг/кгс.ч



P25-300 [20]



МиГ-21бис [2]

Суд.ном. = 0,91 кг/кгс.ч

Тг взл. = 1313 К

Гв взл. = 68,5 кг/с

πк взл. = 9,55

Lдв. = 4615 мм

Dдв. = 907 мм

Mдв. = 1215 кг

Удельный вес 0,171

P95Ш

авиационный турбореактивный двигатель

Авиационный турбореактивный двухвальный одноконтурный двигатель **P95Ш** разработан под руководством С.А.Гаврилова в 1979 г. и предназначен для установки на самолеты Су-25, Су-25УБ/УТ.

P95Ш выпускается в ОАО "Уфимское моторостроительное ПО" с 1980 г. Ремонт всех модификаций Р13-300 выполняется на 218 Авиационном ремонтном заводе МО РФ и заводе-изготовителе.

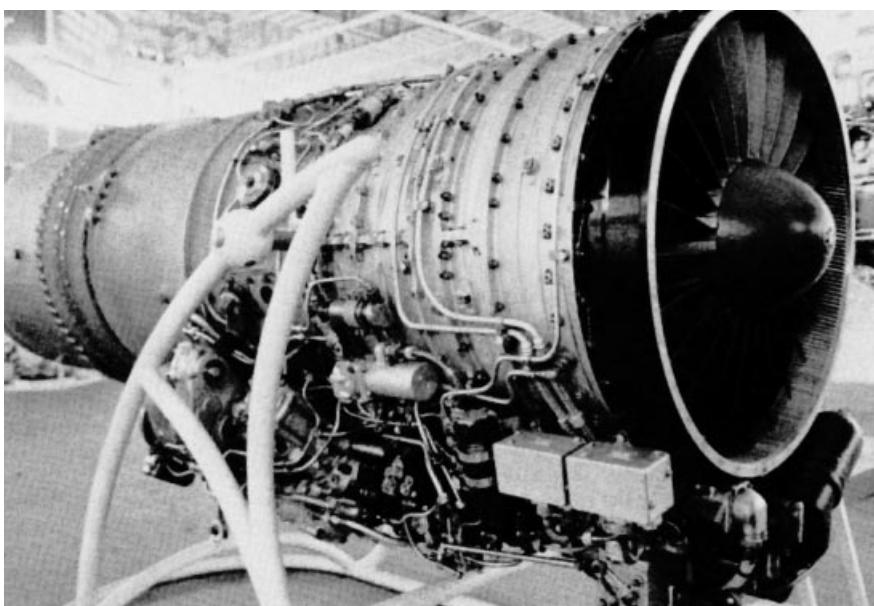
Рвзл. = 4100 кгс
Суд.взл. = 0,86 кг/кгс.ч
Суд.кр. = 1,28 кг/кгс.ч
Тг взл. = 1148 К
π_к взл. = 8,7
Лдв. = 3300 мм
Ддв. = 914 мм
Мдв. = 990 кг
На базе Р95Ш в 1998 г. создана газотурбинная энергетическая установка **ГТЭ-10/95** номинальной электрической мощностью 10 МВт и тепловой мощностью 18 Гкал.ч.



Су-25УБ [2]

P195

авиационный турбореактивный двигатель



P-195 [20]



Су-25Т [2]



Су-39 [6]

Авиационный турбореактивный двухвальный одноконтурный двигатель **P195** разработан под руководством С.А.Гаврилова в 1986 г. на базе двигателя Р95Ш и предназначен для установки на истребители-штурмовики Су-25Т и Су-39.

Серийное производство в ОАО "Уфимское моторостроительное ПО" начато в 1987 г. Ремонт Р25-300 выполняется на 218 Авиационном ремонтном заводе МО РФ и заводе-изготовителе.

По сравнению со своим предшественником Р195 имеет большую тягу и усовершенствованную систему энергообеспечения самолета.

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

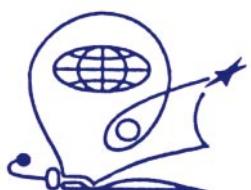
Конструкция: КНД - 3 ступени (без ВНА, нерегулируемые лопатки статора), КВД - 5 ступеней (автоматический отбор воздуха, нерегулируемые лопатки статора), камера сгорания трубчато-кольцевого типа со спаренными форсунками, ТНД - 1 ступень, ТВД - 1 ступень, форсажная камера отсутствует, нерегулируемое сопло.

Рвзл. = 4500 кгс
Суд.макс = 0,89 кг/кгс.ч
Тг взл. = 1203 К
Га взл. = 66 кг/с
π_к взл. = 9
Лдв. = 2880 мм
Ддв. = 805 мм
Мдв. = 860 кг
Ресурс 500 часов
ТРД **Р-195ПФ** тягой 6200 кгс планируется установить на сверхзвуковом учебно-тренировочном самолете С-54.



С-54 [2]

ГП „Научно-исследовательский институт машиностроения“



РДМТ-0.4
РДМТ-0.8
РДМТ-100
РДМТ-12 (17Д58Е)
РДМТ-135М
РДМТ-200
РДМТ-200К
РДМТ-5
РДМТ-400
РДМТ-50



РДМТ-0.4

ракетный двигатель малой тяги

Рабочие тела - тетроксид азота и
НДМГ
 $I_{\text{пп}} = 290$ с

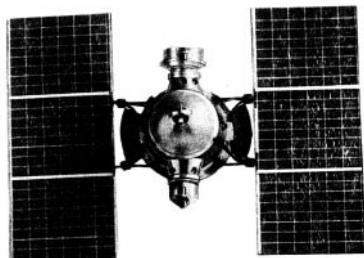
Количество камер сгорания 1 (сплав
ниобия)
 $P_{\text{к}} = 4,1 / 1,7$ МПа

РДМТ-0.8

ракетный двигатель малой тяги



РДМТ-0.8 [1]



“Космос-4” [69]



“Космос-144” [69]

Предназначен для использования в системах управления движением спутников серии "Космос".

Рабочие тела - азот, гелий
 $R_{\text{пп}} = 0,8$ 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
 $M_{\text{дв.}} = 0,1$ кг

РДМТ-100

ракетный двигатель малой тяги



РДМТ-100 [1]

Предназначен для использования в системах управления движением спутников серии "Космос", орбитальных станций "Мир" и Салют", КА "Союз-Т", "Союз-ТМ", "Прогресс".

Рабочие тела - тетроксид азота и НДМГ

$R_{\text{пп}} = 100$ 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

$M_{\text{дв.}} = 1,2$ кг

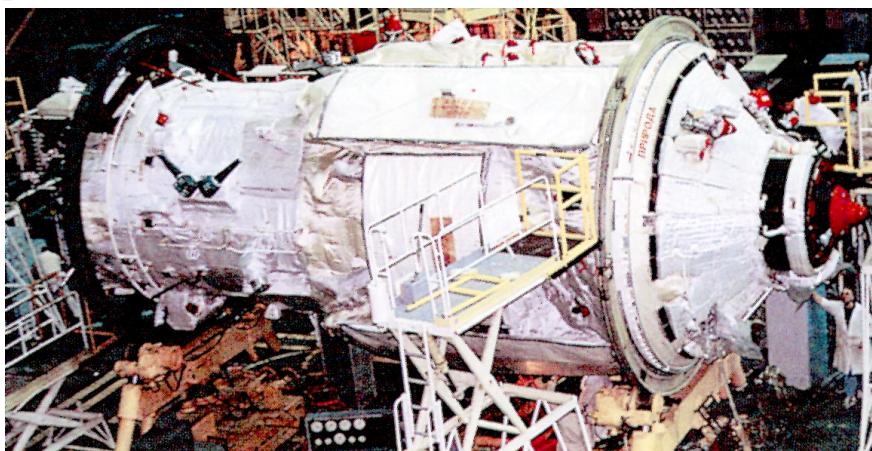


Орбитальная станция "Салют-7" и КА "Союз-Т" [60]



РДМТ-12 (17Д58Е)

ракетный двигатель малой тяги



Модуль "Природа" [61]

Предназначен для замены РДМТ-400 в системах управления движением спутников "Квант", "Кристалл", "Спектр", "Природа", "Алмаз".

Рабочие тела - тетроксид азота + НДМГ

$R_p = 12$ 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

$M_{dv.} = 0,55$ кг

$P_k = 9$ бар



РДМТ-12 [1]

РДМТ-135М

ракетный двигатель малой тяги



Блок корректирующих ЖРД [62]

Предназначен для использования в системах управления движением спутников серии "Космос", орбитальных станций "Мир" и Салют", КА "Союз-Т", "Союз-ТМ", "Прогресс".

Рабочие тела - тетроксид азота и НДМГ

$R_p = 135$ 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

$M_{dv.} = 1,2$ кг

Предназначен для использования в системах управления движением спутников серии "Космос", орбитальных станций "Мир" и Салют", КА "Союз-Т", "Союз-ТМ", "Прогресс".

Рабочие тела - тетроксид азота и НДМГ



РДМТ-135М [1]

$R_p = 135$ 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

$M_{dv.} = 1,5$ кг



РДМТ-200

ракетный двигатель малой тяги

Предназначен для использования в системах управления движением спутников КА "Алмаз".

Рабочие тела - тетроксид азота и НДМГ

$R_p = 200$ Н

Удельный импульс в непрерывном режиме 2500 м/с

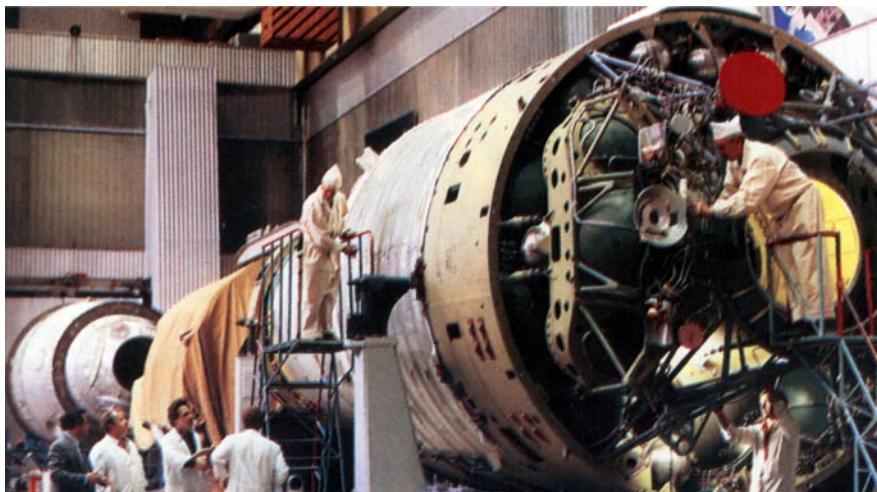
Время набора тяги до 0,9 от номинального значения 0,03 с

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



Монтаж станции "Алмаз" [61]

РДМТ-200К

ракетный двигатель малой тяги



РДМТ-200К [1]

Предназначен для использования в системах управления движением многоразовой транспортной космической системы "Буран".

Рабочие тела - газообразный кислород и керосин

$R_p = 200$ 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



МТКС "Буран" [60]

РДМТ-5

ракетный двигатель малой тяги



РДМТ-5 [1]

Предназначен для использования в средствах передвижения космонавтов в открытом космосе.

Рабочее тело - воздух

$R_p = 5$ 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

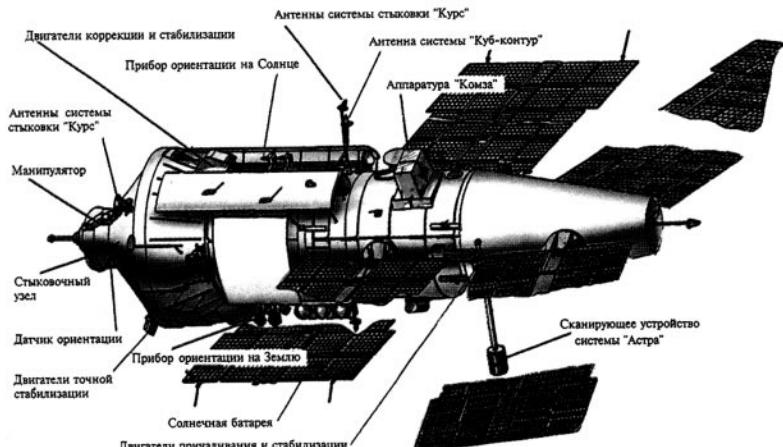
Напряжение питания клапанов 20...34 В

$M_{дв.} = 0,35$ кг



РДМТ-400

ракетный двигатель малой тяги



Модуль "Спектр" [61]



РДМТ-400 [1]

Предназначен для использования в системах управления движением спутников "Квант", "Кристалл", "Спектр", "Природа", "Алмаз".

Рабочие тела - тетроксид азота и НДМГ

$R_{\text{н}} = 400 \text{ Н}$

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

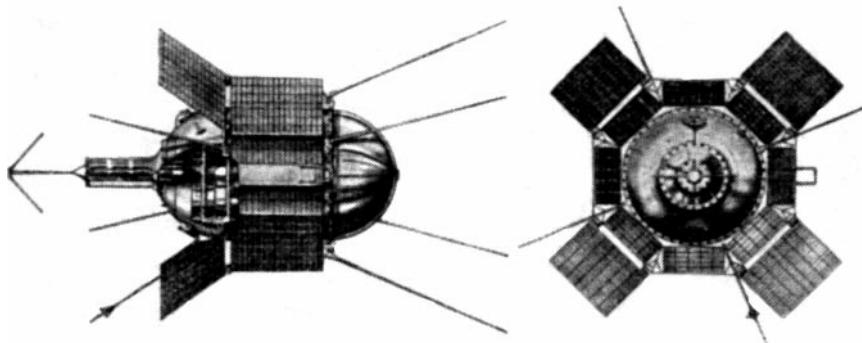
Токопотребление при $U=27 \text{ В} - 2 \text{ А}$

Напряжение питания клапанов 20...34 В

$M_{\text{дв.}} = 2,5 \text{ кг}$

РДМТ-50

ракетный двигатель малой тяги



Спутник "Космос" с молекулярным генератором на борту [63]

Предназначен для использования в системах управления движением спутников серии "Космос".

Рабочие тела - тетроксид азота и НДМГ

$R_{\text{н}} = 50 \text{ Н}$

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 $U=27 \text{ В} - 1 \text{ А}$

Напряжение питания клапанов 20...34 В



РДМТ-12 [1]

АОЗТ „Научно-исследовательский конструкторско-технологический институт турбокомпрессостроения, АООТ „Невский завод“

Газовые турбины

Паровые турбины

Доменные
компрессоры

Центробежные
компрессорные
машины

Компрессоры для
воздухо-
разделительных
установок

Нагнетатели
для
агломерационных
фабрик
и сталеплавильных
конвертеров

Нагнетатели для
коксовых батарей

Компрессоры и
нагнетатели для
химической
промышленности

Нагнетатели
природного газа

Осевые
компрессоры



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.

В настоящее время на газоперекачивающей станции “Мокроус” ДАО “Югтрансгаз” проходит 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” в настоящее время проектируется 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 компо-

ненты 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 НЭЛ 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.

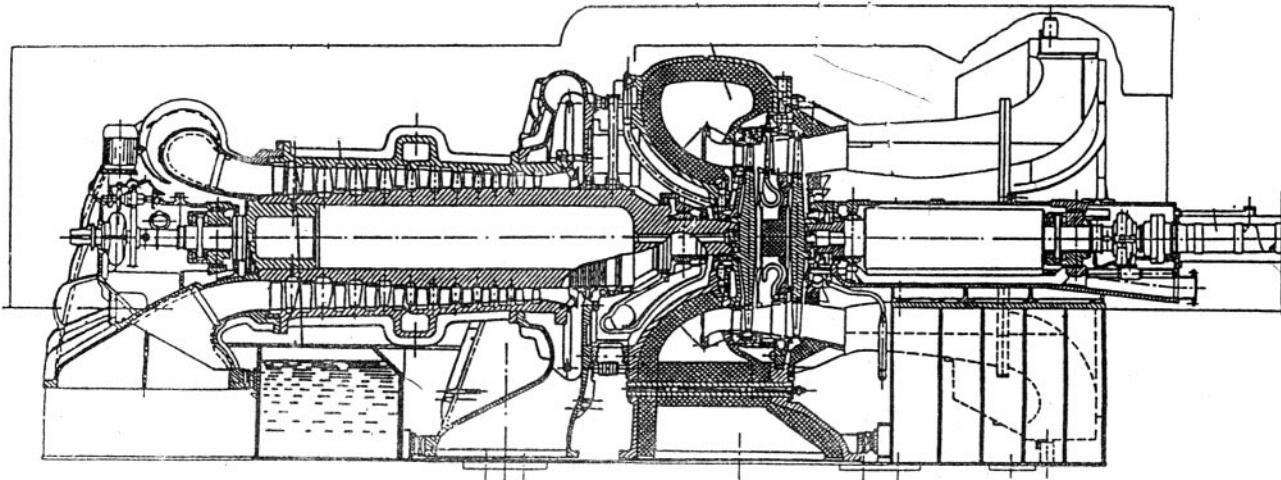
Снижение ресурсов при числе пусков, превышающем указанное, составляет 100 часов после каждого аварийного останова и 50 часов - после каждого нормального.

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 за-

траты 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 вследствии 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 гашения, 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 при-



ГТНР-21 [39]

менению газовых турбин производства “Невского завода” для выработки 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 ГТГ-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 ГТГ-12 и КМА-2. При конструкторской проработки были учтены все замечания, выявленные в период эксплуатации прототипов, а подача пара, как части рабочего тела, в значительной мере улучшил 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 АО “НИКТИТ”. Был выполнен проект модернизации агрегата ГТК-10 совме-

стно с ТОО “АББ-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 которых заранее готовится и затем подается в зону горения топливно-воздушная смесь. При этом концентрация оксидов азота и выхлопных газов не превышает 50 прм 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, 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

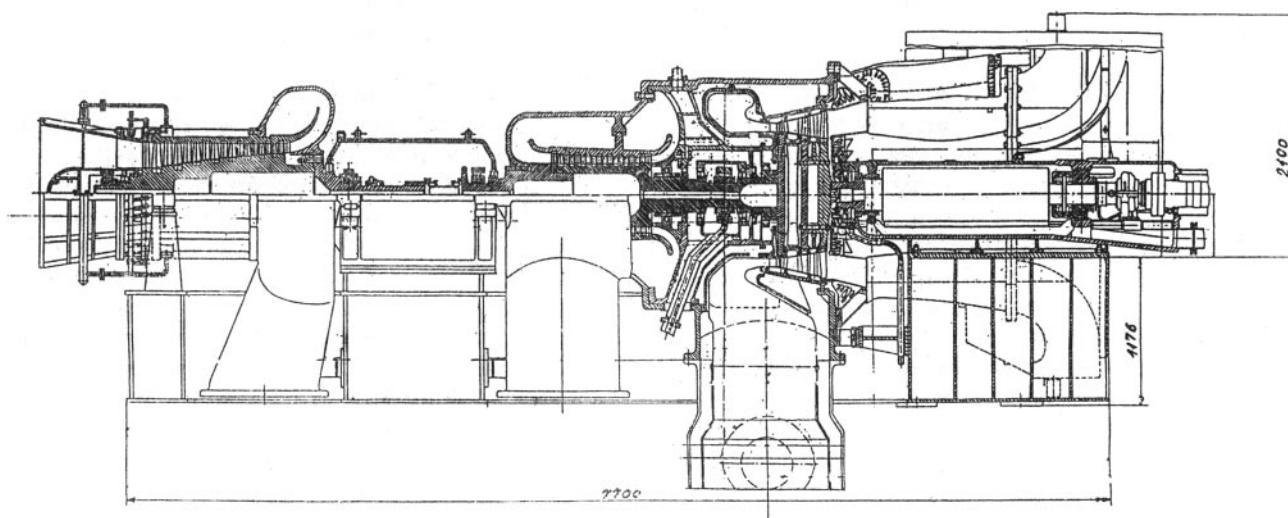
приводная газовая турбина

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 тур-



“Надежда” [39]

биной 811 К, 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, 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.

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

двуих 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 горения - 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 горения за счет тепла отработавших в турбине продуктов горения, 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 кв.м
Давление воздуха на входе 460 кПа
Температура воздуха: на входе 471 К, на выходе 687 К

Расход воздуха 300 т/ч.

Давление продуктов горения на входе 105 кПа

Температура продуктов горения на входе 580 К

Расход продуктов горения 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 град. 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 8,35x3,4x3,24 м
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, 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

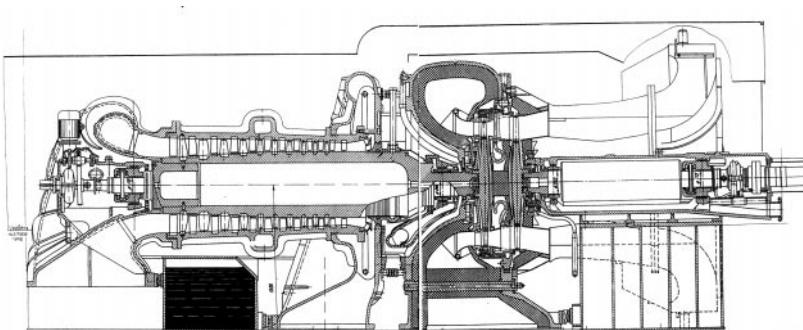
приводная газовая турбина

Мощность 10,0 МВт

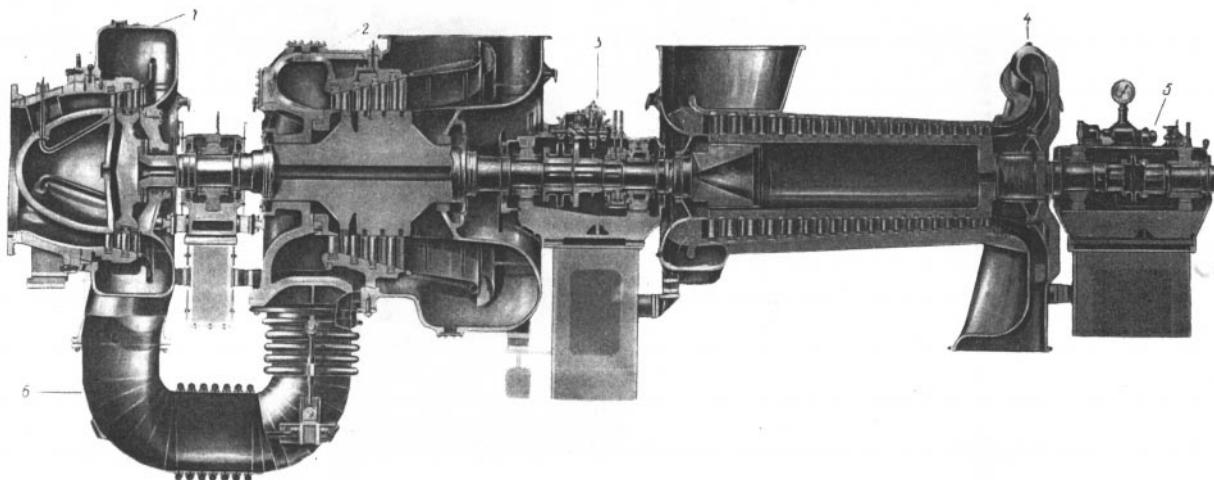
Год начала производства 1970

Покупатель Иранская газовая компания

Всего изготовлено 34 шт.



ГТК-10 [39]



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 электро-

приводом, 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 специфических 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 и отдельным ротором силовой турбины. Двухвенечный диск ВД 6 крепится консольно к ротору и служит для привода осевого (циклического) компрессора. Одновенечный диск силовой турбины 8 имеет аналогичное крепление и служит для привода перекачивающего нагнетателя.

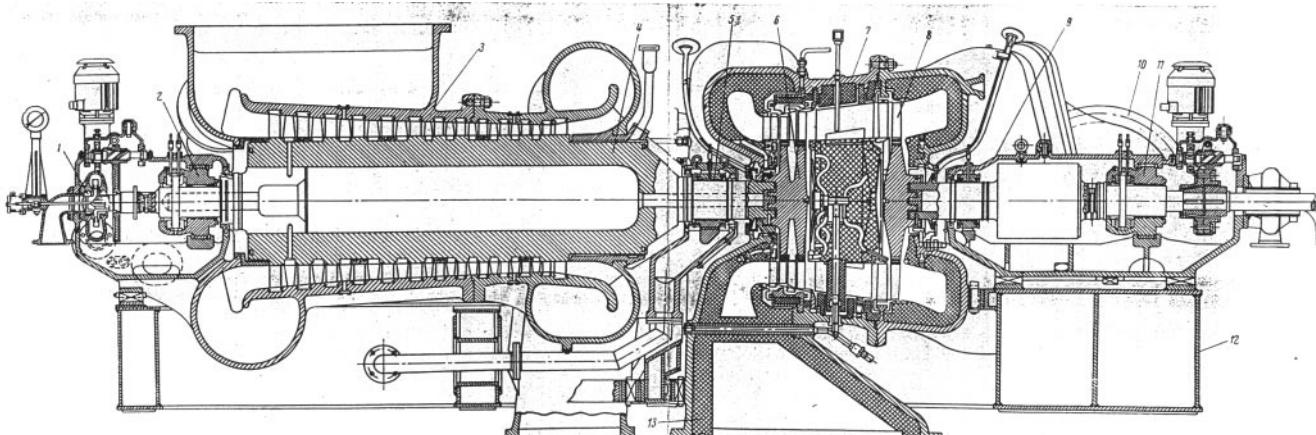
Впуск рабочего газа в корпус осуществляется через патрубок нижней половины 13, а выхлоп - через раздвоенный осевой патрубок 10.

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 высыпания, 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, отбиаемый из сети, и срабатывавший 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.



ГТ-700-5 [39]

Все основные операции: запуск, останов и управление агрегата - полностью автоматизированы. Агрегат обустроен 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.

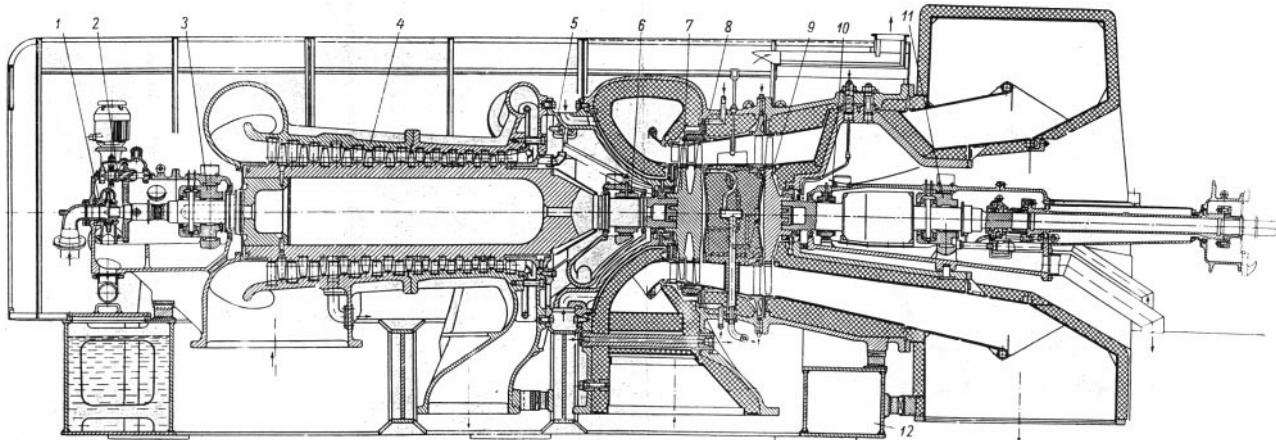
Температура газа перед турбиной 1023 К

Номинальная мощность при температуре наружного воздуха 15 град. 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.



ГТ-750-6 [39]

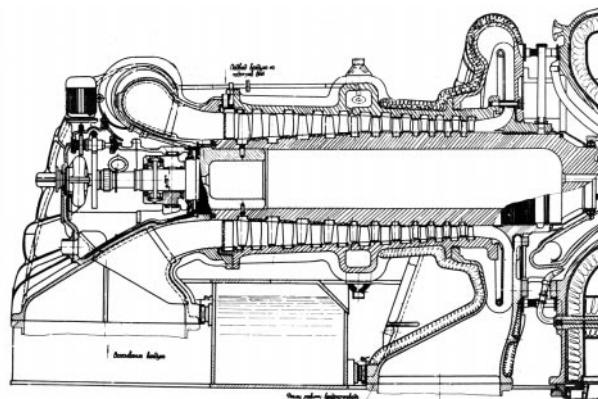
Число оборотов ротора турбокомпрессора 5200 об./мин.

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, выполнена на базе надежной газотурбинной установки, находящейся в эксплуатации длительное время (работает в настоящее время 1050 газотурбинных установок). Общее время наработки более 50 млн. часов.

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.

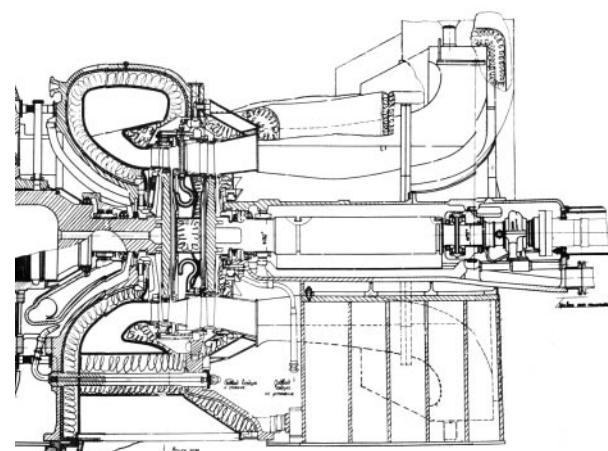
Газотурбинная установка собирается на общей раме и испытывается на стенде завода под полной нагрузкой и отгружается заказчику в полностью собранном виде. На месте монтажа разборка блока турбогруппы не требуется.

Вырабатываемая мощность 12000 кВт
Коэффициент полезного действия 33%

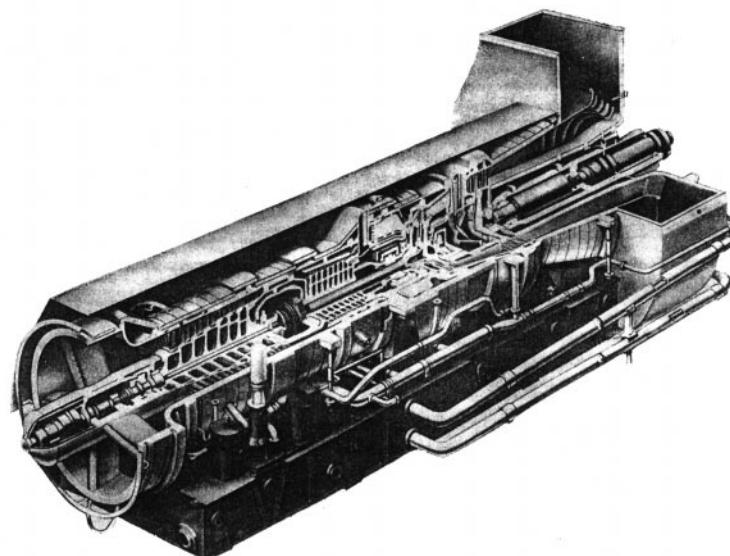
Количество получаемого тепла 14 Гкал
Возможен впрыск пара в камеру сгорания.

Максимальная мощность при температуре наружного воздуха ниже 15 град. С 14500 кВт

Год начала производства 1994. Покупатель Аргентина. Всего изготовлено 1 шт.



ГТЭР-12 [39]



ГТН-25 [39]

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, пол-

ностью 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 давле-

ния жесткой муфтой. Вал ротора низкого давления проходит сквозь центральное отверстие в валу ротора компрессора и турбины высокого давления. Ротор низкого давления опирается 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 25 000 кВт (при температуре наружного воздуха 25 град. 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.

Газовые 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 срока службы 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 патогазовых установок.

АО “Невский завод” изготавливает для реконструкции ТЭЦ с турбинами типа ВПТ-25-90 производства ЛМЗ-УМЗ 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 реконструкции фундамента. Объем замены вспомогательного оборудования, так и замену отдельных элементов. 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.

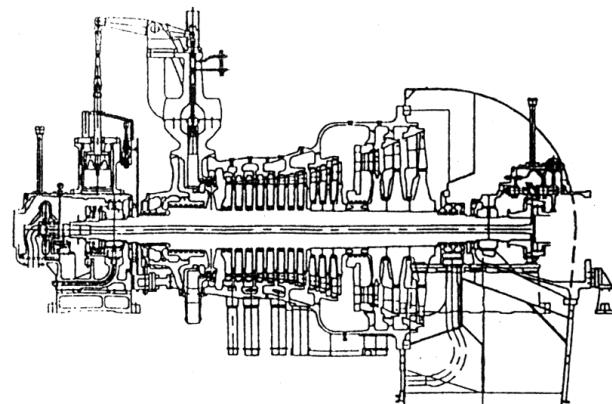
АК-2,5

энергетическая паровая турбина

Мощность 2,5 МВт
Год начала производства 1953
Место установки - электростанции СНГ
Всего изготовлено 8 шт.

АТ-4

энергетическая паровая турбина
 Мощность 4 МВт
 Год начала производства 1955
 Место установки - электростанции
 СНГ, Польши
 Всего изготовлено 5 шт.



Т-30-90-1 [39]

АП-4

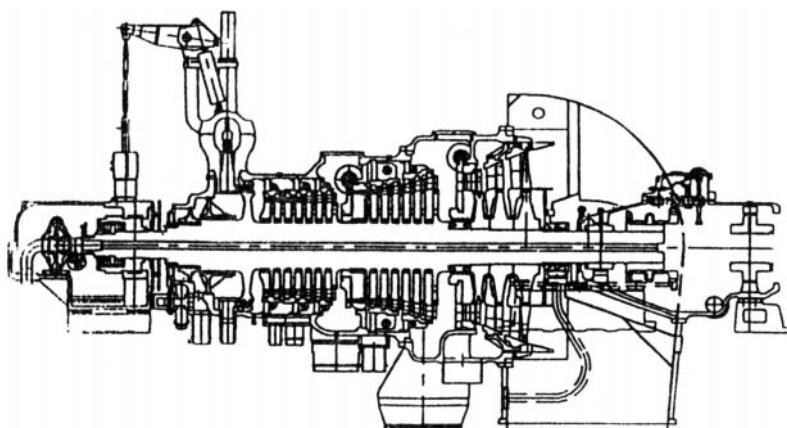
энергетическая паровая турбина
 Мощность 4 МВт
 Год начала производства 1953
 Место установки - электростанции
 СНГ, Польши, Болгарии
 Всего изготовлено 18 шт.

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



ПТ-25/30-8,8/1,1 [39]

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-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.

Температура:
 питательной воды 434 К,
 охлаждающей воды 298 К
 Год начала производства 1956
 Место установки - металлургические
 предприятия СНГ, Индии, Китая, Бол-
 гарии, Румынии, Турции, Венгрии,
 Югославии, Ирана, Египта, Пакистана
 Всего изготовлено 89 шт.

К-9-35

приводная паровая турбина
 Мощность 9 МВт
 Год начала производства 1967
 Место установки - Металлургические
 предприятия СНГ
 Всего изготовлено 2 шт.

АКВ-9

приводная паровая турбина
 Мощность 9 МВт
 Год начала производства 1950
 Место установки - металлургические
 предприятия СНГ

АКВ-14

приводная паровая турбина
 Мощность 14 МВт
 Год начала производства 1952
 Место установки - металлургические
 предприятия СНГ
 Всего изготовлено 21 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 5,60 кПа
 Температура:
 питательной воды 436 К,

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,

ставляется 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 остановку для отсоса паро-воздушной 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.

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 Бара
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 5,07x3,65x2,565 м
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 град.) 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 5010x3650x2445 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 Бара
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 град.) 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 Бара

Температура 708 К

Допускаемые пределы изменения частоты вращения ротора 3900...5400 об./мин.

Номинальная температура питательной воды после регенеративного подогрева (пред. откл. +/- 10 град.) 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 Бра

Габаритные размеры 5,010x3,650x2,445 м

П-16-3,4/0,8

Приводная паровая турбина

Мощность 15800 кВт

Начальные параметры газа: $P = 3,43$ МПа, $T = 708$ 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:

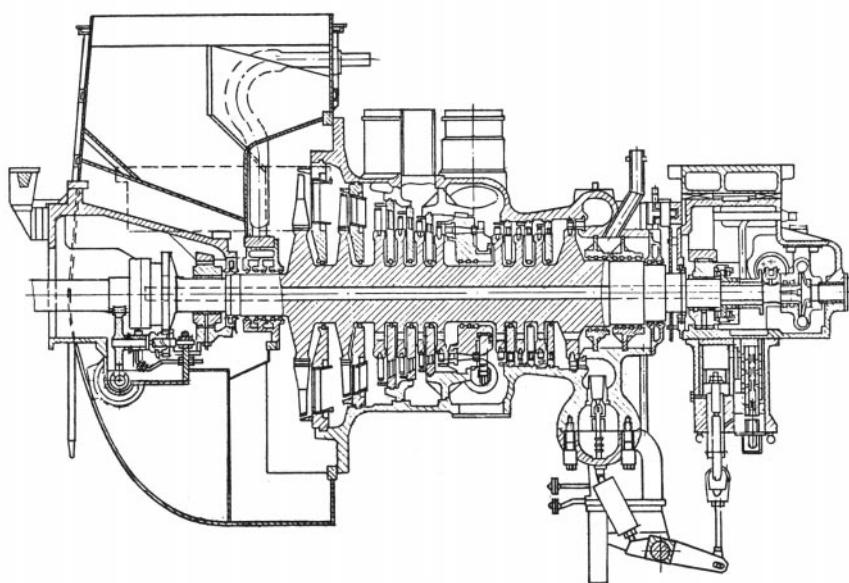
питательной воды 435 К

охлаждающей воды 298 К

Год начала производства 1988

Место установки - металлургические предприятия СНГ

Всего изготовлено 4 шт.



T-30-90-1 [39]

Центробежные компрессорные машины

Центробежные компрессорные машины (ЦКМ) “Невского завода” имеют производительности в диапазоне от 30 до 27 000 куб.м/мин., диапазон давлений от 0,01 до 30 МПа, потребляемые мощности составляют от 600 до 30 000 кВт. Приводом ЦКМ, как правило, служат электродвигатели (до 20 000 кВт). Наиболее крупные по потребляемой мощ-

ности компрессоры и нагнетатели поставляются с паровыми и газовыми приводными турбинами собственной конструкции и изготовления.

Компрессоры с маркой НЭЛ успешно работают не только в различных районах нашей страны и ближнего зарубежья, но также на предприятиях Алжира, Боливии, Болгарии, Венгрии, Ин-

дии, 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.

Доменные компрессоры

С 1934 по 1952 гг. для доменных печей объемом 80 ... 1500 куб.м “Невский завод” изготавливали нагнетатели производительностью 2000...4000 куб.м/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

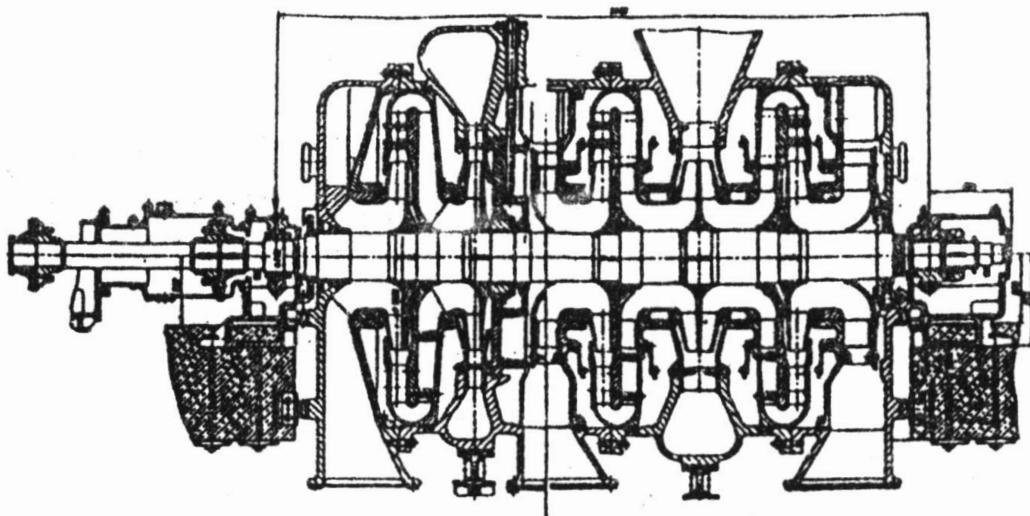
металлургических заводах машин с целью повышения конечного давления. Одновременно была произведена и реконструкция турбин АКВ-9 и АКВ-12 с целью увеличения их мощности до 14 МВт.

Продолжавшееся совершенствование доменного процесса заключалось в дальнейшем увеличении объема доменных печей до 2700 куб.м, 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 целесообраз-

ность 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 1971-1972 гг. на металлургических заводах страны вводятся новые домны-гиганты объемом 2700 и 3200...3600 куб.м, для работы которых потребовались компрессоры производительностью 7000 куб.м/мин. с давлением 0,52 МПа (соответственно). Для этих гигантов были созданы компрессоры К-7000-41-1 с турбиной типа Т-30-90-1 мощностью 30 МВт.

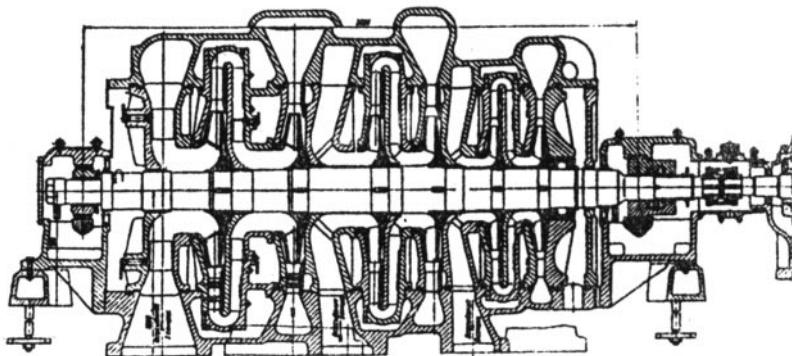
За весь послевоенный период для доменных печей было изготовлено около 300 агрегатов 17 типоразмеров на общую потребляемую мощность свыше 3500 МВт.



K-7000-71-1 [39]

Компрессоры для воздухоразделительных установок

Применение в широких масштабах кислорода как интенсификатора химических и металлургических процессов началось с 1953 г. На “Невском заводе” создается первый воздушный компрессор для подачи воздуха в воздухоразделительные установки производительностью 500 куб.м/мин. и давлением 0,74 МПа. Затем создается ряд компрессоров на такие же давления производительность 350, 900 и 1500 куб.м/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 3000 куб.м/мин. и давлением 0,64...0,75 МПа. Для его привода применяется паровая турбина



K-905-61-1 [39]

мощностью 18 МВт. В 1981 г. начато изготовление компрессора производительностью 3000 куб.м/мин. с приводом от электродвигателя.

Всего для воздухоразделительных установок “Невский завод” изготовил около

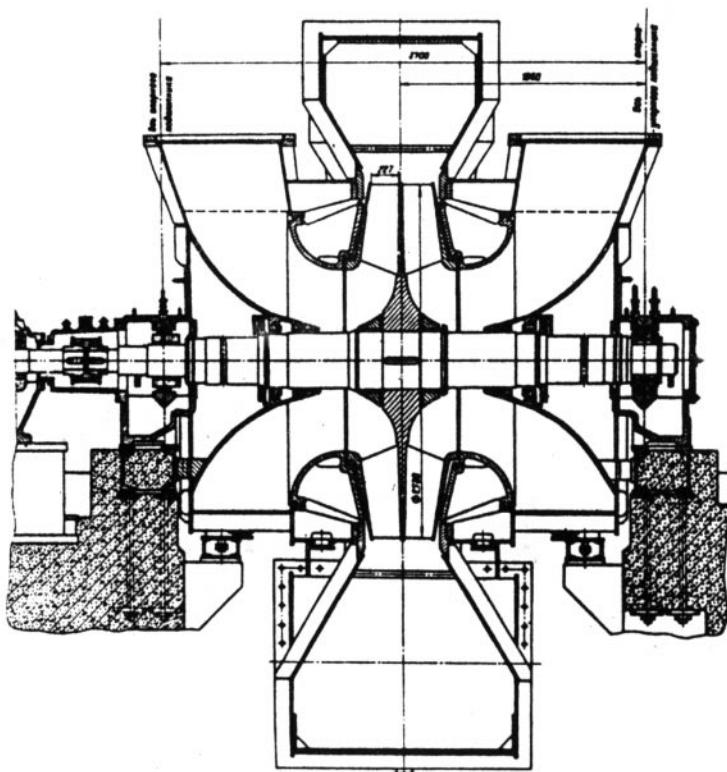
100 агрегатов 13 типоразмеров на общую потребляемую мощность около 4600 МВт.

Нагнетатели для агломерационных фабрик и сталеплавильных конвертеров

Агломерационные нагнетатели служат для просасывания воздуха через слой шихты, находящейся на спекательных тележках, поочередно проходящих зоны сушки, выкигания 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/куб.м при сухой газоочистке) и при температуре 333...343 К (с запыленностью до 100 мг/куб.м при мокрой газоочистке).

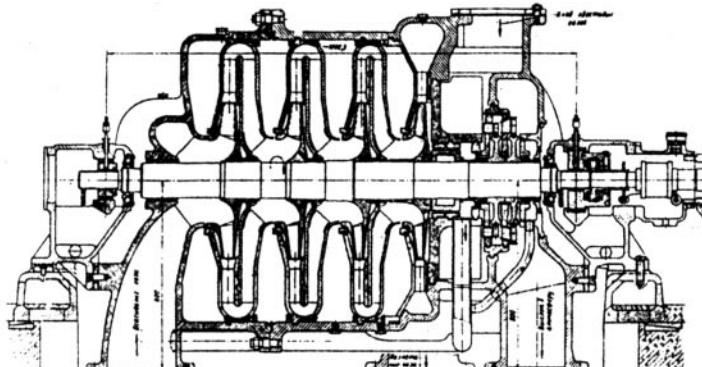
До последнего времени развитие процесса агломерации шло по линии увеличения их производительности по агломерату, что приводило и к увеличению количества отсасываемых газов. Агломерационные нагнетатели “Невского завода” рассчитаны на производительности 3500, 6500, 7500, 9000 и 12000 куб.м/мин. и напор 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 на общую потребляемую мощность свыше 1200



12000-11-1 [39]

Компрессоры и нагнетатели для химической промышленности



540-41-1 [39]

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.

Рассмотрим особенности применения машин “Невского завода” для ряда производств химии и нефтехимии.

