

**Завод имени
В.Я.Климова,
государственное
унитарное
научно-
производственное
предприятие**

КЛИМОВ



РД-500

РД-45

ВК-1

ВК-2

ВК-3

ГТД-350

ТВ2-117

ТВ3-117

ТВ3-117ВМ

ТВ3-117ВМА

ТВ7-117

РД-33

СБ-3000

ВКС-800



194100 Россия, г. Санкт-Петербург, ул. Кантемировская, 11
тел. (812) 245-1586, факс: (812) 245-4329, телекс: 121282 JET SU
Генеральный конструктор - Саркисов Александр Александрович
Директор по экономике и финансам - Бобров Андрей Александрович
Технический директор - Листратов Андрей Павлович
Главные конструкторы двигателей для:

гражданских самолетов - Петров Владимир Станиславович
энергетических установок - Морозов Валерий Аркадьевич
военных самолетов - Старовойтенков Валентин Викторович
вертолетов - Изотов Петр Сергеевич

Начальник отдела по ВЭС - Круг Валентина Владимировна,
тел. (812) 245-4308

Предприятие основано в 1914 г. ОКБ-117 образовано в 1946 году.
Руководители - Генеральные конструкторы: В.Я.Климов (1946-1960 гг.),
С.П.Изотов (1946-1983 гг.), А.А.Саркисов (с 1983 г.)



Владимир Яковлевич
Климов



Сергей Петрович
Изотов



РД-500, РД-45, ВК-1

авиационные турбореактивные двигатели

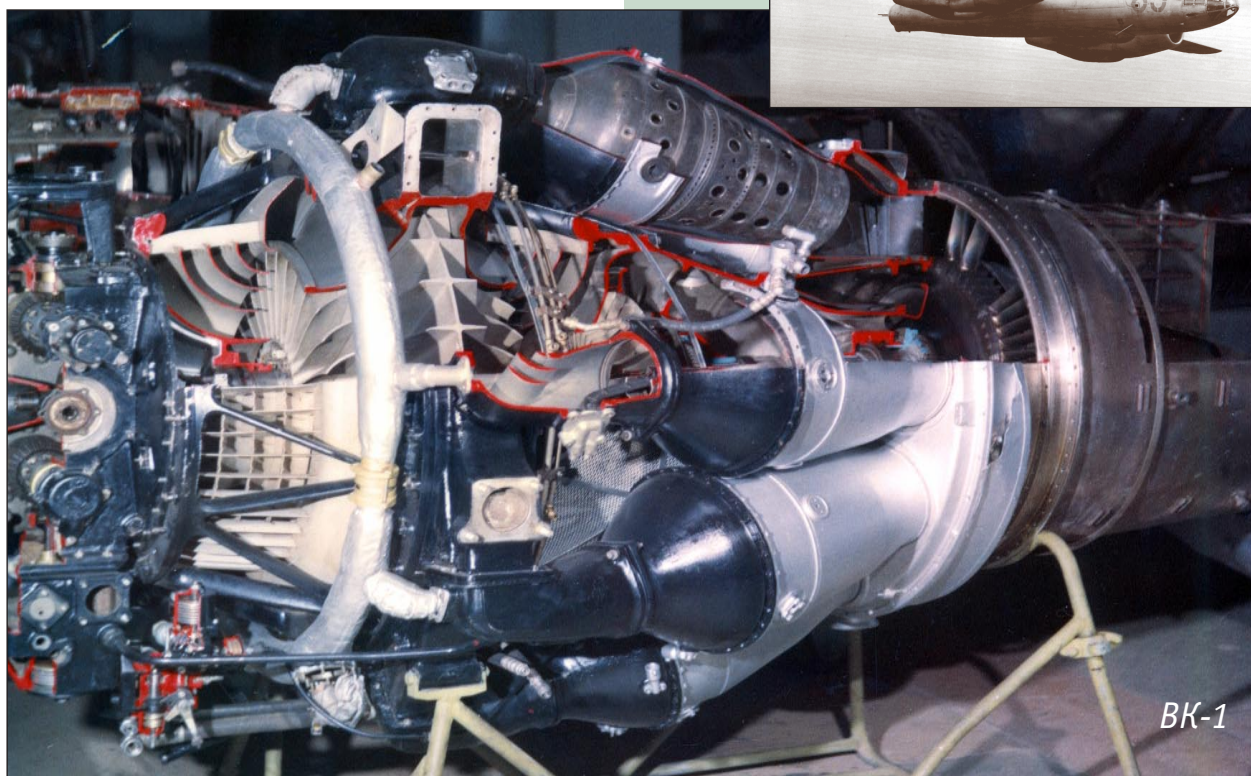
С конца 1946 г. началось освоение производства двигателей Дервент и Нин фирмы Роллс-Ройс, которые через короткое время пошли в серию под обозначением РД-500 (тяга 15,6 кН, устанавливается на самолетах Як-19, Ла-168, выпускался в Москве) и РД-45 соответственно. Изготовитель - АО ММП имени В.В.Чернышева.