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 изготавливались 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 куб.м/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 куб.м/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 куб.м/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 куб.м/мин. при напоре 3000 мм вод.ст.) Предприятие по переработке природного и нефтяного газа, оснащалось 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 куб.м/мин. и 600 куб.м/мин. на давление 3,9...4,4 МПа с конечным давлением 2,1 МПа, обеспечивающие трехизотерм-

ные холодильные (этиленовые) циклы этиленового производства; компрессоры для сжатия газа пропилена производительностью 55...60 куб.м/мин., давлением 2,1 МПа, также обеспечивающие трехизотермные холодильные (пропилевые) циклы этиленового производства; нагнетатели производительностью 45 и 50 куб.м/мин. на давление 1,8...2,1 МПа, работающие на пропилене и применяемые как тепловые насосы;

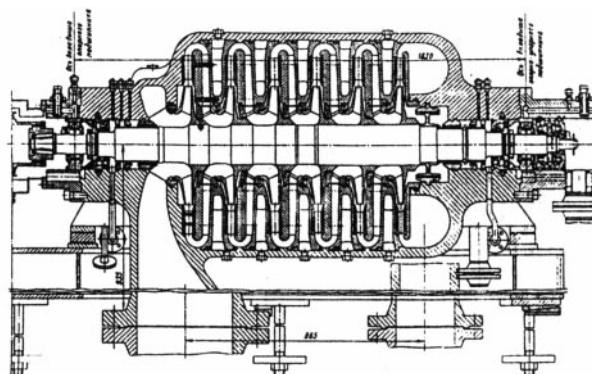
- для промышленного производства ацетилена из природного газа созданы компрессоры производительностью 500 куб.м/мин., давлением 1,1 МПа, работающие на пропогазе;

- для производства синтетического каучука созданы компрессоры производительностью 400 куб.м/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 куб.м/мин. и 800 куб.м/мин., конечное давление 3,6...4,1 МПа.

Для газофракционирующих установок нефтеперерабатывающих заводов созданы нагнетатели жирного нефтяного газа производительностью 340 куб.м/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.



K-890-121-1 [39]

Нагнетатели для коксовых батарей

Для отсасывания газа от коксовых батарей “Невский завод” начал изготавливать 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 куб.м/мин. и создавали напор 3000 мм вод.ст. В 1956 г. изготовление этих нагнетателей было передано заводу “Дальэнергомаш”.

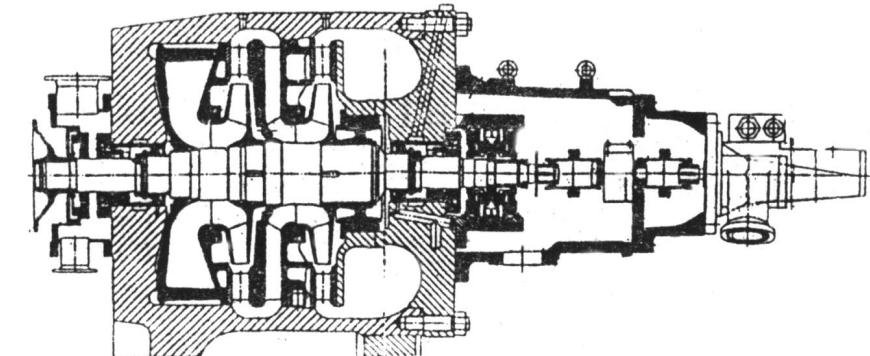
Нагнетатели природного газа

“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 1960-1968 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.куб.м в сутки с конечным давлением 5,6 МПа. Позднее было начато изготовление газоперекачивающего агрегата с нагнетателем 370-18-1 производительностью 37 млн. куб.м 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 1977-1979 гг. разработан и с 1981 г. изготавливается агрегат с полнонапорным двухступенчатым нагнетателем 235-21-1 производительностью 19 млн.куб.м в сутки с конечным давлением 7,6 МПа и приводом от той же установки.

В 1977 г. “Невским заводом” разработан, изготовлен и поставлен газопере-



K-890-121-1 [39]

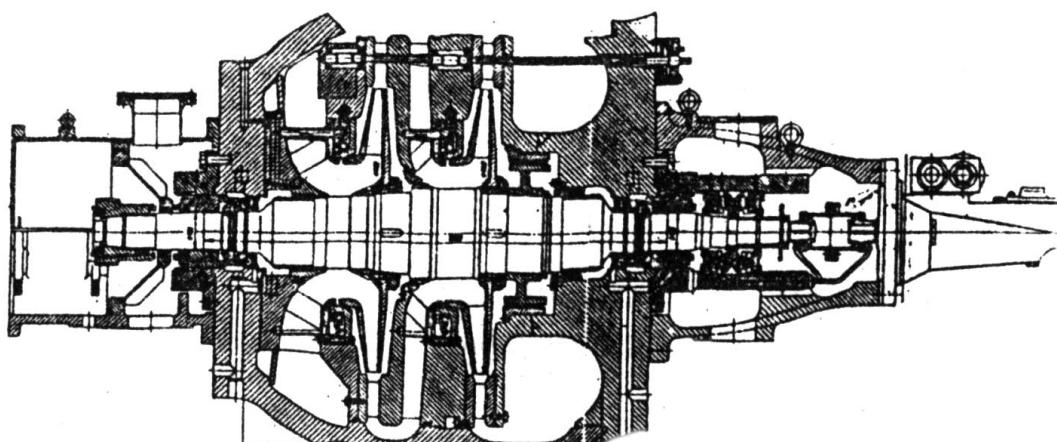
качивающий агрегат производительностью 53 млн.куб.м в сутки на конечное давление 7,6 МПа с приводом от газотурбинной установки ГТН-25 мощностью 25 МВт.

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.

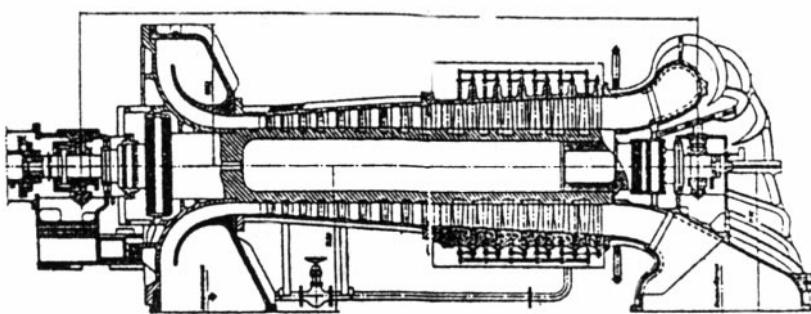
Впервые в мировой практике двухступенчатый НПГ выполнен с входными регулирующими аппаратами (ВРА) перед входом в рабочие колеса обоих ступеней.

В 1995 г. на магистральных газопроводах России 51,6% установленных нагнетателей природного газа были конструкции “Невского завода” и перекачивали 50,2% общего объема газа.



K-890-121-1 [39]

Осевые компрессоры



K-905-61-1 [39]

В конце 80-х и начале 90-х гг. выявились 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 куб.м/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 $Q_{\text{номп}} / Q_{\text{макс.}} = 0,48$. 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 куб.м/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/куб.м

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 4600...5200 об./мин.

К-4300-1

Сжимаемая среда - воздух

Объемная производительность при условиях всасывания 4280 куб.м/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/куб.м

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 куб.м/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/куб.м

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 куб.м/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/куб.м

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.

АООТ „Опытно-конструкторское бюро моторостроения“



**M14
M14B26
M14B2
M25
M16
M17
M18
M29
M5
M3
M7**



M14

авиационный поршневой двигатель



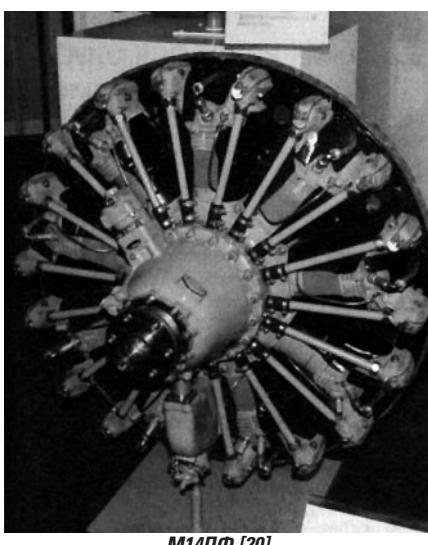
M14П [1]



Су-26 [2]



Як-58 (VIISh MT-Propeller) [1]



M14ПФ [20]



Су-29 (VIISh MTV-3/9) [2]



Як-54М (VIISh MTV-9) [1]



Су-31 (VIISh MTV-3/9) [2]



Як-18Т [2]



СМ-92 "Финист" [1]



И-3 (VIISh B530/MTV-9-8C) [20]

Авиационный поршневой 9-цилиндровый четырехтактный двигатель воздушного охлаждения **M14П** может эксплуатироваться на самолетах в прямом и перевернутом положении. Общие характеристики двигателей семейства M14П: частота вращения коленчатого вала 2950 об./мин., масса 214 кг, диаметр 965 мм, длина 924 мм, межремонтный ресурс 1000 часов.

Модификации M14Х, M14ПТ, M14ПФ, M14ПС, M14ПР, M14ПМ/ПМ1, M14СХ, M9Ф/ФТ предназначены для установки на спортивно-акробатических, административных и сельскохозяйственных самолетах.

Двигатели семейства M14П выпускаются на Воронежском механическом заводе и на заводе Aerostar в Румынии.

Модификации:

M14Х имеет вал с гладким фланцем, оснащен системой автоматизированного запуска и удаления конденсата. $N_{взл.} = 360$ л.с. Суд.взл. = 0,210 кг/л.с.ч Удельная масса 0,594 кг/л.с. Устанавливается на самолетах Су-26, Су-29, Су-31, Як-54, Т-401, СМ-92 "Финист" и др.

M-14ПМ - это двигатель с толкающим воздушным винтом без редуктора, измененным оребрением головок цилиндров для улучшения охлаждения. $N_{эф.} = 315$ л.с. Суд.взл. = 0,210 кг/л.с. Обороты вала воздушного винта 2575 об./мин. Удельная масса 0,66 кг/л.с. Применяется на самолете "Молния-1".



“Молния-01” [1]



Су-38 (VIIS MTV-3) [6]



А-27 “Лагуна” [1]

На **М-14ПМ1** применен модернизированный редуктор. $N_{\text{эф.}} = 360$ л.с. Суд.кр. = 0,210 кг/л.с.ч. Пвала воздушного винта = 2600 об./мин. Устанавливается на самолете “Молния-1”.

М-14ПТ имеет вал с гладким фланцем. Оснащается толкающим воздушным винтом. Установлен генератор мощностью 6 кВт. Имеется дополнительный привод отбора мощности до 5 кВт на компрессор системы кондиционирования. $N_{\text{эф.}} = 360$ л.с. Суд.кр. = 0,210 кг/л.с.ч. Пвала вв = 1900 об./мин. Удельная масса 0,6 кг/л.с. Область применения - самолет Як-58.

М-14ПФ - двигатель с тянувшим воздушным винтом. Изменена конструкция приводного нагнетателя. $N_{\text{эф.}} = 400$ л.с. Суд.кр. = 0,215 кг/л.с.ч. Пвала вв = 1975 об./мин. Удельная масса 0,53 кг/л.с. Область применения - самолеты Су-29, Су-31, Су-26М.

В **М14ПР** изменена конструкция генератора и введен отбор топлива для струйных насосов. $N_{\text{эф.}} = 360$ л.с. Суд.взл. = 0,210 кг/л.с.ч. Удельная масса 0,6 кг/л.с. Устанавливается на самолеты Т-401.

В **М14ПС** изменена конструкция привода генератора. Вал с гладким флан-

цем. $N_{\text{эф.}} = 360$ л.с. Суд.взл. = 0,210 кг/л.с.ч. Удельная масса 0,594 кг/л.с. Устанавливается на самолете Ту-24СХ.

На **М14СХ** установлен электростартер гидронасоса и дополнительный генератор. $N_{\text{эф.}} = 360$ л.с. Суд.взл. = 0,210 кг/л.с.ч. Удельная масса 0,615 кг/л.с. Предназначен для самолета Су-38.

М9Ф/М9ФТ - 9-цилиндровый двигатель. $N_{\text{эф.}} = 400$ л.с. Суд.кр. = 0,185-195 кг/л.с.ч. Применение - спортивные, административные и сельскохозяйственные самолеты.

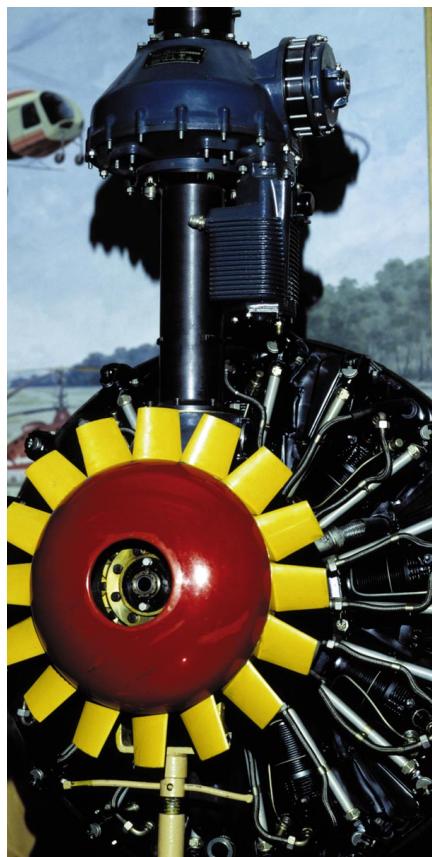
M14B26

авиационный поршневой двигатель

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.



Ка-26 [2]



M14B26 [32]



M14B2

авиационный поршневой двигатель

Четырехтактный двигатель воздушного охлаждения с карбюраторным смесеобразованием **M14B2** 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.

Н_{эф.} = 400 л.с.

Пыводного вала = 865 об./мин.

Суд.кр. = 0,190 кг/л.с.ч

М_{дв.} = 254 кг

Габаритные размеры 1102 x 985 мм



Ми-34А [31]

M25

авиационный поршневой двигатель

M25 - это 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.

Н_{эф.} = 450 л.с.

Суд.кр. = 0,185 кг/л.с.ч

Пвала вв = 1900 об./мин.

Направление вращения вала воздушного винта (смотреть со стороны двигателя на винт) - против часовой стрелки
М_{дв.} = 215 кг

Д_{дв.} = 985 мм

h_{дв.} = 1150 мм

Модификация **M25-01** оснащена турбокомпрессором для поддерживания мощности двигателя до расчетной высоты полета.

M16

авиационный поршневой двигатель

Четырехтактный двигатель **M16** воздушного охлаждения с непрерывным впрыском топлива, тянувшим воздушным винтом имеет 8 цилиндров, которые расположены X-образно.

Двигатель находится в стадии разработки.

Н_{эф.} = 300 л.с.

Пыводного вала = 2800 об./мин.

Направление вращения выводного вала (смотреть со стороны двигателя на винт) - по движению часовой стрелки
Суд.кр. = 0,180 кг/л.с.ч

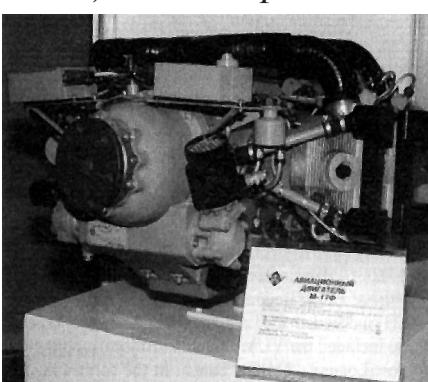
М_{дв.} = 150 кг

Габаритные размеры 720x720x950 мм

Область применения - спортивные самолеты Як-56 и Як-57.

M17

авиационный поршневой двигатель



M17Ф [20]

Четырехтактный двигатель воздушного охлаждения **M17** со впрыском топлива низкого давления и электрозапуском имеет 4 цилиндра, расположенных напротив друг друга.

Область применения - самолет-амфибия Бе-103, самолеты Ил-103, Як-112. Выпускается на Воронежском механическом заводе.

N = 175 л.с. (предусмотрено форсирование до 200 л.с.)
Пыводного вала = 2950 об./мин.

Направление вращения выводного вала (смотреть со стороны двигателя на винт) - по движению часовой стрелки
Суд.кр. = 0,175 кг/л.с.ч

М_{дв.} = 118 кг

Габаритные размеры 550 x 830 x 1000 мм

M17Ф - форсированная модификация M17 для самолета-амфибия Бе-103, самолетов Ил-103, Як-112, Ту-34, экраноплана РТ-6.

Н_{эф.} = 230 л.с.

Суд.кр. = 0,185 кг/л.с.ч

М_{дв.} = 130 кг

Габаритные размеры 600 x 830 x 900 мм



M18

авиационный поршневой двигатель

Двухтактный карбюраторный двухцилиндровый двигатель **M18-01** с запуском от ручного стартера применяется на сверхлегких ЛА и мотодельтапланах.

Выпускается на Воронежском механическом заводе.

Н.эф. = 40 л.с.

П.выводного вала = 2200 об./мин.

Направление вращения выводного вала (смотреть со стороны двигателя

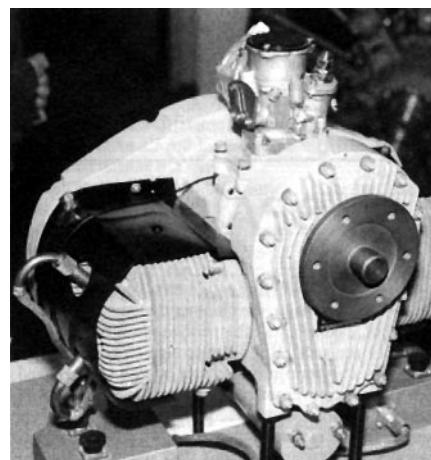
на винт) - по движению часовой стрелки

Суд.кр. = 0,350 кг/л.с.ч

Мдв. = 28 кг

Габаритные размеры 500 x 500 x 350 мм

Модификация **M18-02** мощностью 55 л.с. может запускаться и от электростартера.



M18-02 [20]

M29

авиационный поршневой двигатель

Двухтактный 4-цилиндровый двигатель **M29** с оппозитным расположением цилиндров воздушного (принудительного) охлаждения, с электрозапуском и редуктором применяется на самолете "Авиатика-890", беспилотных ЛА, сверхлегких ЛА и мотодельтапланах.

Выпускается на Воронежском механическом заводе.

Направление вращения выводного вала (смотреть со стороны двигателя на винт) - против движения часовой стрелки

Габаритные размеры 570 x 470 x 450 мм

Н.эф. = 75 л.с.

Мдв. = 35 кг

Суд.кр. = 0,350 кг/л.с.ч

П.выводного вала = 2500 об./мин.

M5

авиационный поршневой двигатель

Количество цилиндров 5

Н.эф. = 160 л.с.

Суд.кр. = 0,190 кг/л.с.ч

П.коленчатого вала = 2950 об./мин.

Мдв. = 115 кг

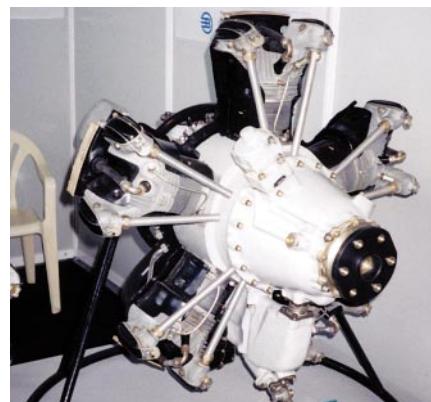
Ддв. = 885 мм

Лдв. = 924 мм

Межремонтный ресурс 1000 ч.

Применение - спортивные, административные и сельскохозяйственные самолеты.

Подготовка к производству проводится на Воронежском механическом заводе.



M-5 [1]

M3

авиационный поршневой двигатель

Четырехтактный двигатель **M3** воздушного охлаждения с тянувшим винтом имеет 3 цилиндра, расположенные звездообразно.

Область применения - самолет СЛ-90.

Воздушный винт - ВМ-3-0.

Подготовка к производству проводится на Воронежском механическом заводе.

Н.эф. = 105 л.с.

П.выводного вала = 2800 об./мин.

Направление вращения выводного вала (смотреть со стороны двигателя на винт) - против движения часовой стрелки

Суд.кр. = 0,215 г/л.с.ч

Габаритные размеры 965 x 624 мм



M7

авиационный поршневой двигатель

Количество цилиндров 7

Нэф. = 260 л.с.

Суд.кр. = 0,190 кг/л.с.ч.

Пколенчатого вала = 2950 об./мин.

Мдв. = 156 кг

Ддв. = 885 мм

Lдв. = 924 мм

Межремонтный ресурс 1000 ч.

Применение - спортивные, административные и сельскохозяйственные самолеты.

Подготовка к производству проводится на Воронежском механическом заводе.

АО „Омское моторостроительное конструкторское бюро“

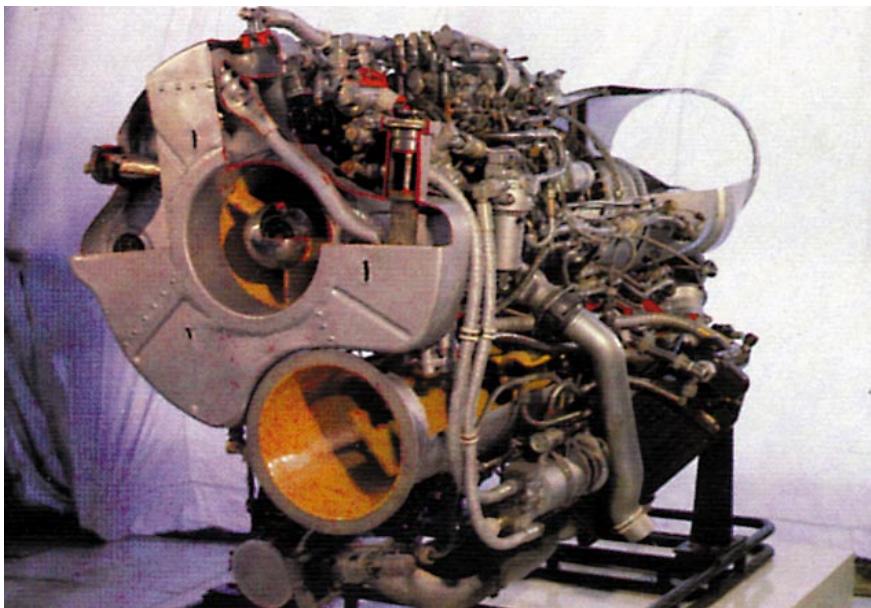


**ВСУ-10
ВГТД-43
ГТД-3
ТВД-10
ТВД-20
ТВ-0-100
ТРДД-50
ГТД-400**



ВСУ-10

вспомогательный газотурбинный двигатель



ВСУ-10 [33]



Ил-86 [15]



Ил-96-300 [34]

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 осцентробежный компрессор. Число ступеней увеличено на одну по сравнению с базовым генератором. Свободная турбина имеет две ступени. Передача мощности от свободной турбины на привод-

ной 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.

М_{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 ≤ 430,5 К

ПАРАМЕТРЫ ОТБИРАЕМОЙ

ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ

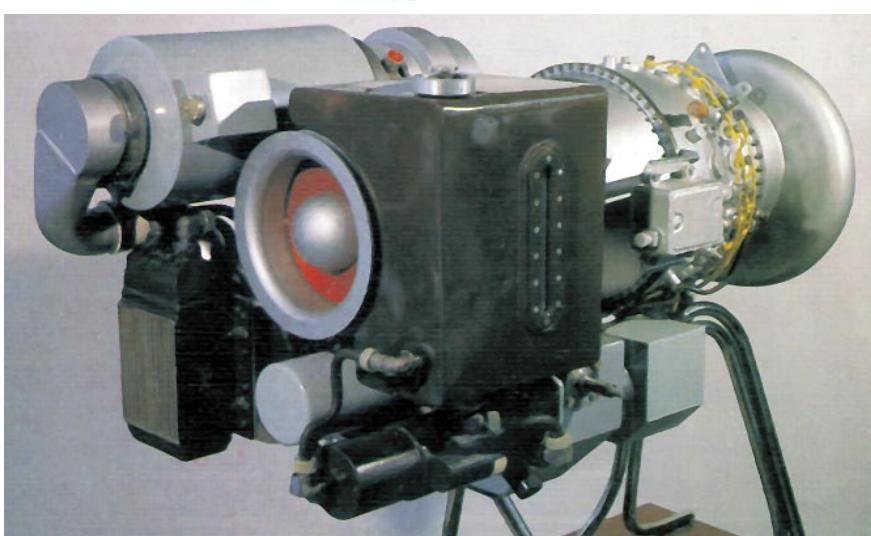
Мощность 40...60 кВт

Напряжение 208/120 В

Частота 400 Гц

ВГТД-43

вспомогательный газотурбинный двигатель

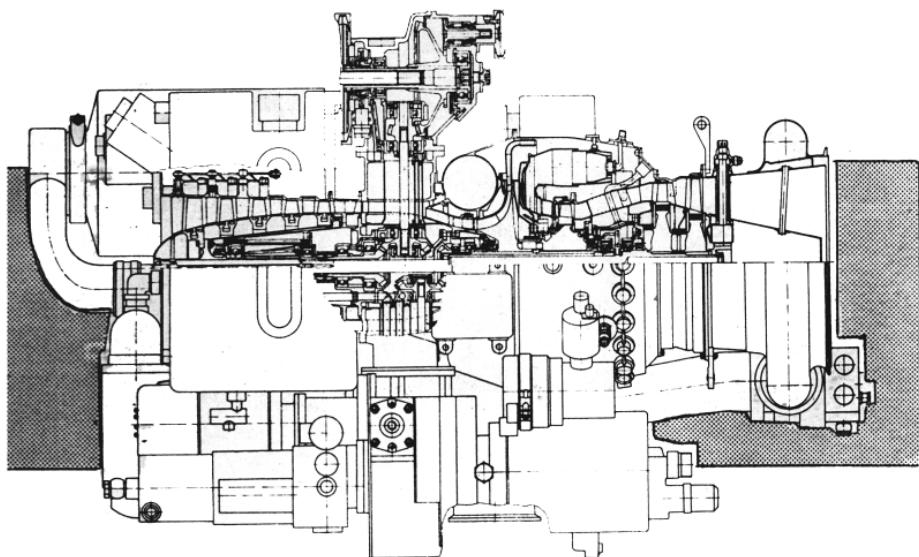


ВГТД-43 [33]

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 регулирования электрон-



Ил-86 [15]

ная 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

$G_v = 1,9 \text{ кг/с}$
 $G_{\text{полн.}} = 4,9 \text{ кгс/см}$
 $T_{\text{полн.}} = 523 \text{ К}$



Ту-204 [20]

ПАРАМЕТРЫ ОТБИРАЕМОЙ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ

Мощность 30 кВт (при максимальном отборе воздуха), длительно, не более 4 часов, без отбора воздуха до $H = 11000 - 90 \text{ кВт}$

Суд. = 0,316 кг/л.с.ч

Высотность запуска до 10000 м

Мдв.без генератора = 229 кг (с системами запуска, контроля, автоматического управления, отбора и перепуска воздуха)
Габаритные размеры 650x720x1300 мм

ГТД-3

авиационный турбовальный двигатель



Ка-25ПЛ [35]



ГТД-3Ф [12]

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).

$N_{\text{взл.}} = 900 \text{ л.с.}$

$N_{\text{кр.}} = 479 \text{ л.с.}$

$C_{\text{взл.}} = 0,300 \text{ кг/л.с.*ч.}$

$C_{\text{кр.}} = 0,378 \text{ кг/л.с.*ч.}$

$G_{\text{взл.}} = 4,65 \text{ кг/с}$

$\pi_{\text{к взл.}} = 6,5$

$T_{\text{взл.}} = 1142 \text{ К}$

Масса 240 кг

Ширина 900 мм

Длина 2295 мм

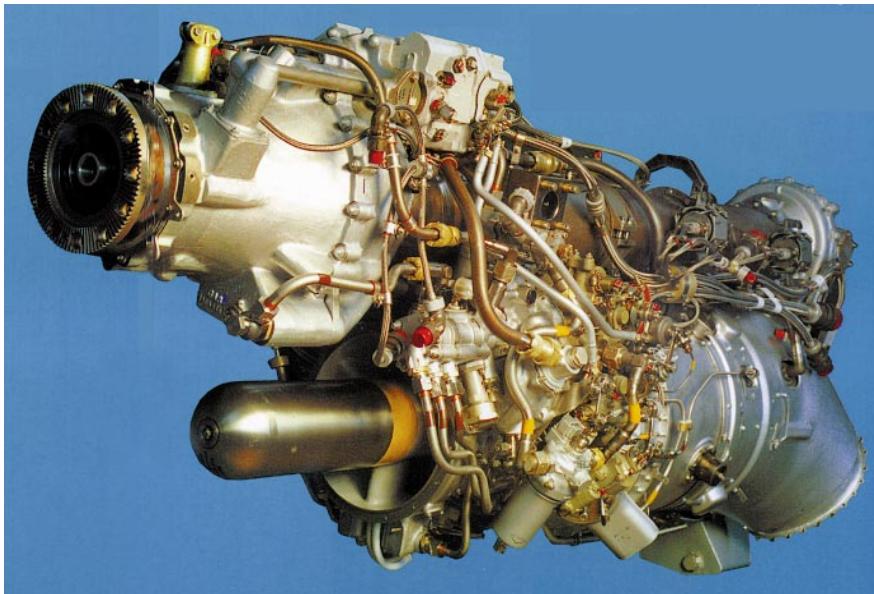
Высота 580 мм

Модификация ГТД-3БМ имела мощность 990 л.с.



ТВД-10

авиационный турбореактивный двигатель



TWD-10B [36]



Бе-32К [1]



Ан-28 [1]

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).

ТВД-10В 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 ТВД-10В 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. Ком-

прессор ТВД-10В 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 аэродромного источника постоянного тока напряжением 27 В.

Н_э взл. = 960 л.с.

Н_э кр. = 510 л.с.

С_э взл. = 0,255 кг/л.с.ч

С_э кр. = 0,335 кг/л.с.ч

π_к взл. = 7,4

п = 1745 об./мин.

Г_в = 4,58 кг/с

п_{ГГ} = 29600 об./мин.

Т_г = 1160 К

Топливо - Т-1, Т-2, ТС-1, Jet A-1

Сухая масса (с системами запуска, контроля, автоматического и ручного управления) 225 кг

Ширина 555 мм

Высота 900 мм

Длина 2060 мм

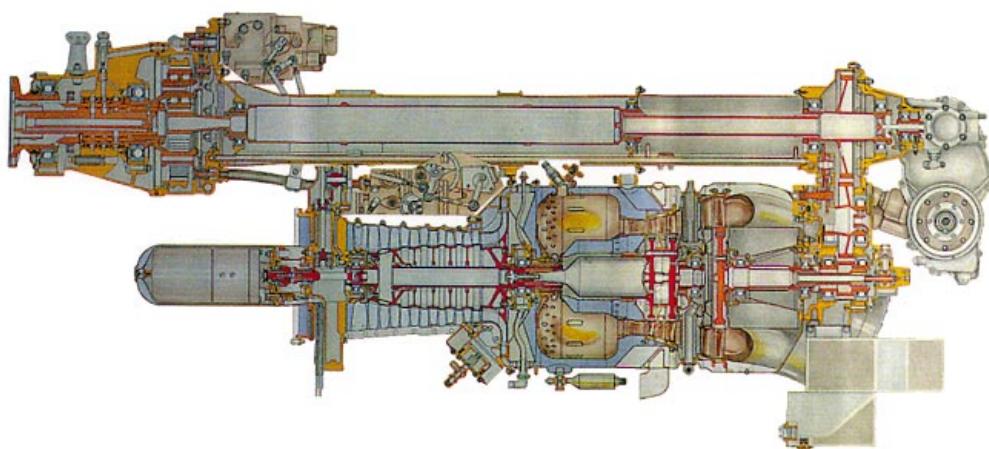


Схема ТВД-10В [36]



W-3 "Sokol" [13]

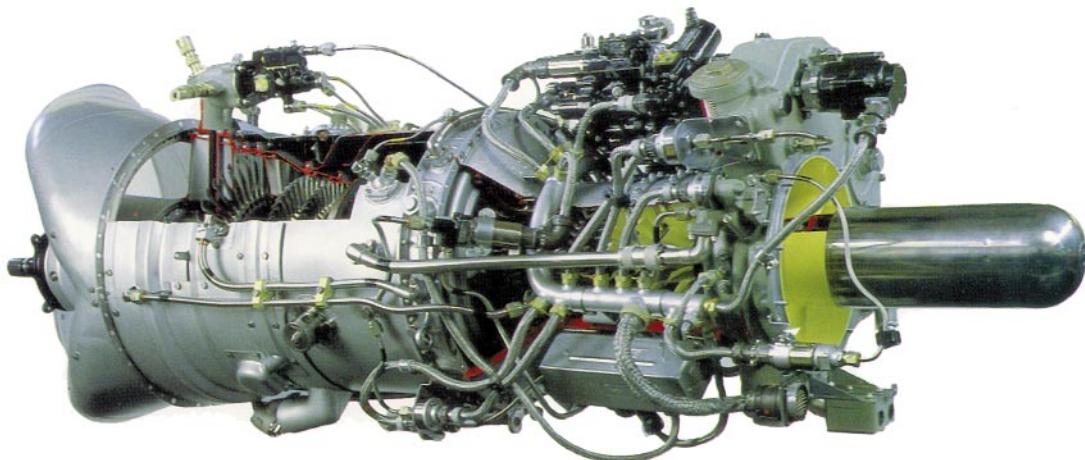
PZL-10W представляет собой турбовальную модификацию TWD-10B для вертолета PZL Swidnik W-3 "Sokol". Двигатель сертифицирован в США, России, Польше, Германии. Производится в PZL Rzeszow (Польша).

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.

$N_{взл.} = 888$ л.с.
 $N_{max} = 1134$ л.с. (2,5 мин.)
 $N_{кр.} = 736$ л.с. (30 мин.)
 $Суд.взл. = 0,268$ кг/л.с.ч
 $M_{дв.} = 141$ кг
 $L_{дв.} = 1875$ мм
 $b_{дв.} = 595$ мм
 $h_{дв.} = 765$ мм

ТВД-20

авиационный турбовинтовой двигатель



W-3 "Sokol" [13]

Двигатель **ТВД-20** со свободной турбиной предназначен для одно- или двухмоторного многоцелевого самолета с толкающим и тянувшим 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 осево-центробежным компрессором, кольцевой камерой сгорания с врачающейся форсункой, двухступенчатой неохлаждаемой осевой турбиной компрессора. Свободная турбина также осевая, двухступенчатая. Маслосистема автономная. Воздушный винт флюгерно-реверсивный, низкочумный, шестилопастной, тянувший 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.

$Суд.взл. = 0,220$ кг/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 осево-центробежный, 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 диаметром 3,6 м; частота вращения на взлетном режиме 1590 об./мин. и на крейсерском 1200 об./мин; КПД 78%; масса 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 устрой-



Ан-3Т [1]

ство и вывод мощности спереди (по полету). На двигателе установлен тормоз винта, что обеспечивает ценное эксплуатационное свойство самолету - возможность производить заправку средствами для опрыскивания при работающем на малом газу двигателе.

$N_{э.взл.} = 1430$ л.с.

$N_{вв взл.} = 1375$ л.с.

$n = 1581$ об./мин.

$Суд.взл. = 0,245$ кг/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. Автоматичес-

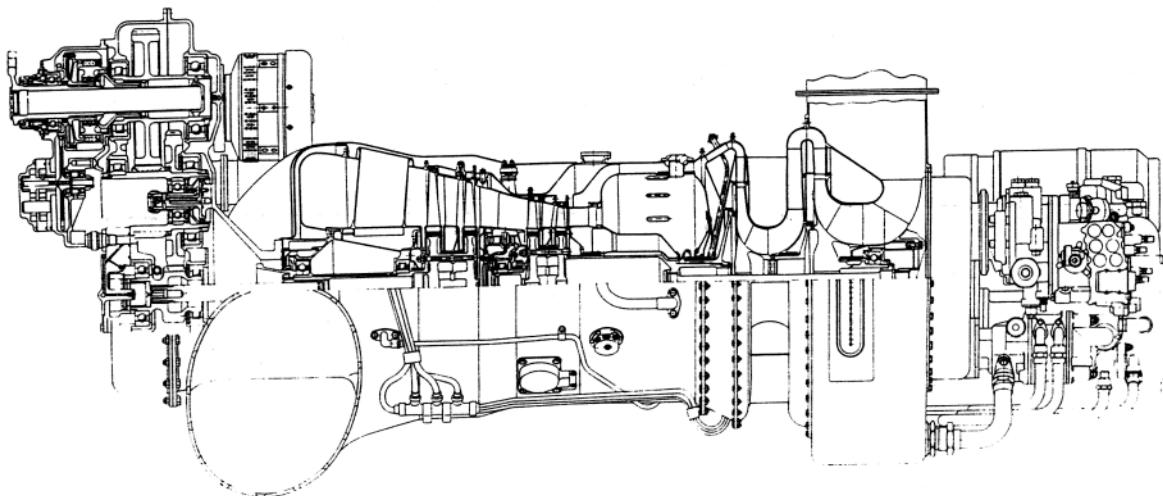


Схема ТВД-20В [33]



ТВД-20В [33]

кий 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. Двига-

тель оснащен измерителем крутящего момента, автономной маслосистемой. Компрессор центробежный, состоящий из 2-х ступеней. Он создан на базе газогенератора двигателей ТВД-10Б и ВСУ-10.

Чрезв. = 1500 л.с.

№э.взл. = 1375 л.с.

$n = 3115$ об./мин.

Суд.взл. = 0,230 кг/л.с.ч

Мдв. = 210 кг

Лдв. = 1850 мм

Вдв. = 745 мм

Ндв. = 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-реверсив-

ный, 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.

№э.взл. = 1430 л.с.

Нвв взл. = 1375 л.с.

Мдв. = 250 кг (с системами запуска, контроля, автоматического и ручного управления)

$n = 1100...1700$ об./мин.

Суд.взл. = 0,225 кг/л.с.ч.

Лдв. = 850 мм

Вдв. = 845 мм

Ндв. = 1900 мм

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

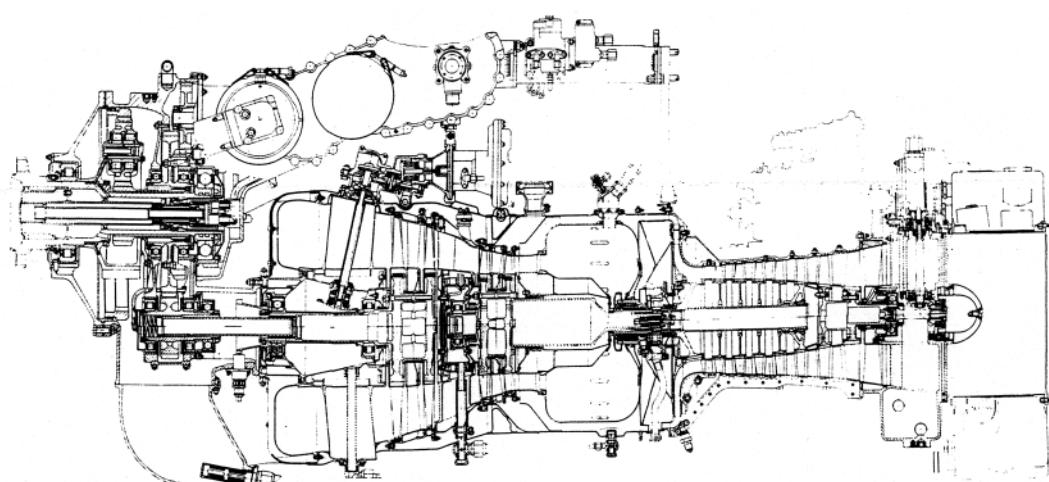


Схема ТВД-20-03 [33]



ТВ-0-100

авиационный турбовальный двигатель

Конструкция двигателя **ТВ-0-100** и его систем разработана 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., Суд. = 0,220 кг/л.с.ч с поддержанием установленной мощности до $th = +35$ град. С.

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

$N_{взл.} = 720$ л.с.

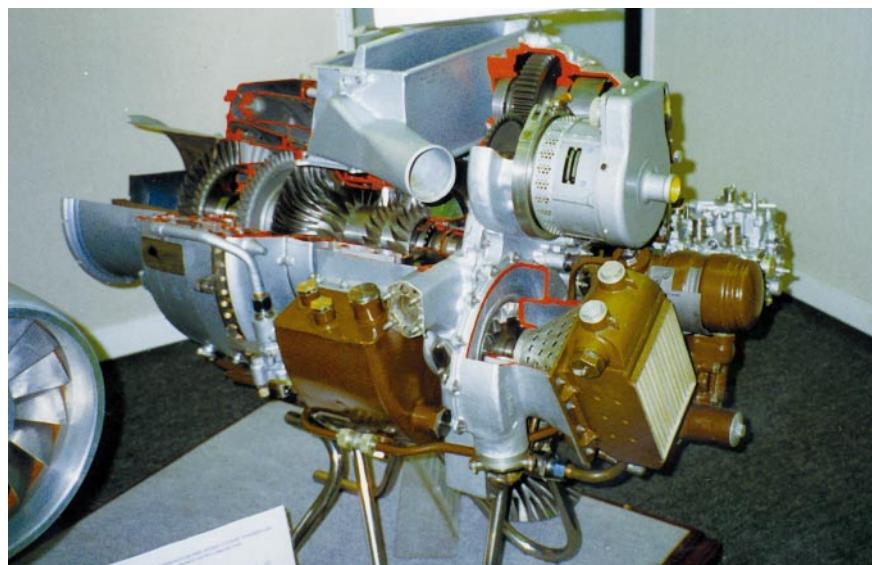
$C_{взл.} = 0,259$ кг/л.с.ч

$N_{кр.} = 461$ л.с.

Суд.кр. = 0,291 кг/л.с.ч

$G_b = 2,66$ кг/с

$n = 6000$ об./мин.



ТВ-0-100 [12]

$T_{взл.} = 1300$ К

$\pi_{квзл.} = 9,2$

$\sigma_{вх} = 0,970$

$\eta_{кнд} = 0,765$

$\eta_{г} = 0,980$

$\sigma_{кс} = 0,950$

$\eta_{твд} = 0,850$

$\eta_{тнд} = 0,890$

$\pi_{с} = 1,040$

$M_{дв.} = 125$ 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.



Ка-126 [35]

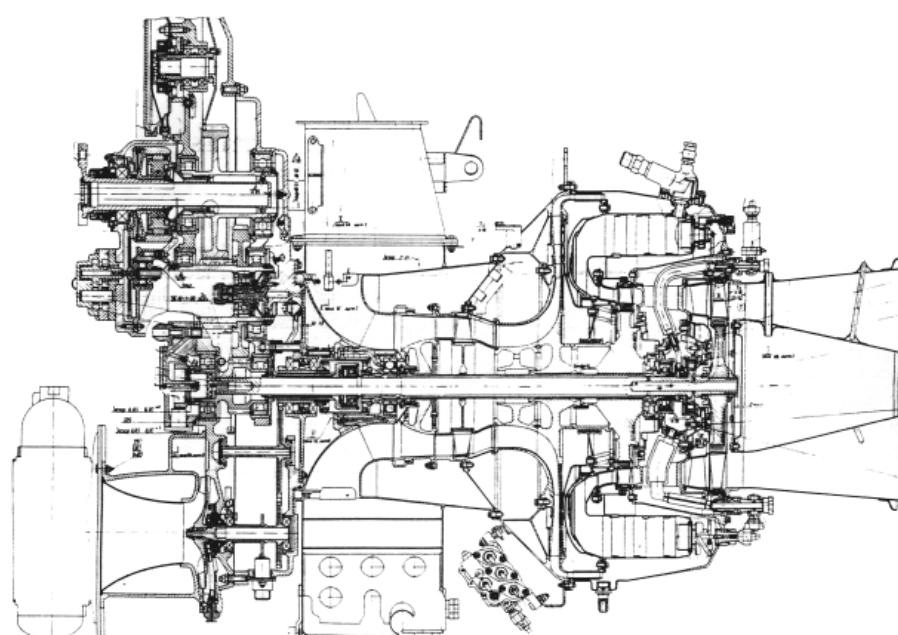


Схема ТВ-0-100 [33]



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 ширококоординными лопатками и одноступенчатая осевая турбина. Кольцевая камера сгорания с врачающейся 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

Суд.взл. = 0,65 кг/кгс.ч

Мдв. = 95 кг

Ддв. = 330 мм

Лдв. = 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 встроенным системами запуска, электроснабжения, регулирования, смазки.

Каскад низкого давления - одноступенчатый вентилятор с ширококоординными лопатками и подпорной ступенью, одноступенчатая осевая турбина. Каскад высокого давления - оседающий компрессор и одноступенчатая осевая турбина. Кольцевая камера сгорания - с врачающейся 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.

$P_{max} = 600$ кгс

Суд.взл. = 0,49 кг/кгс.ч

Мдв. = 130 кг

Ддв. = 470 мм

Лдв. = 1000 мм

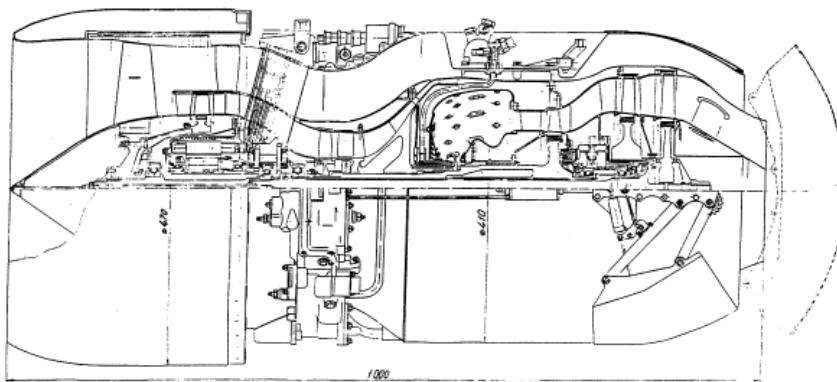


Схема ТРДД-50М [33]

ГТД-400

авиационный турбовинтовой /турбовальный двигатель

Конструктивная схема двигателя **ГТД-400**, его узлы и детали выбраны с учетом опыта создания двигателей ТВД-10Б, ВСУ-10, ТВ-0-100.

Конструкция двигателя модульная. Оборудован пылезащитным устройством. Система автоматического управления электронно-гидравлическая с

гидромеханическим резервом, с функциями контроля и диагностики двигателя.

Нвзл. = 350 л.с.

(до $th = 303$ К и $P_n = 730$ мм.рт.ст.)

Нчрезв. = 500 л.с.

Частота вращения вала:

- вертолетный вариант 6000 об./мин.

- самолетный вариант 1100...2000 об./мин.

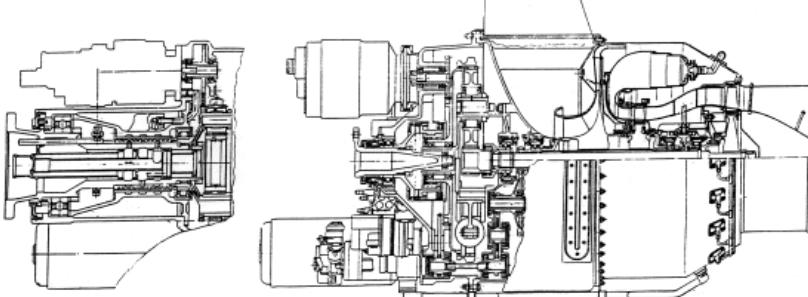
Суд.взл. = 0,243 кг/л.с.ч

Мдв. = 85 кг

Габаритные размеры 840x420x450 мм

Начало разработки относится к 1994 г.

Окончание планируется на 2000 г.



Ка-126 [35]

ОАО „Рыбинские моторы“



ВД-4К

ВД-7

РД-36-41

РД-36-35

РД-36-51

РД-38

ДН-200

РД-41

РД-600

РМЗ-250 Авиа

РМЗ-320МР

РМЗ-640МР

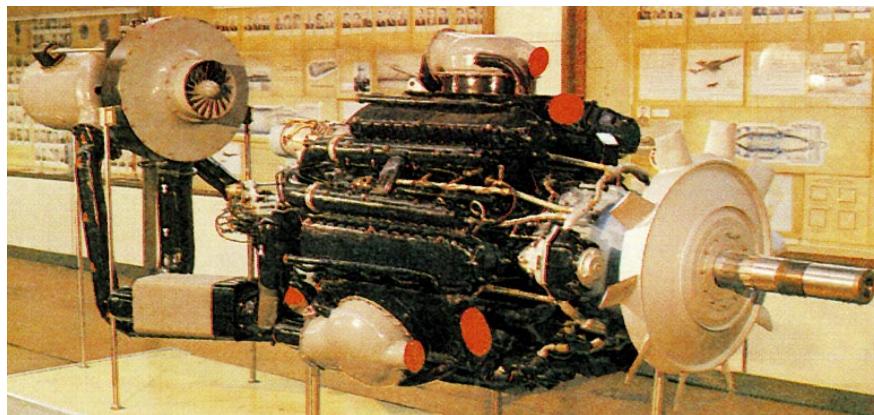
РМЗ-500 Авиа

ТВД-1500Б



ВД-4К

авиационный поршневой двигатель



ВД-4К [27]

Двигатель ВД-4 ведет свою историю со- здания 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 проект “218” С.М.Алексеева.

В январе 1949 г. ОКБ-36 под руководством В.А.Добринина предложило на базе М-251ТК создать новый комбиниро- ванный 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 комбиниро- ванную силовую установку, состоящую из 24-цилиндрового поршневого двигателя с жидкостным охлаждением и с непосредственным впрыском в цилин- дры легкого топлива, трех импульсных турбин, использующих кинетическую энергию выпускных газов и передаю-

щих мощность непосредственно на вал винта и турбокомпрессора с регулируе- мым реактивным соплом. Применение импульсных турбин позволяло обеспечить улучшение экономичности на 10...11%, применение мощного турбо- компрессора с высотностью 11 км, с большим КПД на всех режимах, с ис- пользованием реакции выхлопных га- зов в регулируемом реактивном сопле позволяло увеличить эксплуатацион- ную экономичность на 20...25%.

Турбокомпрессор установлен отдельно от двигателя и соединен с ним воздуш- ными и газовыми коммуникациями. Мощность передается на вал винта че-рез одновальный планетарный редук- тор. В носке редуктора находится вен- тилятор для обдува радиаторных уста- новок и газовых коммуникаций.

При сухой массе 2065 кг ВД-4К разви- вал взлетную мощность 4300 л.с., но- минальную мощность 3050 л.с. у земли



Ту-85 [11]

и 3250 л.с. на высоте 10000 м, что бо- лее чем на 1000 м превышало высот- ность, заданную правительством.

Высотность двигателя обеспечивается совместной работой нагнетателя, при- водимого от двигателя.

Управление ВД-4К осуществлялось ав- томатически с помощью подвижного конуса реактивного сопла и заслонки перепуска газов, а также вручную дрос- селем малого газа.

Нвзл. = 4300 л.с. (с учетом реации выхло- па), 4250 л.с. (без учета реактивной тяги) Расчетная высота применения 10000 м Се = 0,185 кг/л.с.ч

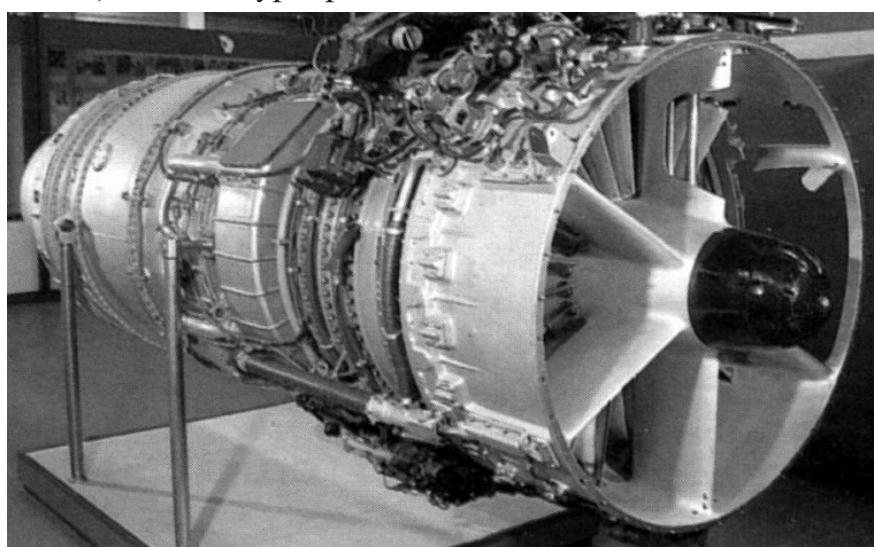
Воздушные винты: для двигателя ВД-4К - четырехлопастные АВ-44, для М-253К - пятилопастные АВ-55.

В начале 1951 г. двигатель М-253К прошел Госиспытания и получил обоз- начение 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 провести 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]

С 1952 г. ОКБ работало над созданием турбореактивных двигателей.

Первый из них - одноконтурный ВД-7Б для самолетов ЗМН, ЗМН-2, ЗМД конструкции В.М. Мясищева. Летные ис- пытания были завершены в 1958 г.

Одновальный двигатель ВД-7 состоит из осевого девятиступенчатого ком- прессора, прямоточной камеры сгора-ния трубчато-кольцевого типа, двух-ступенчатой турбины и нерегулируе- мого реактивного сопла.

В двигателе применены принципиаль- но новые для того времени техничес- кие решения ряда узлов и систем: вы- соконапорный компрессор с малым числом ступеней, первая сверхзвукова-яя ступень компрессора, регулируе- мый входной направляющий аппарат, регулирование режимов по приведен- ной частоте вращения.

ВД-7 находился в серийном производ- стве с 1958 г. на заводе в Рыбинске.



ВМ-Т “Атлант” [2]



3МД [23]

Рвзл. = 11000 кгс

Рном. = 2050 кгс

Суд.взл. = 0,80 кг/кгс.ч

Суд.ном. = 0,85 кг/кгс.ч

Гв взл. = 187 кг/с

πк взл. = 11,2

Тг max = 1090 К

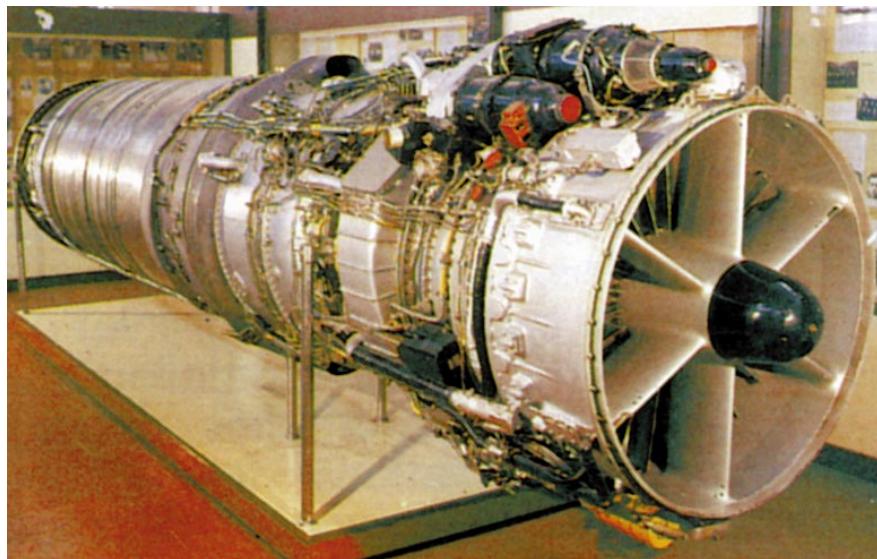
Мдв. = 2765 кг

Ддв. = 1288 м

Лдв. = 4247 мм

Двигатели **ВД-7Б** с увеличенным ресурсом за счет ограничения максимальной тяги имели Рвзл. = 9580 кгс.

Двигатель **ВД-7М** предназначен для самолетов Ту-22Р и крылатой ракеты М-51 ОКБ 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



РД-7М2 [27]

двигателем на всех режимах осуществляется единым рычагом управления. Регулирование на форсажных режимах производится по закону сохранения постоянства степени расширения газов в турбине. Серийно двигатель выпускался в 1960-65 гг. в Рыбинске. Выпущено более 500 штук.

Двигатель **ВД-7П** имел тягу 11300 кгс и ставился на самолет ЗМЕ. **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 повышенна тяга, что позволило увеличить максимальную скорость полета само-

лета Ту-22К, на котором устанавливался двигатель.

Летные испытания РД-7М2 были завершены в 1965 г. Серийно выпускался в 1965-77 гг. также в Рыбинске.

Рвзл. = 16000 кгс

Ртакх б/ф. = 10500 кгс

Суд.ф.взл. = 2,15 кг/кгс.ч

Суд.б/ф. = 0,87 кг/кгс.ч

πк взл. = 10,8

Двх = 1216 мм

Лдв. = 7204 мм

Мдв. = 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.

РД36-41

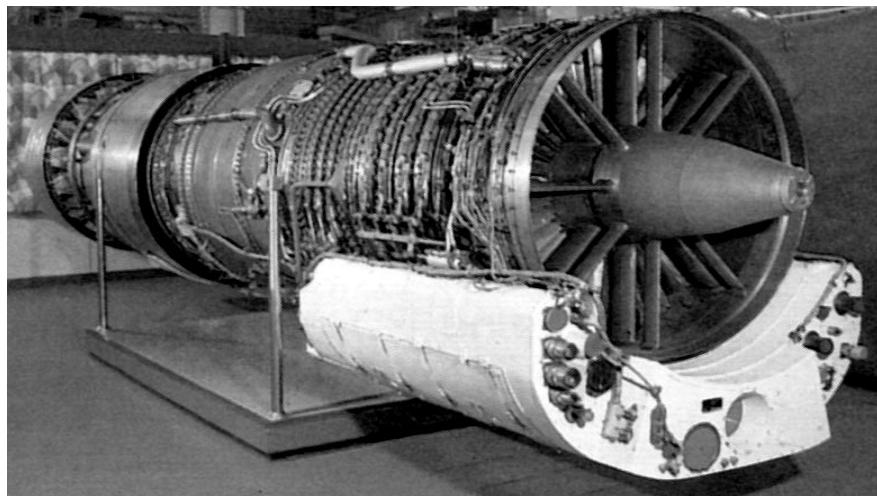
авиационный турбореактивный двигатель

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 Сухого.

Рвзл. = 16500 кгс

Суд.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



РД-36-41 [27]



трубчато-кольцевой схемы. Двухступенчатая турбина имеет воздушное охлаждение сопловых аппаратов обеих ступеней, рабочими лопатками 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 горения при сравнительно короткой 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



T-4 "100" [6]

топлива; розжиг, осуществляемый с помощью факельного воспламенения топлива; внутреннее охлаждение камеры, обеспечиваемое гофрированным, перфорированным экраном, установленным по всей длине камеры.

Всегражимное 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 серий двигателей.

РД-36-35

авиационный турбореактивный двигатель



РД-36-35БФР [12]

Рвзл. = 2350 кгс

Суд.взл. = 1,38 кг/кгс.ч

РД-36-35Т - стартовый ТРД для самолета Ту-22, созданный в 1966 г.

Рвзл. = 2500 кгс

Суд.взл. = 1,38 кг/кгс.ч

РД-36-35ПР 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.

Рвзл. = 2900 кгс (РД36-35БФ)

Рвзл. = 3050 кгс (РД36-35БФР)

Са = 45,3 кг/с

Мдв. = 201,5 кг

Двигатель имеет осевой шестиступенчатый компрессор, первая ступень которого - сверхзвуковая с щелевой пропоршней, обеспечивающей устойчивую работу компрессора без механизации. Камера горения двигателя прямоточная, кольцевая, короткая (отношение длины к диаметру 1,8), 30 форсунок. Турбина одноступенчатая с охлаждаемыми сопловыми и рабочими лопатками. Сопло кольцевое, сужающееся, поворотное. Ротор компрессора и турбины двухопор-

ный. 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 автогенерации.

Двигатель РД-36-35 и его модификации выпускались серийно с 1972 г. в ОАО “Рыбинские моторы”.



Як-38У [22]

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 СУ, МИГ и АН.

Подъемный ТРД **РД-36-35** разработан в РКБМ под руководством П.А.Колесова в 1964 г. для установки на экспериментальные самолеты вертикального взлета МиГ-21ПД и Т-58Д.

Рвзл. = 2350 кгс

Суд.взл. = 1,33 кг/кгс.ч

На базе этого двигателя в 1966 г. разработана модификация **РД-36-35К**, маршевый двигатель возвращаемого космического аппарата.



Tu-22 [1]



РД36-51

авиационный турбореактивный двигатель



Ту-144 [11]

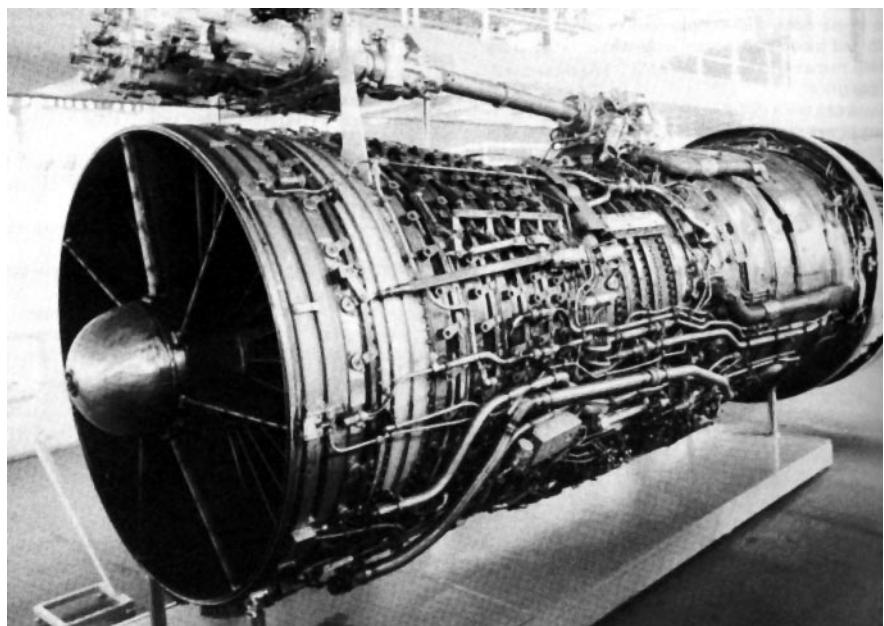
Мощный одновальный бесфорсажный ТРД **РД36-51А** для сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144Д, разработанный под руководством П.А. Колесова, обеспечивает минимально возможные удельные расходы топлива на режиме сверхзвукового крейсерского полета и потребную тягу на режимах трансзвукового разгона при достаточной экономичности на крейсерских дозвуковых режимах полета.

Компрессор двигателя состоит 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.

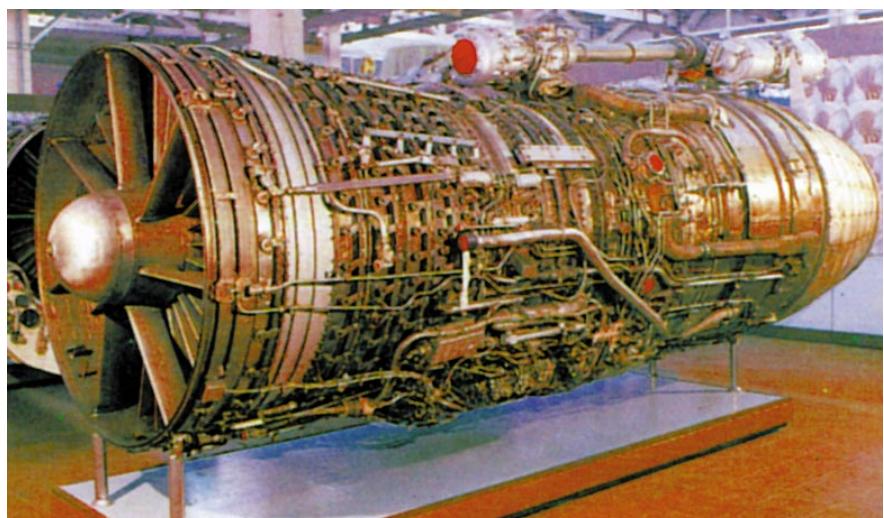
Камера сгорания кольцевого типа.

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 управляет 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 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 стеновые и летные (на самолете Ту-144Д) испытания в 1964 г.



РД-36-51А [27]



РД-36-51В [27]

$P_{взл.} = 20000$ кгс
 Ркр.1 = 5000 кгс (H=18000 м, $V_n=2350$ км/ч)
 Ркр.2 = 3000 кгс (H=11000 м, $V_n=1000$ км/ч)
 Суд.взл. = 0,882 кг/кгс.ч
 Суд.кр.1 = 1,230 кг/кгс.ч
 Суд.кр.2 = 0,94 кг/кгс.ч
 Гв взл.= 274 кг/с
 Пк взл. = 15,8
 Тг взл. = 1355 К
 Dвх = 1486 мм
 Lдв. = 5976 мм
 Mдв. = 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 ($M=0,6$).



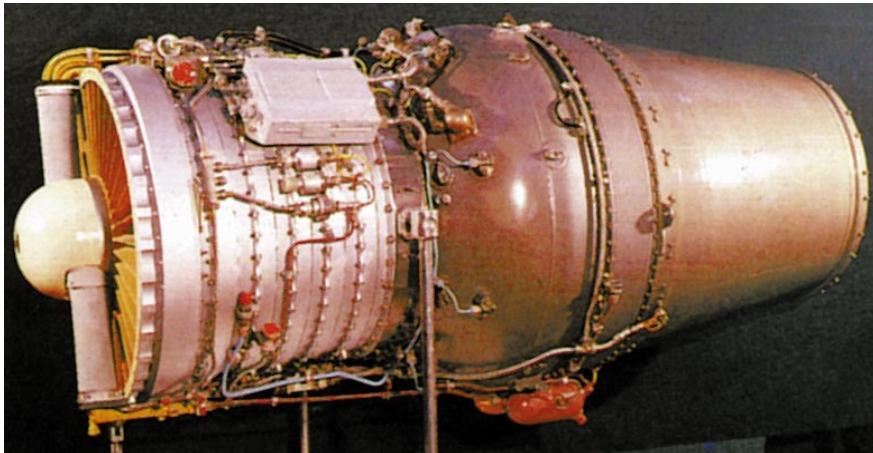
М-17 “Стратосфера” [20]

$P_{взл.} = 7000$ кгс
 Суд.взл. = 0,88 кг/кгс.ч
 РД-36-51 выпущены небольшой серией (около 50 штук).

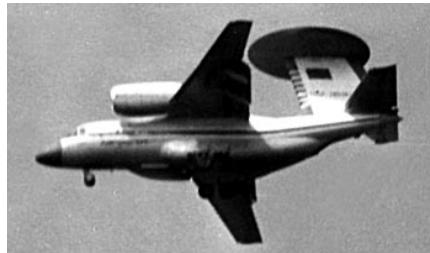


РД-38

авиационный турбореактивный двигатель



РД-38К [27]



Ан-71 [2]



А-40 [22]



РД-38 [20]

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**, одновальвальный ТРД с поворотным соплом.

Рвзл. = 3250 кгс
Мдв. = 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 одновальвальный ТРД,

создающий дополнительную тягу при взлете до 2750 кгс.

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.

ДН-200

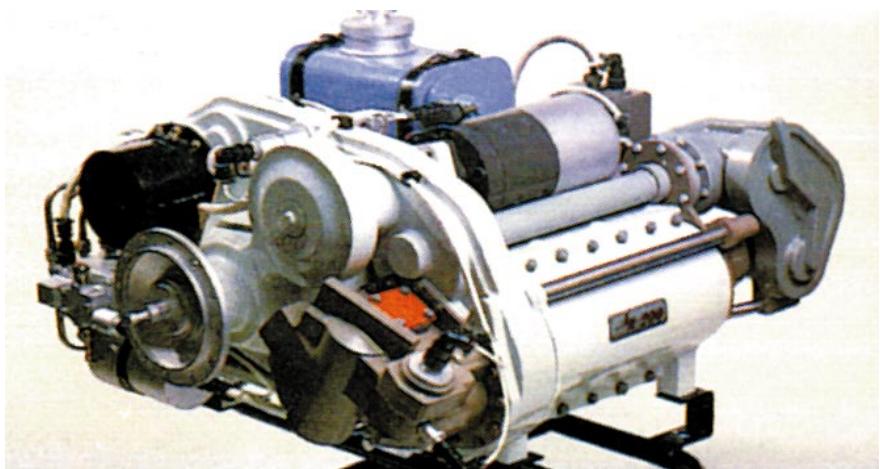
авиационный дизельный двигатель



Як-112 [1]

Двухтактный двигатель с водяным охлаждением **ДН-200** (“Дизель Новикова”) 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_{max} = 147,5 л.с.



ДН-200 [27]

Нкр. = 73,5 л.с.
Суд. = 0,2 кг/л.с.ч
Ход поршня 72 мм

Рабочий объем 271 куб.см
Мдв. = 105 кг



РД-41

авиационный турбореактивный двигатель



Як-141 [20]

За кабиной летчика самолета Як-141 расположены отсеки с двумя подъемными турбореактивными двигателями **РД-41** тягой 4100 кгс.

Двигатели установлены под углом 10 градусов 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 ана-

логичен 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 град. 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 лопatkами ($T_r = 1480$ 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".

Рвзл. = 4100 кгс

Суд.взл. = 1,4 кг/кгс.ч

Гв = 53,5 кг/с

πк = 6,28

Тс = 1330К

пгт = 12500 об./мин.

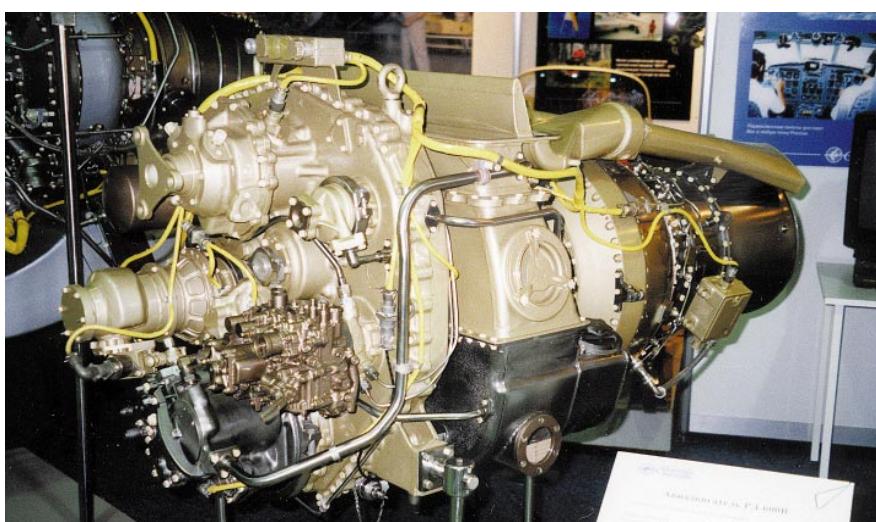
Лдв. = 1594 мм

Двх = 635 мм

Мдв. = 290 кг

РД-600

авиационный турбовальный двигатель



РД-600В [1]



Ка-62 [20]

ТВад нового поколения в классе мощности 1500...2000 л.с. **РД-600В** характеризуется модульностью конструкции. Он предназначен для установки на вертолет Ка-62.

РД-600В разрабатывается с 1988 г. под руководством А.С. Новикова.

Двигатель конструктивно состоит из 4-ступенчатого осцентробежного компрессора с регулируемым направляю-

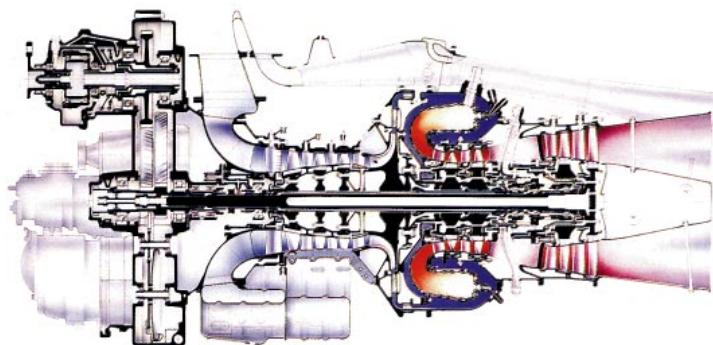


Схема РД-600В [27]



“Ямал” [2]

ЧРЕЗВЫЧАЙНЫЙ РЕЖИМ
(Рн = 760 мм рт.ст., Мп = 0, Н = 0 м, Тн = 288 К)
Нв = 1550 л.с.

МАКСИМАЛЬНЫЙ РЕЖИМ
(Рн = 760 мм рт.ст., Мп = 0, Н = 0 м, Тн = 288 К)
Нв = 1550 л.с.

Суд. = 0,209 кг/л.с.ч
(Рн = 760 мм рт.ст., Мп = 0, Н = 0 м, Тн = 303 К)
Нв = 1300 л.с.

Суд. = 0,209 кг/л.с.ч
(Рн = 760 мм рт.ст., Мп = 0, Н = 5000 м, Тн = 288 К)
Нв = 900 л.с.

Суд. = 0,209 кг/л.с.ч

НОМИНАЛЬНЫЙ РЕЖИМ
(Рн = 760 мм рт.ст., Мп = 0, Н = 0 м, Тн = 288 К)
Нв = 1110 л.с.

Суд. = 0,219 кг/л.с.ч
(Рн = 760 мм рт.ст., Мп = 0, Н = 0 м, Тн = 303 К)
Нв = 1110 л.с.

Суд. = 0,219 кг/л.с.ч

КРЕЙСЕРСКИЙ РЕЖИМ
(Рн = 760 мм рт.ст., Мп = 0, Н = 0 м, Тн = 288 К)
Нв = 1000 л.с.

Суд. = 0,225 кг/л.с.ч
(Рн = 760 мм рт.ст., Мп = 0, Н = 5000 м, Тн = 288 К)
Нв = 675 л.с.

Суд. = 0,225 кг/л.с.ч

Мдв. = 220 кг

Двухтактный карбюраторный поршневой двигатель РМЗ-250 Авиа с редуктором и ручным стартером предназначен для установки на сверхлегкие летательные аппараты и для наземного применения.

Производится в ОАО “Рыбинские моторы”.

Число цилиндров 2
Рабочий объем 496,7 куб.см
Нmax = 43 л.с.

(пилончатого вала = 6300 об./мин.)

Охлаждение воздушное принудительное от осевого вентилятора
Система зажигания бесконтактная тиристорная

Мощность магдино 120 Вт

Передаточное число редуктора 2; 2,25; 2,5

щим аппаратом, противоточной кольцевой камеры сгорания, охлаждаемой 2-ступенчатой турбины высокого давления, двухступенчатой силовой турбиной, встроенным промежуточного редуктора с муфтой свободного хода.

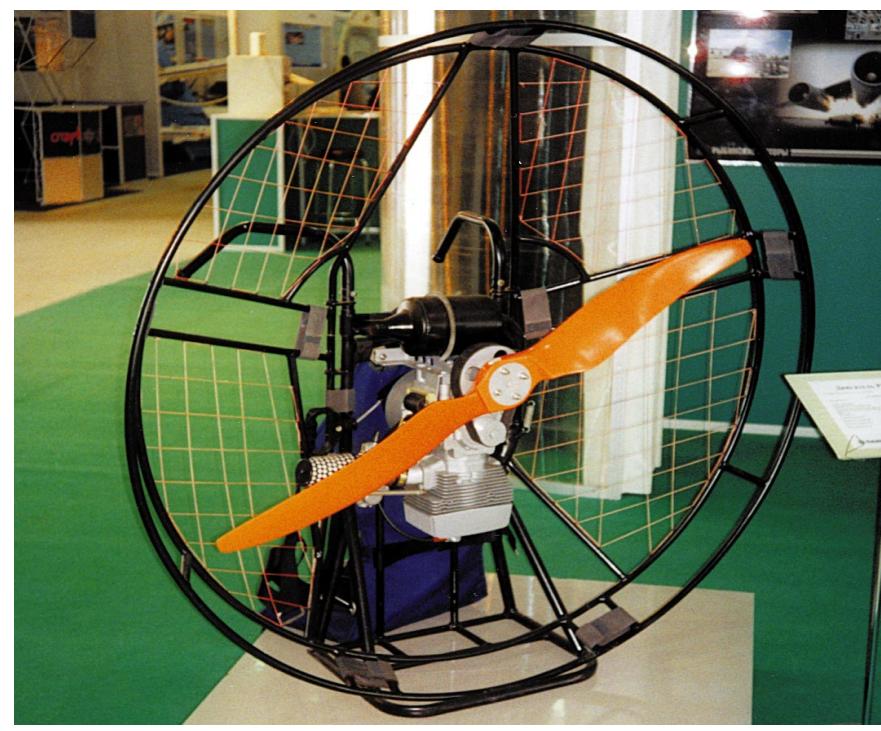
РД-600В оснащен встроенным высокоеффективным пылезащитным устройством, электронной, цифровой, двухканальной с полной ответственностью системой автоматического управления с резервным гидромеханическим каналом, резервной системой смазки (обеспечивает работу в течение 6 минут при отказе основной). Редуктор 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.

РМЗ-250 Авиа

авиационный поршневой двигатель



РМЗ-640МР [1]



ТВД-1500Б

авиационный турбовинтовой двигатель



Ан-38 [2]



С-80 [6]

ТВД-1500Б, модификация ТВД РД-600В с выносным редуктором винта, разрабатывается под руководством А.С.Новикова с 1992 г. для установки на самолеты Ан-38 и С-80 (ВИШ АВ-36).

ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ

($H = 340$ м, $M_p = 0$, $t_h = 303$ К, $P_h = 730$ мм рт.ст)

$N = 1300$ л.с.

Суд. = 0,209 кг/л.с.ч

($H = 0$, $M_p = 0$, $t_h = 288$ К)

$N = 1400$ л.с.

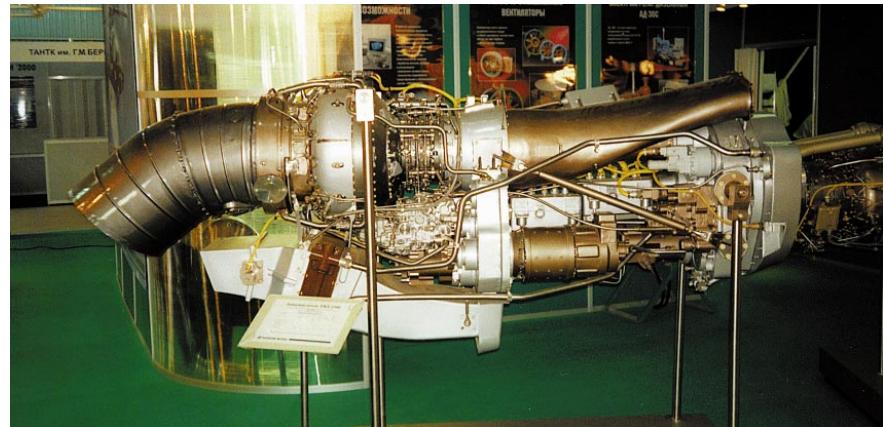
МАКСИМАЛЬНЫЙ

ПРОДОЛЖИТЕЛЬНЫЙ РЕЖИМ

($H = 340$ м, $M_p = 0$, $t_h = 303$ К, $P_h = 730$ мм рт.ст)

$N = 1124$ л.с.

Суд. = 0,218 кг/л.с.ч



ТВД-1500Б [1]

Запуск двигателя осуществляется то 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 подвергаются электрохимической обработке. При изготовлении ротора компрессора применяется электронно-лучевая сварка. Камера горения противоточная. Лопатки

двуухступенчатой турбины монокристаллические или изготавливаются методом направленной кристаллизации. $T_r = 1540$ К. Силовая турбина также состоит из двух ступеней.

Модификация **ТВД-1500СХ** рассчитана для сельскохозяйственного самолета Ан-102.

$N_{взл.} = 1300$ л.с.

КРЕЙСЕРСКИЙ РЕЖИМ

($H = 3000$ м, $V_h = 350$ км/ч, $t_h = 269$ К, $P_h = 526$ мм рт.ст)

$N = 690$ л.с.

Суд. = 0,218 кг/л.с.ч

пывх. = 1700 об./мин.

Ширина 620 мм

Высота 760 мм

Длина 1965 мм

Сухая масса 240 кг

МАКСИМАЛЬНЫЙ КРЕЙСЕРСКИЙ РЕЖИМ

($H = 3000$ м, $V_h = 400$ км/ч, $t_h = 269$ К, $P_h = 526$ мм рт.ст)

$N = 1000$ л.с.

Суд. = 0,196 кг/л.с.ч

РМЗ-320МР

авиационный поршневой двигатель



РМЗ-640МР [1]

Двухтактный, карбюраторный, с петлевой кривошипно-камерной продувкой двигатель **РМЗ-320МР** предназначен для установки на дельтапланы, парашюты и другие сверхлегкие летательные аппараты. Технические характеристики и универсальная схема компоновки основных узлов позволяют также использовать двигатель для различных типов малоразмерного наземного и водного транспорта.

Производится в ОАО “Рыбинские моторы”.

Число цилиндров - 1.

Расположение цилиндра вертикальное.

Топливо - смесь бензина АИ-93 по ГОСТ 2084-77 с маслом МС-20 или МС-20С по ГОСТ 21743-76 в соотношении по объему (25+1):1.

Охлаждение воздушное принудительное от осевого вентилятора. Система зажигания бесконтактная на базе маховичного магдино с тиристорным коммутатором и выносным трансформатором зажигания.

Пусковое устройство - ручной стартер Рабочий объем цилиндра 317,5 куб.см

$N_{max\ взв.} = 17$ л.с. (пколенчатого вала = 5500 об/мин)

Мдв. = 30 кг

Суд.кр. < 9 л/ч

Передаточное число редуктора 2; 2,25; 2,5

Габаритные размеры 370 x 600 x 376 мм



PMZ-640MP

авиационный поршневой двигатель



PMZ-640MP [1]



A-21M "Solo" [1]

ПД **PMZ-640MP** предназначен для установки на сверхлегкие летательные аппараты, одним из которых является A-21M “Соло”.

Производится в ОАО “Рыбинские моторы”.

Представляет собой двухтактный, карбюраторный, с петлевой кривошипно-камерной продувкой двигате-

тель. Возможна поставка с дублированной системой зажигания.

Число цилиндров 2.

Расположение цилиндров вертикальное
Топливо - смесь бензина по ГОСТ 2084-77 с маслом МС-20 или МС-20С по ГОСТ 21743-76 в соотношении по объему (25+1):1.

Охлаждение воздушное принудительное от осевого вентилятора.

Система зажигания бесконтактная на базе маховичного магдино с тиристорным коммутатором и выносными трансформаторами зажигания.

Пусковое устройство - ручной стартер
Рабочий объем цилиндров 635 куб.см
Nmax взл. = 35 л. с.

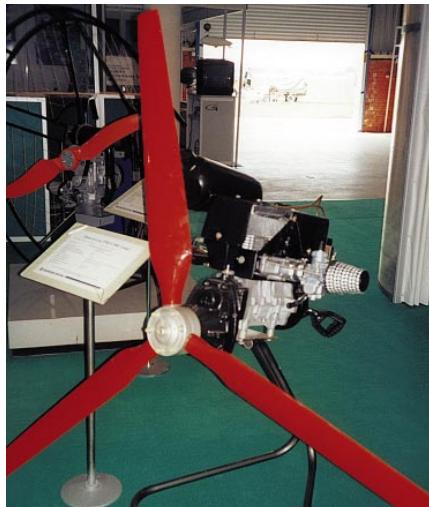
(пколенчатого вала = 5500 об./мин.)

Суд.кр. = 12 л/ч

Передаточное число редуктора 2; 2.25; 2.5
Габаритные размеры - 586x495x480 мм
Масса 45 кг

PMZ-500 Авиа

авиационный поршневой двигатель



PMZ-640MP [1]

Двухтактный карбюраторный поршневой двигатель **PMZ-500 Авиа** с редуктором и ручным стартером предназначен для установки на сверхлегкие летательные аппараты и для наземного применения.

Производится в ОАО “Рыбинские моторы”.

Число цилиндров 2

Рабочий объем 496,7 куб.см

Nmax = 43 л.с.

(пколенчатого вала = 6300 об./мин.)

Охлаждение воздушное принудительное от осевого вентилятора

Система зажигания бесконтактная

тиристорная

Мощность магдино 120 Вт

Передаточное число редуктора 2; 2.25; 2.5

ОАО „Самарское конструкторское бюро машиностроения“



СБ-039
П-020
П-032МР
ОС-1

СБ-039

авиационный поршневой двигатель

Поршневой карбюраторный двухтактный двухцилиндровый бензиновый двигатель СБ-039 разработан в конце 80-х гг. для дистанционно управляе-

мых беспилотных вертолетов, силовая установка которых должна состоять из двух ПД и редуктора.

$N_{max} = 67$ л.с.

Суд.кр. = 0,4 кг/л.с.ч

Пколенвала = 7000 об./мин.

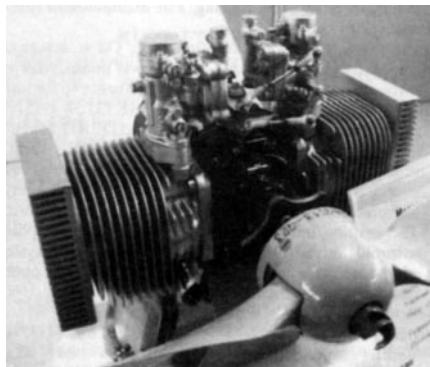
Псоосных винтов = 609 об./мин.

Габариты 1093 x 730 x 730 мм

Мдв. = 75 кг

П-020

авиационный поршневой двигатель



П-020 [20]

П-020 представляет собой двухцилиндровый двухтактный поршневой двигатель воздушного охлаждения для сверхлегких пилотируемых и беспилотных летательных аппаратов. Первые испытания двигатель прошел в марте 1983 г., Госиспытания - в ноябре 1984 г.

$N_{взл.} = 20,0$ л.с.

Пвзл. = 7300 об./мин.

Суд.взл. = 0,353 кг/л.с.ч.

Мдв. = 9 кг

Производится в ОАО “Моторостроитель”.

П-032МР

авиационный поршневой двигатель



П-032МР [1]

Поршневой двухтактный двухцилиндровый бензиновый двигатель с оппозитным расположением цилиндров П-032МР предназначен для установки на сверхлегкие пилотируемые и беспилотные летательные аппараты (“Жаворонок”, “Москит” и др.), дельтапланы, парашюты, глиссеры, аэросани. Разработан в 1982 г. Первые испытания проходили в феврале 1985 г., Госиспытания - в январе 1988 г.

$N_{взл.} = 32,0$ л.с.

Пколенвала = 7000 об./мин.

Пвозд.винта = 2640 / 3330 об./мин.

(с комплектом сменных шестерен)

Суд. = 0,35 кг/л.с.ч

Мдв. = 26 кг

Габаритные размеры 505 x 454 x 435 мм

Производится в ОАО “Моторостроитель” опытными сериями.

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 „Самарский научно-технический комплекс имени Н.Д.Кузнецова“

Р-130 (032)

003С

012

ТВ-022

ТВ-2

НК-12

НК-4

НК-14А

НК-6

НК-8

НК-20

НК-22

НК-144

НК-25

НК-26

НК-32

НК-34

НК-86

НК-56

НК-64

НК-62

НК-104

НК-105А

НК-110

НК-63

НК-93

НК-114

НК-44/46

НК-12СТ/14

НК-16СТ

НК-18СТ

НК-17

НК-36СТ

НК-38СТ

НК-41

НК-15

НК-9

НК-31 (11Д114)

НК-33 (11Д111)

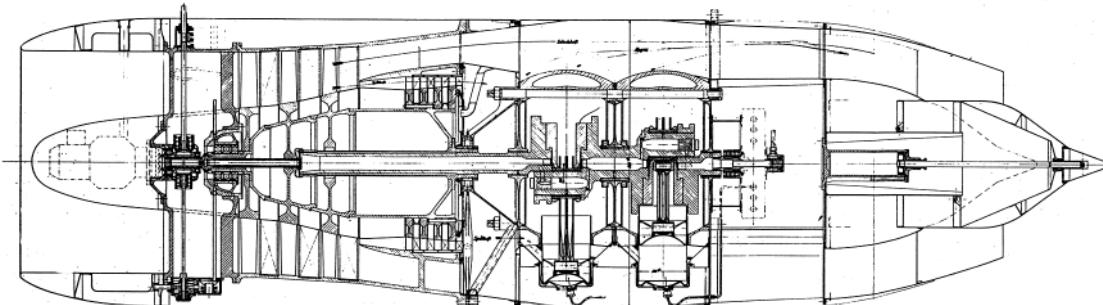
НК-39 (11Д113)

НК-43 (11Д112)



P-130 (032)

авиационный мотокомпрессорный реактивный двигатель



P-130 [40]

Среди проектов, которые разрабатывались в 1946 г., был двигатель **P-130**, или **032**, работы над которым были начаты еще в г. Дессау (Германия). P-130 – это мотокомпрессорный реактивный двигатель с осевым компрессором, приводом которого служил звездообразный, двухрядный десятицилиндровый поршневой мотор

(Дпоршня = 176 мм; ход поршня 140 мм; N = 4000 л.с.)

Двигатель имел регулируемое сопло с передвижной в осевом направлении иглой.

Рвзл. = 2000 кгс

Суд.вал. = 0,4 кг/кгс.ч

Пвзл. = 6600 об./мин.

Рном. = 1500 кгс (H = 0, Mп = 0,7)

Суд.ном. = 0,5 кг/кгс.ч

Пном. = 6600 об./мин.

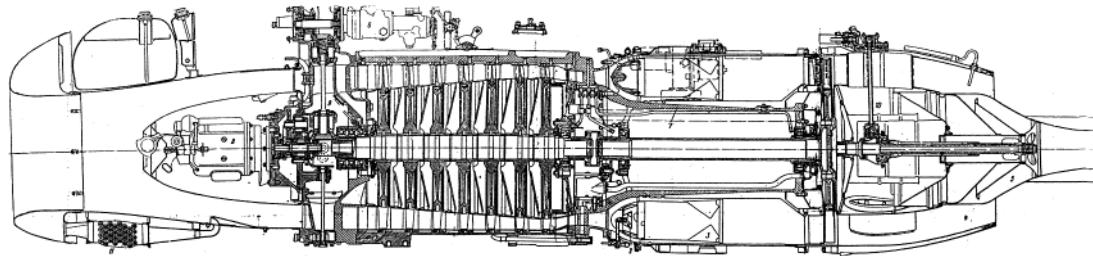
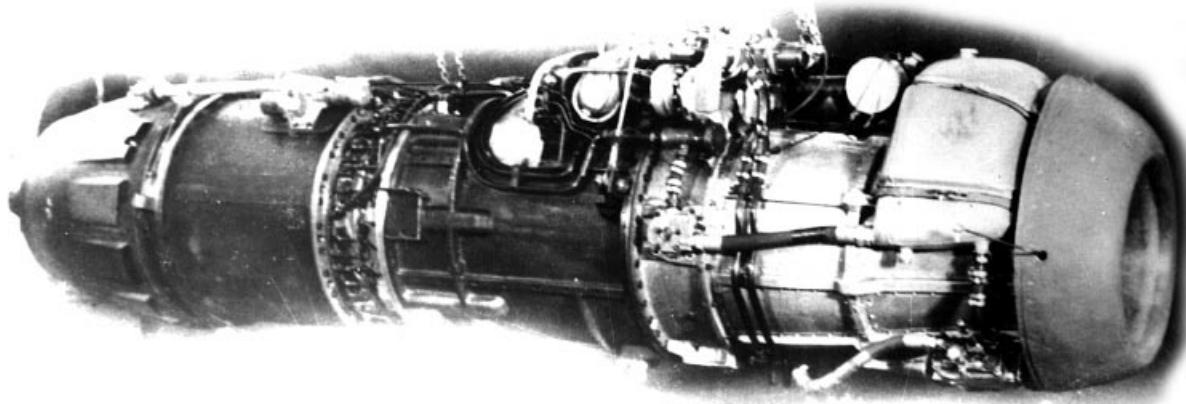
Мдв. = 1400 кг

Лдв. = 4000 мм

Dmax = 960 мм.

003С

авиационный турбореактивный двигатель



003С [40]

В 1946-48 гг. разрабатывалась одна из модификаций немецкого двигателя BMW-003: **003С**. Первое испытание двигателя прошел в марте 1947 г.

Двигатель имел семиступенчатый осевой компрессор, одноступенчатую

турбину с охлаждаемыми сопловыми и рабочими лопатками и кольцевую камеру сгорания с 16 форсунками.

Рвзл. = 1050 кгс

Суд.вал. = 1,45 кг/кгс.ч

Gв взл. = 19 кг/с

Пвзл. = 9750 об./мин.