Одновременно велись работы по созданию на базе РД-45 более мощного двигателя ВК-1. В 1949 г. двигатель прошел госиспытания. ВК-1 стал первым в СССР крупносерийным турбореактивным двигателем.

По конструкции РД-45 и ВК-1 - одновальные ТРД с одноступенчатым центробежным двухсторонним компрессором, девятью индивидуальными трубчатыми камерами сгорания и одноступенчатой турбиной. РД-45 устанавливались на серийных самолетах МиГ-15, МиГ-15УТИ, на опытных самолетах Ла-168, Ту-12, Ла-176 и др.; ВК-1 - на серийных самолетах МиГ-15бис, МиГ-17, Ил-28, Ту-14, на опытных самолетах Ла-176, Як-50, Ла-200, Ла-200Б, Ту-82. В 1951 г. впервые в стране была разработана и запущена в серийное производство модификация двигателя (ВК-1Ф) с дожиганием топлива в форсажной камере (тяга на форсажном режиме 33,1 кН). ВК-1Ф устанавливается на самолете МиГ-17ПФ. Двигатель ВК-1 серийно выпускался до 1958 г. в СССР, Польше, Чехословакии, КНР; всего было изготовлено около 20000 двигателей.



Ил-28



ВК-1



ВК-1

Серийно производился в АО ММП имени В.В.Чернышева и на ММП Салют с 1949 года.