Ддв. = 690 мм (без агрегатов)

Лдв. = 3000 мм

Мдв. = 620 кг

012

авиационный турбореактивный двигатель

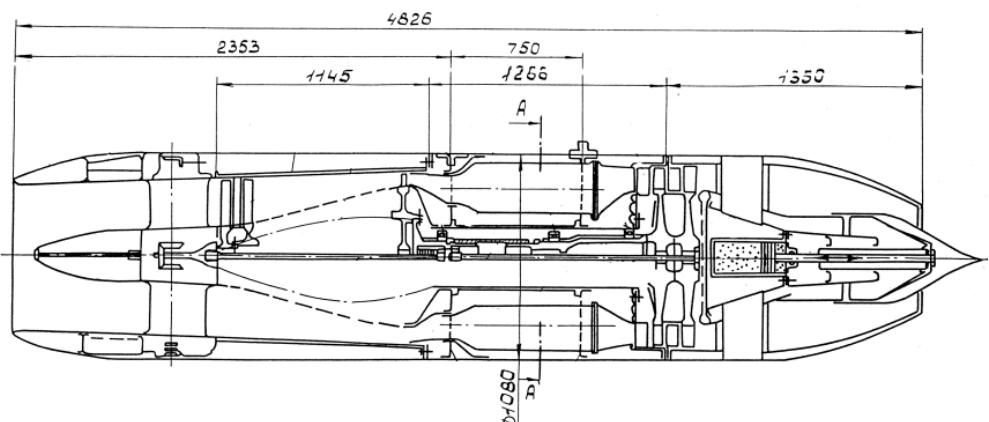
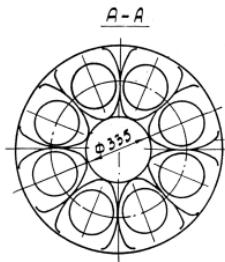


Схема 012А [40]

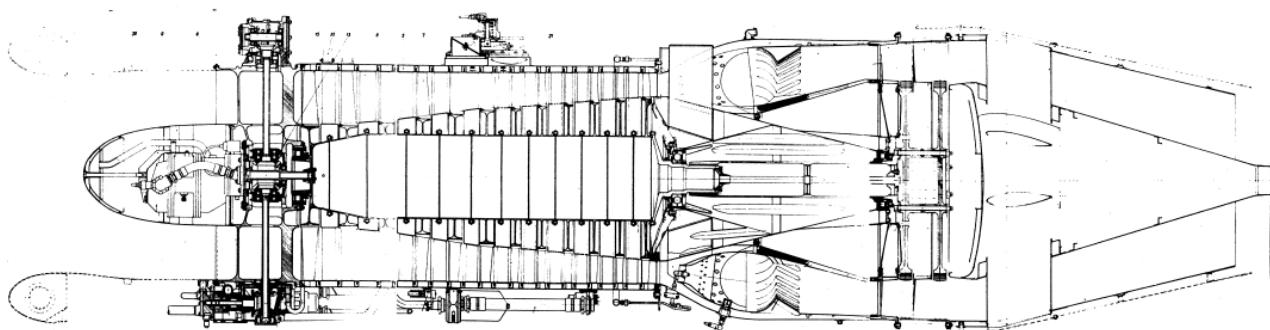
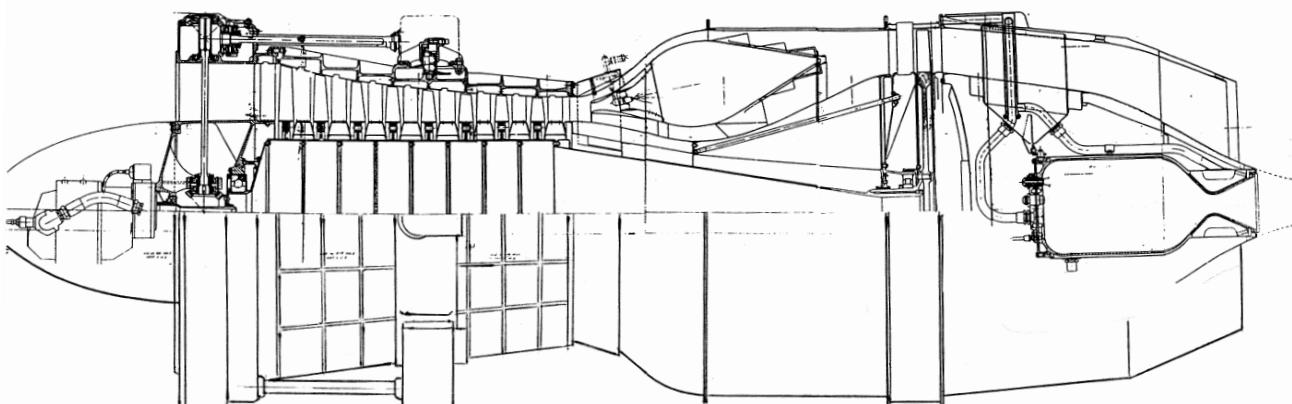


Схема 012Б [40]



012Д [40]

Первое испытание двигатель **012А** прошел в августе 1946 г.

Он проектировался на следующие параметры:

Нтурб. = 2700 л.с.

п = 6300 об./мин.

G_в = 60 кг/с

π_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.

Двигатель имел 12-ступенчатый компрессор, кольцевую камеру сгорания,

двуихступенчатую турбину и нерегулируемое сопло.

Рвзл. = 3000 кгс

Рном. = 2715 кгс

Р_{макс} кр. = 2200 кгс

Р_{мг} = 200 кгс

Суд.взл. = 1,095 кг/кгс.ч

Суд.ном. = 1,075 кг/кгс.ч

Суд.макс кр. = 1,055 кг/кгс.ч

пвзл. = 6200 об./мин.

пном. = 6000 об./мин.

п_{макс} кр. = 5650 об./мин.

п_{мг} = 2500 об./мин.

G_в = 59,4 кг/с

π_к = 4,6

T_г = 1050 К

L_{дв.} = 4650 мм

b_{дв.} = 1080 мм

h_{дв.} = 1165 мм

M_{дв.} = 1330 кг

Проектный ресурс 100 часов

Проект **012Д** разработан в октябре 1948 г., впервые испытан в марте 1947 г. Госиспытания пройдены в октябре 1948 г.

012Д имел восьмиступенчатый осевой компрессор, в котором "путем использования обширных английских материалов" удалось получить КПД, равный 85%. Камера сгорания кольцевого типа



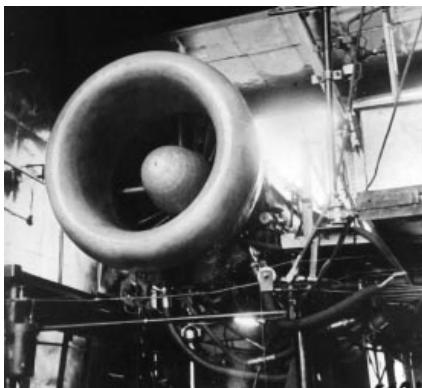
была спроектирована на основании экспериментальных работ, проведенных фирмой BMW в Берлине-Шпандау. Для кратковременного увеличения тяги двигателя двигателя 012Д предполагалось использовать жидкостный ракетный двигатель, расположенный либо в конце реактивного сопла, либо в его кожухе.

Расход воздуха на охлаждение горячей части двигателя составлял около 1 кг/с. Для запуска предполагалось использовать пневматический мотор Rut мощностью 46 л.с. и расходом воздуха $G_b = 0,7$ кг/с при $n = 1800$ об./мин.

$P_{взл. с жрд} = 3000 + 1940$ кгс

$C_{уд.взл.} = 1,05$ кг/кгс.ч

$C_{уд.взл.с жрд} = 2,23$ кг/кгс.ч



012Б [40]

Суд.ном. = 1,05 кг/кгс.ч

$\pi_k = 4,5$

$T_g = 1073$ К

$n = 7300$ об./мин.

$G_b = 55$ кг/с

$M_{дв.} = 980$ кг (с ЖРД), 900 кг (без ЖРД)

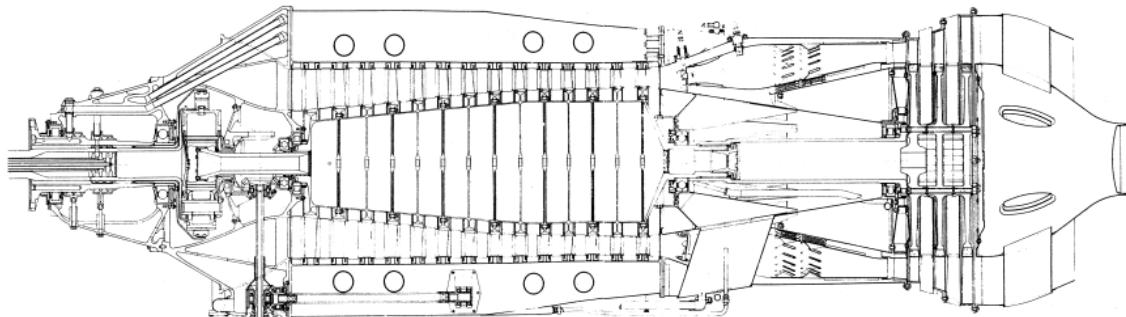
$L_{дв.} = 3500$ мм

$D_{дв.} = 1080$ мм

Проектный ресурс 250 часов

ТВ-022

авиационный турбовинтовой двигатель



ТВ-022 [40]

На Куйбышевском заводе №2 группа немецких специалистов занималась турбовинтовыми двигателями, в том числе и форсированным вариантом

ТВ-022Б, он же ТВ-2Ф.

В 1950 г. ОКБ-276 проводило испытания первого ТВ-022 - прямого воспроизведения немецкого ГТД UMO-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.

Д ноября 1950 г. ТВ-022 прошел стендовые Государственные испытания (первое испытание проведено в июне 1949 г.)

При создании двигателя разработали пять вариантов турбины, пока не получили впервые в мире КПД, равный 93%.

Двигатель имел четырнадцатиступенчатый компрессор, трехступенчатую турбину. Камера сгорания была колышевого 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 отношением $i = 0,145$. Запуск двигателя осуществлялся от воздушного стартера "Rut" мощностью 68 л.с.

$N_{взл.} = 5000$ л.с.

$N_{взл.} = 3000$ л.с.

$C_{э взл.} = 0,300$ кг/л.с.ч

$C_{э кр.} = 0,210$ кг/л.с.ч

$G_b взл. = 26,5$ кг/с

$n = 7500$ об./мин.

$\pi_k взл. = 5,6$

$T_g взл. = 1120$ К

$G_b кр. = 30$ кг/с

$L_{дв.} = 4170$ мм (без винтов)

$D_{дв.} = 1050$ мм

$M_{дв.} = 1700$ кг

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.

Эта модификация имела новую маслосистему с насосами большей производительности, новый турбостартер ТС-1 мощностью 60 л.с., $G_b = 1,3$ кг/с

и $M = 55$ кг, а также новые винты АВ-41Б ($D_{вв} = 4,2$ м).

По сравнению с ТВ-022 двигатель ТВ-2 показал лучшую экономичность (Суд.взл. = 0,257 кг/л.с.ч.; Суд.кр. = 0,198 кг/л.с.ч.), а также больший ресурс, который составлял 200 часов.

Двигатель **2ТВ-2Ф** - это два форсированных двигателя ТВ-2Ф, расположенные

рядом и имеющих общий редуктор мощностью 12000 л.с.

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. Однако работы над двигателем этим вскоре были прекращены. По распоряжению Совета Министров техническая документация 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.

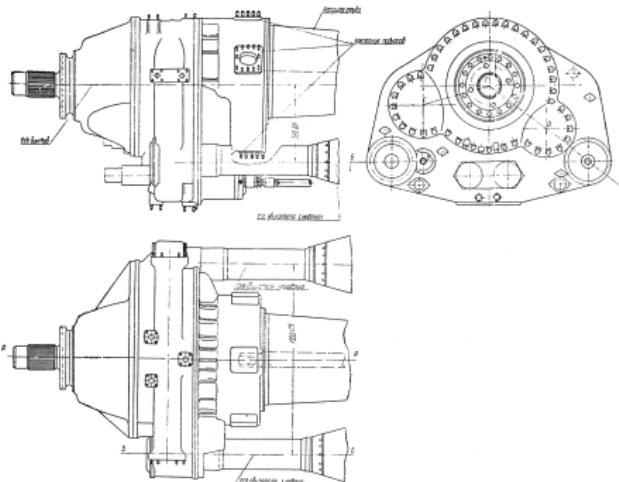
В 1954 г. прошел государственные испытания пермский вариант двигателя **ТВ-2М** мощностью 7650 л.с., который был установлен на самолете Ту-91 “Бычок”.

ТВ-2Ф

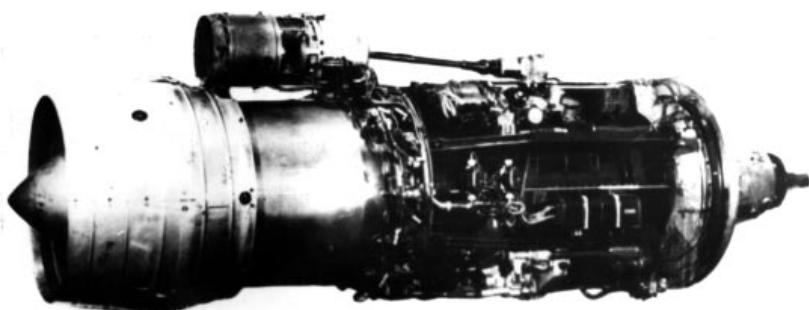
Нэ взл. = 6250 л.с.
Нэ кр. = 2550 л.с. (Н=11000 м, V_п=720 км/ч)
Сэ взл. = 0,294 кг/л.с.ч
Сэ кр. = 0,218 кг/л.с.ч
Гв взл. = 30 кг/с
Гв кр. = 10,6 кг/с
Пвзл. = 7500 об./мин.
Пкр. = 7100 об/мин.
π_к взл. = 5,1
π_к кр. = 5,8
Т_г взл. = 988 К
Т_г кр. = 967 К

2ТВ-2Ф

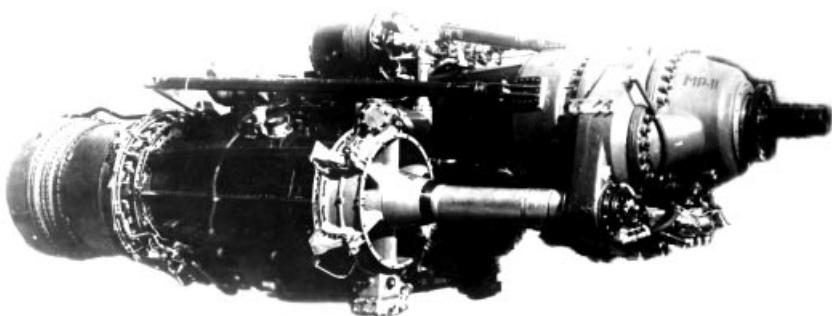
Нэ взл. = 12500 л.с.
Нэ кр. = 6500 л.с. (Н=11000 м, V_п=720 км/ч)
Сэ взл. = 0,250 кг/л.с.ч
Сэ кр. = 0,190 кг/л.с.ч
Гв взл. = 64,2 кг/с
Гв кр. = 22,5 кг/с
Пвзл. = 7650 об./мин.
Пкр. = 7250 об/мин.
π_к взл. = 6,1
π_к кр. = 7,2
Т_г взл. = 1150 К
Т_г кр. = 1031 К
Мдв. = 3780 кг



Редуктор двигателя 2ТВ-2Ф [40]



ТВ-2 [40]



2ТВ-2Ф [40]



Ту-91 “Бычок” [11]



2ТВ-2Ф [12]

НК-12

турбовинтовой двигатель многоцелевого применения

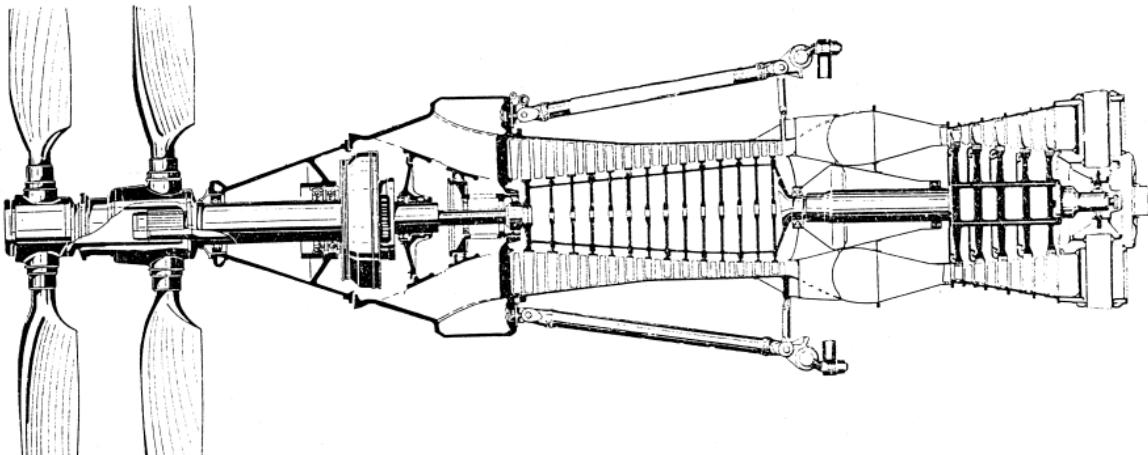
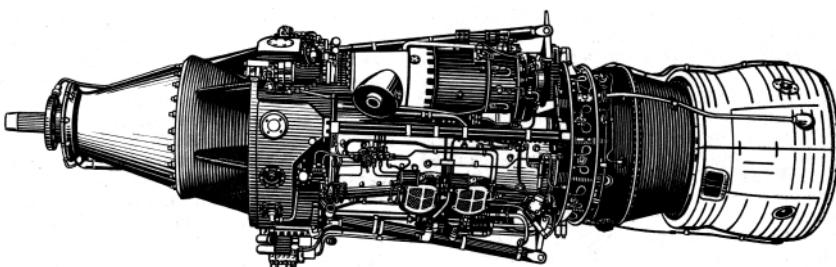


Схема НК-12 [40]



НК-12 [7]



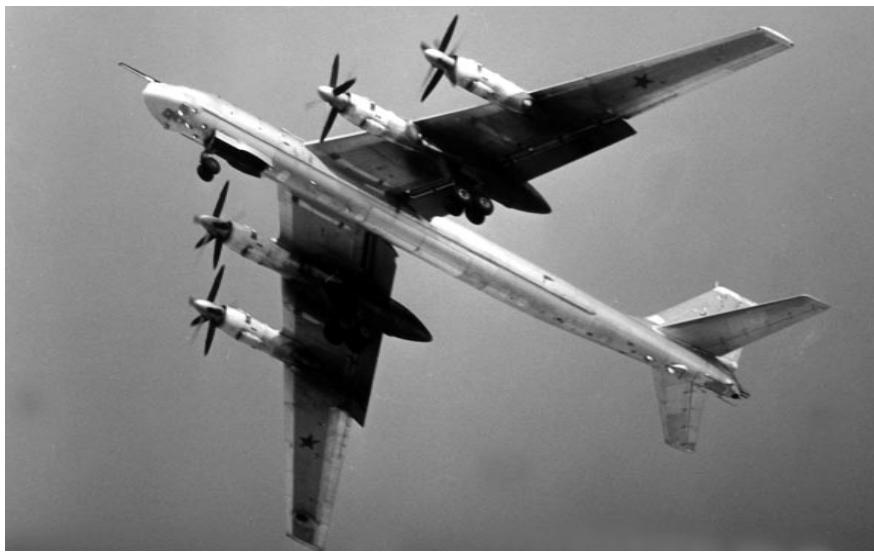
Ту-95КД [2]

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.

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 высокоеconomичная пятиступенчатая турбина с коэффициентом

полезного действия 0,94, что является рекордом до настоящего времени. Впервые для уменьшения радиальных зазоров были применены легко срабатываемые покрытия на элементах проточной части статора. Для лопаток турбины также впервые были использованы литые жаропрочные сплавы, которые при высо-

кой 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 рабо-



Ту-95МС [2]



чих 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.

Н_э вл. = 12500 л.с.

Н_э кр. = 6500 л.с. (Н=11000 м, М_п=0,68)

С_э вл. = 0,225 кг/л.с.ч

С_э кр. = 0,165 кг/л.с.ч

π_к вл. = 9,5

п = 8300 об./мин.

Т_р = 1150 К

М_{дв.} = 2900 кг (без винтов)

Д_{вв} = 5600 мм

Д_{вх} = 1005 мм

Л_{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.

Н_э вл. = 15000 л.с.

Н_э кр. = 6500 л.с.

Суд.кр. = 0,158 кг/л.с.ч

π_к = 9,5

Т_р = 1150 К

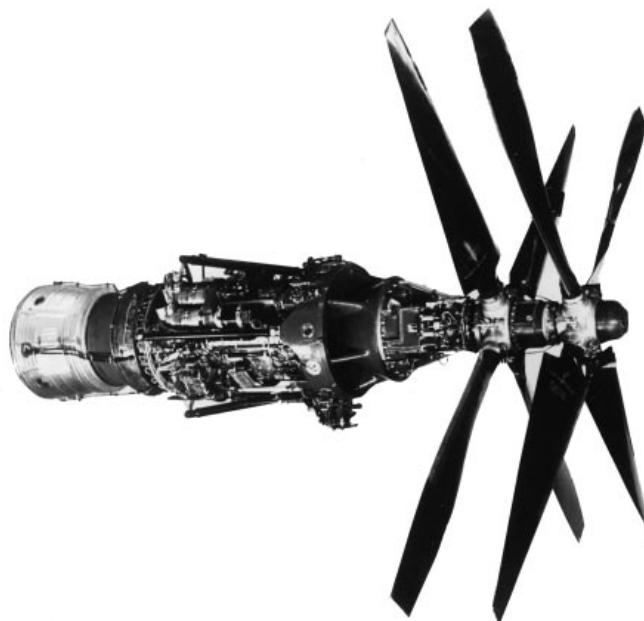
М_{дв.} = 2900 кг (без винтов)

Д_{вв} = 5600 мм

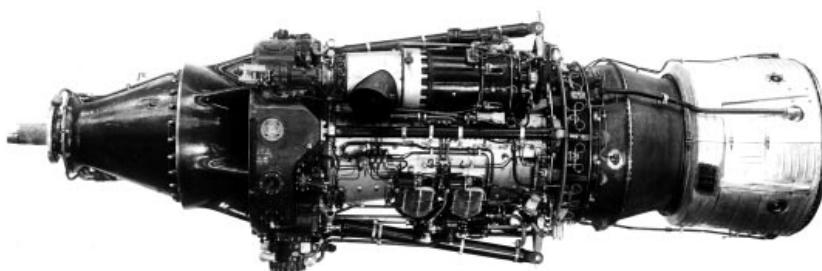
Назначенный ресурс 300 часов

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; масса 1600 кг; диаметр 6,2 м; частота вращения 730 об./мин.; КПД 84%). Производился серийно в ОАО "Моторостроитель" (г. Самара).



НК-12М [40]



НК-12МВ [40]

Н_э вл. = 15000 л.с.

Н_э кр. = 8080 л.с. (Н=10000 м, М_п=0,56)

Суд.кр. = 0,158 кг/л.с.ч

π_к = 9,3

Т_р = 1140 К

М_{дв.} = 3170 кг (без винтов)

Д_{вв} = 6200 мм

Назначенный ресурс 4500 часов

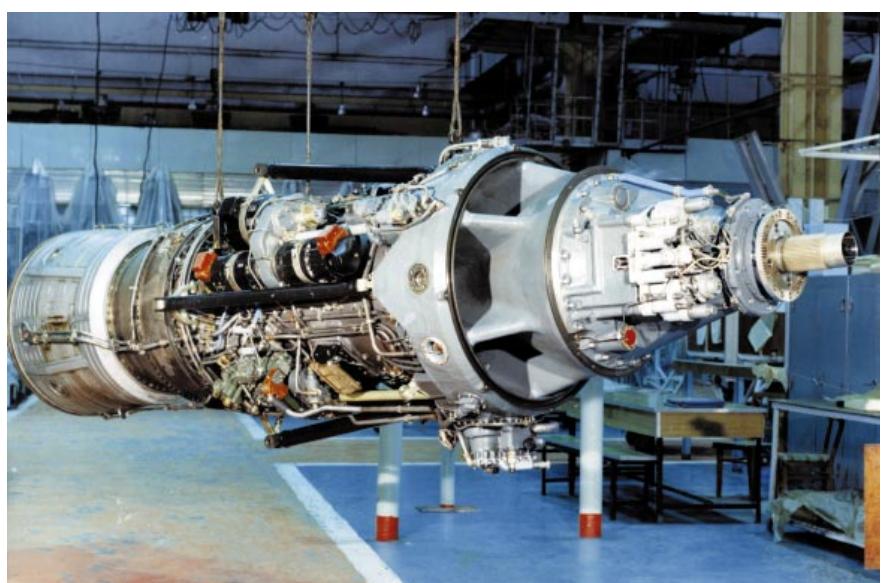
НК-12МВ, турбовинтовой двигатель повышенного ресурса для самолета Ту-95, Ту-126, Ту-142 и Ту-114, прошел первые испытания в августе 1956 г., а Госиспытания - 13 сентября 1958 г. Производился в ОАО "Моторостроитель" (г. Самара).



Ан-22 [2]



Ту-114 [20]



НК-12МА [12]



NK-12MK [12]

$\eta_f = 0,980$
 $\sigma_{fc} = 0,960$
 $\eta_{tbd} = 0,925$
 $\varphi = 0,900$
 $M_{dv} = 3065 \text{ кг (без винтов)}$
 $D_{dv} = 1150 \text{ мм}$
 $L_{dv} = 6000 \text{ м}$
 $D_{bv} = 5600 \text{ мм}$

Назначенный ресурс 5000 часов
НК-12МП для самолетов Ту-142 и Ту-95МС впервые испытан в 1978 г. Госиспытания пройдены в сентябре 1979 г.
 $N_{vzl} = 15000 \text{ л.с.}$

Первое испытание **НК-12МК** для экраноплана “Орленок” состоялось в 1971 г. Госиспытания - в октябре 1974 г.
 $N_{vzl} = 15000 \text{ л.с.}$
 $N_{e,kr} = 10650 \text{ л.с. (H=1500...15000 м, M_p=0,345...0,43)}$
 $\text{Суд.кр.} = 0,202 \text{ кг/л.с.ч}$
 $\pi_k = 9,7$
 $T_r = 1110 \text{ К}$
 $M_{dv} = 3170 \text{ кг (без винтов)}$
 $D_{bv} = 5600 \text{ мм}$

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.

$N_{vzl} = 12500 \text{ л.с.}$
 $N_{e,kr} = 12000 \text{ л.с. (H=14000 м, M_p=0,7)}$
 $N_{e,kr} = 6500 \text{ л.с. (H=14000 м, M_p=0,7)}$
 $\text{Суд.макс} = 0,135 \text{ кг/л.с.ч}$



Tu-126 [20]



Tu-142 [2]



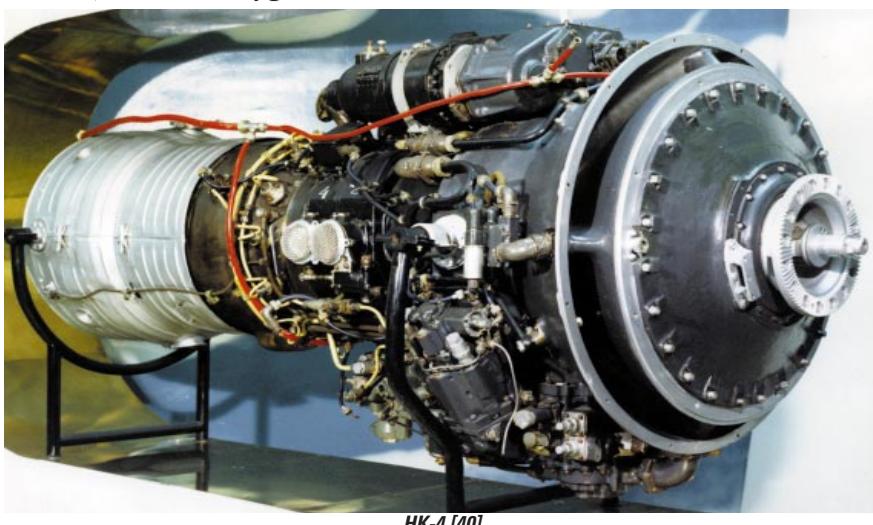
Экраноплан “Орленок” [54]

$\text{Суд.взл.} = 0,240 \text{ кг/л.с.ч}$
 $\text{Суд.кр.} = 0,275 \text{ кг/л.с.ч}$
 $N_{vzl} = 8250 \text{ об./мин.}$
 $N_{e,kr} = 8000 \text{ об./мин.}$
 $D_{dv} = 6250 \text{ мм}$
 $D_{bv} = 1350 \text{ мм}$
 $M_{dv} = 3100 \text{ кг}$
 Ресурс 100 часов

На двигателе впервые применены 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; масса 1190/1350 кг; диаметр 5,6 м; частота вращения 730 об./мин.; КПД 90%).
 $N_{e,kr} = 15000 \text{ л.с.}$
 $C_{e,kr} = 0,210 \text{ кг/л.с.ч}$
 $N_{vzl} = 6500 \text{ л.с.}$
 $C_{e,vzl} = 0,158 \text{ кг/л.с.ч}$
 $\pi_k = 9,3$
 $\pi_{kr} = 13,0$
 $\pi_{e,vzl} = 1,16$
 $\pi_{e,kr} = 1,47$
 $T_r = 1150 \text{ К}$
 $G_{vzl} = 55,8 \text{ кг/с}$
 $\eta_{knd} = 0,860$

NK-4

авиационный турбовинтовой двигатель



NK-4 [40]

27 сентября 1955 г. было принято решение о проектировании нового двигателя **НК-4** для Ан-10 и Ил-18, который был создан в рекордно короткий срок: уже 17 апреля 1956 г. он прошел первые испытания. Это был легкий, экономичный и технологичный двигатель.

$N_{vzl} = 4000 \text{ л.с.}$
 $N_{e,kr} = 2300 \text{ л.с. (H=8000 м, M_p=0,57)}$
 $C_{e,vzl} = 0,245 \text{ кг/л.с.ч}$
 $C_{e,kr} = 0,207 \text{ кг/л.с.ч}$
 $\pi_k = 7,7$
 $G_{vzl} = 18,7$
 $T_{max} = 1170 \text{ К}$
 $D_{bv} = 1050 \text{ м}$
 $L_{dv} = 2770 \text{ мм}$
 $D_{dv} = 4500 \text{ мм}$
 $M_{dv} = 970 \text{ кг (без винта)}$

В октябре 1957 г. НК-4 прошел Госиспытания, а в июне 1959 г. Госиспытания прошла улучшенная по экономич-

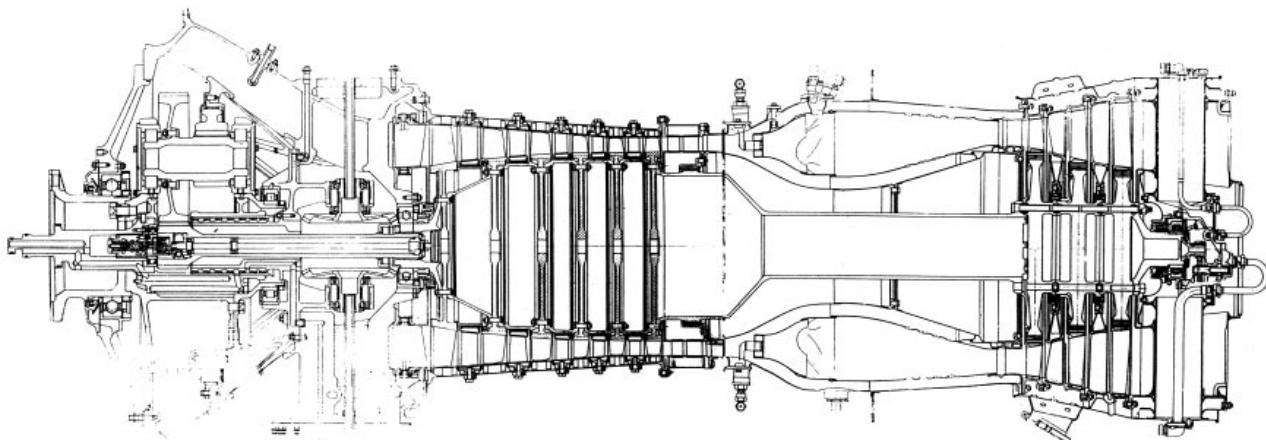


Схема НК-4 [40]



Ил-18 [20]

ности и ресурсу модификация - двигатель **НК-4А**.

Н_э взл. = 4000 л.с.

С_э взл. = 0,245 кг/л.с.ч

Н_э кр. = 2380 л.с. (Н=8000 м, М_п=0,57)

С_э кр. = 0,207 кг/л.с.ч

π_к взл. = 7,9

Т_г взл. = 1250 К

Д_{вв} = 4500 мм

М_{дв.} = 860 кг

НК-4 серийно не производился, так как по итогам конкурса на силовую установку для Ан-10 и Ил-18 был принят двигатель АИ-20. НК-4 устанавливался на первых 27 экземплярах Ил-18.

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

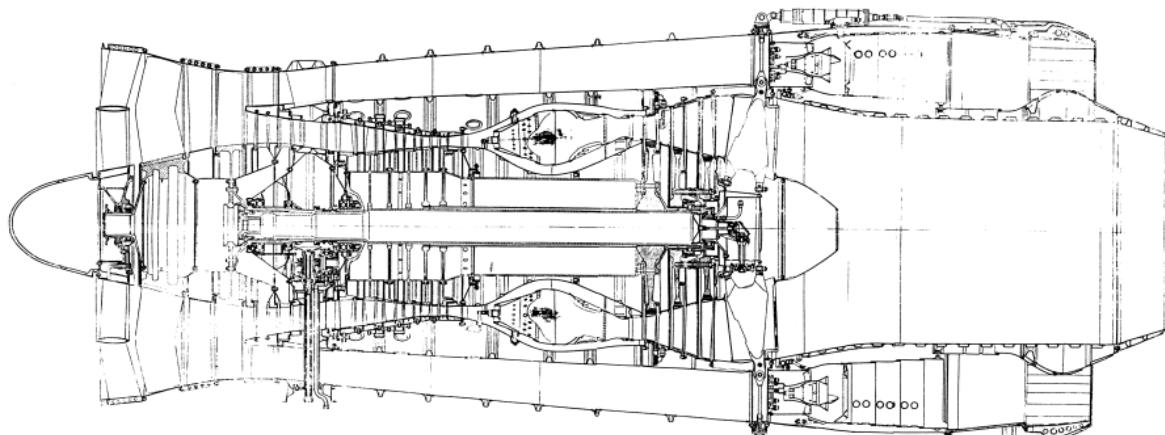


Схема НК-6 [40]

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 двигателе 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.



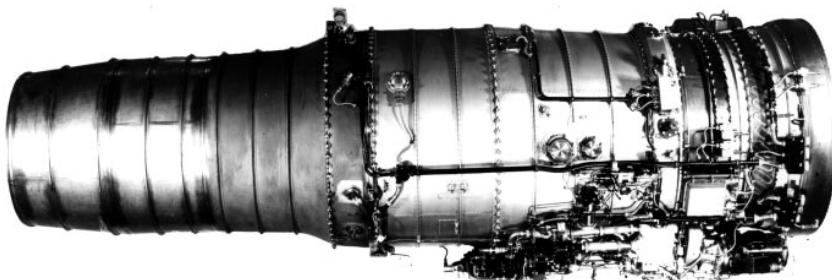
Компрессор двигателя НК-6 включал в себя четыре ступени низкого давления и шесть ступеней высокого давления. Трубина имела одну ступень высокого и две ступени низкого давления. Форсажная камера трубчато-кольцевого типа располагалась во внешнем контуре, где имелось регулируемое сопло. В июле 1963 г. работы по двигателю НК-6 были прекращены. К этому времени он прошел пятидесятичасовые

стендовые испытания.
 Рф.взл. = 22000 кгс
 Суд.ф.взл. = 1,7 кг/кгс.ч
 Гв взл. = 340 кг/с
 π_k взл. = 13,6
 π_v взл. = 2,2
 $\pi_{взл.}$ = 2,0
 Тг взл. = 1400 К
 Рф.кр. = 20000 кгс (H=11000 м, Mn=1,7)
 Суд.ф.кр. = 1,96 кг/кгс.ч

Рб/ф.кр. = 3500 кгс (H=11000 м, Mn=0,9)
 Суд.б/ф.кр. = 0,86 кг/кгс*ч
 Масса 3200 кг
 Диаметр 1750 мм
 Длина 4810 мм
 Разрабатывалась модификация ТРДДФ НК-7 для Военно-морского флота взлетной тягой 22000 кгс.

НК-8

авиационный турбореактивный двигатель



НК-8 [40]



Ил-62 [8]

Используя газогенератор двигателя НК-6, конструкторы за три года разработали двухконтурный двигатель для гражданской авиации **НК-8**.

Дата первого испытания - декабрь 1961 г. Дата Госиспытания - июнь 1964 г. НК-8 предназначался для установки на самолет Ил-62.

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 (π_k = 2,15 при π_v = 5350 об./мин.), двухступенчатый компрессор низкого давления на одном валу с вентилятором, шестиступенчатый компрессор высокого давления (π_k = 10,8 при $\pi_{квд}$ = 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 температурно-

го 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 антивibrationными полками для повышения вибропрочности. Впервые в отечественной практике были применены упругодемпферные опоры роторов компрессора и турбины. Впервые в СССР на двигателе НК-8 III серии применены реверсивное уст-

ройство решетчатого типа с досопловым расположением створок и привод постоянных оборотов (разработка ОАО “Авиамотор”, г. Казань).

Рвзл. = 9500 кгс
 Суд.взл. = 0,620 кг/кгс.ч
 $\pi_{взл.}$ = 0,984
 π_k взл. = 10,25
 Тг взл. = 1140 К
 Тг max = 1200 К
 Гв взл. = 214,5 кг/с
 Ркр. = 2250 кгс (H=11000 м, Mn=0,8)
 Суд. = 0,83 кг/кгс.ч
 Мдв. с реверсом = 2500 кг
 Lдв. = 4766 мм
 Dдв. = 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.



НК-8 III серии [12]



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 высокоеффективных 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 г. на Казанском моторостроительном производственном объединении.

Рвзл. = 10500 кгс

Робр. = 3000 кгс

Ркр. = 2750 кгс (Н=11000 м, Мп=0,8)

Суд.взл. = 0,598 кг/кгс.ч

Суд.кр. = 0,81 кг/кгс.ч

Пкнд взл. = 5350 об./мин.

Пквд взл. = 6950 об./мин.

твзл. = 1,042

Гв взл. = 222 кг/с

πк взл. = 10,8

Тг взл. = 1190 К

Тг max = 1250 К

Ддв. = 1442 мм

Мдв.без реверса = 2200 кг

Мдв.с реверсом = 2440 кг

Ддв. = 1442 мм

Лдв. = 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 1973 г., Госиспытания - в ноябре 1974 г. Испытано два двигателя на ресурс 5000 часов.

Серийно не выпускался.

Рвзл. = 11000 кгс

Робр. = 3600 кгс

Ркр. = 2750 кгс (Н=11000 м, Мп = 0,8)

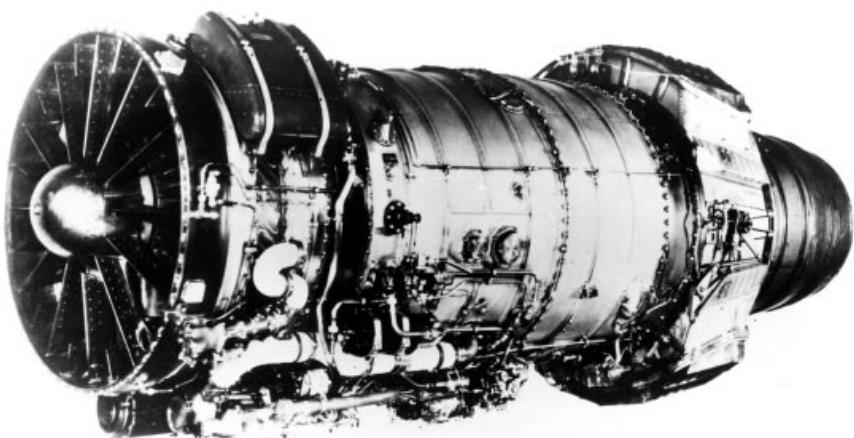
Суд.взл. = 0,6 кг/кгс.ч

Суд.кр. = 0,78 кг/кгс.ч

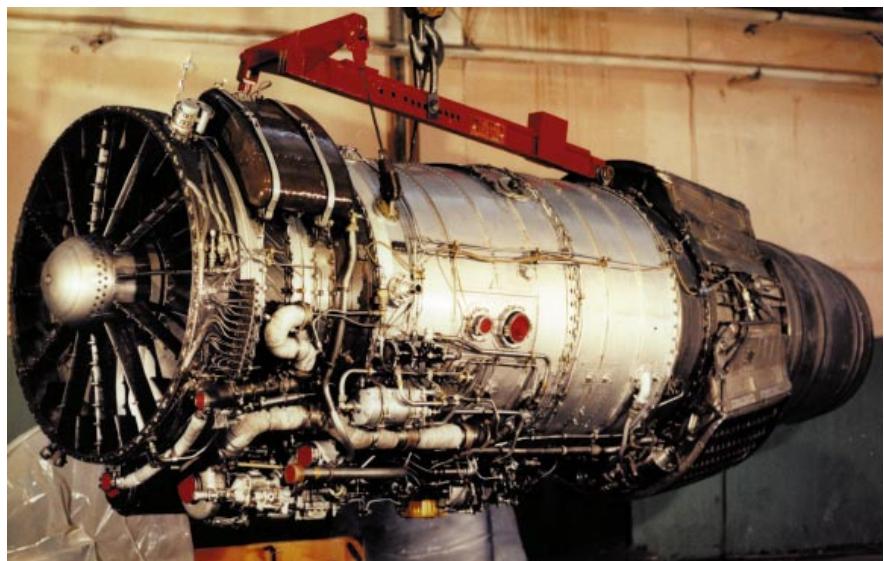
т = 1,034

πк = 11,1

Гв = 235 кг/с



НК-8-5И [40]



НК-8-4 [12]

Тг = 1275 К

Мдв.с реверсом = 2400 кг

Лбез 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 вмес-

то 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, охлаждающие 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).

Рвзл. = 10500 кгс

Суд.взл. = 0,61 кг/кгс.ч

Гв = 227 кг/с

т = 1,05

πк = 10,95

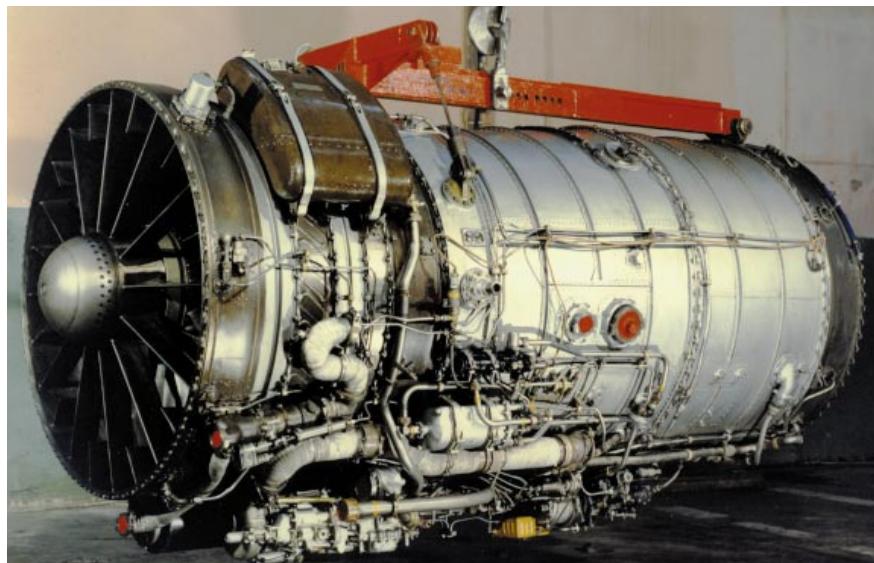
Тг = 1260 К

Мдв. = 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.



Ил-62М [10]



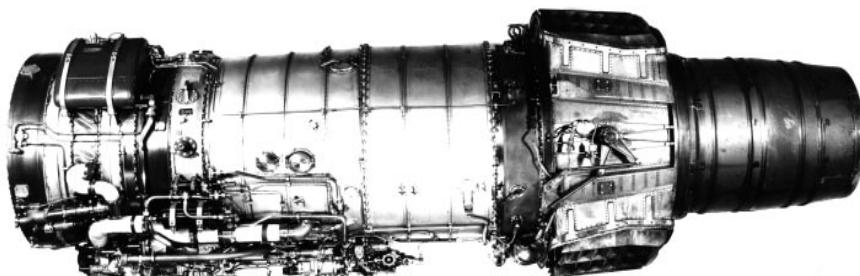
NK-8-4K [12]



Tu-154B-2 [20]



Tu-155 [45]



NK-8-2 [40]

$P_{взл.} = 9500$ кгс
 $\text{Суд.взл.} = 0,59$ кг/кгс.ч
 $\text{Пкнд взл.} = 5180$ об./мин.
 $\text{Пквд взл.} = 6835$ об./мин.
 $\text{твзл.} = 1,05$
 $\pi_{взл.} = 9,6$
 $T_{г взл.} = 1200$ К
 $P_{кр.} = 1800$ кгс ($H=11000$ м, $M_p=0,8$)
 $\text{Суд.} = 0,79$ кг/кгс.ч
 $M_{дв.без реверса} = 2150$ кг
 $D_{вх} = 1355$ мм
 $D_{max} = 1442$ мм
 $L_{с реверсом и соплом} = 5288$ мм
 В 1971 г. была начата разработка модификации **NK-8-2У**, которая 14 сентября 1973 г. прошла Государственные

испытания. С 1972 г. двигатель находился в серийном производстве. НК-8-2У изготавливается Казанским моторостроительным производственным объединением (выпущено около 2500 двигателей) и устанавливается на пассажирские самолеты Ту-154Б и Ту-154С.
 $P_{взл.} = 10500$ кгс
 $\text{Суд.взл.} = 0,580$ кг/кгс.ч
 $\pi_{взл.} = 10,8$
 $\text{твзл.} = 1,05$
 $G_{в взл.} = 228$ кг/с
 $T_{г взл.} = 1156$ К
 $T_{г max} = 1230$ К
 $P_{кр.} = 2200$ кгс ($H=11000$ м, $M_p=0,8$)

$\text{Суд.кр.} = 0,766$ 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
 Эксплуатация около 480 двигателей НК-8-2У (40% от всего парка) осуществляется в 18 авиапредприятиях РФ. Из общего количества двигателей находятся на крыле 56% двигателей. Отработали межремонтные ресурсы и ресурс до первого ремонта 38% двига-

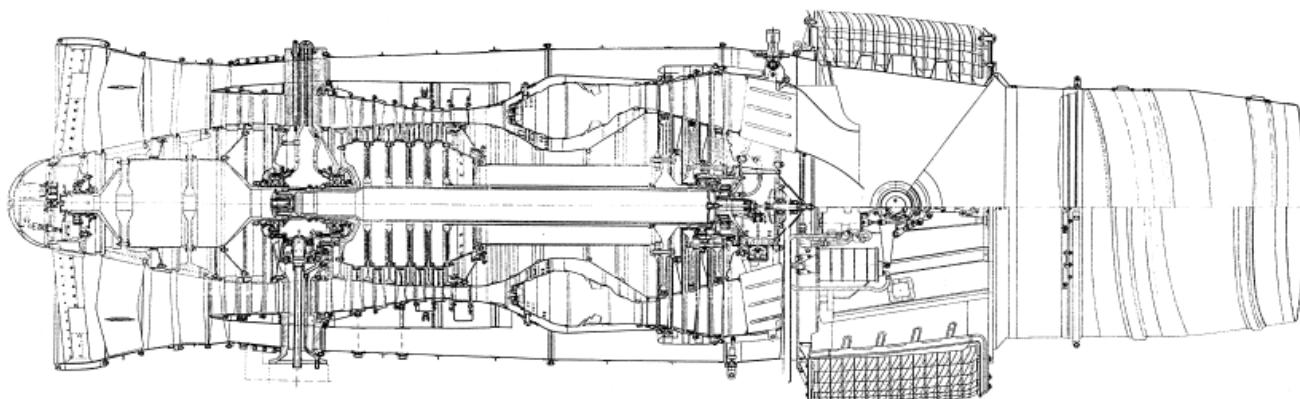


Схема НК-8-4У [40]

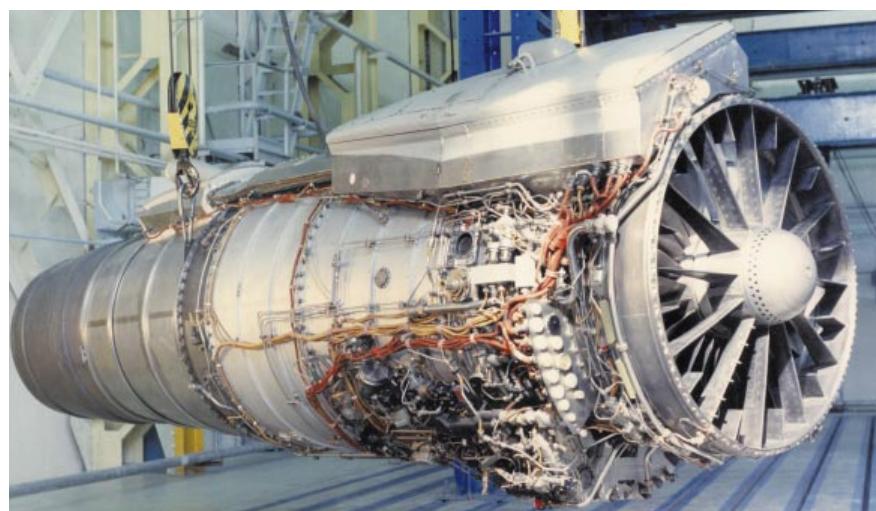
телей и находятся в составе ремфонда. 4,4% НК-8-2У находятся в резерве. В 1974-79 г. в КБ разрабатывался двигатель **НК-88**, модификация НК-8-2У, использующий в качестве топлива жидкий водород. Первое испытание НК-88 проведено в феврале 1980 г.

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 обеспечения 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.

Р_{кр.} = 10500 кгс (H=11000 м, M_п=0,8)

Суд.взл. = 0,220 кг/кгс.ч

Суд.кр. = 0,296 кг/кгс.ч



НК-88 [12]

$m = 1,06$

$\pi_{к кр.} = 11,0$

$T_{г кр.} = 1140$ К

В январе 1989 г. впервые в мире совершила полет летающая лаборатория Ту-156 с двигателем **НК-89** (модификация НК-88), работающем на сжиженном природном газе (СПГ). Его первое испытание проведено в марте 1989 г. и в настоящее время проводится стендовая и летная доводка.

Камера сгорания НК-89 многотопливная и позволяет работать на СПГ и керосине.

Р_{кр.} = 10500 кгс (H=11000 м, M_п=0,8)

Суд.к_{р.} = 0,725 кг/кгс.ч (СПГ)

Суд.к_{р.} = 0,810 кг/кгс.ч (керосин)

$m = 1,05$

$T_{г} = 1155$ К

$\pi_{к кр.} = 10,8$

Имеется проект применения НК-89 на пассажирских самолетах Ту-156С и Ту-156М.

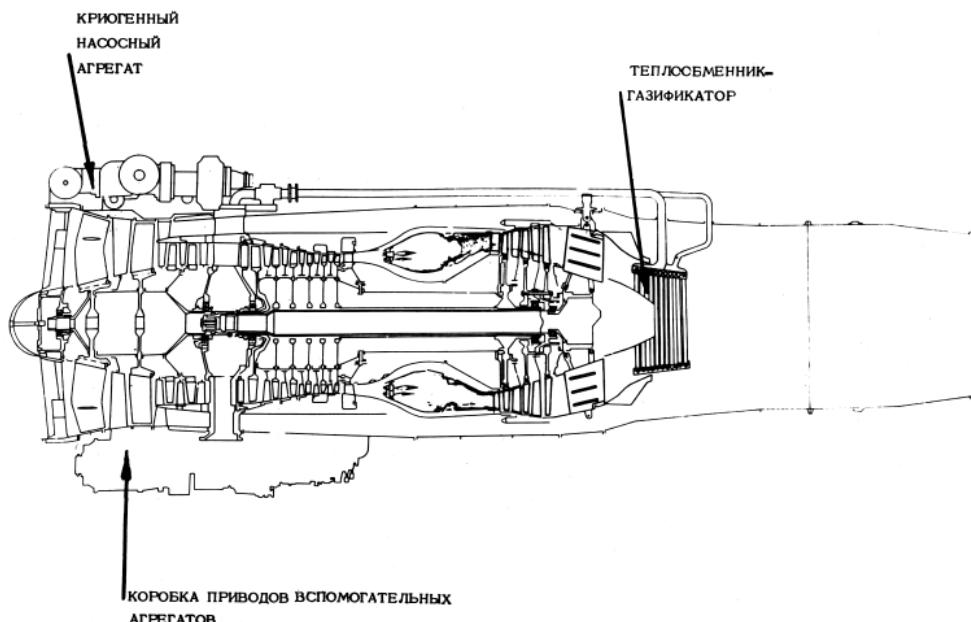


Схема НК-89 [40]

НК-20

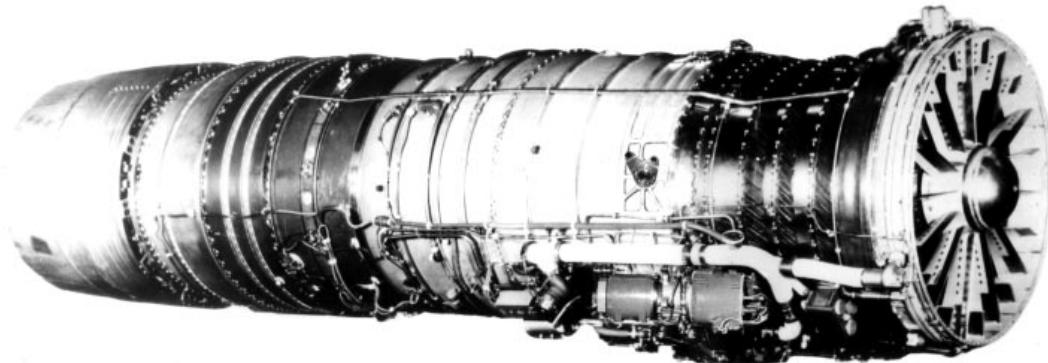
авиационный турбовинтовой двигатель

Проект двигателя **НК-20** взлетной мощностью 11025 кВт разрабатывался в 1967 г. для применения на транспортных самолетах.



НК-22

авиационный турбореактивный двигатель



НК-22 [40]

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 г.

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, форсированный 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.

Суд.взл. = 1,95 кг/кгс.ч

$m = 0,6$

$\pi_k = 14,75$

$T_r = 1390$ К



Ту-22М2 [22]

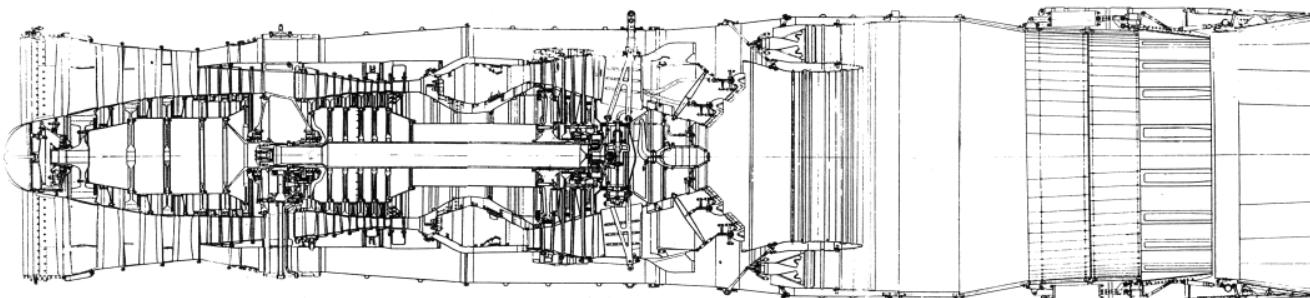


Схема НК-22 [40]

НК-144

авиационный турбореактивный двигатель

Опыт, полученный при разработке двигателя НК-6, был использован в процессе создания двухвального двухкаскадного турбовентиляторного двигателя **НК-144** со смещением 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. 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 лочками систем автоматического и визуального контроля параметров.

Р_{ф.взл.} = 17500 кгс

Р_{ф.кр.1} = 3970 кгс (H=18000 м, V_п=2350 км/ч)

Р_{кр.2} = 3000 кгс (H=11000 м, V_п=1000 км/ч)

Суд.взл. = 1,6 кг/л.с.ч

Суд.ф.кр.1 = 1,56 кг/л.с.ч

Суд.кр. = 0,965 кг/л.с.ч

m = 0,6

π_к взл. = 14,2

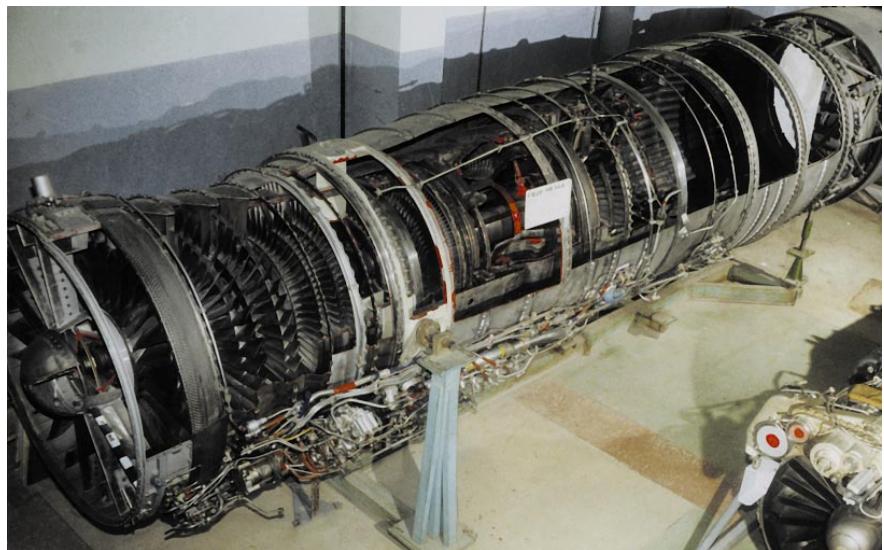
Т_г взл. = 1360 К

М_{дв.} = 3540 кг

Л_{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.



НК-144 [12]

Р_{ф.взл.} = 20000 кгс

Р_{взл.} = 15000 кгс

Р_{ф.кр.} = 5000 кгс (H=18000 м, V_п=2350 км/ч)

Р_{ф.кр.} = 3000 кгс (H=11000 м, V_п=1000 км/ч)

Суд.взл. = 1,65 кг/кгс.ч

Суд.кр. = 0,92 кг/кгс.ч

Суд.ф.кр. = 1,81 кг/кгс.ч

т_{взл.} = 0,6

π_к взл. = 14,75

π_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 крей-

серском режиме, шестерни приводов с коэффициентом зацепления зубчатых колес больше двух, система супфирорования масляных полостей с баростатическим клапаном.

Р_{взл.} = 22000 кгс

Р_{кр.} = 3000 кгс (H=11000 м, M_п=0,94)

Суд.кр. = 0,94 кг/кгс.ч

Суд.кр.ф = 1,4 кг/кгс.ч

m = 0,53

π_к взл. = 17

T_г = 1500 К

D_{вх} = 1355 мм

M_{дв.} = 3650 кг

С 1974 г. в ОКБ проводится отработка возможности применения в качестве топлива жидкого водорода на авиационном двигателе **НК-144ВТ**. Дата первого испытания - декабрь 1974 г. В 1979 г. были проведены стендовые испытания систем и агрегатов, а также полноразмерных двигателей, работающих на водороде и керосине.

Модификация **НК-144-22** тягой 20000 кгс устанавливалась на самолеты Ту-22МО.

НК-144 всех модификаций производились в ОАО "Моторостроитель" (г. Самара).



Tу-22М0 [1]

НК-25

авиационный турбореактивный двигатель

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, легкоиспользуемые 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 ох-



Ту-22М3 [22]

лаждением, 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.

Рвзл. = 25000 кгс
Суд.взл. = 2,08 кг/кгс.ч
т = 1,45
τк = 25.9
Т_г = 1600 К

НК-26

авиационный турбовинтовой двигатель

ТВД **НК-26** мощностью 14930 л.с. разрабатывался в 1993 г. для применения на экранопланах.

НК-32

авиационный турбовентиляторный двигатель



НК-32 [40]

В 1977 г. начато проектирование **НК-32**, многорежимного двухконтурного турбовентиляторного трехвального двигателя с общей форсажной камерой, самого мощного в мире ТРДДФ для самолета Ту-160. 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.



Ту-160 [22]



Ту-144ЛЛ [22]



Серийное производство двигателя 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 около 1 м, монокристаллические, а лопатки других турбин изготовлены методом направленной кристаллизации.

Двигатель имеет большеразмерное регулируемое автомодельное сопло.

НК-32 - это один из первых в мире ТРД, на котором применены специальные технологии, направленные на снижение радиолокационной и инфракрасной заметности.

На НК-321 применена цифровая электронная система управления и защи-

та двигателя при помпаже с автоматическим восстановлением исходного режима.

Рвзл. = 25000 кгс

Ркр. = 14000 кгс

т = 1,36

πк = 28,2

Тг = 1630 К

Мдв. = 3650 кг

Лдв.с форсажной камерой = 7453 мм

Dmax = 1700 мм

НК-34

авиационный турбореактивный двигатель

Проект 1988 г. для установки на гидросамолетах. Расчетная взлетная тяга 15000 кгс.

НК-86

авиационный турбореактивный двигатель

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 звукоглощающие 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).

Рвзл. = 13000 кгс

Ркр. = 3220 кгс (H=11000 м, Mп=0,8)

Робр. = 4000 кгс

Суд.взл. = 0,520 кг/кгс.ч

Суд.кр. = 0,739 кг/кгс.ч

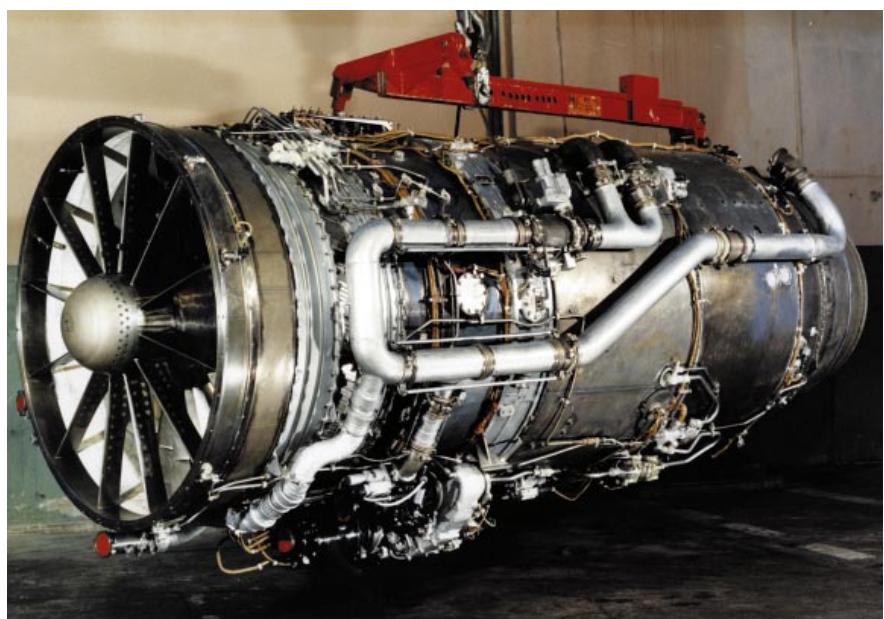
т = 1,18

Гв взл. = 288 кг/с

πк взл. = 12,93

Тг взл. = 1172 К

Тг max = 1260 К



НК-86 [12]

ηв = 0,846

ηкнд = 0,865

ηквд = 0,874

ηг = 0,990

σкс = 0,945

ηтвд = 0,930

ηтнд = 0,929

φс = 0,985

Мдв.с реверсом = 2750 кг

Ддв. = 1455 мм

Лдв.без реверса = 3638 мм

Лдв.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 ступе-

ни турбины из материала ЖС-30. Применение таких лопаток позволяет поддерживать постоянное значение взлетной тяги при температуре наружного воздуха до +30 град. С.

Рвзл. = 13300 кгс

Суд.взл. = 0,74 кг/кгс.ч

Тг = 1280 К

Гарантийный до первого ремонта 3000 часов (1500 циклов)

Ресурс до первого ремонта по ТС 4500 часов (2250 циклов)

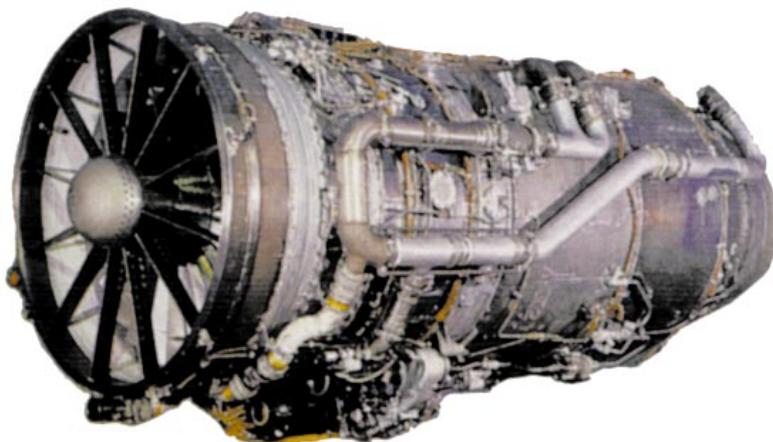
Гарантийный межремонтный ресурс 3000 часов (1500 циклов)

Межремонтный ресурс по ТС 4000 часов (2000 циклов)

Назначенный ресурс 10500 часов (5250 циклов)



Ил-86 / 15



NK-87 [40]

Календарный срок службы 7 лет
Эксплуатация около 200 двигателей (50% от всего парка) осуществляется в 5 авиапредприятиях РФ. 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.

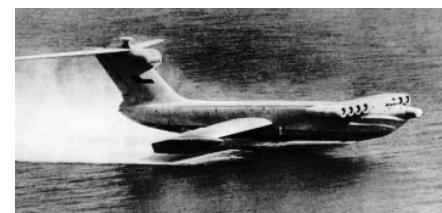
Более половины парка НК-86 имеет наработку свыше 10000 часов. Более 40% двигателей находятся в диапазоне наработки от 4000 до 10000 часов. В настоящее время проводятся работы по обеспечению увеличения назначенных и межремонтных ресурсов двигателей НК-86 и НК-86А до 20000 (7500 циклов) и 6000 (2000 циклов) со-

ответственно. Работы проводятся на парке двигателей авиакомпании “Аэрофлот-РМА”.

Выпуск 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 **NK-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 дви-



Экраноплан “Лунь” [54]

гателя при эксплуатации в условиях морской среды.

Рвзл. = 13000 кгс

Суд.взл. = 0,53 кг/кгс.ч

$m = 1,17$

$\pi_k = 13$

$T_r = 1280$ К

$M_{дв.} = 2200$ кг

$D_{дв.} = 1455$ мм

В 1989 г. для привода электрогенератора мощностью 20 МВт на базе НК-86 спроектирован двигатель **NK-91**. В нем использована двухкаксадная конструкция с осевой проточной частью. Кольцевая камера горения обеспечивает полноту сгорания природного газа 99%. Применена модульная конструкция газогенератора и силовой свободной турбины.

$N = 20$ МВт

$\eta = 31\%$

$n = 3000$ об./мин.

$\pi_k = 11,5$

$T_k = 1106$ К

$T_c = 645$ К

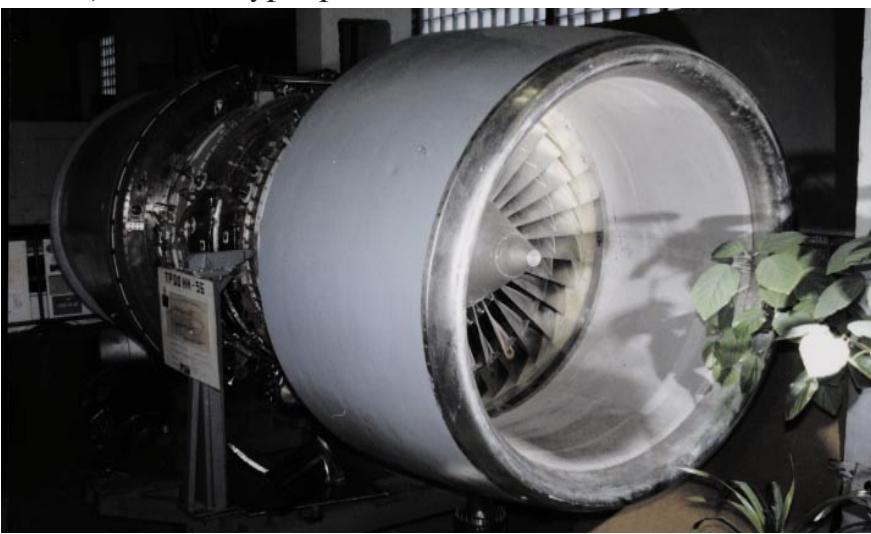
Горючего газа = 5040 кг/ч

Газа на выхлопе = 120 кг/с

$M_{дв.с рамой} = 7700$ кг

NK-56

авиационный турбореактивный двигатель



NK-56 [12]

С 1979 г. в конструкторском бюро начинают разрабатываться перспективные двигатели для тяжелых транспортных и пассажирских самолетов. Среди них - **NK-56** и НК-64 для самолетов Ил-96 и Ту-204.

На двигателе НК-56 впервые было применено управление реверсом на принципах пневматики. Ресурс до капитального ремонта 7500 ч., назначенный ресурс - 15000 ч.



Ил-96-300 [15]

Первое испытание проведено в июле 1980 г. Серийно не производился.

Рвзл. = 18000 кгс

Суд.взл. = 0,74 кг/кгс.ч

$P_{кр.} = 3600$ кгс ($H=11000$ м, $M_p = 0,8$)

Суд.кр. = 0,74 кг/кгс.ч

$m = 4,9$

$T_r = 1571$ К

$\pi_k = 25,5$

$M_{дв.без реверса} = 3340$ кг

$D_{вх.} = 2050$ мм

НК-64

авиационный турбореактивный двигатель



Ту-204 [1]



НК-64 [12]

НК-64 разрабатывался с 1979 г. 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.

Серийно не производился.

Рвзл. = 16000 кгс

Суд.взл. = 0,37 кг/кгс.ч

Ркр. = 3500 кгс (Н=11000 м, Мп=0,8)

Суд.кр. = 0,58 кг/кгс.ч

м = 4,1

Т_r = 1548 К

π_к = 27,6

Мдв.без реверса = 2850 кг

Двх = 1860 мм

НК-62

авиационный турбореактивный двигатель

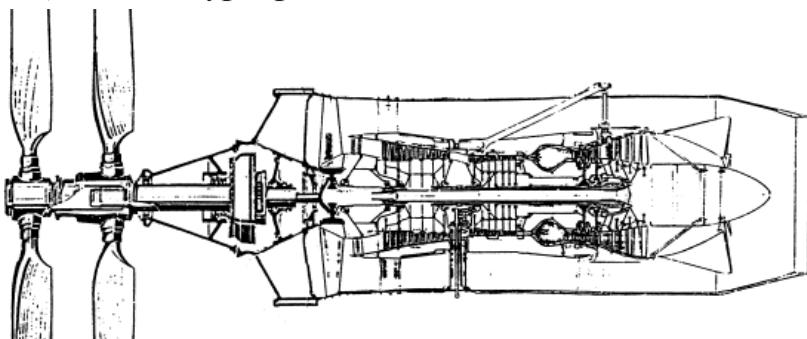


Схема НК-62 [40]



НК-62 [40]

В КБ прорабатывались конструкция трехконтурного двигателя **НК-62** (ТВД+ТРДД) для дозвуковых транспортных самолетов. Первое испытание НК-62 проведено в декабре 1982 г.

Турбовинтовентиляторный НК-62М разрабатывался с 1985 г. для установки на транспортные самолеты.

Рвзл. = 29000 кгс

НК-104

авиационный турбореактивный двигатель

Двухконтурный двигатель **НК-104** взлетной тягой 11000 кгс разрабатывался в 1989 г.



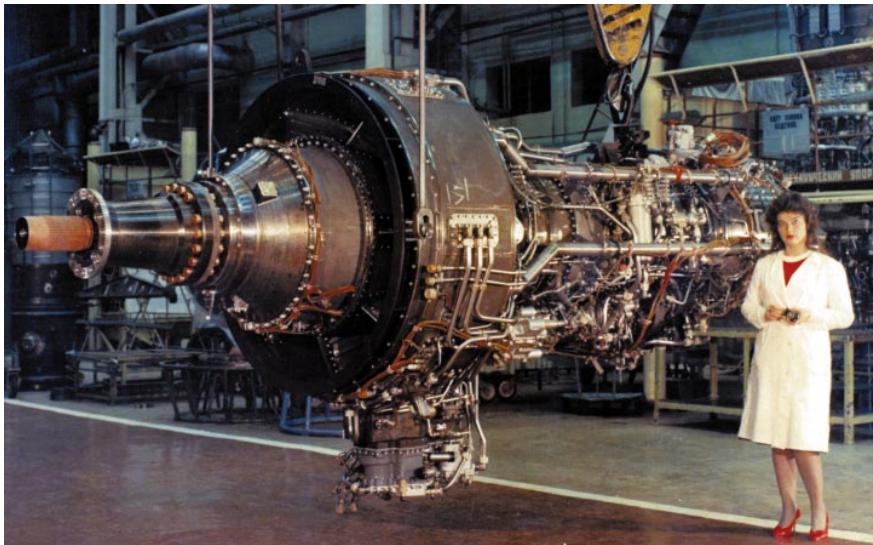
НК-105А

авиационный турбореактивный двигатель

Двухконтурный двигатель **НК-105А**
взлетной тягой 12000 кгс разрабаты-
вался 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 4,7 м, врачающихся в противоположные стороны. Лопатки ступеней могли изменять угол установки в зависимости от потребляемой винтовентилятором мощности. Привод винтовентилятора осуществлялся трехступенчатой турбиной через планетарный дифференциальный редуктор. Рвзл. = 18000 кгс

Суд.взл. = 0,19 кг/кгс.ч

Суд.кр. = 0,44 кг/кгс.ч

Н_{max} потребляемая винтовентилятором = 21300 л.с.

М_{дв.} с редуктором без винта = 2300 кг

Прорабатывалась также конструкция двигателя **НК-108** с тянувшим винтовентилятором взлетной тягой 18000 кгс.

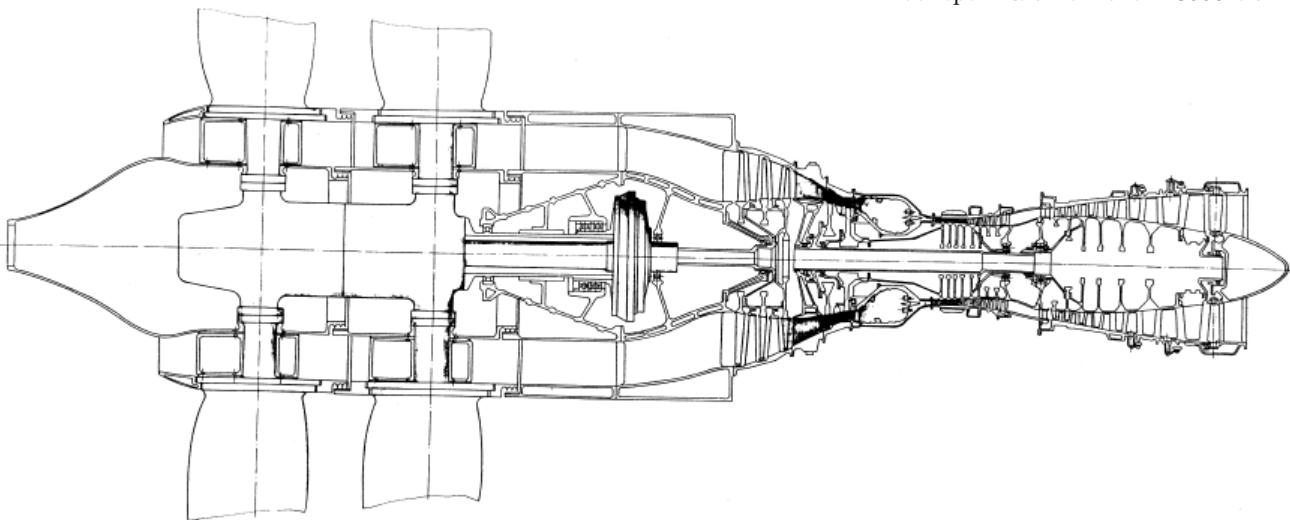


Схема НК-110 [40]

НК-63

авиационный турбовинтовентиляторный двигатель

Проект НК-63 взлетной тягой 30000 кгс
разрабатывался в 1989 г. для транс-
портного самолета М-90.

НК-93

авиационный турбовинтовентиляторный двигатель

С 1990 г. разрабатывается винтовентиляторный двигатель сверхвысокой степени двухконтурности **НК-93**, предназначенный для самолетов большой пассажиро- и грузовместимости (Ил-96, Ту-204, Ту-214, Ил-106, Ту-330, Ил-76 и др.) 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, 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.



НК-93 [40]

Система автоматического управления двигателем – электронная с дублированием и гидромеханическим резервированием.

НК-93 оснащен реверсивно-флюгерным соосным закапотированным винтовентилятором СВ-92, разработанным ОАО “НПП “Аэросила”. Диаметр винта 2,9 м. Число лопастей 8+10. КПД 86%. Масса 1000 кг.

Самолет с двигателем НК-93 не превышает уровень шума, регламентируемый главой III стандарта ИКАО.

Рвзл. = 18000 кгс
Ркр. = 3200 кгс (Н=11000 м, Мп=0,75)
Суд.взл. = 0,230 кг/кгс.ч
Суд.кр. = 0,490 кг/кгс.ч
твзл. = 16,6
Тр = 1520 К

$\pi_{\text{к взл.}} = 28,85$

$\pi_{\text{к кр.}} = 37,0$

$\pi_{\text{в кр.}} = 1,27$

$M_{\text{дв.}} = 3650 \text{ кг}$

$D_{\text{в.}} = 2900 \text{ мм}$

$L_{\text{дв.}} = 5972 \text{ мм}$

В 1990 г. на базе НК-93 разработана модификация НК-94, работающая на сжиженом 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. Его взлетная тяга 8430 кгс.

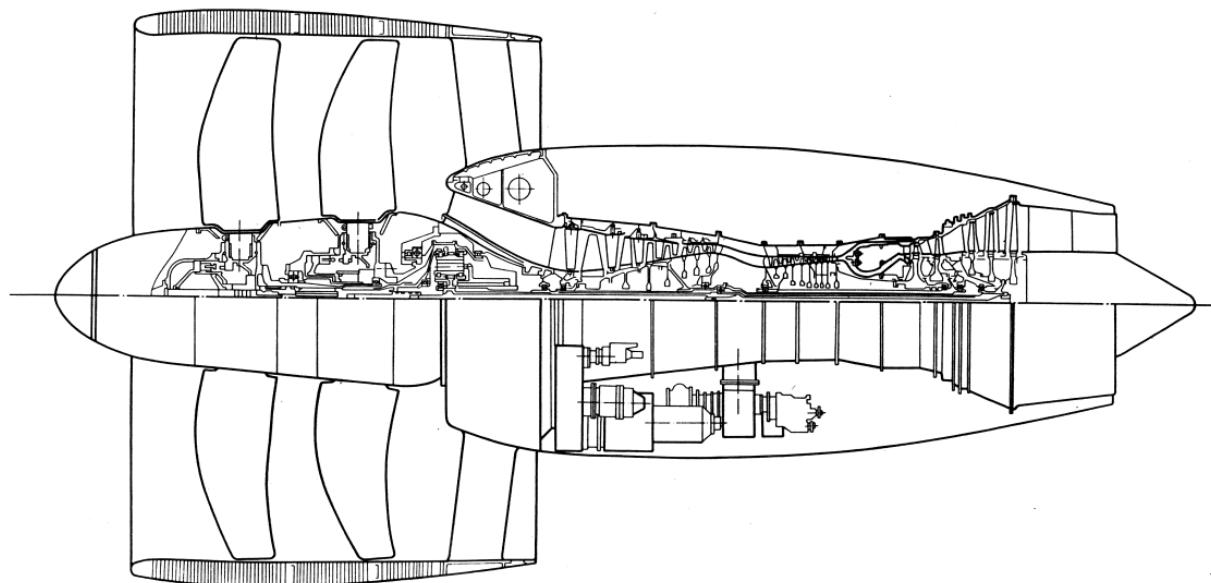


Схема НК-93 [40]



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-44/46

авиационный турбореактивный двигатель

В 1992 г. разрабатывался 44-тонный двигатель НК-44 взлетной тягой 44000 кгс для самолета Ту-304 и его криоген-

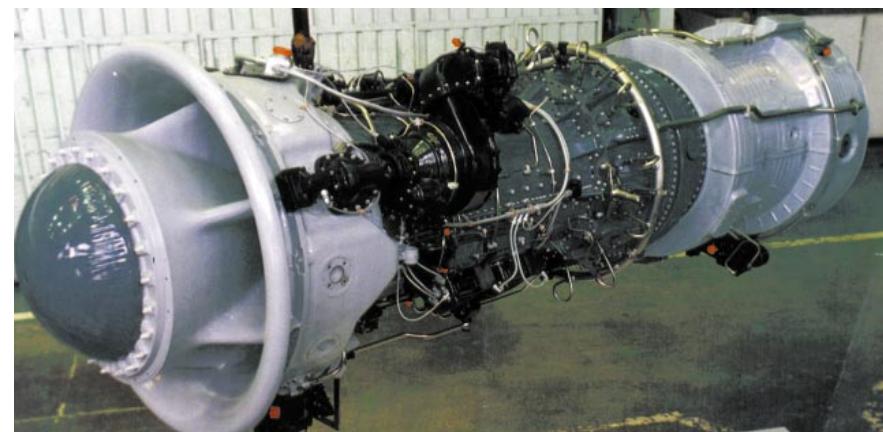
ная модификация ТРДД **НК-46** для самолета Ту-306 на 450 пассажиров.

НК-12СТ

наземный газотурбинный двигатель



НК-12СТ [12]



НК-14СТ [40]

Первый двигатель наземного применения **НК-12СТ** был спроектирован на базе самого мощного и надежного ТВД НК-12 в 1964 г. 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.

В настоящее время в эксплуатации находится свыше 800 двигателей.

Производится в 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. Применяется на ГПА-Ц-6.3/56, 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. куб.м. газа в сутки.

Назначенный ресурс двигателя 50000 часов

$N = 6300 \text{ кВт}$ (НК-12СТ), 8000 кВт (НК-12СТ-8)
 $\eta_{\text{ф.}} = 26,1\%$ (НК-12СТ-8), $27,5\%$ (НК-12СТ)

Псиловой турбины = 8200 об./мин.

Тазов на выхлопе = 583 К (НК-12СТ), 620 К (НК-12СТ-8)

Гтопливного газа = 1820 кг/ч (НК-12СТ), 2100 кг/ч. (НК-12СТ-8)

$G_{\text{в.}} = 56 \text{ кг/ч.}$

$M_{\text{дв.}} = 3500 \text{ кг}$

$\pi_{\text{к}} = 8,8$

$T_{\text{r}} = 941 \text{ К}$

НК-14СТ - это модификация НК-12СТ, 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 ч., взаимозаменяем на газопрекачивающем агрегате ГПА-Ц-6,3 с двигателем НК-12СТ.

$N = 8,6 \text{ МВт}$

$\eta_{\text{эфф.}} = 32\%$

$n = 8200 \text{ об./мин.}$

$\pi_k = 9,5$

$T_r = 1203 \text{ К}$

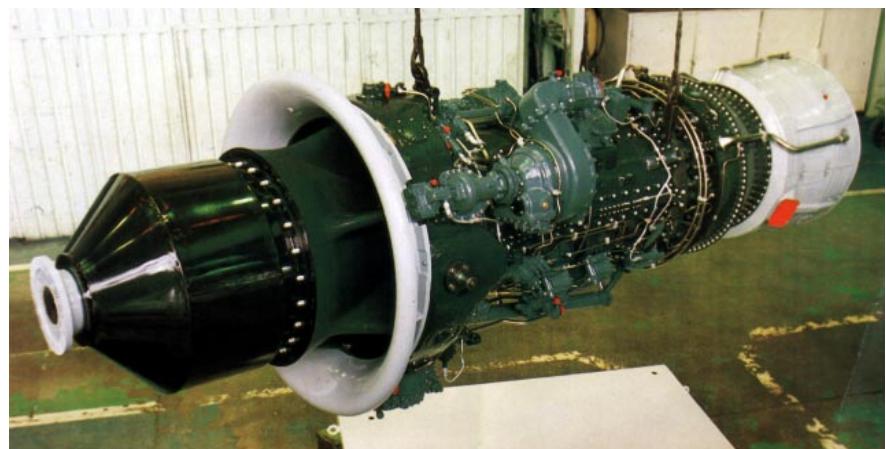
$T_c = 748 \text{ К}$

Гтопливного газа = 1930 кг/ч

Граза на выхлопе = 1930 кг/с

Мдв.с рамой = 3600 кг

Еще одна модификация НК-12СТ - газотурбинный двигатель **НК-14Э**. Он предназначен для энергетики в качестве привода электротурбогенератора 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.



НК-14S [40]

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.

$N = 9,6 \text{ МВт}$

$\eta = 32\%$

$\pi_k = 9,5$

$T_r = 1203 \text{ К}$

$T_c = 750 \text{ К}$

Гтопливного газа = 1930 кг/ч

Граза на выхлопе = 39 кг/с

Мдв.с рамой = 3100 кг

НК-14СТЭ, модификация НК-12СТ мощностью 8600 кВт, прошел первые испытания в 1993 г.

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 НК-16СТ используется в качестве привода центробежного нагнетателя на газопрекачивающих станциях. На нем применена двухкаскадная конструкция с осевой проточной частью. В период эксплуатации предусмотрены периодические проверки, включая осмотры с помощью бароскопа.

Двигатель эксплуатируется в различных климатических зонах от Крайнего Севера до пустынь Средней Азии. Наработка двигателей-лидеров без капитального ремонта превышает 25 тыс. часов.

Дата первого испытания НК-16СТ - ноябрь 1980 г. Дата Госиспытания - апрель 1982 г.



НК-16СТ [12]

$N = 16000 \text{ кВт}$

Применение - ГПА-Ц-16.

Проект **НК-16СТМ** для ГПА рассматривался в 1993 г.

НК-18СТ

наземный газотурбинный двигатель

Проект наземного ГТД мощностью 18000 кВт разрабатывался в 1992 г.

НК-17

наземный газотурбинный двигатель

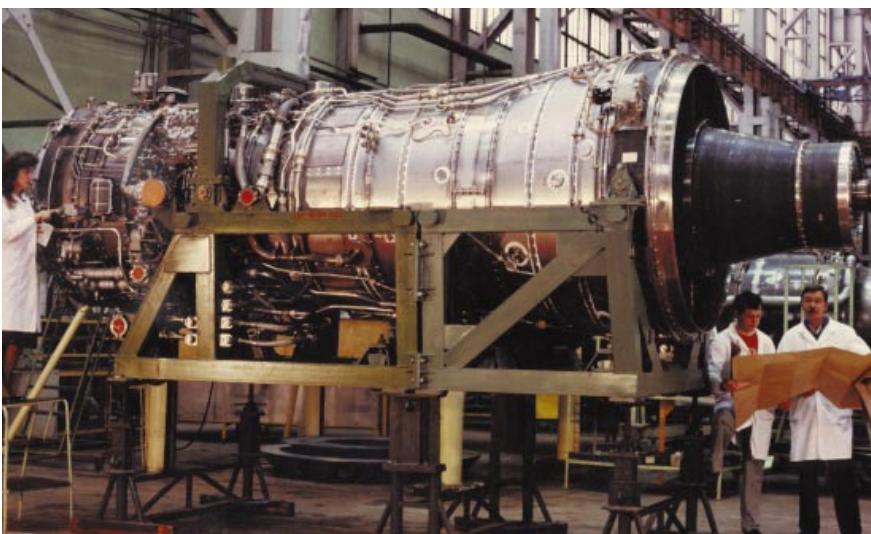


НК-17 [40]

Дата первого испытания - 1995 г.
 $N = 16000$ кВт
 Применение - ГПА.

НК-36СТ

наземный газотурбинный двигатель



НК-36СТ [40]

тью 10 МВт.
 Работает в составе ГПА-Ц-25.

Первое испытание состоялось в 1990 г.,
 Госиспытания - в 1996 г.

$N = 25$ МВт

$\eta = 36,4\%$

Протора нд = 5005 об./мин.

Протора вд = 9480 об./мин.

Протора силовой турбины = 5000 об./мин.

$\pi_k = 23,12$

$T_k = 1420$ К

$T_c = 698$ К

Горючего газа = 5163 кг/ч

Газа на выхлопе = 101,4 кг/с

$M_{дв.с рамой} = 8690$ кг

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.

Два двигателя НК-37, работающие каждый на свой генератор и паровая турбина, разработанная в объединении "Кировский Завод" со своим генератором, использует тепло отработанных газов от двигателей НК-37 для получения пара, входят в состав блочно-комплектной парогазовой электростанции.

В июле 1999 года на Безымянской ТЭЦ в Самаре была запущена энергоустановка с двигателем НК-37.

Производится в ОАО "Моторостроитель" (г. Самара) с 1996 г.

$N = 25$ МВт

$\eta = 36,4\%$

Протора силовой турбины = 3000 об./мин.

$\pi_k = 23,12$

$T_k = 1420$ К

$T_c = 698$ К

Горючего газа = 5163 кг/ч

Газа на выхлопе = 101,4 кг/с

$M_{дв.с рамой} = 9840$ кг



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 недоро-

гой с точки зрения техобслуживания машиной.

Весной 1999 г. на Тольяттинской газокомпрессорной станции была запущена первая электростанция на базе газотурбинного привода НК-36СТ мощнос-

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 “Моторостроитель” (г. Самара) с 1998 г.

$N = 16 \text{ МВт}$

$\eta = 38\%$

Протора нд = 11850 об./мин.

Протора вд = 15030 об./мин.

Протора силовой турбины = 5300 об./мин.

$\pi_k = 25,9$

$T_k = 1476 \text{ К}$

$T_c = 716 \text{ К}$

Гтопливного газа = 3046 кг/ч.

Газа на выхлопе = 54,6 кг/с

$M_{дв.с \text{рамой}} = 5900 \text{ кг}$

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.

Производится в ОАО “Моторостроитель” (г. Самара).

$N = 16 \text{ МВт}$

$\eta = 38\%$

Протора силовой турбины = 3000 об./мин.

$\pi_k = 25,9$

$T_k = 1476 \text{ К}$

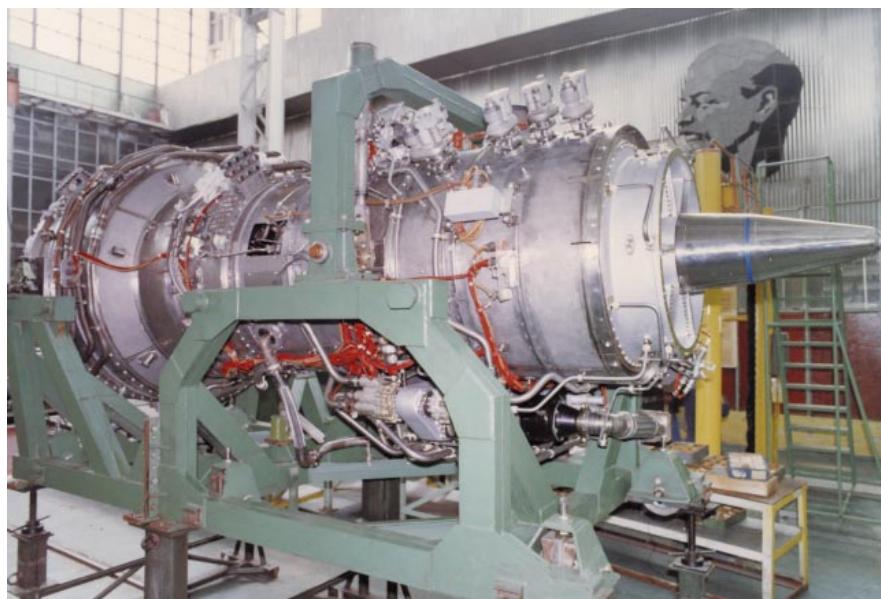
$T_c = 716 \text{ К}$

Гтопливного газа = 3046 кг/ч.

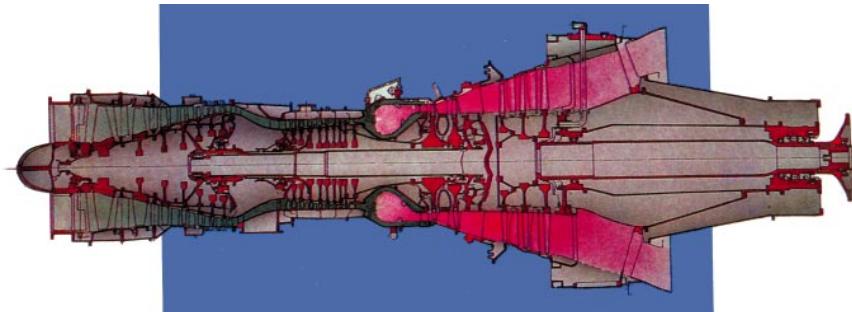
Газа на выхлопе = 54,6 кг/с

$M_{дв.с \text{рамой}} = 7200 \text{ кг}$

Еще одна модификация НК-38СТ - двигатель **НК-40СТ** (1989 г.) мощностью 10 МВт предназначен для при-



НК-38СТ [12]



НК-40СТ [40]

вода центробежного нагнетателя газоперекачивающего агрегата.

$N = 10 \text{ МВт}$

$\eta = 34\%$

Протора силовой турбины = 5300 об./мин.

$\pi_k = 20,2$

$T_k = 1358 \text{ К}$

$T_c = 672 \text{ К}$

Гтопливного газа = 2161 кг/ч

Газа на выхлопе = 44,5 кг/с

$M_{дв.с \text{рамой}} = 5900 \text{ кг}$

НК-41

наземный газотурбинный двигатель

Проект 1989 г. для привода электрогенератора мощностью 10000 кВт.



НК-15

жидкостный ракетный двигатель



НК-15 [20]



НК-15 [20]

Дата Госиспытания - октябрь 1967 г.
Первый запуск в составе РН выполнен в 1969 г., последний - в 1972 г.
Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин

$R_p = 157400$ кгс (1544 кН)

$I_p = 318$ с

$I_z = 297$ с

Количество камер 1

$P_k = 7,85$ МПа

$K_m = 2,52$

$M_{dv.} = 1247$ кг

$D_{dv.} = 1500$ мм

$L_{dv.} = 2700$ мм

Форсированная модификация **НК-15Ф / 11Д52Ф** с укороченным соплом также предназначалась для установки на РН Н1, однако в этом случае в первой ступени устанавливались бы 24 двигателя.

$R_p = 222300$ кгс (2180 кН)

$I_p = 350$ с

$I_z = 290$ с

Количество камер 1

НК-15В / 11Д52В с большой степенью расширения сопла и меньшей по сравнению с вышеуказанными ЖРД тягой создан в это же время для второй ступени Н1 (8 двигателей).

$R_p = 168000$ кгс (1648 кН)

$I_p = 325$ с

Количество камер 1

$P_k = 7,85$ МПа

$K_m = 2,52$

$M_{dv.} = 1345$ кг

$D_{dv.} = 2000$ мм

$L_{dv.} = 2300$ мм

ЖРД **НК-15ВМ / 11Д52ВМ** создан в 1965 г. также для второй криогенной



РН Н1 [46]

ступени РН Н1. В этом варианте двигателя в качестве горючего использовался жидкий водород.

Работы по НК-15ВМ после огневых испытаний были прекращены.

$R_p = 200000$ кгс (1960 кН)

НК-15 разработан в 1962-72 гг. для первой ступени РН Н1 (30 двигателей) на базе ЖРД НК-9.

Дата первого испытания - ноябрь 1963 г.

НК-9

жидкостный ракетный двигатель



НК-9В [12]



ГР-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 горения.

$R_3 = 152000$ тс (1490 кН)

$R_{уд.п} = 328000$ кгс (3215,7 кН)

$M_{уд.} = 1,07$ 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 кардановом подвесе для качания в двух плос-

костях, имел рулевые машины, два сопла крена, агрегат подачи топлива в камеру горения, агрегаты управления тягой, соотношением компонентов и соплами крена.

В 1968 г. работы над ракетой и двигателями были прекращены.

$R_3 = 46000$ кгс (450,9 кН)

$R_{уд.п} = 345000$ кгс (3382,3 кН)

$M_{уд.} = 1,42$ кг/кН (13,85 кг/тс)

$t = 155$ с

В начале 60-х гг. на базе НК-9В создан однокамерный ЖРД **НК-19/11Д54** ($R_{взл.} = 46000$ кгс (450,9 кН)) для второй (8) и третьей (4) ступеней

РН Н11, второй ступени МБР ГР-1, первой (12) ступени РН Н111, второй (8) ступени МБР Н1ГР и др.

Дата первого испытания - июль 1964 г.

Дата Госиспытания - октябрь 1967 г.

Приблизительно в то же время разработан ЖРД **НК-21 / 11Д53** для третьей (4) ступени РН Н1-Л3.

Дата первого испытания - сентябрь 1965 г.

Дата Госиспытания - декабрь 1967 г.

$R_{взл.} = 40000$ кгс (392 кН)

НК-31 (11Д114)

жидкостный ракетный двигатель

НК-31 создан для использования в блоке "Г" ракеты-носителя Н1-Л3 (III 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 отработанного парогаза в основной камере горения при высоком давлении с турбонасосной системой подачи несамовоспламеняющегося топлива (горючее - керосин, окислитель - жидкий кислород). Рабочее тело турбины ТНА - продукты горения основных компонентов при большом избытке окислителя. Весь окислитель газифицируется в газогенераторе при небольшой добавке горючего.

НК-31 имеет выносные лопаточные преднасосы с питанием от гидротурбины, позволяющие работать при низких входных давлениях компонентов топлива. Процессы запуска и останова в основном аналогичны НК-33 и НК-43. Двигатель НК-31 имел два небольших выхлопных сопла управления по крену и теплообменник для системы наддува топливных баков. ЖРД мог 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 горения. Разъемные соединения и взаимозаменяемость узлов обеспечивают ремонтопригодность двигателя.

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

$R_{п} = 41000$ кгс (402 кН)

$I_{п} = 353$ с

$C_{уд.} = 116,1$ кг/с

$P_{кс} = 9,2$ МПа

$K_{м} = 2,6$

Степень расширения сопла 124,0

$M_{дв.} = 722$ кг

$M_{уд.} = 1,79$ кг/кН (17,6 кг/тс)

$D_{с} = 1400$ мм

$n_{пна} = 32000$ об./мин.

$t = 1200$ с

НК-33 (11Д111)

жидкостный ракетный двигатель

НК-33 разработан в 1969-74 гг. на базе ЖРД НК-9 для первой ступени РН Н1Ф, Н1-ЛЗМ, Kistler. Первая ступень РН Н1 должна была включать в себя 16 ЖРД НК-33.

Двигатель представляет собой однокамерный ЖРД с турбонасосной системой подачи экологически чистого несамовоспламеняющегося топлива (горючее - керосин, окислитель - жидкий кислород). Он построен по замкнутой схеме с дожиганием при высоком давлении. Рабочее тело турбины ТНА - продукты горения основных компонентов топлива при большом избытке окислителя. Практически весь окислитель газифицируется в газогенераторе при небольшой добавке горючего.

Камера горения 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 горения 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.

Плавкая форсуночная головка камеры горения без гасителей колебаний включает центробежные форсунки горючего и струйные газовые форсунки окислителя. Форсуночная головка газогенератора имеет гасители колебаний (крыльшки).

ТНА двигателя НК-33 включает встроенные преднасосы, позволяющие работать при низких входных давлениях компонентов топлива. Преднасос горючего приводится через редуктор, пред-



НК-33 [40]



насос окислителя имеет один шнек с приводом от гидротурбины и второй шнек, сидящий на основном валу ТНА. Пуск двигателя осуществляется с помощью пусковой турбины, находящейся на противоположном от основной турбине конце вала ТНА и работающей от специальной пирошашки. Выхлоп пусковой турбины отводится с помощью специального патрубка вниз, за разрез сопла. Зажигание компонентов топлива в камере сгорания обеспечивается тремя пирошашками. 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 незначи-

тельных 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 62 двигателя НК-33.

Отклонение соотношения компонентов топлива - до 20%

Используемый блок на ракете Н1- блок "А" (I ступень)

Схема двигателя - замкнутая, с дожиганием

$R_p = 167000$ кгс (1638 кН)

$R_z = 154000$ кгс (1509,8 кН)

$I_z = 297$ с

$I_p = 331$ с

Суд. = 517,3 кг/с

$K_m = 2,8$

$M_{dv.} = 1222$ кг

$D_{dv.} = 1500$ мм

$L_{dv.} = 3700$ мм

Муд. = 8,1 кг/тс

$N_{TNA} = 46000$ л.с.

$n_{TNA} = 20000$ об./мин.

$t = 600$ с

Рассматривалась модификация НК-33, в которой в качестве компонентов топлива использовались жидкий кислород и жидкий метан

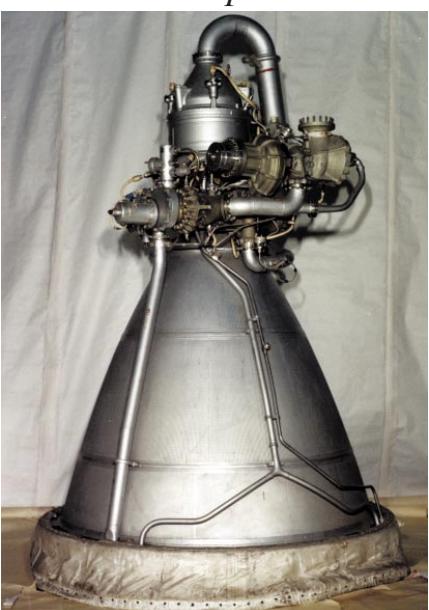
$R_p = 100000$ кгс (980,7 кН)

$I_p = 430$ с

$t = 410$ с

НК-39 (11Д113)

жидкостный ракетный двигатель



НК-39 [40]

НК-39 разработан для использования в блоке "В" ракеты-носителя Н1-Л3 (IV 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. 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

$R_p = 40800$ кгс (400 кН)

$I_p = 352$ с

Суд. = 116,1 кг/с

$P_k = 9,8$ МПа

$K_m = 2,6$

$n_{TNA} = 32000$ об./мин.

$t = 1200$ с

Степень расширения сопла 114,0

$M_{dv.} = 700$ кг

Муд. = 1,57 кг/кН (15,6 кг/тс)

$D_{dv.} = 1300$ мм

ЖРД **НК-39К** - это двигатель многоразового запуска и многократного применения разработан для первых ступеней ракет-носителей.

Преднасосы позволяют работать при низких входных давлениях компонентов топлива, обеспечивают уменьшение веса и количества внешних трубопроводов. Дифференциальные расходные клапаны срабатывают автоматически при заданном перепаде давлений компонентов топлива.

Двигатели НК-39К серийного изготовления успешно прошли сертификационные испытания.

$R_p = 37700$ кгс (369,6 кН)

$R_z = 29800$ кгс (292,1 кН)

$I_z = 256$ с

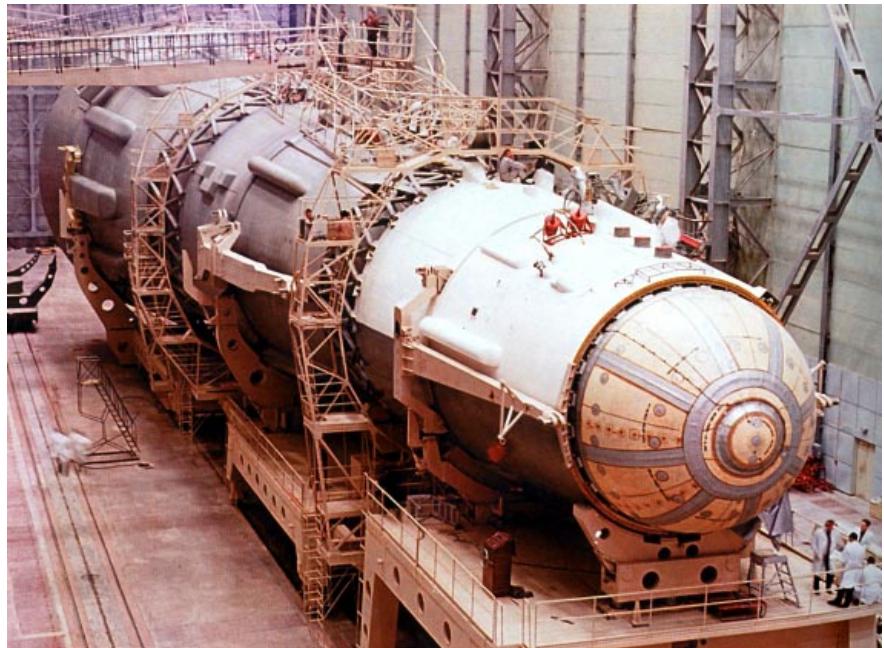
$P_k = 9,8$ МПа

НК-43 (11Д112)

жидкостный ракетный двигатель



НК-43 [40]



РН Н1 [60]

Двигатель **НК-43** - самый мощный в мире высотный кислородно-керосиновый ЖРД, предназначенный для установки на вторую ступень РН Н1Ф, Н1Ф-ЛЗМ, Kistler. Имел общую с НК-33 верхнюю часть: камеру сгорания, ТНА, агрегаты автоматики и начальный участок сопла. Однако степень расширения его сопла была увеличена. Внутренняя оболочка сопла до сечения диаметром 1,5 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

$R_{\text{л}} = 179000 \text{ кгс}$ (1754,9 кН)

$I_{\text{п}} = 346 \text{ с}$

$I_{\text{з}} = 246 \text{ с}$

Суд. = 517,3 кг/с

$t = 110 \text{ с}$

$K_m = 2,8 (+/- 22\%)$

$t = 1200 \text{ с}$

$P_k = 14,57 \text{ МПа}$

Степень расширения сопла 70,0

$M_{\text{дв.}} = 1396 \text{ кг}$

$D_{\text{дв.}} = 2500 \text{ мм}$

$M_{\text{уд.}} = 7,8 \text{ кг/тс}$

$N_{\text{ТНА}} = 46000 \text{ л.с.}$

$n_{\text{ТНА}} = 20000 \text{ об./мин.}$

$t_{\text{ТНА}} = 600 \text{ с}$

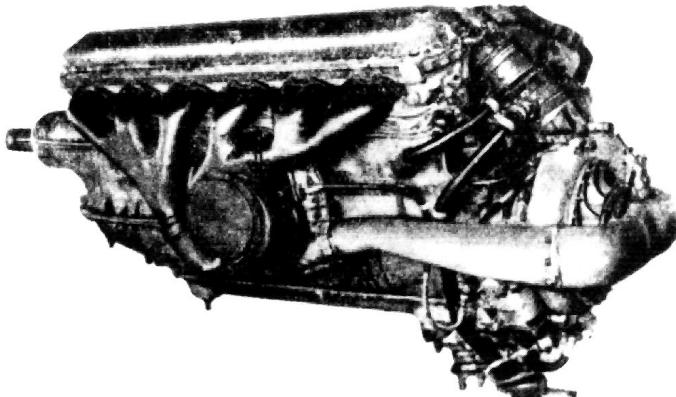
ГП „Тушинское
машиностроительное
конструкторское бюро
„Союз“



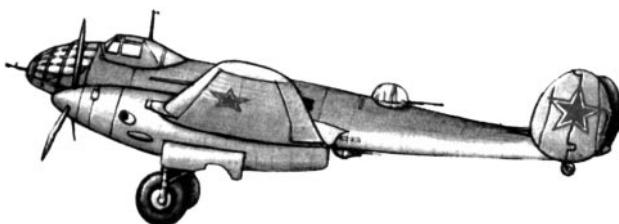
АЧ
М501
РД-500
Р29-300
РД-1700
Р210-300
ЖРДУ
ПВРД

АЧ

авиационные/танковые дизельные двигатели



ACh-30B [26]



Ер-2 [7]

В 1931-33 гг. в одной из лабораторий ЦИАМ, которой руководил А.Д.Чаромский, был создан первый отечественный авиационный дизельный двигатель **АЧ-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, обеспечивая дальность полета более 5000 км.

Нвзл. = 1500 л.с.

Нкр. = 1250 л.с. (Н = 6000 м)

Суд.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.



KВ-1 [20]

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 различных модификаций.

Дизель **АЧ-40** мощностью 1500 л.с. ставился на самолет БОК-11, разработанный до Великой Отечественной войны Бюро особых конструкций. АЧ-40 выпущен в нескольких экземплярах.

На основе авиадвигателя АЧ-30Б под руководством Чаромского в 1946-1947 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. Создание ТД-30Б на базе мощного авиационного дизеля АЧ-30Б было первым этапом работ по созданию мощных дизель-моторов для сверхмощных отечественных танков.

M501

авиационный/корабельный дизельный двигатель

В 1946-53 гг. под руководством В.М.Яковлева был разработан дизельный двигатель **M501**, который представлял собой по схеме 42-цилиндро-вую 7-рядную звезду с наддувом от турбокомпрессора ТК-501 (2-х ступенчатый центробежный компрессор и газовая турбина). Выпуск M501 осуществлялся в ТМКБ "Союз".

M501 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 M501 был переделан в морской вариант **M501M** с разработанным в ТМКБ "Союз" реверсом и был передан на Ленинградский завод тяжелого машиностроения, где производился серийно для нужд ВМФ.

M501M стал прототипом для создания еще более мощных 56-цилиндровых двигателей для ВМФ.

Nmax = 6000 л.с.

Суд.кр. = 150...165 г/л.с.ч

Удельная масса 0,74 кг/л.с.

Топливо - керосин

Ресурс 100 часов

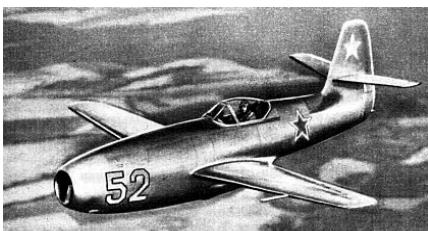


РД-500

авиационный турбореактивный двигатель



Ла-15 [2]



Як-23 [8]

Один из первых отечественных турбореактивных двигателей **РД-500** создан на базе двигателя Dervent-V под руководством В.М.Яковлева.

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 представляет собой одноступенчатый центробежный компрессор с 9 прямоточными камерами сгорания, одноступенчатой осевой турбиной, реактивным насадком сопла.

$P_{max} = 1590$ кгс
 $n = 14700$ об./мин.
Суд.кр. = 1,04 кг/кгс.ч
Топливо - керосин Т1
Ресурс 100 часов

РД-500 [26]

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.

РД-500К (короткоресурсный двигатель для авиационной ракеты класса "воздух-поверхность" "Комета" КС-1 (самолет-снаряд); выпускался в конце 50-х гг. в Китае на СЕС (Chengdu Engine Company).

Р29-300

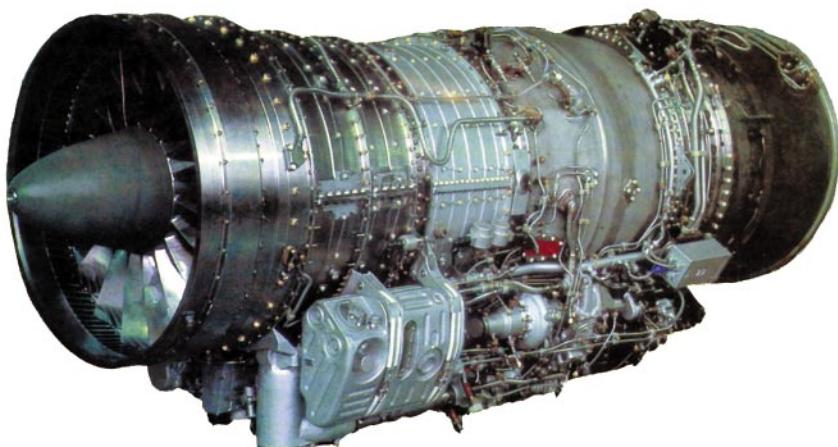
авиационный турбореактивный двигатель

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 1373К, изменения программы автоматического регулирования и изменения конструкции реактивного сопла тяга на форсаже была увеличена до 10200 кгс при удельном расходе топлива не более 2,09 кг/кгс.ч, степени повышения дав-



Р29Б-300 [26]



Су-22 [2]



МиГ-27 [1]



ГПТ 55СТ-20 на выставке "Двигатели-98" [1]



МиГ-23БП [2]



МиГ-23УБ [2]



МиГ-23МЛ [2]



МиГ-23МА [22]

ления 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. Рф. = 10200 кгс

Суд.ф. = 2,1 кг/кгс.ч

Гв = 95 кг/с

πк = 10,9

Тг = 1373 К

Мдв. = 1725 кг

На двигателе **P29-300** ("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.

Р_{max} = 8300 кгс

Суд.макс = 0,95 кг/кгс.ч

Рф. = 12500 кгс

Суд.ф. = 2,0 кг/кгс.ч

Гв = 110 кг/с

πк ф = 13,1

Тг = 1423 К

Лдв. = 4960 мм

Д_{max} = 912 мм

Мдв. = 1880 кг

Удельный вес 0,142 кг/кгс

На фронтовые истребители-бомбардировщики МиГ-23Б и МиГ-27 устанавливается двигатель **P29Б-300** ("Изделие 55Б"), имеющий улучшенную экономичность. Этот двигатель оснащен небольшой форсажной камерой и укороченным двухпозиционным реактивным соплом для дозвуковых воздушных операций на низких высотах.

Рф. = 11500 кгс

Р_{кр.} = 4200 кгс

Суд.ф. = 1,80 кг/кгс.ч

Суд.кр. = 0,78 кг/кгс.ч

Тг = 1408 К

Гв = 105 кг/с

πк = 12,2

Лдв. = 4991,5 мм

Дло фланцу турбины = 986 мм

Мдв. = 1782 кг

Удельный вес 0,154

На фронтовой истребитель-бомбардировщик Су-22 устанавливается двигатель **P29БС-300** ("Изделие 55БС"), отличающийся коробкой приводов.

Дальнейшее увеличение тяги двигателя, необходимое для улучшения летно-технических характеристик самолета было реализовано на двигателе **P35-300** ("Изделие 77") за счет повышения температуры газа перед турбиной. При перепрофилировании рабочей лопатки первой ступени компрессора было впервые использовано проектирование с учетом параметров потока вдоль линии тока, что позволило повысить КПД 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.

Рф. = 13000 кгс

Р_{кр.} = 8550 кгс

Суд.ф. = 1,96 кг/кгс.ч

Тг = 1523 К

Удельный вес 0,138 кг/кгс.ч

Мдв. = 1794 кг

Двигатель Р35 устанавливается на истребители 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 раз-

работало газотурбинную установку ПГТУ 55СТ-20, где в качестве источника мощности используется **ГПТ 55СТ-20** (создан на основе ГГ55; он включает также силовую турбину разработки ЗМКБ "Прогресс", переходное и выходное устройства и промежуточный вал). ГПТ 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.

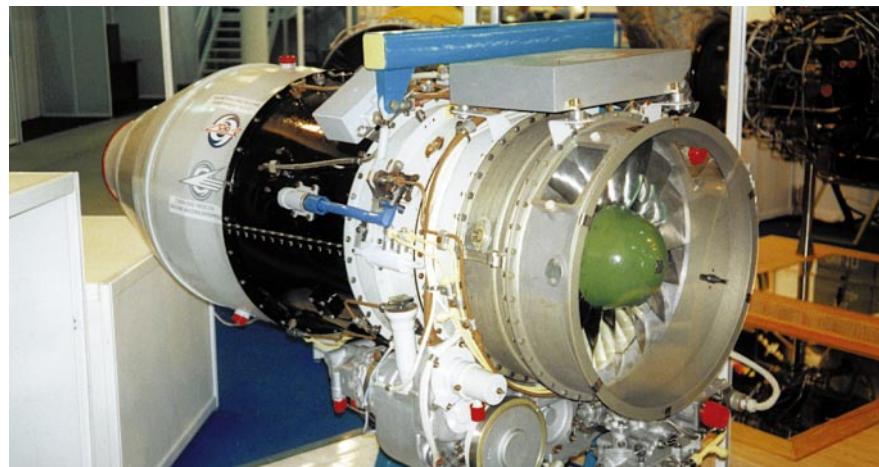


РД-1700

авиационный турбореактивный двигатель



МиГ-АТ [2]



РД-1700 [2]

Малоразмерный ТРДД **РД-1700**, разработанный ТМКБ совместно с Центральным 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:

$P_{взл.} = 1700 \dots 3020$ кгс

$Суд.взл. = 0,5 \dots 0,7$ кг/кгс.ч

$\pi_k = 14,3 \dots 19,6$

$m = 0,78 \dots 3,3$

P210Е-300 / Р210Д-300

жидкостные ракетные микродвигатели

P210Е-300 и **Р210Д-300**, жидкостные микродвигатели для ориентации и стабилизации космических аппаратов спроектированы ТМКБ "Союз" в 1962-1963 гг. (Главный конструктор Н.Г.Мецхваришили, 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 $R = 0,3; 0,5; 3; 10$ 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

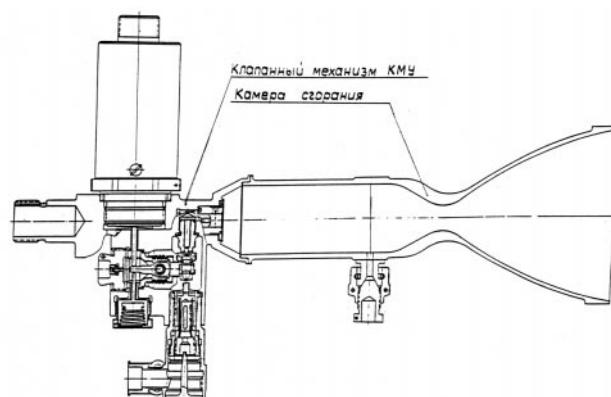


Схема ЖРД Р210-300 [2]

при минимальном усилии; вынесенные из полости компонентов пружины открытия клапанов.

P210Е

$R = 1,3$ кгс

$R_{уд.} \geq 230$ с

Количество включений ≥ 40000

Динамические характеристики:

Выход на $0,9 R_{max} \pm 0,07$ с

Уход на $0,1 R_{max} \pm 0,03$ с

Топливо - НДМГ + ННОЗ (или азотный тетраоксид)

РД210Д

Тяга $16,5$ кг

Удельная тяга ≥ 250 с

Количество включений ≥ 40000

Динамические характеристики:

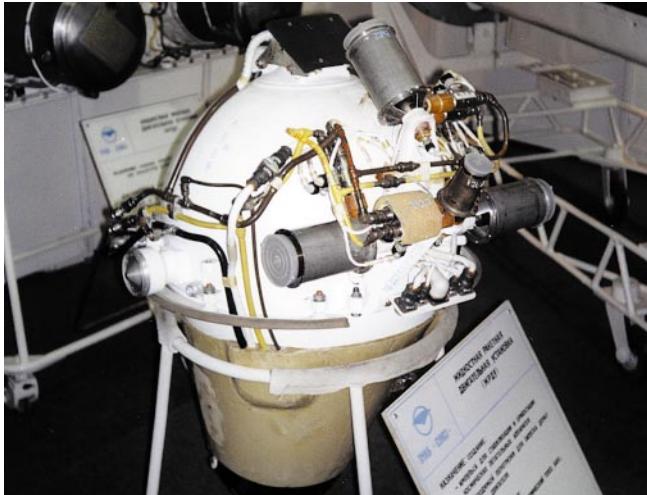
Выход на $0,9 R_{max} \leq 0,07$ с

Уход на $0,1 R_{max} \leq 0,03$ с

Топливо - НДМГ + ННОЗ

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.

Перспективные жидкостные ракетные двигательные установки



ЖРДУ [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.

РЖРДМТ управления = 5, 5 и 10Н

РЖРДМТ перегрузки = 25 Н

Мзаправленной ЖРДУ = 106 кг

Время функционирования ЖРДУ 151200 с

Горючее - гептил, окислитель - типа амилин



ЖИДКОСТНАЯ РАКЕТНАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА [1]

ЖРДУ предназначена для создания импульса тяги для изменения параметров орбиты спутников связи. Конструктивно двигатель состоит из двух одинаковых блоков, каждый из которых включает двухподостной цилиндрический бак для топлива и сжатого газа, а также два ЖРД малой тяги.

РЖРДМТ = 0,4 Н

Горючее - гептил, окислитель - типа амилин

Мзаправленной ЖРДУ = 152 кг

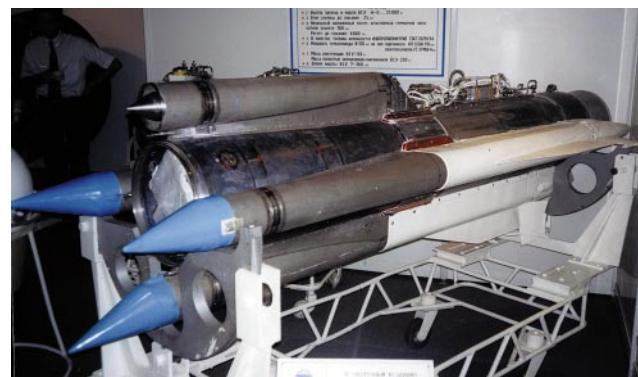
Технический ресурс ЖРДУ 15 лет

Прямоточные воздушно-реактивные двигатели



ПВРД [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.



ГПВРД [1]

ГПВРД предназначен для доразгона и маршевого полета летающей лаборатории. При наземных стендовых испытаниях подтверждена работоспособность в следующих условиях:

Диапазон высот полета 8000...27000 м

Твоздуха на входе в двигатель = 500...1000 К ($M_p = 2,3...4,5$)

Ттоплива на входе в двигатель ≤ 423 К

$G_t = 0,4...10$ кг/с

$G_b = 25...208$ кг/с

Непрерывная работа - более 3400 с

ОАО „Ракетно-космическая корпорация „Энергия“ имени академика С.П.Королева“

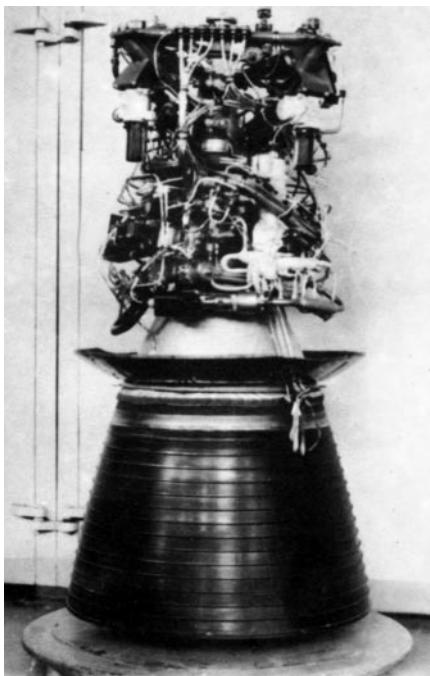
РД-58 (11Д58)
С1.35800
С1.5400 (11Д33)
11Б97
11Д121
11Д428
11Д430
11Д431
11Д445
11Д446
17Д61
17Д11
17Д15
17Д12
8Д726



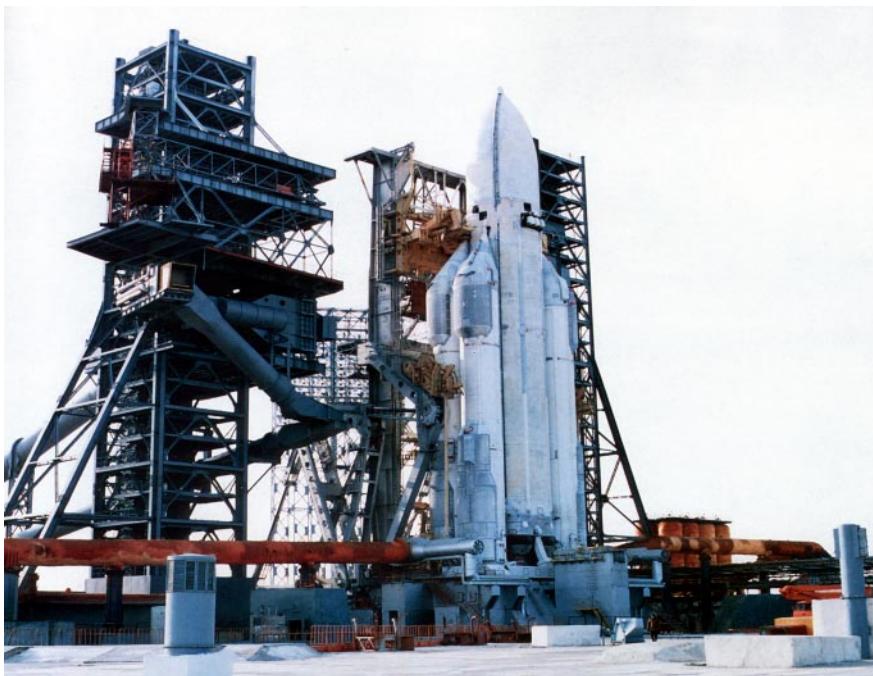


РД-58 (11Д58)

жидкостный ракетный двигатель



РД-58М [32]



РН "Энергия" [60]

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

$R_p = 8500$ кгс (83,4 кН)

$I_p = 349$ с

$t = 600$ с

$M_{dv.} = 300$ с

$D_{dv.} = 1200$ мм

$P_{kc} = 78$ МПа

Степень расширения сопла 189

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

$R_p = 7240$ кгс (71 кН)

$I_p = 361$ с

$t = 660$ с

$M_{dv.} = 300$ кг

$D_{dv.} = 2900$ мм

$P_{kc} = 7,8$ МПа

Степень расширения сопла 189

РД-58М (11Д58М) - это 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 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 0, бустерный агрегат подачи горючего, установленный на баке Г, блок многократного запуска, обеспечивающий химическое зажигание.

$R_p = 8670$ кгс (85 кН)

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин (или синтетическое горючее синтин; модификация на синтине именуется РД-58С/11Д58С)

$I_p = 354$ с (при использовании керосина), 361 с (при использовании синтина)

Количество включений 7

$t = 680$ с

$P_{kc} = 7,8$ МПа

Степень расширения сопла 189

$K_m = 2,48$

$M_{dv.} = 310$ кг

$D_{dv.} = 1200$ мм

$L_{dv.} = 2300$ мм

Изготовитель - Воронежский механический завод

Выпущено около 180 двигателей.

РД-58МФ (11Д58МФ) разработан для РН "Энергия-М", "Ангара", блока DM-SL РН "Zenit-3L" комплекса Sea Launch и др.

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин

$R_p = 8500$ кгс (83,4 кН)

$I_p = 353$ с

$t = 660$ с

$M_{dv.} = 230$ кг

$P_{kc} = 7,75$ МПа

Степень расширения сопла 189



РН "Протон" [60]



Sea Launch (Морской старт) [60]



C1.35800

жидкостный ракетный двигатель

C1.35800 разработан в 1954-57 гг. как управляющий ЖРД ракет семейства Р-7.

Компоненты топлива - жидкий кислород + керосин

$R_p = 2500 \dots 3100$ кгс (22,7...30 кН)



РН Р-7 [53]



РН Р-7А [53]

C1.5400 (11Д33)

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный ЖРД **C1.5400** разработан в 1958-60 гг. для РН "Молния" 8К78 (первый полет выполнен в 1960 г., последний - в 1970 г., в сумме около 25 запусков).

Компоненты топлива - жидкий кислород + керосин

$R_p = 6670$ кгс (66,7 кН)

$I_p = 340$ с

$t = 207$ с

$M_{дв.} = 153$ кг

$P_{кс} = 5,35$ МПа



РН "Молния" [20]

Модификация **C1.5400A (11Д33М)** разработки 1961-64 гг. предназначена для РН "Молния" 8К78М (первый полет выполнен в 1964 г., последний - в 1998 г.)

$R_p = 6860$ кгс (66,3 кН)

$I_p = 342$ с

$t = 200$ с

$M_{дв.} = 148$ кг

Количество камер сгорания 1

$P_{кс} = 5,4$ МПа

11Б97

ядерный ракетный двигатель

Начиная с 1978 г. велись работы по со- зданию ядерных двигателей для ис- пользования с космическими буксира- ми. В 1982 г. НПО "Энергия" разрабо- тала для нужд МО проект межорбита-

тального буксира для вывода на орби- ту тяжелых спутников "Геркулес" мас- сой до 100 т. Однокамерный ЖРД **11Б97** разработан для таких спутни- ков в 1986 г.

Топливо - ксенон

$I_p = 3000$ с

$I_3 = 1$ с

$t = 57600000$ с

11Д121

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный **11Д121** создан в 1969-74 гг. Устанавливался на первой ступе- ни РН Н1 для управления креном.

Компоненты топлива - жидкий кислород + керосин (топливо поступает от ТНА маршевых ЖРД НК-15/НК-33)

$R_p = 7000$ кгс (68,65 кН)

$I_p = 313$ с

$I_3 = 273$ с

$P_{кс} = 7,16$ МПа

11Д428

малоразмерный жидкостный ракетный двигатель

Восемь однокамерных ЖРД **11Д428** устанавливались на КА "Янтарь-2К".

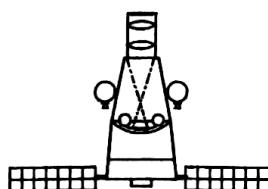
$R_p = 11,22$ кгс (0,11 кН)

$t = 10000$ с

Количество запусков 40000

Помимо этого КА имел один 11Д430, четыре 11Д431 и четыре 11Д446.

Компоненты топлива - тетраксид азота и НДМГ



КА "Янтарь-2К" [20]



11Д430

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный ЖРД **11Д430** применяется на КА "Янтарь-2К", силовая установка которого состоит из одного 11Д430, четырех 11Д431, четырех 11Д446 и восьми 11Д428.

Компоненты топлива - тетраксид азота + НДМГ
 $R_{\text{пп}} = 3000 \text{ кгс (29,43 кН)}$

$I_{\text{пп}} = 307 \text{ с}$
 $t = 600 \text{ с}$
 Количество запусков 50

11Д431

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный ЖРД **11Д431** применяется на КА "Янтарь-2К", силовая установка которого состоит из одного 11Д430, четырех 11Д431, четырех 11Д446 и восьми 11Д428.

Компоненты топлива - тетраксид азота и НДМГ
 $R_{\text{пп}} = 1 \text{ кгс (0,01 кН)}$
 $t = 2000 \text{ с}$
 Количество запусков 150000

11Д445

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный **11Д445** применяется на КА "Янтарь-2К" (посадочная капсула).

Компоненты топлива - тетраксид азота и НДМГ

$R_{\text{пп}} = 7 \text{ кгс (0,07 кН)}$
 $t = 900 \text{ с}$

Количество запусков - до 10000

11Д446

жидкостный ракетный двигатель

Четырехкамерный **11Д446** применяется на КА "Янтарь-2К", силовая установка которого состоит из одного 11Д430, четырех 11Д431, четырех 11Д446 и восьми 11Д428.

Компоненты топлива - тетраксид азота и НДМГ
 $R_{\text{пп}} = 5 \text{ кгс (0,05 кН)}$
 $t = 4000 \text{ с}$
 Количество запусков 40000

17Д61

жидкостный ракетный двигатель

17Д61 создан для установки в блока "Икар" РН "Союз" ("Икар" является модификацией КА "Янтарь-2К", устанавливается вместо Блока "Л"). Компоненты топлива - тетраксид азота и НДМГ

$R_{\text{пп}} = 3000 \text{ кгс (29,43 кН)}$
 $I_{\text{пп}} = 326 \text{ с}$
 $t = 600 \text{ с}$
 $M_{\text{дв.}} = 820 \text{ с}$
 $D_{\text{дв.}} = 2700 \text{ мм}$

$L_{\text{дв.}} = 2600 \text{ мм}$
 Количество камер сгорания 1 + 4 + 4 + 8
 Количество запусков 50

17Д11

силовая установка

Силовая установка **17Д11** разработана в 1976-88 гг. для установки на орбитальный корабль "Буран". Она со-

стоит из двух 17Д12, тридцати восьми 17Д15 и восьми РДМТ-200К.



17Д15

жидкостный ракетный двигатель



МКТС "Буран" [1]

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

$R_p = 408$ кгс (4 кН)

$I_p = 295$ с

$t = 10800$ с

Степень расширения сопла 50

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)

$R_p = 8800$ кгс (86,3 кН)

$I_p = 362$ с

$t = 680$ с

$M_{дв.} = 230$ с

$D_{дв.} = 1200$ мм

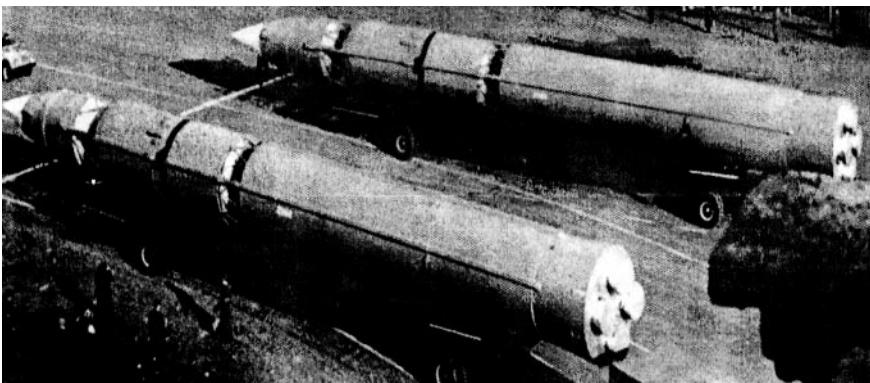
$L_{дв.} = 2300$ мм

$P_{кс} = 7,94$ МПа

Степень расширения сопла 189

8Д726

жидкостный ракетный двигатель



МБР ГР-1 "Глобальная" [65]

Однокамерный **8Д726** создан в 1964 г. для третьей ступени МБР ГР-1 "Глобальная".

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин

$R_p = 6800$ кгс (66 кН)

$I_p = 350$ с

$t = 380$ с

ГП „Научно-производственное объединение энергетического машиностроения „Энергомаш“ имени академика В.П.Глушко“

РД-1
РД-2
РД-3
РД-100
РД-101
РД-103
РД-105
РД-106
РД-107
РД-108
РД-109
РД-110
РД-111
РД-112
РД-113
РД-114
РД-115
РД-119
11Д43
РД-120

РД-134
РД-160
РД-161
РД-167
РД-169
РД-170
РД-171
РД-172
РД-173
РД-174
РД-180
РД-182
РД-183
РД-184
РД-185
РД-190
РД-191
РД-192
РД-200
РД-210
РД-211
РД-212
РД-213

РД-214
РД-215
РД-216
РД-217
РД-218
РД-219
РД-220
РД-221
РД-222
РД-223
РД-224
РД-225
РД-250
РД-251
РД-252
РД-253
РД-254
РД-261
РД-262
РД-263
РД-264
РД-268

РД-270
РД-273
РД-274
РД-275
РД-280
РД-301
РД-302
РД-303
РД-350
РД-410
РД-502
РД-511
РД-550
РД-600
РД-701
РД-704





РД-1

жидкостный ракетный двигатель

РД-1Х3 (ракетный двигатель с химическим зажиганием) разработан в 1941-46 гг. в ГДЛ-ОКБ под руководством В. П. Глушко. Он предназначен для облегчения взлета самолетов и кратковременного улучшения их характеристики 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 горения 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 карбинала 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.

Первые серийные советские ЖРД РД-1 и РД-1Х3 изготавливались опытными партиями с начала 1944 г. Помимо стендовых доводочных и официальных испытаний, в 1943-46 гг. проведено около 400 пусков этих ЖРД (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 одном из полетов была достигнута скорость 795 км/ч). В 1946 г. на авиационном празднике в Тушино состоялся демонстрационный полет истребителя 120Р с работающим РД-1Х3.

Пуск РД-1/РД-1Х3 полностью автоматический; число пусков не ограничивалось в пределах ресурса.

$R_3 = 2,94 \text{ кН}$

$I_3 = 1960 \text{ м/с}$

$M_{дв.} = 56 \text{ кг}$

Ресурс до первой переборки 2 часа

РД-2

жидкостный ракетный двигатель

В 1946 г. прошел официальные, а в 1947 г. государственные стендовые испытания однокамерный ЖРД **РД-2**, созданный на базе РД-1Х3 и развивавший вдвое большую тягу. Он предназначался в качестве вспомогательного двигателя для реактивных самолетов.

Пуск РД-2 был полностью автоматический. Число пусков не ограничивалось в пределах ресурса.

Компоненты топлива - азотная кислота и керосин

$R_3 = 612 \text{ кгс (6 кН)}$

$I_3 = 200 \text{ с}$

Количество камер 1

$P_k = 2 \text{ МПа}$

$M_{дв.} = 71 \text{ кг}$

РД-3

жидкостный ракетный двигатель

В семейство самолетных ЖРД, разработанных в ГДЛ - ОКБ, входил **РД-3** с ТНА и тремя камерами от двигателя РД-1.

РД-3 предназначался для основной силовой установки, прошел в 1944-45 гг. стендовые испытания.

Компоненты топлива - азотная кислота и керосин

$R_n = 918 \text{ кгс (9 кН)}$

$I_n = 190 \text{ с}$

$M_{дв.} = 190 \text{ кг}$

$P_k = 2,2 \text{ МПа}$

В 1951-53 гг. для ракеты Р-3А разработана модификация **РД-3А (РД-102)**, где компонентами топлива являлись жидкий кислород и спирт. Работы по проекту РД-3А были прекращены в пользу РД-103.

$R_n = 43700 \text{ кгс (428 кН)}$

$I_n = 235 \text{ с}$

$I_3 = 214 \text{ с}$

$t = 83 \text{ с}$

$M_{дв.} = 885 \text{ кг}$

$L_{дв.} = 3100 \text{ мм}$

РД-100

жидкостный ракетный двигатель



P-1 [60]



P-1Д [60]

РД-100 разработан в 1947-53 гг. для баллистической ракеты Р-1 и ее модификаций. Являлся советским вариантом немецкого двигателя V-2 и создание 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

$R_p = 31314$ кгс (307 кН)

$R_z = 27234$ кгс (267 кН)

$I_p = 237$ с

$I_z = 203$ с

$t = 65$ с

Количество камер 1

$P_k = 1,59$ МПа

$K_m = 1,28$

$N_{TNA} = 400$ кВт

$n_{TNA} = 3900$ об./мин.

$M_{dv.} = 885$ кг

$D_{dv.} = 1650$ мм

$L_{dv.} = 3700$ мм

РД-101

жидкостный ракетный двигатель



P-2 [60]



P-2А [60]

РД-101 создан в результате усовершенствования РД-100 (без участия немецких специалистов) 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.

$R_p = 41200$ кгс (404 кН)

$R_z = 37026$ кгс (363 кН)

$I_p = 237$ с

$I_z = 210$ с

$P_k = 2,12$ МПа

$K_m = 1,45$

$t = 85$ с

$M_{dv.} = 888$ кг

$D_{dv.} = 1600$ мм

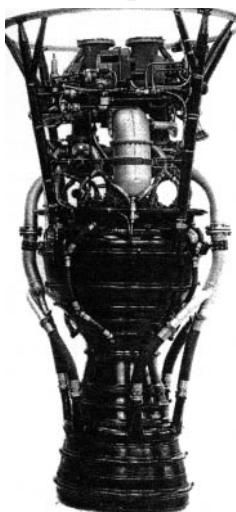
$L_{dv.} = 3400$ мм

РД-101 - кислородно-спиртовой ЖРД, разработанных ГДЛ-ОКБ в 1947-53 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-103 (8Д52)

жидкостный ракетный двигатель



РД-103М [69]

РД-103 разработан в 1947-53 гг. для баллистической ракеты Р-5, Р-5М, "Вертикаль" и др.

Представляет собой однокамерный ЖРД с ТНА, приводимым в действие продуктами каталитического разложения концентрированной перекиси водорода в газогенераторе.

Созданы 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 окис-

лителя и эластичных для горючего, улучшения компоновки и т. д.; изменения претерпели все системы и элементы ЖРД.

Компоненты топлива - жидкий кислород и 72%-й раствор этилового спирта $R_{\text{п}} = 51000$ кгс (500 кН)

$R_{\text{з}} = 44000$ кгс (432 кН)

$I_{\text{п}} = 243$ с

$I_{\text{з}} = 217$ с

$t = 120$ с

$P_{\text{к}} = 2,39$ МПа

$M_{\text{дв.}} = 870$ кг

$D_{\text{дв.}} = 1650$ мм

$L_{\text{дв.}} = 3120$ м

В 1950-56 гг. созданы модификации **РД-103М** и **РД-103РД**.

РД-105 (8Д71)

жидкостный ракетный двигатель

РД-105 – разработка 1952-54 гг. для первой ступени МБР Р-7 (начальный вариант).

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин

$R_{\text{п}} = 64000$ кгс (627 кН)

$I_{\text{п}} = 302$ с

$I_{\text{з}} = 260$ с

$t = 130$ с

Количество камер 1

$P_{\text{к}} = 5,88$ МПа

Степень расширения сопла 14,2

$K_{\text{м}} = 2,7$

$M_{\text{дв.}} = 782$ кг

$D_{\text{дв.}} = 1200$ мм

$L_{\text{дв.}} = 4500$ мм

РД-106

жидкостный ракетный двигатель

РД-106 создан в 1952-54 гг. для второй ступени МБР Р-7 (начальный вариант). Модификация РД-105 с большим соплом.

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин

$R_{\text{п}} = 65800$ кгс (645,3 кН)

$I_{\text{п}} = 310$ с

$I_{\text{з}} = 250$ с

$t = 330$ с

Количество камер 1

$P_{\text{к}} = 5,88$ МПа

Степень расширения сопла 20,4

$K_{\text{м}} = 2,7$

$M_{\text{дв.}} = 802$ кг

$D_{\text{дв.}} = 1400$ мм

$L_{\text{дв.}} = 4800$ мм

РД-107

жидкостный ракетный двигатель



РД-107 [20]

РД-107 разработан в 1954-57 гг. для первой ступени РН "Восток".

ЖРД содержит 4 основных и 2 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 горения образован двумя оболочками - огневой бронзовой стенкой и стальной рубашкой, которые соединены через гофрированные прокладки, 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, скрепленными 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 газо-

жидкостную пленку завесного охлаждения. При сжигании топлива в камере горения 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 колесами - установлены соосно с турбиной и имеют одинаковую с ней частоту вращения 138 об./с. Насосы рассчитаны на пода-



РН "Восток" [20]

чу 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 мультиплликатор. Один из насосов подает жидкий азот в теплообменник, который встроен в выхлопной кол-

лектор 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.

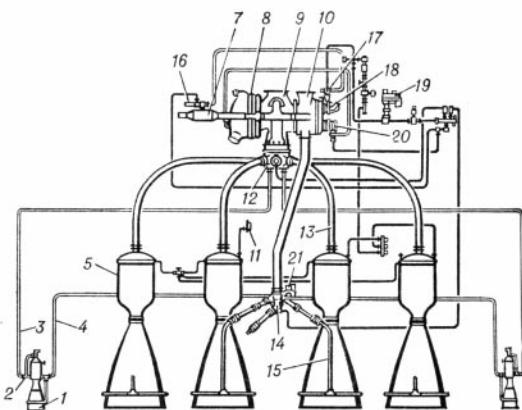


Схема РД-107 [69]

Регулирование ЖРД по тяге достигается изменением расхода рабочего тела газогенератора, соотношение компонентов топлива регулируется изменением расхода горючего.

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин

Модификации:

РД-107 (8Д74) - МБР Р-7, РН "Восток" (1957 г.)

$R_p = 99000$ кгс (971 кН)

$I_p = 306$ с

$I_z = 250$ с

$K_m = 2,47$

$t = 140$ с

$P_k = 5,85$ МПа

$M_{dv.} = 1155$ кг

$L_{dv.} = 2860$ мм (без рулевых камер)

$D_{dv.} = 700$ мм (камера)

РД-107 (8Д74ПС) / (8Д76) - РН "Спутник" (1958 г.)

$R_p = 99000$ кгс (971 кН)

$I_p = 306$ с

$I_z = 250$ с

$K_m = 2,47$

$t = 146$ с

$P_k = 6,00$ МПа

Степень расширения сопла 18,9

$M_{dv.} = 1155$ кг

$L_{dv.} = 2860$ мм (без рулевых камер)

$D_{dv.} = 700$ мм (камера)

РД-107 (11Д511) - для РН "Союз" (1965 г.)

$R_p = 101130$ кгс (992 кН)

$I_p = 314$ с

$I_z = 257$ с

$K_m = 2,47$

$t = 118$ с

$P_k = 5,85$ МПа

$M_{dv.} = 1200$ кг

$L_{dv.} = 2860$ мм (без рулевых камер)

$D_{dv.} = 700$ мм (камера)

РД-107 (8Д728) - РН "Молния" (1964 г.)

$R_p = 101500$ кгс (996 кН)

$I_p = 314$ с

$I_z = 257$ с

$K_m = 2,47$

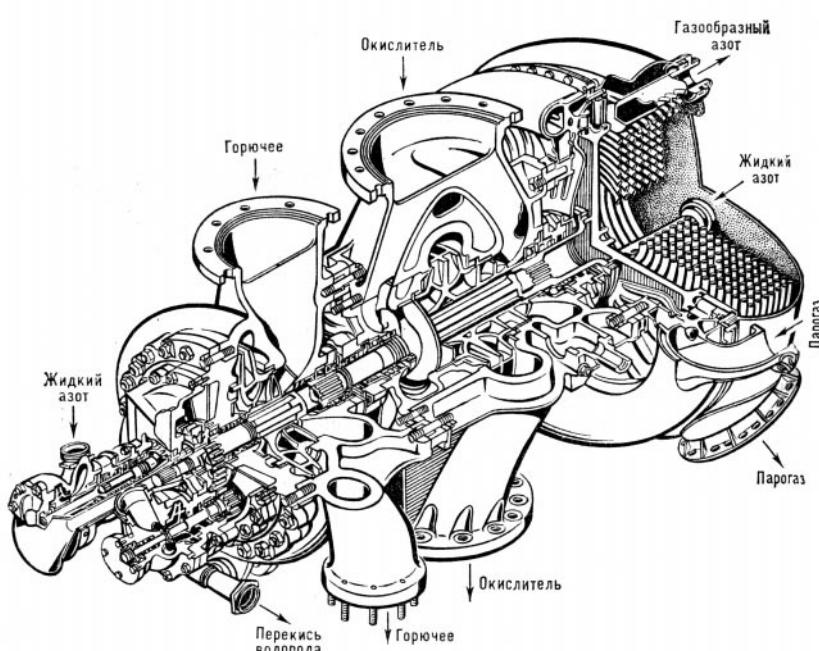
$t = 120$ с

$P_k = 5,85$ МПа

$M_{dv.} = 1145$ кг

$L_{dv.} = 2860$ мм (без рулевых камер)

$D_{dv.} = 700$ мм (камера)



Турбонасосный агрегат РД-107 [69]

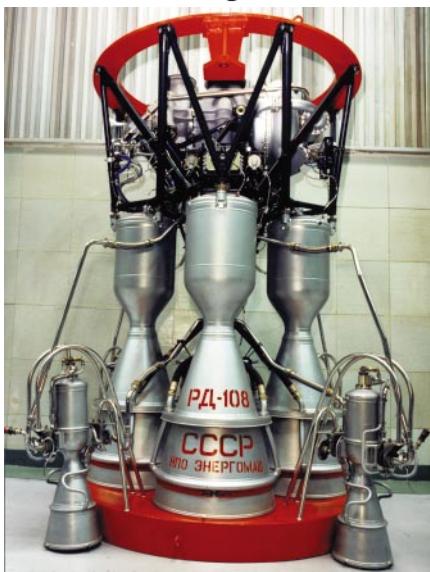
РД-107 (11Д511П) - РН "Союз" (1982 г.)
 Р_п = 101600 кгс (996,4 кН)
 I_п = 314 с
 I_з = 257 с
 K_м = 2,47

t = 140 с
 Р_к = 5,85 МПа
 М_{дв.} = 1200 кг
 Л_{дв.} = 2860 мм (без рулевых камер)

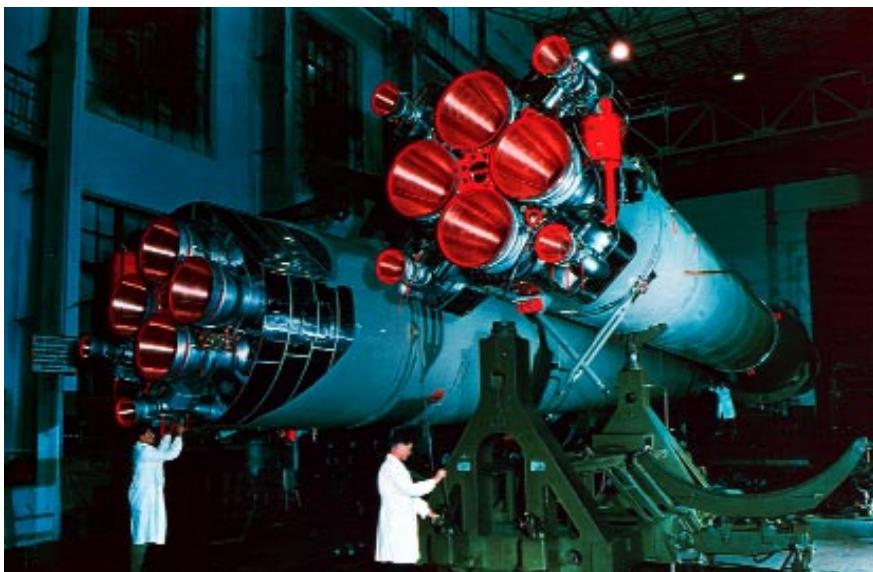
РД-117 (11Д511) / РД-117ПФ (11Д511ПФ) - РН "Союз"
 Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин (синтин)

РД-108

жидкостный ракетный двигатель



РД-103М [78]



Р-7 [60]

Разработан в 1954-57 гг.
 РД-108 аналогичен по конструкции РД-107, отличается в основном числом рулевых камер и конструкций дросселя, предназначенного для изменения соотношения топливных компонентов (установлен в магистрали окислителя). Камеры, ТНА и газогенератор - те же, что и в РД-107.

ЖРД включается одновременно с двигателями первой ступени.

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин

K_м = 2,39

Количество камер 4

Л_{дв.} = 2860 мм (без рулевых камер)

Д_{дв.} = 1950 мм

Модификации:

РД-108 (11Д512) - вторая ступень РН Р-7 / "Союз" (1965 г.)
 Р_п = 101632 кгс (997 кН)
 I_п = 315 с
 I_з = 248 с
 t = 286 с
 М_{дв.} = 1400 кг

РД-108 (11Д512П) - вторая ступень РН "Союз" (1982 г.)
 Р_п = 103100 кгс (1011 кН)
 I_п = 319 с
 I_з = 252 с
 t = 290 с
 Р_к = 5,31 МПа
 М_{дв.} = 1400 кг

РД-108 (8Д727) - вторая ступень РН "Молния" (1964 г.)
 Р_п = 99600 кгс (977 кН)
 I_п = 316 с
 I_з = 251 с
 t = 290 с
 Р_к = 5,36 МПа
 М_{дв.} = 1230 кг

РД-108 (8Д727К) - вторая ступень РН "Молния" (1962 г.)
 Р_п = 99600 кгс (977 кН)
 I_п = 316 с

РД-108 (8Д75) - вторая ступень РН Р-7, "Восток" (1957 г.)
 Р_п = 93000 кгс (912 кН)
 I_п = 308 с
 I_з = 241 с
 t = 340 с
 Р_к = 5,1 МПа
 Степень расширения сопла 18,9
 K_м = 2,39
 М_{дв.} = 1278 кг

РД-108 (8Д75) - вторая ступень РН "Восток" (1960 г.)
 Р_п = 96000 кгс (941 кН)
 I_п = 315 с
 I_з = 248 с
 t = 340 с
 Р_к = 5,1 МПа
 Степень расширения сопла 18,9

K_м = 2,39
 М_{дв.} = 1255 кг

РД-108 (8Д75К) - вторая ступень РН "Молния", "Восход" (1959 г.)
 Р_п = 95900 кгс (941 кН)
 I_п = 315 с
 I_з = 248 с
 t = 340 с
 Р_к = 5,1 МПа
 Степень расширения сопла 18,9
 K_м = 2,39
 М_{дв.} = 1255 кг

РД-108 (8Д75ПС) - вторая ступень РН "Спутник" (1958 г.)
 Р_п = 93000 кгс (912 кН)
 I_п = 308 с
 I_з = 241 с
 t = 340 с
 Р_к = 5,3 МПа
 Степень расширения сопла 18,9
 K_м = 2,39
 М_{дв.} = 1250 кг

РД-108 (8Д77) - вторая ступень РН "Спутник" (1958 г.)
 Р_п = 82000 кгс (804 кН)
 I_п = 315 с
 I_з = 246 с
 t = 370 с
 Р_к = 3,92 МПа
 Степень расширения сопла 18,9
 K_м = 2,39
 М_{дв.} = 1250 кг

РД-118 - проект модернизированной версии РД-108 для второй ступени РН "Союз".

РД-109 (8Д711, 8Д79, ГДУ-10)

жидкостный ракетный двигатель

РД-109 – один из проектов для второй ступени РН, разрабатывавшейся в 1957-60 гг.

Работы по РД-109 прекращены в пользу РД-119.

Компоненты топлива - жидкий кислород и НДМГ

$R_p = 10360$ кгс (101,6 кН)

$I_p = 334$ с

$t = 330$ с

Количество камер 1

$P_k = 7,75$ МПа

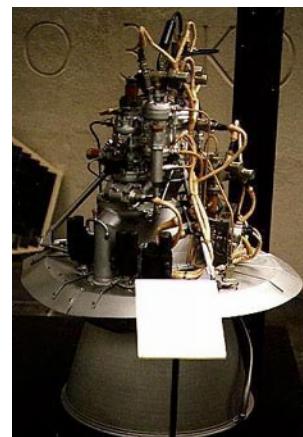
Степень расширения сопла 58,5

$K_m = 1,49$

$M_{dv.} = 210$ кг

$D_{dv.} = 1000$ мм

$L_{dv.} = 2300$ мм



РД-109 [20]

РД-110

жидкостный ракетный двигатель

Разработан в 1947-51 гг. для МБР Р-3.

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин

$R_p = 140000$ кгс (1374 кН)

$I_p = 285$ с

$I_z = 244$ с

Количество камер 1

$P_k = 5,88$ МПа

$K_m = 2,65$

$D_{dv.} = 1800$ мм

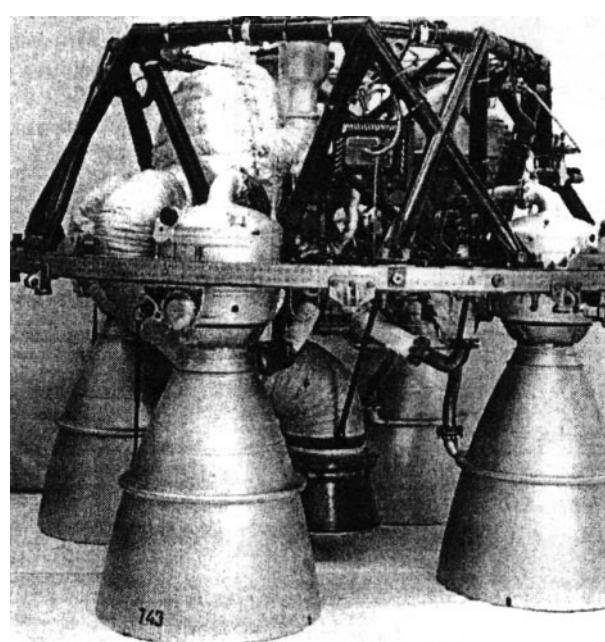
$L_{dv.} = 5200$ мм

РД-111 (8Д716)

жидкостный ракетный двигатель



Р-9А [60]



РД-111 [65]

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 свя-

занными 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

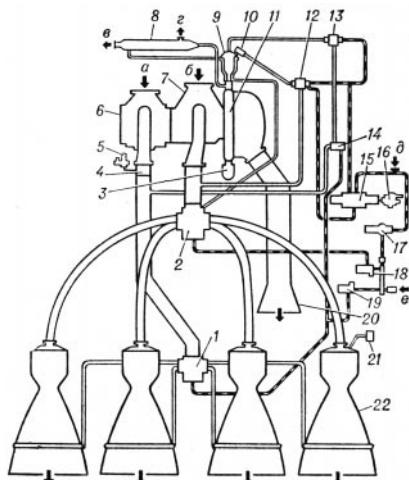
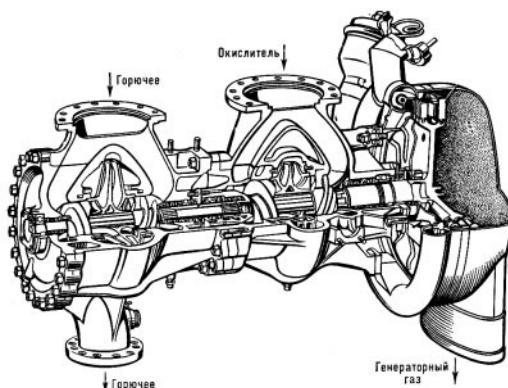


Схема ЖРД РД-111: 1, 2 — главные пуско-отсечные клапаны; 3 — пороховой стартёр; 4 — дроссель системы опорожнения баков; 5, 16 — электроприводы; 6, 7 — насосы; 8 — теплообменник; 9 — газогенератор; 10 — отсечный пироклапан; 11 — турбина; 12, 13, 15, 17 — редукторы давления; 14 — пуско-отсечный клапан; 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 наземной установки

Схема РД-111 [69]



Турбонасосный агрегат РД-111 [69]

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 шnekами на входе) и двухступенчатую осевую активную турбину (мощность 8460 кВт). Насосы и турбины расположены соосно и врашаются 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 регулируется по тяге аналогично ЖРД РД-219 и

по соотношению компонентов топлива — РД-107. Зажигание топлива в камерах и ГГ при запуске осуществляется от пиротехнич. устройств; раскрутка ТНА производится пороховым стартером.

$R_p = 166000$ кгс (1628 кН)

$R_3 = 143514$ кгс (1407 кН)

$I_p = 317$ с

$I_3 = 275$ с

$t = 110$ с

$P_k = 7,85$ МПа

Степень расширения сопла 18,0

$K_m = 2,39$

$M_{dv.} = 1480$ кг

$D_{dv.} = 2760$ мм

$L_{dv.} = 2340$ мм

РД-112

жидкостный ракетный двигатель

Создан в начале 60-х гг. для установки на первую ступень МБР.

Компоненты топлива — жидкий кислород и НДМГ

$R_p = 111047$ кгс (1089 кН)

$I_p = 344$ с

$I_3 = 304$ с

Количество камер 1

$P_k = 14,7$ МПа

Степень расширения сопла 31,8

$K_m = 1,7$

$M_{dv.} = 790$ кг

$D_{dv.} = 1300$ мм

$L_{dv.} = 2600$ мм

РД-113

жидкостный ракетный двигатель

Разработан в начале 60-х гг. для установки на вторую ступень МБР. Развитие ЖРД РД-112.

Компоненты топлива — жидкий кислород и НДМГ

$R_p = 116044$ кгс (1138 кН)

$I_p = 360$ с

Количество камер 1

$P_k = 14,7$ МПа

Степень расширения сопла 119,8

$K_m = 1,7$

$M_{dv.} = 1100$ кг

$D_{dv.} = 2500$ мм

$L_{dv.} = 4200$ мм

РД-114

жидкостный ракетный двигатель

Разработка 1961-65 гг. для первой ступени МБР.

Компоненты топлива — жидкий кислород и НДМГ

$R_p = 168559$ кгс (1653 кН)

$I_p = 341$ с

$I_3 = 307$ с

$t = 120$ с

Количество камер 1

$P_k = 14,7$ МПа

Степень расширения сопла 26,4

$K_m = 1,77$

$M_{dv.} = 990$ кг

$D_{dv.} = 1500$ мм

$L_{dv.} = 2600$ мм



РД-115

жидкостный ракетный двигатель

В 1961-65 гг. для второй ступени МБР создан ЖРД РД-115. Модификация РД-114.

Компоненты топлива - жидкий кислород и НДМГ

$R_p = 176003$ кгс (1726 кН)
 $I_p = 357$ с
 $t = 130$ с
 Количество камер 1
 $P_k = 14,7$ МПа

Степень расширения сопла 86,2
 $K_m = 1,77$
 $M_{dv.} = 120$ кг
 $D_{dv.} = 3300$ мм
 $L_{dv.} = 5000$ мм

РД-119

жидкостный ракетный двигатель

РД-119 разработан в 1958-62 гг. на базе РД-109 для второй ступени РН "Космос".

Содержит камеру, ТНА, газогенератор, рулевые сопла, агрегаты управления, раму и др. 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. 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, к-рые 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 газогенераторе. Этот же заряд ис-

пользуется 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 обеспечивает поступление начальной порции топлива в двигатель.

Компоненты топлива - жидкий кислород и НДМГ



РД-119 [20]

$R_p = 10710$ кгс (105 кН)
 $I_p = 352$ с
 $I_3 = 220$ с
 $t = 260$ с
 $P_k = 7,89$ МПа
 Степень расширения сопла 102,0
 $K_m = 1,5$
 $M_{dv.} = 179$ кг
 $L_{dv.} = 2170$ мм
 $D_{dv.} = 1000$ мм

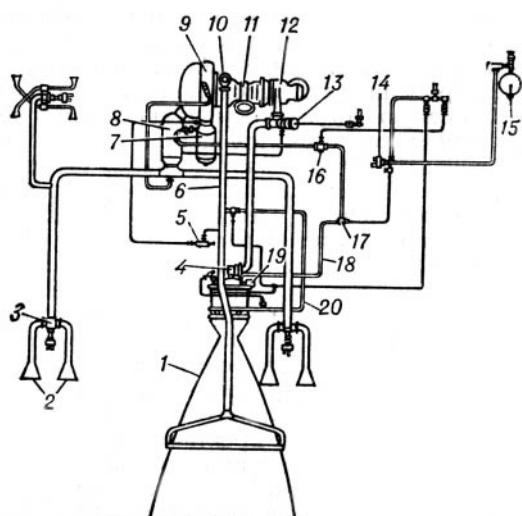


Схема РД-119 [69]

Схема ЖРД РД-119: 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

11Д43

жидкостный ракетный двигатель

ЖРД **11Д43** с качающимися камерами разработан в 1960-64 гг. как первый вариант силовой двигательной установки для первой ступени МБР

УР-500 (ДУ должна была состоять из четырех 11Д43 и четырех 8Д43). Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_p = 172174$ кгс (1688 кН)
 $I_p = 308$ с
 $I_s = 278$ с
 $t = 115$ с

РД-120 (11Д123)

жидкостный ракетный двигатель



РД-120 [78]



РН "Зенит" [64]

РД-120 с турбонасосной системой подачи топлива, выпреленный по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа разработан в 1976-85 гг. для второй ступени РН "Зенит". Двигатель успешно прошел полный объем отработки, стеновых и летных испытаний. 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-2", имеющей тандемную схему деления ступеней, начались в 1985 г.

Зажигание компонентов топлива осуществляется с помощью пускового горючего.

Двигатель состоит из камеры сгорания регенеративного охлаждения с двухкомпонентными (газ-жидкость) форсунками, высотного сопла со степенью расширения по газу более 1000, ТНА с окислительным газогенератором, в котором газифицируется и нагревается весь жидкий кислород (окислитель), и систем автоматики запуска и регулирования работы. Телозащита огневой стенки камеры сгорания осуществляется с помощью пристеночного слоя, обогащенного горючим, создаваемого головкой камеры, и двух поясов (щелей) завесного охлаждения.

Первый полет с данным ЖРД произведен в 1985 г. Первый советский серийный ЖРД, прошедший стендовые испытания в США.

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин

$R_p = 85000$ кгс (833 кН)

$I_p = 350$ с

$t = 200...315$ с

$G_t = 242$ кг/с

Количество камер сгорания 1

$P_k = 16,2$ МПа

Степень расширения сопла 106,1

$K_m = 2,6$

$N_{THA} = 17.500$ л.с.

$\pi_{THA} = 19.000$ об/мин

$M_{dv} = 1125$ кг

$D_{dv} = 1954$ мм

$L_{dv} = 3872$ мм

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. В связи с этим он имеет возможность регулирования как по тяге (форсирование на 3,5% или дросселирование на 8,5%), так и по соотношению компонентов ($\pm 10\%$). РД-120К может устанавливаться как неподвижно, так и в шарнирном подве-



РН "Ангара" [72]



се для управления вектором тяги (угол качания $\pm 6^\circ$).

Представители НПО "Энергомаш" не назвали конкретно марку носителя, на который будет установлен РД-120К. Однако, по мнению некоторых экспертов, это может быть РН "Русь", являющаяся глубокой модификацией ракеты "Союз". Рассматривалась возможность использования РД-120К в составе силовой установки проекта Х-34.

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин

$R_p = 85000$ кгс (833 кН)

$I_3 = 298$ с

$t = 305$ с

Количество камер сгорания 1

$P_k = 17,2$ МПа

Степень расширения сопла 106,7

$K_m = 2,6$

$M_{dv} = 1080$ кг

$D_{dv} = 1400$ мм

$L_{dv} = 2400$ мм

РД-120М - разработка 1995 г. для первой ступени РН PacAstro-2.

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин

$R_p = 86720$ кгс (850,4 кН)

$I_3 = 304$ с

$t = 305$ с

Количество камер сгорания 1

$P_k = 17,63$ МПа

Степень расширения сопла 4,96

$K_m = 2,6$

$M_{dv} = 1433$ кг

$D_{dv} = 1500$ мм

$L_{dv} = 2800$ мм

Все двигатели установлены на карданной подвеске (угол отклонения $\pm 6^\circ$).

РД-120 располагается в центральном проеме торового бака горючего второй ступени носителя "Зенит-2". По этой причине двигатель как бы "сжат" по бокам и "вытянут" по вертикали. РД-120К должен иметь уменьшенную длину, поскольку он устанавливается на нижнем торце РН, вследствие чего он и имеет несколько отличную компоновку верхней части: камеры сгорания, ТНА, газогенератора, трубопроводов и агрегатов автоматики.

РД-146 - разработка 1993 г. для второй ступени РН "Ангара".

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин

$R_p = 90000$ кгс (883 кН)

Рассматривались также проекты

РД-120.01 ($R_p = 80000$ кгс/784 кН,

$I_3 = 329$ с) и **РД-120.03** ($R_p = 90000$ кгс/882 кН, $I_3 = 353$ с).

РД-134

жидкостный ракетный двигатель

Проект управляющего ЖРД (середина 90-х гг.) для верхних ступеней РН.

Двигатель должен быть установлен на карданной подвеске с углом качания $\pm 3^\circ$.

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин

$R_p = 35000$ кгс (343 кН)

$I_3 = 357$ с

Количество камер 4 (с общим ТНА)

$P_k = 16,7$ МПа

$K_m = 2,6$

$M_{dv} = 540$ кг

$D_{dv} = 2400$ мм

$L_{dv} = 1600$ мм

Модификация **РД-134Р** предложена в 1993 г. для установки на РН "Ангара".

РД-160

жидкостный ракетный двигатель

Однокамерный **РД-160** создан для верхних ступеней РН. Представляет собой модифицированный РД-161-1 для компонентов топлива жидкий кислород - жидкий метан.

$R_p = 2000$ кгс (19,6 кН)

$I_3 = 381$ с

$t = 900$ с

$P_k = 11,77$ МПа

Степень расширения сопла 351,6

$K_m = 3,69$

$M_{dv} = 129$ кг

$D_{dv} = 800$ мм

$L_{dv} = 1700$ мм

РД-161

жидкостный ракетный двигатель

РД-161 (1990 г.) - высотный однокамерный ЖРД с турбонасосной системой подачи топлива. Выполнен по схеме с дожиганием отработанного газа. Имеет качающуюся в двух плоскостях камеру ($\pm 6^\circ$). 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 плаズмы, 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

$R_p = 1999$ кгс (19,6 кН)

$I_3 = 360$ с

$t = 900$ с

$G_t = 5,56$ кг/с

Количество камер 1

$P_k = 11,72$ МПа

Степень расширения сопла 18,75

Количество включений - до 17

Угол качания в шарнире $\pm 6^\circ$

$N_{THA} = 444$ л.с.

$K_m = 2,6$

$M_{dv} = 119$ кг

$D_{dv} = 780$ мм

$L_{dv} = 1700$ мм

РД-161-2 - вариант с неохлаждаемым сопловым насадком.

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин

$R_p = 2030$ кгс (19,9 кН)

$I_3 = 365$ с

$t = 900$ с

Количество камер 1

$P_k = 11,72$ МПа

Степень расширения сопла 19,25

$K_m = 2,6$

$M_{dv} = 141$ кг

$D_{dv} = 1020$ мм

$L_{dv} = 2205$ мм

РД-161П - модификация 1993 г. с двумя уровнями тяги (1500 кгс мин.) и другим окислителем. Схема двигателя - замкнутая с дожиганием. Назначение - третья ступень РН "Союз".

В основе конструкции РД-161П, работающего на высококонцентрированной (93-97%) перекиси водорода и керосине, лежит двигатель ранней разработки, предназначенный для конкретного летного изделия, работа над которым была прекращена.

$R_p = 2498$ кгс (24,5 кН)

$I_3 = 319$ с

$G_t = 7,84$ кг/с

$t = 900$ с

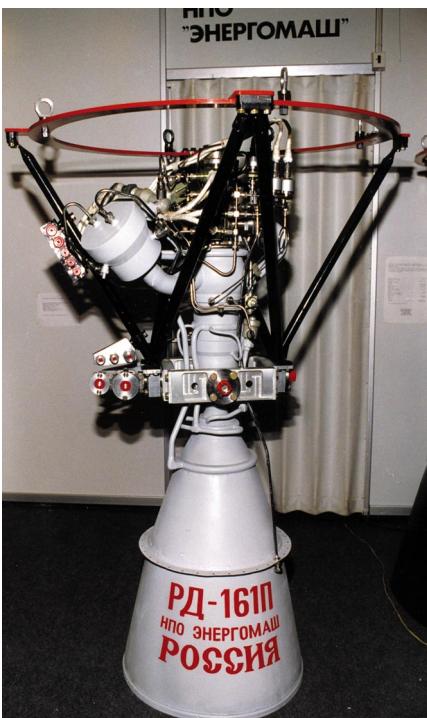
Количество камер 1

$P_k = 120$ атм

Степень расширения сопла 265,0



РД-161 [78]



РД-161П [78]

$K_m = 5,9$

Количество включений - до 50

НТНА = 500 л.с.

Мдв. = 105 кг

Ддв. = 540 мм

Лдв. = 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 (центрробежная форсунка с осевым впрыском горючего и периферийным распылом окислителя), работает с избыtkом окислителя, образуя горячий газ с температурой около 550°C, 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°C, 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 на подается, ЖРД работает в так называемом однокомпонентном режиме, создавая 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. Даже без применения более энергоемкого синтетического углеводородного горючего "синтана" он обеспечивает получение наиболее высокого удельного импульса тяги кислородно-керосиновых ЖРД. В перспективе возможен и переход на "синтин", что будет, по мнению разработчиков, сопряжено с некоторым увеличением трудностей охлаждения двигателя, но даст возможность увеличить удельный импульс как минимум на 10 единиц.



РН "Союз" [79]



РД-167

жидкостный ракетный двигатель

Для верхних ступеней современных РН в 90-х гг. разработан проект ЖРД РД-167 (вариант РД-134). Каждая камера может отклоняться на угол $\pm 3^\circ$ в двух плоскостях.

Компоненты топлива - жидкий кислород и жидкий метан
 $R_p = 36000$ кгс (379 кН)
 Количество камер 4
 $P_k = 16,7$ МПа

$K_m = 3,4$
 $M_{dv.} = 570$ кг
 $D_{dv.} = 2400$ мм
 $L_{dv.} = 1600$ мм

РД-169

жидкостный ракетный двигатель

Предложен в 1991 г. для первой ступени РН "Рикша". Связка из шести ЖРД РД-169 образует ДУ РД-190. Каждая камера может отклоняться на угол $\pm 8^\circ$ в двух плоскостях.

Компоненты топлива - жидкий кислород и жидкий метан
 $R_p = 101972$ кгс (1000 кН)
 $I_{sp} = 351$ с
 $I_{z0} = 309$ с
 Количество камер 1

$P_k = 14,7$ МПа
 $K_m = 3,4$
 $M_{dv.} = 215$ кг
 $D_{dv.} = 500$ мм
 $L_{dv.} = 1700$ мм

РД-170 (11Д520)

жидкостный ракетный двигатель

РД-170 разработан в 1976-87 гг. для первой ступени РН "Энергия". ЖРД состоит из четырех камер сгорания, ТНА и двух газогенераторов. Компоненты топлива - жидкий кислород ($G = 432$ кг/с) и керосин ($G = 166,2$ кг/с).
 $R_p = 806000$ кгс (7903 кН)
 $I_{sp} = 337$ с
 $I_{z0} = 309$ с
 $t = 150$ с
 $P_k = 24,5$ МПа

Степень расширения сопла 36,87
 Угол качания $\pm 6^\circ$ (в одной плоскости)
 $K_m = 2,6$
 $M_{dv.} = 9750$ кг
 $M_k = 480$ кг
 $D_{dv.} = 4000$ мм
 $L_{dv.} = 3800$ мм
 Число запусков - до 10



РД-170 [78]

РД-171 (11Д521)

жидкостный ракетный двигатель



РН "Ангара" [20]

РД-171 разработан в 1976-87 гг. для первой ступени РН "Зенит-1" и "Ангара". Конструктивно аналогичен РД-170 за исключением крепления к ракете и угла качания камер. Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин
 $R_p = 806000$ кгс (7903 кН)
 $I_{sp} = 337$ с
 $I_{z0} = 309$ с
 $t = 150$ с
 Количество камер 4

$P_k = 24,5$ МПа
 Степень расширения сопла 36,87
 Угол качания $\pm 6^\circ$ (в двух плоскостях)
 $K_m = 2,63$
 $M_{dv.} = 9500$ кг
 $M_k = 480$ кг
 $D_{dv.} = 4000$ мм
 $L_{dv.} = 3800$ мм
 Число запусков - до 10 (испытания показали до 20)

РД-172

жидкостный ракетный двигатель

РД-172 создан в 1994 г. для РН "Зенит-3". Модификация РД-171 с повышенным давлением в камерах сгорания. Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин

$R_n = 851871$ кгс (8354 кН)
 $I_p = 337$ с
 $I_3 = 311$ с
Количество камер 4
 $P_k = 25,8$ МПа

Степень расширения сопла 36,87
 $K_m = 2,6$
 $M_{dv.} = 11703$ кг
 $D_{dv.} = 4000$ мм
 $L_{dv.} = 3800$ мм

РД-173

жидкостный ракетный двигатель

РД-173 – форсированная модификация ЖРД РД-171 с четырьмя камерами, ТНА и двумя газогенераторами разработана в 90-х гг. для РН "Зенит-3".

$R_n = 834230$ кгс (8181 гУ)
 $I_p = 337$ с
 $I_3 = 311$ с
 $P_k = 25,5$ МПа

Степень расширения сопла 36,87
 $K_m = 2,63$
 $D_{dv.} = 4000$ мм
 $L_{dv.} = 3800$ мм

РД-174

жидкостный ракетный двигатель

Создан в 1995 г. для первой ступени РН "Ангара". Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин

$R_n = 806100$ кгс (7905 кН)
Количество камер 1

РД-180

жидкостный ракетный двигатель



РД-180 [78]



РД-180 на РН Atlas IIIA [78]

сков американских ракет. Обсуждается возможность увеличения этого заказа. Маркетингом и реализацией двигателя РД-180 в США занимается совместное предприятие RD Amros, созданное при равном участии НПО "Энергомаш" и Pratt and Whitney.

Схема двигателя - замкнутая с дожиганием

Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин

$R_n = 423050$ кгс (4152 кН)
 $R_3 = 390456$ кгс (3828 кН)
 $I_p = 338$ с
 $I_3 = 311$ с
 $t = 150$ с
 $P_k = 25,7$ МПа
Степень расширения сопла 36,87
 $K_m = 2,72$
Угол качания камер $\pm 8^\circ$
 $M_{dv.} = 5393$ кг
 $D_{dv.} = 3200$ мм
 $L_{dv.} = 3800$ мм

РД-180 спроектирован в 1993-99 гг. для РН Atlas IIIA компании Lockheed Martin на основе ЖРД РД-170 в масштабе 1/2 (70% элементов конструкции аналогичны РД-170).

Первый образец РД-180 поставлен в США для запуска в составе первой ступени американской РН.

НПО "Энергомаш" имеет контракт на поставку в США 18 двигателей для запу-



РД-182

жидкостный ракетный двигатель

РД-182 – разработка 1994 г. для первой ступени РН "Рикша-1/2". Вариант РД-120К, использующий жидкий метан в качестве горючего.

Компоненты топлива - жидкий кислород и жидкий метан

$R_p = 92000$ кгс (902 кН)

$I_{th} = 353$ с

$I_{z} = 316$ с

Количество камер 1

$P_k = 17,2$ МПа

Угол качания $\pm 6^\circ$ (в двух плоскостях)

$K_m = 3,4$

$M_{dv.} = 1500$ кг

$D_{dv.} = 1500$ мм

$L_{dv.} = 2800$ мм

РД-182М (1998 г.) – один из первых вариантов двигательной установки для первой ступени авиационно-космической системы "Воздушный старт".

Компоненты топлива - жидкий кислород и сжиженный природный газ (жидкий метан)

$R_p = 89940$ кгс (882 кН)



РД-180 [78]

РД-183

жидкостный ракетный двигатель

Для применения на различных модификациях РН "Рикша" (верхняя ступень) в 1996 г. создан ЖРД **РД-183**.

Компоненты топлива - жидкий кислород и жидкий метан

$R_p = 999$ кгс (9,8 кН)

$I_{th} = 360$ с

Количество камер 1

$P_k = 7,35$ МПа

$K_m = 3,4$

Угол качания камер $\pm 10^\circ$ (в двух плоскостях)

$M_{dv.} = 60$ кг

$D_{dv.} = 300$ мм

$L_{dv.} = 1100$ мм

РД-184

жидкостный ракетный двигатель

РД-184 – проект корректирующего ЖРД середины 90-х гг. для последней ступени РН "Рикша".

Компоненты топлива - жидкий кислород и жидкий метан

$I_{th} = 322$ с

Количество камер 1

Угол качания $\pm 20^\circ$ (в двух плоскостях)

$P_k = 0,2$ МПа

$K_m = 2,5$

$D_{dv.} = 100$ мм

$L_{dv.} = 200$ мм

РД-185

жидкостный ракетный двигатель

РД-185 – одна из последних разработок на базе РД-169 с большим диаметром сопла для второй ступени РН "Рикша".

Компоненты топлива - жидкий кислород и жидкий метан

$R_p = 18250$ кгс (179 кН)

$I_{th} = 378$ с

Количество камер 1

Угол качания камер $\pm 4^\circ$ в двух плоскостях

$P_k = 14,7$ МПа

$K_m = 3,4$

$M_{dv.} = 415$ кг

$D_{dv.} = 1500$ мм

$L_{dv.} = 3300$ мм

РД-190

жидкостный ракетный двигатель

РД-190 предложен в 1991 г. для первой ступени РН "Рикша". Двигательная установка РД-190 состоит из шести РД-169.

Каждая камера может отклоняться на угол $\pm 8^\circ$ в двух плоскостях.

Компоненты топлива - жидкий кислород и жидкий метан

$R_p = 101972$ кгс (1000 кН)

$I_{th} = 351$ с

$I_z = 309$ с

Количество камер 6

$P_k = 14,7$ МПа

$K_m = 3,4$

$M_{dv.} = 1470$ кг

$D_{dv.} = 2400$ мм

$L_{dv.} = 1700$ мм

РД-191

жидкостный ракетный двигатель



РД-191 [1]

В 1996 г. для первой ступени РН "Ангара" разработан ЖРД РД-191.
Компоненты топлива - жидкий кислород и керосин
 $R_{th} = 208560$ кгс (1079 кН)
 $I_{sp} = 337$ с
 $I_{z} = 311$ с
 $t = 150$ с
Количество камер 1

$P_k = 25,7$ МПа
Степень расширения сопла 37,0
 $K_m = 2,6$
Угол качания камер $\pm 8^\circ$ (в двух плоскостях)
 $M_{dv.} = 3230$ кг
 $D_{dv.} = 2000$ мм
 $L_{dv.} = 4000$ мм

РД-192

жидкостный ракетный двигатель

РД-192 (1996 г.) - вариант РД-191 с использованием метана в качестве горючего.
Компоненты топлива - жидкий кислород и жидкий метан

$R_{th} = 218015$ кгс (2138 кН)
 $I_{sp} = 356$ с
 $I_{z} = 330$ с
Количество камер 1
 $P_k = 25,7$ МПа

$K_m = 3,5$
Угол качания камер $\pm 8^\circ$
 $M_{dv.} = 3300$ кг
 $D_{dv.} = 2000$ мм
 $L_{dv.} = 4000$ мм

РД-200

жидкостный ракетный двигатель

РД-200 - разработка 1951 г. для исследовательской ракеты.
Компоненты топлива - азотная кислота и керосин
 $R_{th} = 10045$ кгс (98,5 кН)

$I_{sp} = 234$ с
 $I_{z} = 234$ с
 $t = 605$ с
 $P_k = 2,35$ МПа
Степень расширения сопла 4,0

$K_m = 3,76$
 $M_{dv.} = 218$ кг
 $D_{dv.} = 500$ мм
 $L_{dv.} = 500$ мм

РД-210

жидкостный ракетный двигатель

Разработка 1954 г. для исследовательской ракеты.
Компоненты топлива - азотная кислота и керосин
 $R_{th} = 3044$ кгс (29,85 кН)

$I_{sp} = 241$ с
 $I_{z} = 214$ с
 $t = 60$ с
 $P_k = 2,35$ МПа
Степень расширения сопла 4,16

$K_m = 4,12$
 $M_{dv.} = 81$ кг
 $D_{dv.} = 400$ мм
 $L_{dv.} = 1400$ мм

РД-211

жидкостный ракетный двигатель

Создавался в 1952-55 гг. для боевых ракет.
Компоненты топлива - азотная кислота и керосин
 $R_{th} = 65500$ кгс (642 кН)

$I_{sp} = 262$ с
 $I_{z} = 224$ с
 $t = 122$ с
 $P_k = 3,92$ МПа
Степень расширения сопла 9,52

$K_m = 4,05$
 $M_{dv.} = 635$ кг
 $D_{dv.} = 1600$ мм
 $L_{dv.} = 2700$ мм



РД-212

жидкостный ракетный двигатель

Разработан в 1956-57 гг. для первой ступени опытной межконтинентальной крылатой ракеты наземного базирования М-40 "Буран" КБ Мясищева. Компоненты топлива - азотная кислота и керосин

$R_p = 63500$ кгс (623 кН)
 $I_p = 253$ с
 $I_3 = 227$ с
 $t = 100$ с
 Количество камер 4
 $P_k = 3,92$ МПа

Степень расширения сопла 7,2
 $K_m = 3,97$
 $D_{dv.} = 1500$ мм
 $L_{dv.} = 2500$ мм
 $M_{dv.} = 662$ кг

РД-213

жидкостный ракетный двигатель

Разработан в 1956-57 гг. для первой ступени опытной межконтинентальной крылатой ракеты наземного базирования М-40 "Буран" КБ Мясищева. Компоненты топлива - азотная кислота и керосин

$R_p = 77000$ кгс (755 кН)
 $I_p = 254$ с
 $I_3 = 231$ с
 $t = 110$ с
 Количество камер 4
 $P_k = 4,66$ МПа

Степень расширения сопла 7,21
 $K_m = 3,97$
 $D_{dv.} = 1500$ мм
 $L_{dv.} = 2500$ мм
 $M_{dv.} = 625$ кг

РД-214

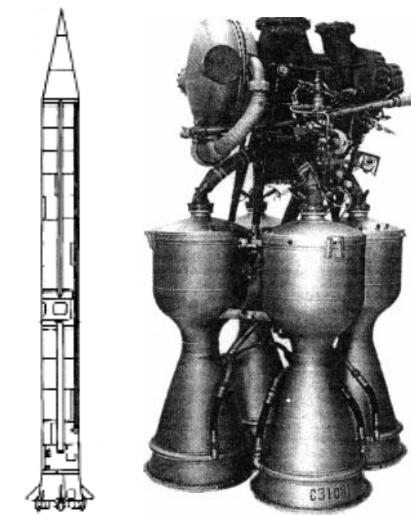
жидкостный ракетный двигатель

РД-214 разработан в 1952-57 гг. для первой ступени баллистической ракеты средней дальности Р-12/12У и прототипа РН "Космос".

РД-214 имеет четыре камеры, ТНА, газогенератор, агрегаты управления и другие элементы. Камеры ЖРД - со связанными оболочками, с регенеративным и завесным (от форсуночной головки) охлаждением горючим с гофрированными приставками между стенками. 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, которые 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 гл. 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

$R_p = 74350$ кгс (730 кН)
 $R_a = 64770$ кгс (635 кН)
 $I_p = 264$ с
 $I_3 = 230$ с
 $t = 140$ с
 $P_k = 4,36$ МПа



Р-12 [65]

РД-214 [65]

$K_m = 3,97$
 $M_{dv.} = 645$ кг
 $D_{dv.} = 2380$ мм
 $L_{dv.} = 1500$ мм

Степень расширения сопла 9,42

РД-215

жидкостный ракетный двигатель

Создан в 1958-60 гг. для первых ступеней ракет Р-14 и "Космос". Два ЖРД образуют ДУ РД-216.

Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ

$R_p = 88100$ кгс (864 кН)
 $I_p = 291$ с
 $I_3 = 248$ с
 $t = 146$ с
 Количество камер 2

$P_k = 7,36$ МПа
 Степень расширения сопла 18,8
 $K_m = 2,5$
 $M_{dv.} = 675$ кг

РД-216 (11Д614)

жидкостный ракетный двигатель

РД-216 разработан в 1958-60 гг. для первой ступени МБР Р-14 и одного из вариантов РН "Космос". ДУ РД-216 - спарка ЖРД РД-215.

ЖРД состоит из двух идентичных двигательных блоков, 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, и 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 ру-

лей (к конструкции ЖРД не относятся). Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ

$R_{\text{п}} = 177400$ кгс (1728 кН)

$R_{\text{з}} = 149838$ кгс (1469 кН)

$I_{\text{п}} = 291$ с

$I_{\text{з}} = 248$ с

Количество камер 4

$P_{\text{к}} = 7,35$ МПа

Степень расширения сопла 18,8

$K_{\text{м}} = 2,5$

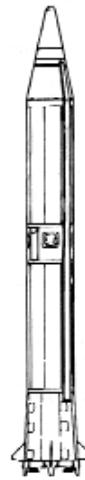
$t = 170$ с

$M_{\text{дв.}} = 1325$ кг

$D_{\text{дв.}} = 2300$ мм

$L_{\text{дв.}} = 2490$ мм

Модификация **РД-216М** отличается повышенной высокочастотной устойчивостью при запуске и на основном режиме работы.



P-14 [53]

РД-217 (8Д515)

жидкостный ракетный двигатель

Разработан в 1958-61 гг. для первой ступени МБР Р-16. Связка из трех **РД-217** образует ДУ РД-218.

Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ

$R_{\text{п}} = 88200$ кгс (865 кН)

$I_{\text{п}} = 289$ с

$I_{\text{з}} = 246$ с

Количество камер 2

$P_{\text{к}} = 7,36$ МПа

Степень расширения сопла 18,8

$K_{\text{м}} = 2,5$

$M_{\text{дв.}} = 980$ кг

РД-218 (8Д712, 11Д69)

жидкостный ракетный двигатель

ДУ **РД-218** разработана в 1958-61 гг. для первой ступени МБР Р-16. Она состояла из трех ЖРД РД-217

Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ

$R_{\text{п}} = 266000$ кгс (2592 кН)

$R_{\text{з}} = 266000$ кгс (2411 кН)

$I_{\text{п}} = 289$ с

$I_{\text{з}} = 246$ с

Количество камер 6

$P_{\text{к}} = 7,36$ МПа

Степень расширения сопла 18,8

$K_{\text{м}} = 2,5$

$t = 90$ с

$M_{\text{дв.}} = 1960$ кг

$D_{\text{дв.}} = 2789$ мм

$L_{\text{дв.}} = 2188$ мм

РД-219 (8Д713)

жидкостный ракетный двигатель



РД-219 [20]

Создан в 1958-61 гг. для второй ступени МБР Р-16/16У и РН "Космос".

ЖРД содержит две камеры, питающие 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 2 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 корпус 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 скжигания небольшой части топлива (1,8%) с избытком горючего.

Газогенератор - с цилиндрическим одностенным корпусом, охлаждаемым за счет горючего, которое создается форсункой головкой. Он изготовлен из сталей и никелевого сплава. Отработанный газ ТНА выбрасывается через расширяющиеся сопла, создающие тягу свыше 8 кН. Агрегаты автоматики срабатывают от электро- и пирокоманд, а также управляющего давления азота, который поступает к редуктору из бор-

товых баллонов. 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 бочек 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 регулированияющейся 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 после действия тяги.

Схема ЖРД РД-219: 1 — камера; 2 — газогенератор; 3 — датчик давления системы регулирования тяги; 4—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; 12 — разделительные пиромембранные клапаны; 16 — пусковой электропневмоклапан; 17, 18 — пусковые бочки; 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

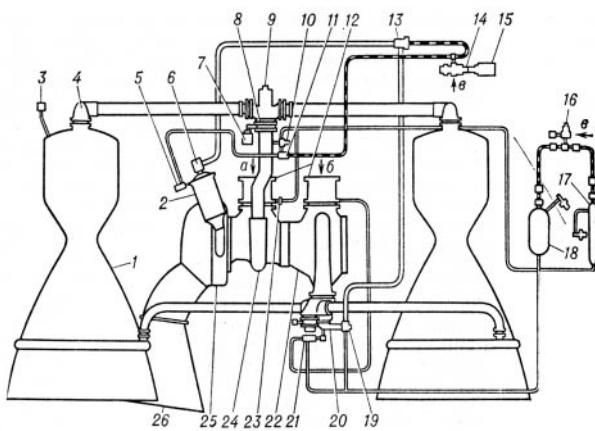


Схема РД-219 [69]

Компоненты топлива - смесь окислов азота с азотной кислотой и НДМГ
 $R_p = 89950$ кгс (883 кН)

$I_p = 293$ с

$t = 125$ с

$P_k = 7,35$ МПа

Степень расширения сопла 25,8

$K_m = 2,5$

$M_{dv.} = 755$ кгс

$D_{dv.} = 2200$ мм

$L_{dv.} = 2040$ мм

РД-220

жидкостный ракетный двигатель

Создан в 1960-61 гг. для первой ступени боевой ракеты.

Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ

$R_p = 109518$ кгс (1074 кН)

$I_p = 306$ с

$I_z = 270$ с

Количество камер 1

$P_k = 14,7$ МПа

$K_m = 2,8$

Степень расширения сопла 31,8

$M_{dv.} = 760$ кг

$D_{dv.} = 1300$ мм

$L_{dv.} = 2600$ мм

РД-221

жидкостный ракетный двигатель

Создан в 1960-61 гг. для второй ступени боевой ракеты.

Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ

$R_p = 114004$ кгс (1118 кН)

$I_p = 318$ с

Количество камер 1

$P_k = 14,7$ МПа

$K_m = 2,8$

$M_{dv.} = 1070$ кг

$D_{dv.} = 2400$ мм

$L_{dv.} = 4200$ мм

Степень расширения сопла 119,8

РД-222

жидкостный ракетный двигатель

Создан в 1960-61 гг. для первой ступени боевой ракеты.

Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ

$R_p = 166622$ кгс (1634 кН)

$I_p = 302$ с

$I_z = 272$ с

Количество камер 1

$P_k = 14,7$ МПа

$K_m = 2,92$

Степень расширения сопла 26,3

$M_{dv.} = 980$ кг

$D_{dv.} = 1500$ мм

$L_{dv.} = 3500$ мм

РД-223

жидкостный ракетный двигатель

Создан в 1960-61 гг. для второй ступени боевой ракеты.
Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ
 $R_{th} = 173046$ кгс (1697 кН)

$I_{th} = 314$ с
Количество камер 1
 $P_k = 14,7$ МПа
 $K_m = 2,92$
 $I_z = 251$ с
 $t = 100$ с

$M_{dv.} = 1240$ кг
 $D_{dv.} = 2600$ мм
 $L_{dv.} = 5000$ мм

РД-224 (8Д721)

жидкостный ракетный двигатель

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.

Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ
 $R_{th} = 181306$ кгс (1778 кН)
 $I_{th} = 294$ с
 $I_z = 251$ с
 $t = 100$ с

Количество камер 4
 $P_k = 8,34$ МПа
Степень расширения сопла 21,0
 $K_m = 2,5$
 $M_{dv.} = 1250$ кг
 $D_{dv.} = 2300$ мм
 $L_{dv.} = 2000$ мм

РД-225

жидкостный ракетный двигатель

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.

Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ
 $R_{th} = 90653$ кгс (889 кН)
 $I_{th} = 294$ с
 $I_z = 251$ с
 $t = 100$ с

Количество камер 2
 $P_k = 8,34$ МПа
Степень расширения сопла 21,0
 $K_m = 2,5$

РД-250 (8Д723)

жидкостный ракетный двигатель

Разработка 1960-65 гг. для первой ступени МБР Р-36О и РН "Циклон-2". Связка трех РД-251 образуют ДУ РД-250.

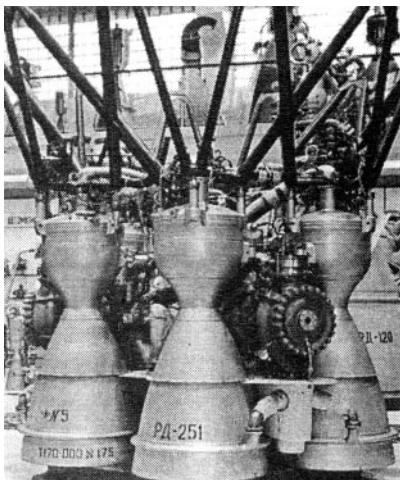
Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_{th} = 89840$ кгс (881 кН)
 $I_{th} = 301$ с
 $I_z = 269$ с
 $t = 120$ с
Количество камер 2

$P_k = 8,83$ МПа
Степень расширения сопла 14,7
 $K_m = 2,6$
 $M_{dv.} = 576$ кг
 $L_{dv.} = 1800$ мм

РД-251 (8Д723)

жидкостный ракетный двигатель



РД-251 [65]

Создан в 1961-65 гг. для первой ступени МБР Р-36О и РН "Циклон-2".
Связка трех ЖРД РД-250.
Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ
 $R_{th} = 270000$ кгс (2634 кН)
 $I_{th} = 301$ с
 $I_z = 269$ с

$t = 120$ с
Количество камер 6
 $P_k = 8,33$ МПа
Степень расширения сопла 14,7
 $K_m = 2,6$
 $M_{dv.} = 1729$ кг
 $D_{dv.} = 2520$ мм
 $L_{dv.} = 1762$ мм

РД-252

жидкостный ракетный двигатель

Двухкамерный ЖРД **РД-252**, созданный в 1961-69 гг., предназначен для вторых ступеней МБР Р-36/36О/36П, РН "Циклон-2".

РД-252 отличается от РД-250 наличием высотного сопла и повышенным давлением в камере.

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_p = 95900$ кгс (940,5 кН)

$I_{sp} = 317$ с

$t = 160$ с

$P_k = 8,95$ МПА

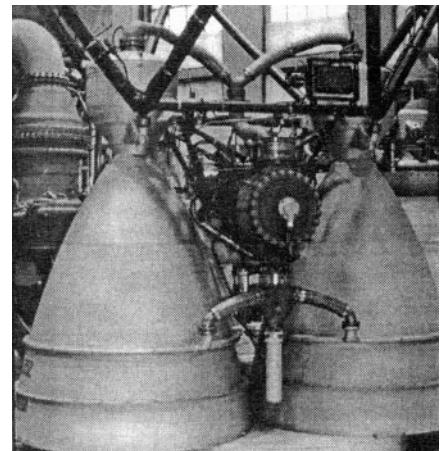
Степень расширения сопла 46,1

$K_m = 2,6$

$M_{dv.} = 725$ кг

$D_{dv.} = 2590$ мм

$L_{dv.} = 2168$ мм



РД-252 [65]

РД-253

жидкостный ракетный двигатель



РН "Протон-К" [69]

Создан в 1961-65 гг. для первой ступени МБР УР-500 и 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 привода 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 гофрированными проставками (на выходе из сопла) и опрененной внутренней стенкой. Она защищена от прогара дополнительно жаростойким керамическим покрытием и газожидкостной пленкой, создаваемой подачей горючего из охлаждающего тракта через 2 пояса отверстий. Плотность теплового потока, поступающего в стенку камеры, достигает 120 МВт/кв. м.

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 ГГ по-



РД-253 [78]

ступает 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 осн. магистралях насчитывается всего 11 разъемов. Системы вспомогательных рабочих тел отсутствуют. Запуск происходит на самотеке топлива. Операции включения и выключения обеспечиваются 9 пироклапанами простой конструкции. С целью регулирования ЖРД по-



тяги 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 к вертикальной плоскости с целью управления вектором тяги. Для защиты агрегатов ЖРД от воздействия реактивной струи предусмотрены теплоизоляционные экраны. Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

Модификации:

РД-253 (11Д48) - первая ступень РН "Протон-К" и третья ступень МБР УР-700:

$R_p = 166725$ кгс (1635 кН)

$R_a = 150000$ кгс (1470 кН)

$I_p = 316$ с

$I_a = 285$ с

$t = 130$ с

$P_k = 14,7$ МПа

Степень расширения сопла 26,0

$K_m = 2,67$

$M_{dv.} = 1280$ кг

$D_{dv.} = 1500$ мм

$L_{dv.} = 2720$ мм

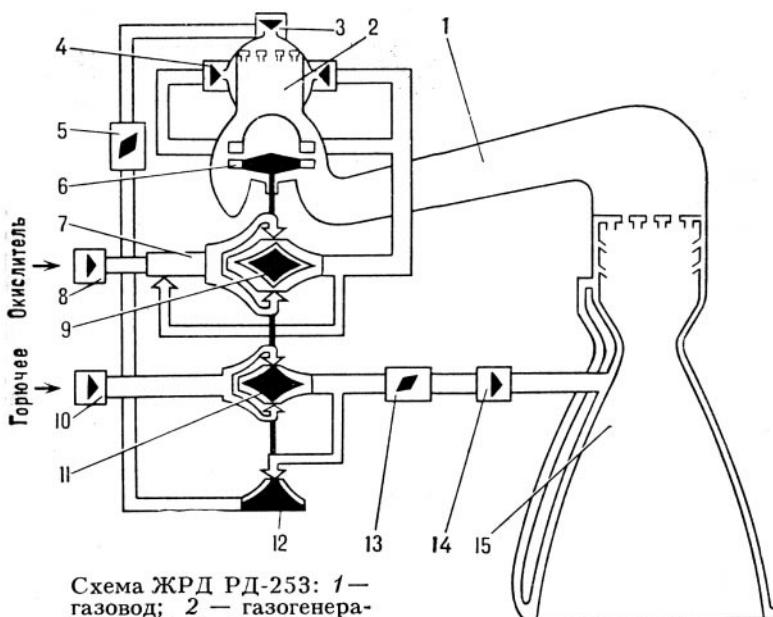


Схема ЖРД РД-253: 1 – газовод; 2 – газогенератор; 3, 4, 8, 10, 14 – пироклапаны; 5 – регулятор; 6 – турбина; 7 – струйный преднасос; 9, 11, 12 – насосы; 13 – дроссель; 15 – камера.

Схема РД-253 [69]

РД-253 (14Д14) - РН "Протон-КМ"

$R_p = 178000$ кгс (1746 кН)

$R_a = 150000$ кгс (1470 кН)

$I_p = 317$ с

$I_a = 285$ с

$t = 108$ с

$P_k = 15,7$ МПа

Степень расширения сопла 26,0

$K_m = 2,67$

$M_{dv.} = 1300$ кг

$D_{dv.} = 1200$ мм

$L_{dv.} = 2720$ мм

РД-254

жидкостный ракетный двигатель

Разрабатывался в 1962-66 гг. для верхней ступени РН Н1 и третьей ступени МБР УР-700. Высотная версия РД-253.

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_p = 175000$ кгс (1716 кН)

Количество камер 1

РД-261

жидкостный ракетный двигатель

Разработка 1967-69 гг. для первой ступени РН "Циклон-3" на основе РД-252.

$I_p = 301$ с

$I_a = 270$ с

$t = 120$ с

Количество камер 6

$P_k = 8,3$ МПа

Степень расширения сопла 14,7

$K_m = 2,6$

$M_{dv.} = 1764$ кг

$D_{dv.} = 700$ мм

$L_{dv.} = 1800$ мм



РД-262

жидкостный ракетный двигатель

Разработка 1967-69 гг. для второй ступени РН "Циклон-3" на основе РД-252. Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ
 $R_p = 96000$ кгс (941 кН)

$I_{th} = 318$ с
 $t = 160$ с
 Количество камер 2
 $P_k = 8,95$ МПа
 Степень расширения сопла 46,1

$K_m = 2,6$
 $M_{dv.} = 728$ кг
 $D_{dv.} = 1300$ мм
 $L_{dv.} = 2200$ мм

РД-263

жидкостный ракетный двигатель

Разработан в 1969-73 гг. для первой ступени МБР Р-36М и МР-УР-100. Четыре ЖРД РД-263 образуют ДУ РД-264. ЖРД работает по схеме с дожиганием окислительного генераторного газа. Для управления вектором тяги камеры двигателя могут отклоняться на угол $\pm 7^\circ$.

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ
 $R_p = 117777$ кгс (1155 кН)
 $R_z = 425000$ кгс (4166,6 кН)
 $I_{th} = 318$ с
 $I_z = 293$ с

Количество камер 1
 $P_k = 20,6$ МПа
 Степень расширения сопла 31,8
 $K_m = 2,67$

РД-264 (11Д119)

жидкостный ракетный двигатель

Четырехкамерный ЖРД замкнутого цикла РД-264 разработан в 1969-73 гг. для первых ступеней ракет Р-36М/М2. Состоит из четырех однокамерных РД-263.

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ
 $R_p = 461000$ кгс (1089 кН)
 $R_z = 425000$ кгс (4166,6 кН)
 $I_{th} = 318$ с
 $I_z = 293$ с
 Количество камер 4

$P_k = 20,6$ МПа
 Степень расширения сопла 31,8
 $K_m = 2,67$
 $M_{dv.} = 3600$ кг
 $D_{dv.} = 3025$ мм
 $L_{dv.} = 2150$ мм

РД-268

жидкостный ракетный двигатель

Создан в 1969-76 гг. для установки на первую ступень МБР МР-УР-100. Форсированная модификация РД-263. Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ
 $R_p = 126000$ кгс (1236 кН)
 $R_z = 117000$ кгс (1147 кН)
 $I_{th} = 319$ с

$I_z = 296$ с
 Количество камер 1
 $P_k = 22,6$ МПа
 Степень расширения сопла
 $K_m = 2,67$
 $M_{dv.} = 770$ кг
 $D_{dv.} = 1083$ мм
 $L_{dv.} = 2150$ мм



РД-268 [65]



РД-270 (8Д420)

жидкостный ракетный двигатель

Самый большой ЖРД в СССР. РД-270 создан в 1962-71 гг. для первых ступеней ракет УР-700 КБ Челомея и Р-56 КБ Янгеля (на каждой ступени предусматривалась установка шасти двигателей). Это был своего рода ответ на создание мощного американского двигателя F-1.

РД-270 представляет собой ЖРД замкнутой схемы. Эта схема двигателя позволяет повысить удельный импульс тяги за счет повышения давления в камере.

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. Тестирование ЖРД РД-270 показало реальность создания двигателя по схеме "газ-газ".

Все работы по двигателю остановлены в третьем квартале 1969 г. одновременно с закрытием лунной программы.

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_{th} = 685000$ кгс (6713 кН)

$R_a = 640000$ кгс (6272 кН)

$I_{th} = 322$ с

$I_{th} = 301$ с

Количество камер 1

$P_k = 26,1$ МПа

$P_c = 0,8$ МПа

$K_m = 2,67$

$M_{dv.} = 3370$ кг

$D_{dv.} = 3300$ мм

$L_{dv.} = 4800$ мм

Двигатель расположен на карданной подвеске (угол качания $\pm 8^\circ$)

РД-270М (8Д420М) разрабатывался в 1962-70 гг. В нем в качестве топлива используется пентаборан. Двигатель отличался высокой токсичностью, несмотря на повышение удельного импульса.

$R_{th} = 730000$ кгс (7159 кН)

$I_{th} = 365$ с

$I_{th} = 340$ с

Количество камер 1

РД-273

жидкостный ракетный двигатель

Создан в 1975-82 гг. Усовершенствованная модификация РД-263Ф. Входит в состав ДУ РД-274.

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_{th} = 126241$ кгс (1238 кН)

$I_{th} = 296$ с

Количество камер 1

$P_k = 22,6$ МПа

РД-274

жидкостный ракетный двигатель

Разработка 1975-85 гг. Усовершенствованная версия РД-264 с повышенным давлением в камерах и большей тягой.

Состоит из четырех однокамерных ЖРД РД-273.

Работы по проекту прекращены из-за проблем, связанных с балансировкой вала ТНА.

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_{th} = 504963$ кгс (4952 кН)

$I_{th} = 296$ с

$P_k = 22,6$ МПа

РД-275

жидкостный ракетный двигатель

Разработка начала 80-х гг. Предназначалась для первой ступени РН "Протон" как развитие проекта РД-253 повышенной тяги. Первый полет - 1986 г.

Выпущено более 440 ЖРД.

Компонент топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_{th} = 178000$ кгс (1745 кН)

$I_{th} = 317$ с

$I_{th} = 285$ с

$t = 130$ с

Количество камер 1

$P_k = 15,7$ МПа

Степень расширения сопла 26

$K_m = 2,67$

$M_{dv.} = 1280$ кг

$D_{dv.} = 1500$ мм

$L_{dv.} = 2700$ мм

РД-280

жидкостный ракетный двигатель

Экспериментальный ЖРД (1963-65 гг.).

Компоненты топлива - тетроксид азота и Аэрозин-50 (50% НДМГ и 50% гидразин)

$R_{th} = 11992$ кгс (117,6 кН)

$I_{th} = 350$ с

Количество камер 1

$P_k = 14,7$ МПа

$K_m = 1,72$

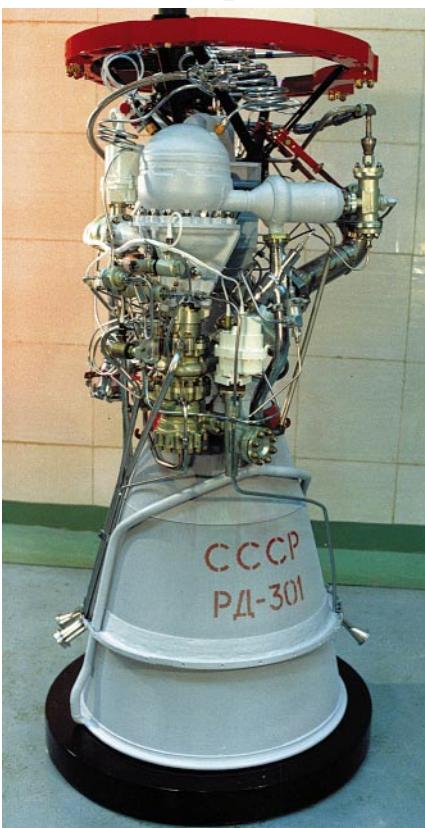
$M_{dv.} = 174$ кг

$D_{dv.} = 1300$ мм

$L_{dv.} = 2200$ мм

РД-301

жидкостный ракетный двигатель



РД-301 [78]

Для применения на четвертой ступени РН "Протон-К" с 1965-77 гг. создан однокамерный ЖРД **РД-301**, который использует в качестве топлива жидкий фтор (окислитель) и жидкий аммиак (горючее). В 70-х гг. проведены огневые испытания, однако на практике не использовался никогда.

Двигатель содержит камеру, ТНА, 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 дополнение к регенеративному предусмотрено внутреннее охлаждение, обеспечиваемое периферийными форсунками и поясами завесы.

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 на форсуночной 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: испытано 274 двигателя общевой наработкой 200000 с.

В 1977 г. работы по двигателю были прекращены.

$R_p = 9860$ кгс (96,67 кН)

$I_p = 400$ с

$t = 750$ с

$P_k = 11,76$ МПа

Степень расширения сопла 108,7

$K_m = 2,7$

$M_{dv.} = 183$ кг

$D_{dv.} = 980$ мм

$L_{dv.} = 1880$ мм

Количество включений 3

РД-302 (11Д130Ф)

жидкостный ракетный двигатель

Проект 1960-69 гг. Развитие РД-303. Предшественник РД-301.

Двигатель прошел более 300 испытаний суммарной продолжительностью 40000 с.

Компоненты топлива - жидкий фтор и аммиак

$R_p = 10000$ кгс (98 кН)

$I_p = 405$ с

Количество камер 1

РД-303 (11Д14)

жидкостный ракетный двигатель

Разработка 1960-65 гг. стендовый вариант РД-302 и РД-301.

Компоненты топлива - жидкий фтор и аммиак

Степень расширения сопла 108,7

$P_k = 120$ атм

$T_k = 4403$ К

Количество камер 1

$t = 750$ с

РД-350

жидкостный ракетный двигатель

Проект 1963 г.

Компоненты топлива - жидкий фтор и жидкий водород

$R_p = 10000$ кгс (98 кН)

$I_p = 464$ с



РД-410

ядерная силовая установка

Проект 60-х гг. для ракеты УР-700М.
Компоненты топлива - ядерное топливо и жидкий водород

$R_{\text{п}} = 7000$ кгс (68 кН)
Количество камер 1

РД-502

жидкостный ракетный двигатель

Экспериментальный ЖРД для верхних ступеней РН (Н1 и "Протон") создан в 1960-66 гг. В 1966 г. проведены испытания. Работы по проекту были прекращены вследствии высокой токсичности топлива.

Компоненты топлива - тяжелая вода и пентаборан
 $R_{\text{п}} = 10000$ кгс (98,1 кН)
 $I_{\text{п}} = 380$ с
Количество камер 1

$P_{\text{к}} = 14,7$ МПА
 $M_{\text{дв.}} = 132$ кг
 $D_{\text{дв.}} = 1200$ мм
 $L_{\text{дв.}} = 2500$ мм

РД-511

жидкостный ракетный двигатель

Экспериментальная разработка 1965-75 гг.

Компоненты топлива - тяжелая вода и углекислый газ
Количество камер 1

РД-550

ракетный двигатель

В 1963-70 гг. в ОКБ велись работы по экспериментальным двигателям для верхних ступеней РН.

Компоненты топлива - жидкий кислород и 30%-й бориллий + пентаборан в 70%-м гидразине

$R_{\text{п}} = 10000$ кгс (98 кН)
 $I_{\text{п}} = 400$ с
Количество камер 1

РД-600

ядерный ракетный двигатель

Работы по данному проекту велись в 1962-70 гг. Установка была предназначена для второй ступени межпланетной ракеты, которую намечалось ис-

пользовать для экспедиций на Венеру и Марс. Работы по ядерным СУ прекращены в СССР и в США.

Компоненты топлива - ядерное топливо и жидкий водород

$R_{\text{п}} = 200000$ кгс (1960 кН)
 $I_{\text{п}} = 2000$ с
Количество камер 1

РД-701

жидкостный ракетный двигатель

Трехкомпонентный двухкамерный ЖРД замкнутого цикла поступил в разработку в 1989 г. для орбитального корабля авиационно-космической системы МАКС, который выводится на орбиту с помощью самолета Ан-225. На начальном этапе полета орбитальный корабль использует жидкий кислород и керосин, в дальнейшем - жидкий кислород и жидкий водород.

Во время проведения исследований по системе МАКС разработчики пришли к выводу о необходимости оснащения системы двигателем, работающим на двух ви-

дах горючего. Достижение высокой начальной тяги в таком ЖРД обеспечивается за счет дополнительной подачи в камеру горения более плотного горючего - керосина; на участке маршевого полета подача керосина прекращается и двигатель работает как чисто кислородно-водородный ЖРД, эффективно используя высокий удельный импульс этих компонентов топлива. Поскольку тяга размещенной на аппарате двигательной установки является основным параметром проектирования, характеристики РД-701 позволяют снизить массу такой ДУ. Кроме того, примене-

ние РД-701 приводит к сокращению общего бортового запаса жидкого водорода и к уменьшению общего объема аппарата.

Основной вариант системы предусматривает запуск 24-тонного самолета "Молния" с полезной нагрузкой массой 7-8 т с борта самолета-носителя Ан-225 "Мрия" на высоте 8 км. Основной запас топлива жидкого кислорода, водорода и керосина (всего 226 тонн) будет находиться в одноразовом сбрасываемом внешнем топливном баке.

РД-701 имеет два режима работы. Во время первого (стартового) в качестве

топлива будут использованы жидкие кислород и керосин, которые затем сжигаются для получения богатого кислородом газа, имеющего давление 70,7 МПа при выходе из предкамеры. Другой ТНА подает жидкий водород, который поступает в основную камеру сгорания, которая закреплена в двухосном карданном подвесе, что позволяет ей отклоняться для управления вектором тяги в полете.

Номинальное соотношение компонентов топлива на первой фазе работы двигателя составит 81,4% ЖК, 6% ЖВ и 12,6% керосина. На втором режиме соотношение компонентов в смеси будет 12,5% ЖВ и 87,5% 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.

Еще в 1992 г. натурный макет РД-701 был установлен на модель ВКС системы МАКС для оценки взаимной совместимости агрегатов самолета и двигателя. Часть работ была проведена с использованием узлов уже существующих двигателей РД-170 и РД-171, созданных в НПО "Энергомаш" для российских тяжелых носителей "Энергия" и "Зенит" соответственно.

СТАРТОВЫЙ РЕЖИМ

$R_p = 408200$ кгс (4002 кН)
 $I_p = 415$ с
 $G_t = 983,6$ кг/с
 $P_k = 30,3$ МПа
 $P_{tg} = 70,7$ МПа
Степень расширения сопла 133,8
 $t = 150$ с
 $M_{dv.} = 4000$ кг
 $h_{dv.} = 5000$ мм
 $D_c = 2300$ мм
Пределы дросселирования 40...100%

МАРШЕВЫЙ РЕЖИМ

$R_p = 161,9$ тс
 $I_p = 460$ с
 $G_t = 352$ кг/с
 $P_k = 126$ атм
 $P_{tg} = 700$ атм
Степень расширения сопла 133,8
 $t = 600$ с
 $M_{dv.} = 4000$ кг
 $h_{dv.} = 5,0$ м
 $D_c = 2300$ мм
Пределы дросселирования 40...100%

**РД-701 [78]**

РД-704

жидкостный ракетный двигатель

Трехкомпонентный однокамерный ЖРД разработан в первой половине 90-х гг. на основе РД-701.

Компоненты топлива - жидкий кислород, жидкий водород, керосин

$R_p = 200480$ кгс (1966 кН)
 $I_p = 407$ с
 $I_z = 356$ с
 $P_k = 29,4$ МПа

$M_{dv.} = 2422$ кг
 $D_{dv.} = 1800$ мм
 $L_{dv.} = 3800$ мм

Государственное конструкторское бюро „Южное“ имени М.К.Янгеля

РД-8 (11Д513)
РД-855/856
РД-851 (8Д63)
РД-852
РД-853
РД-854
РД-857 (15Д12)
РД-858/859
РД-861 (11Д25)
РД-862 (15Д169)
РД-863
РД-864
РД-866 (3Д65)

РД-868
РД-869
РД-127
РД-152
РД-186
РД-271
РД-273
РД-284
РД-293
ПАД-213
ПАД-243
ПАД-215



РД-8 (11Д513)

жидкостный ракетный двигатель

Четырехкамерный ЖРД **РД-8** – это разработка 1976-85 гг. Он создан как управляющий (высотная коррекция) двигатель второй ступени РН класса "Зенит".

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ
 $R_{th} = 7997$ кгс (78,4 кН)
 $I_{th} = 342$ с
 $t = 1100$ с

$K_m = 2,4$
 $M_{dv.} = 380$ кг
 $D_{dv.} = 4000$ мм
 $L_{dv.} = 1700$ мм
 $P_{kc} = 7,65$ МПа

РД-855/856 (Д-68/69)

жидкостные ракетные двигатели

Рулевой четырехкамерный ЖРД **РД-68** разработан в 1958-60 гг. для установки на первую ступень МБР Р-16.
 $R_{th} = 38760$ кгс (380 кН)

Д-68М с четырьмя рулевыми камерами (1962-63 гг.) – рулевой двигатель первых ступеней МБР Р-36, Р-36О и Р-36П.

$R_{th} = 29070$ кгс (285 кН)

$t = 125$ с

$h_{dv.} = 980$ мм

$D_{dv.} = 3405$ мм

$M_{dv.} = 326$ кг

Угол поворота – 42 град.

Четырехкамерный ЖРД **Д-69** (1958-60 гг.) устанавливался как рулевой двигатель на II ступень МБР Р-16.

$R_{th} = 49,2$ кН

Д-69М разработан как управляющий ЖРД второй ступени РН "Циклон".



МБР Р-36 [64]



МБР Р-16 [64]

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_{th} = 5531$ кгс (54,23 кН)

$I_{th} = 281$ с

$t = 163$ с

Количество камер сгорания 4

$P_{kc} = 7,16$ МПа

$K_m = 1,98$

$M_{dv.} = 113$ кг

$D_{dv.} = 3700$ мм

$L_{dv.} = 1100$ мм

РД-851 (8Д63)

жидкостный ракетный двигатель

Создан в 1958-63 гг. для установки на первую ступень ракеты Р-16. Четыре ускорителя закреплены на шарнирах (по одной оси).

Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ

$R_{th} = 3312,9$ кгс (32,48 кН)

$I_{th} = 279$ с

$I_z = 243$ с

$t = 115$ с

$M_{dv.} = 403$ кг

$D_{dv.} = 3500$ мм

$L_{dv.} = 1700$ мм

Количество камер сгорания 4

$P_{kc} = 6,62$ МПа

$K_m = 2,45$

РД-852

жидкостный ракетный двигатель

Создан в 1958-63 гг. для второй ступени ракеты Р-16.

Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ

$R_{th} = 4921,5$ кгс (48,25 кН)

$I_{th} = 255$ с

$t = 143$ с

$M_{dv.} = 133$ кг

$D_{dv.} = 3000$ мм

$L_{dv.} = 2400$ мм

Количество камер сгорания 4

$P_{kc} = 6,62$ МПа

РД-853

жидкостный ракетный двигатель

Создан в 1960-63 гг. для установки на вторую ступень боевых ракет.

Компоненты топлива - азотная кислота и НДМГ

$R_{th} = 47695,2$ кгс (467,6 кН)

$I_{th} = 301$ с

$t = 134$ с

$M_{dv.} = 485$ кг

$D_{dv.} = 1300$ мм

$L_{dv.} = 3300$ мм

Количество камер сгорания 1 + 4

$P_{kc} = 8,36$ МПа

РД-854

жидкостный ракетный двигатель

Разработан в 1962-67 гг. для орбитальной ступени МБР Р-36.

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_p = 7701,0$ кгс (75,5 кН)

$I_p = 312$ с

$t = 70$ с

$M_{dv.} = 100$ кг

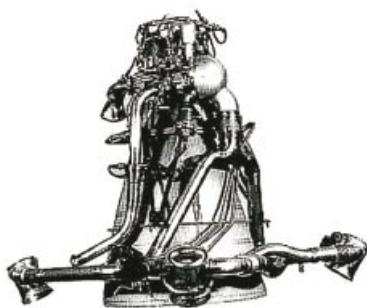
$D_{dv.} = 1500$ мм

$L_{dv.} = 1,5$ м

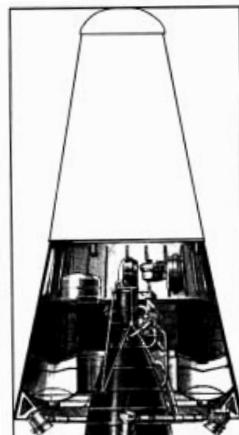
Количество камер сгорания 1 + 4

$P_{kcs} = 8,53$ МПа

$Km = 2,02$



РД-854 [66]



Орбитальная ступень МБР Р-360 [65]

РД-857 (15Д12)

жидкостный ракетный двигатель

Создан в 1963-67 гг. для второй ступени ракеты комплекса РТ-20П. Прошел лишь летные испытания.

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_p = 1400,4$ кгс (13,73 кН) – 1-й уровень

$R_p = 1300,5$ кгс (12,75 кН) – 2-й уровень

$I_p = 330$ с

$t = 215$ с

$M_{dv.} = 190$ кг

$D_{dv.} = 900$ мм

$L_{dv.} = 2100$ мм

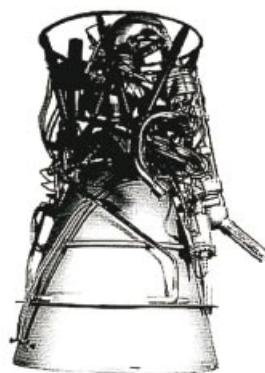
Количество камер сгорания 1

$P_{kcs} = 127,5$ бар

$Km = 2,6$



РТ-20П [53]



РД-857 [66]

РД-858/859

жидкостный ракетный двигатель

Создан в 1964-72 гг. для лунохода ЛК. Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_p = 2050,2$ кгс (20,1 кН)

$I_p = 315$ с

$t = 470$ с

$M_{dv.} = 53$ кг

$D_{dv.} = 1100$ мм

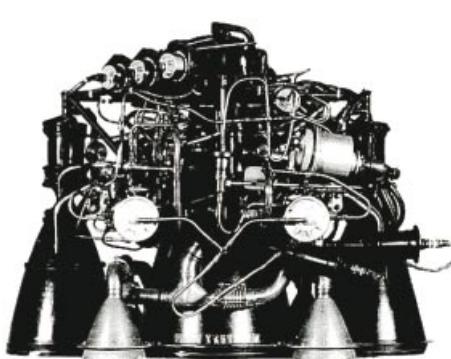
$L_{dv.} = 1100$ мм

Количество камер сгорания 1

$P_{kcs} = 7,85$ МПа

$Km = 2,03$

Силовая установка ЛК состояла из двух двигателей: основного РД-858 и резервного РД-859. Характеристики этих ЖРД приведены ниже в таблице.



РД-858 [66]

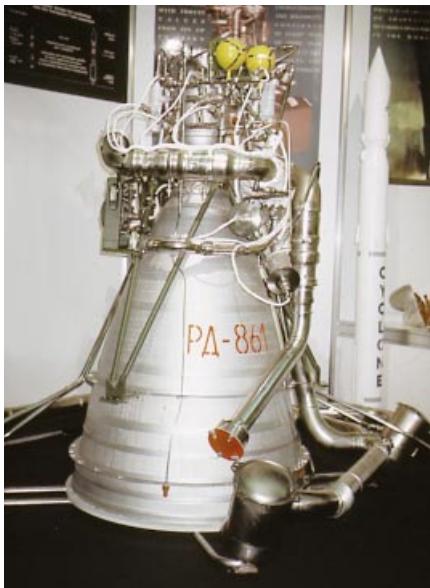
РД-858

РД-859

	1	2
Количество камер	номинальный	
Режим	дроссельный	
Тяга в пустоте	20,1 кН	20,055 кН
Удельный импульс	315 с	312 с
Соотношение компонентов	2,03	2,0
Отклонение соотношения		3%
Регулирование тяги	±9,8 %	±9,8 %
Давление в камере сгорания	7,85 МПа	7,85 МПа
Время работы	50 + 350 с	400 с
Масса	53 кг	57 кг
Высота ДУ		1090 мм
Ширина ДУ		1102 мм

РД-861 (11Д25, С5.23, Д-25)

жидкостный ракетный двигатель



РД-861 [1]

Разработан в 1968-72 гг. для третьей ступени РН "Циклон-2", "Циклон-3", "Союз". Является развитием РД-854. Первый полет с РД-861 состоялся в 1965 г., последний - в 1998 г. Всего на

ПО "Южмаш" выпущено около 300 двигателей.

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_p = 8028,4$ кгс (78,71 кН)

$I_p = 317$ с

$t = 130$ с

$M_{dv.} = 162$ кг

$D_{dv.} = 1500$ мм

$L_{dv.} = 1600$ мм

Количество камер сгорания 1 + 4 + 2

$P_{kcs} = 8,88$ МПа

Степень расширения сопла 112,4

$K_m = 2,1$

РД-861Г (11Д25Г) - совместная разработка ГКБ "Южное" и Fiat Avio (Италия) 1996 г., более мощная модификация РД-861, для применения на верхних ступенях КА "Вега".

Компоненты топлива - тетроксида и НДМГ

$I_p = 325$ с

$t = 400$ с

$M_{dv.} = 185$ кг

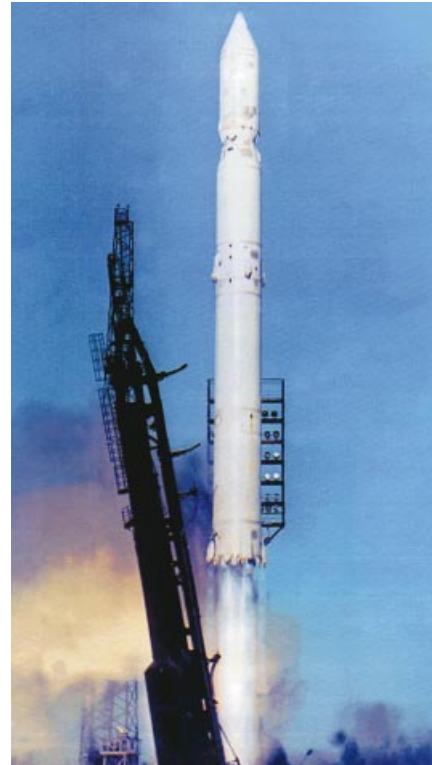
$D_{dv.} = 1700$ мм

Количество камер сгорания 1 + 4 + 2

$P_{kcs} = 8,88$ МПа

Степень расширения сопла 112,4

$K_m = 2,41$



РН "Циклон-2" [64]

РД-862 (15Д169)

жидкостный ракетный двигатель



РД-862 и МБР МР-УР-100 [64]

Создан на основе РД-857 в 1969-72 гг. для вторых ступеней МБР МР-УР-100 / РС-16.

Управление вектором тяги осуществляется путем пуска вторичного газа в сопло.

Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_p = 14545,2$ кгс (142,6 кН)

$I_p = 331$ с

$t = 195$ с

$M_{dv.} = 192$ кг

$D_{dv.} = 900$ мм

$L_{dv.} = 1700$ мм

Количество камер сгорания 1

$P_{kcs} = 13,24$ МПа

$K_m = 2,55$

РД-863

жидкостный ракетный двигатель

Создан в 1970-73 гг. для установки на первые ступени МБР Р-36М2 и РС-16. Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ
 $R_p = 28237,7$ кгс (276,84 кН)

$I_{sp} = 301$ с
 $I_3 = 259$ с
 $t = 130$ с
 $M_{dv.} = 310$ кг
 $D_{dv.} = 2100$ мм

$L_{dv.} = 1900$ мм
 Количество камер сгорания 4
 $P_{kc} = 8,86$ МПа
 $K_m = 2,15$

РД-864

жидкостный ракетный двигатель

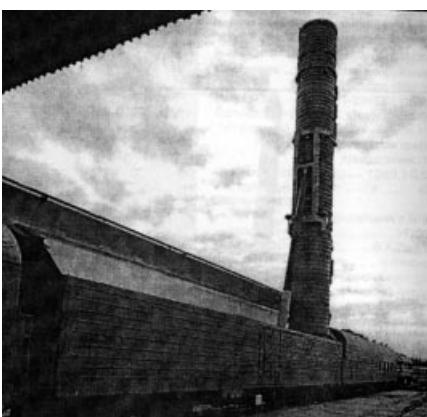
Разработан в 1976-78 гг. для МБР Р-36М УТТХ и РС-20. Два уровня тяги. Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ
 $R_p = 2060,4$ кгс (20,2 кН)

$I_{sp} = 309$ с
 $t = 600$ с
 $M_{dv.} = 199$ кг
 $D_{dv.} = 3000$ мм
 $L_{dv.} = 1400$ мм

Количество камер сгорания 4
 $P_{kc} = 4,1$ МПа
 $K_m = 1,8$

РД-866 (ЗД65)

жидкостный ракетный двигатель



PT-23 [65]

Создан в 1980-83 гг. для боевых ракет РТ-23/РС-22. Состоит из основного и 16 управляемых двигателей. Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ
 $R_p = 530,4$ кгс (5,2 кН) (+ 16 x 11,8 кгс (116 Н))
 $I_{sp} = 306$ с

$t = 330$ с
 $M_{dv.} = 125$ кг
 $D_{dv.} = 2000$ мм
 $L_{dv.} = 1200$ мм
 Количество камер сгорания 1 + 16
 $P_{kc} = 4,07$ МПА
 $K_m = 2,03$

РД-868

жидкостный ракетный двигатель

Разработка 1983 г. Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ
 $R_p = 2371,5$ кгс (23,25 кН) + управляемые ЖРД по 30,6 кгс (0,3 кН) каждый

$I_{sp} = 325$ с
 $t = 1600$ с
 $M_{dv.} = 203$ кг
 $D_{dv.} = 2400$ мм
 $L_{dv.} = 1100$ мм

Количество камер сгорания 1+ ?
 $P_{kc} = 9,15$ МПА
 $K_m = 2,2$

РД-869

жидкостный ракетный двигатель

Разрабатывался в 1983-85 гг. как модификация РД-864 для установки на ракеты Р-36М2 и РС-20. Компоненты топлива - тетроксид азота и НДМГ

$R_p = 875,1$ кгс (8,58 кН)
 $I_{sp} = 313$ с
 $t = 700$ с
 $M_{dv.} = 196$ кг
 $D_{dv.} = 3000$ мм

$L_{dv.} = 1400$ мм
 Количество камер сгорания 1
 $P_{kc} = 4,1$ МПа
 $K_m = 1,8$

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 и имеют одно и то же наполнение. Все двигатели воспламеняются со стороны сопла.

Двигатели создают импульс тяги в диапазоне от 5 до 300 кгс.с. с разбросом в 1...2%.

Топливо - смесевого типа
 $R_p = 200\ldots 6300$ кгс (1,96...61,7 кН)
 $t = 0,17$ с
 $M_{dv.} = 1,15\ldots 7,49$ кг
 $L_{dv.} = 177\ldots 282$ мм
 $D_{dv.} = 82\ldots 128$ мм

РД-152

малоразмерный ракетный двигатель на твердом топливе

Тяга двигателя РД-152 носит возрастающий экспоненциальный характер и находится в диапазоне 30...600 кгс (0,29...5,88 кН). Воспламенительная

система с пиротехническим зарядом – ударного типа, имеющая предохранительное устройство.

Топливо – смесевого типа

при возрастающей тяге = 9,6... 13,0 с
 $M_{dv.} = 18,3$ кг
 $L_{dv.} = 485$ мм
 $D_{dv.} = 182$ мм

РД-186

малоразмерный ракетный двигатель на твердом топливе



РД-186 [64]

Топливо – баллиститного типа
 Максимальный импульс тяги 74 кгс.с
 $R_p \max = 350$ кгс (3,43 кН)
 $t = 0,30\ldots 0,55$ с
 $M_{dv.} = 2,1$ кг
 $L_{dv.} = 281$ мм
 $D_{dv.} = 94$ мм

РД-271

малоразмерный ракетный двигатель на твердом топливе



РД-271 [64]

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
 $t = 0,5\ldots 1,1$ с
 $M_{dv.} = 9$ кг
 $L_{dv.} = 562\ldots 575$ мм
 $D_{dv.} = 160$ мм



РД-273

малоразмерный ракетный двигатель на твердом топливе



РД-273 [64]

РД-273 - семейство двигателей, предназначенный для вращения 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
 R_p max = 7...600 кгс (0,07...5,88 кН)
 t = 0,45...0,5 с
 $M_{dv.}$ = 0,6...12,0 кг
 $L_{dv.}$ = 472...1830 мм
 $h_{dv.}$ = 100...550 мм

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

R_p max = 17000 кгс (166,6 кН)
 t = 0,31...0,54 с
 $M_{dv.}$ = 63 кг
 $L_{dv.}$ = 820 мм
 $h_{dv.}$ = 400 мм



РД-284 [64]

РД-293

малоразмерный ракетный двигатель на твердом топливе

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

Импульс тяги в пустоте второго двигателя 200 кгс.с
 R_p max = 250 кгс (2,45 кН)
 t = 0,9...1,1 с
 $M_{dv.}$ = 67 кг
 $L_{dv.}$ = 1080 мм
 $h_{dv.}$ = 572 мм



РД-293 [64]

ПАД-213

пороховой аккумулятор давления

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

Тривалов сгорания = 3200 К
 M_t = 1,2...2,1 кг
 t = 0,08...0,15 с
 P_{kcs} max = 16,67 МПа
 $L_{dv.}$ = 349...391 мм
 $D_{dv.}$ = 205 мм



РД-284 [64]



ПАД-243

пороховой аккумулятор давления



ПАД-243 [64]

Семейство **ПАД-243** состоит из шести стандартных разновидностей и характеризуется прогрессивным законом выгорания заряда и стабильностью характеристик.
Топливо – смесевого и баллиститного типа

Технические характеристики:
Температура продуктов сгорания = 1600...3000 К
Мт = 1,3...120 кг
t = 0,4...4,5 с
Ркс max = 14,71...39,24 МПа
Диапазон расхода заряда 2...8
Lдв. = 200...810 мм
hдв. = 320...800 мм

ПАД-215

пороховой аккумулятор давления



ПД-284 [64]

ПАД-215 состоит из двух небольших ПАД, генерирующих низкотемпературный газ.
Топливо – баллиститного типа
Температура продуктов сгорания = 1600 К
Мт = 0,006...0,035 кг

Технические характеристики:
t = 0,1...1,1 с
Ркс max = 19,62...24,52 МПа
Lдв. = 128 мм
Dдв. = 42 мм