Тип двигателя - ТРД

Тяга - 26,5 кН

Удельный расход топлива на взлетном режиме - 0,109 кг/Н*ч

Масса - 872 кг

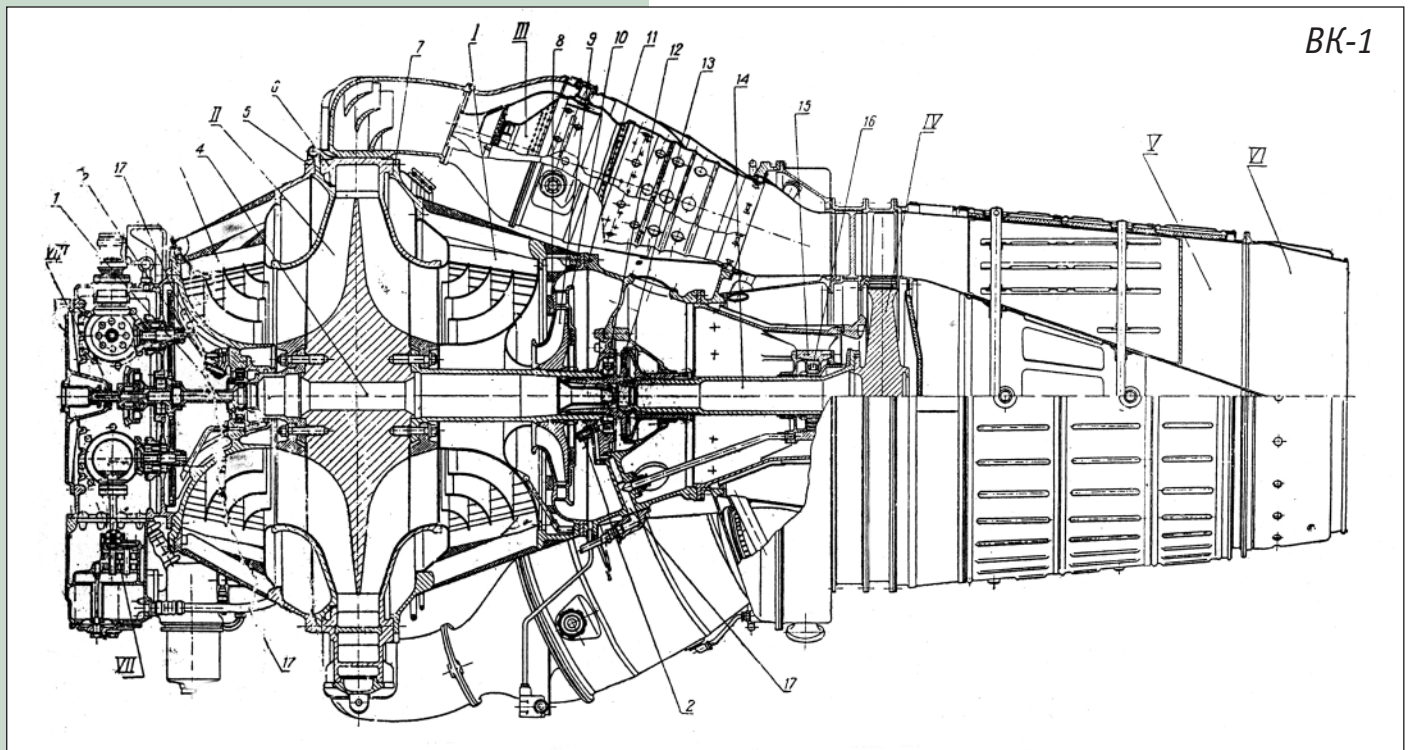
Длина - 2,64 м

Диаметр - 1,273 м

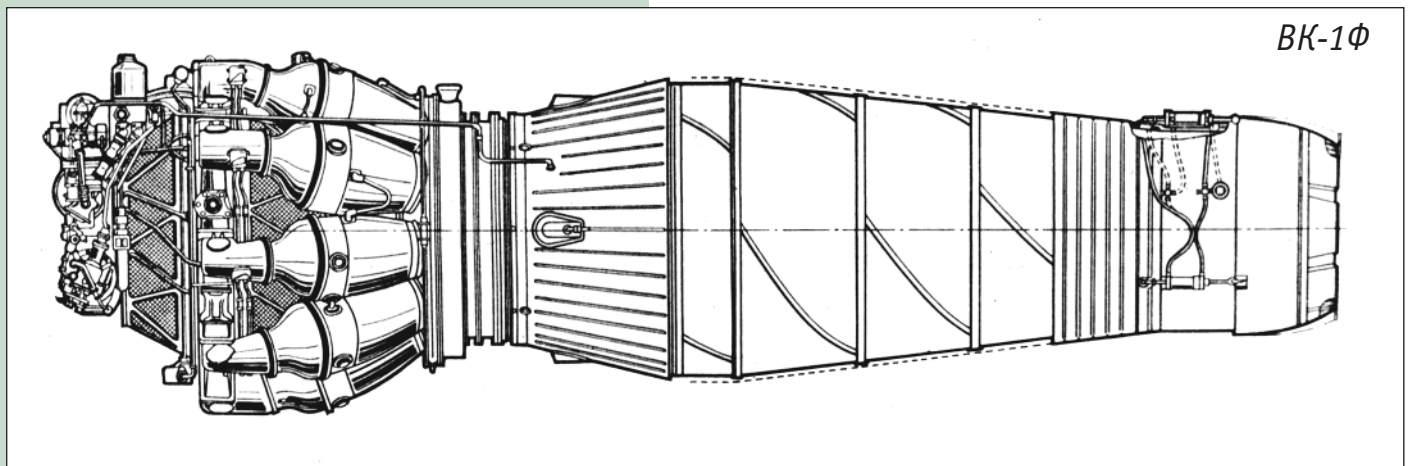
Расход воздуха - 48,2 кг/с

Степень повышения давления - 4,2

Температура газа перед турбиной - 1170 К



ВК-1



ВК-1Ф



РД-45

Начало серийного производства ТРД РД-45 - 1947 г.

Тяга - 22,3 кН

Удельный расход топлива на взлетном режиме - 0,108 кг/Н*ч

Масса - 808 кг

Длина - 2,46 м

Диаметр - 1,255 м

Расход воздуха - 40 кг/с

Степень повышения давления - 4

Температура газа перед турбиной - 1140 К





ВК-2

авиационный турбореактивный двигатель

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

Мощность на взлетном режиме 3550 кВт, удельный расход топлива 435 г/(кВт *ч), масса 1400 кг.



ВК-3

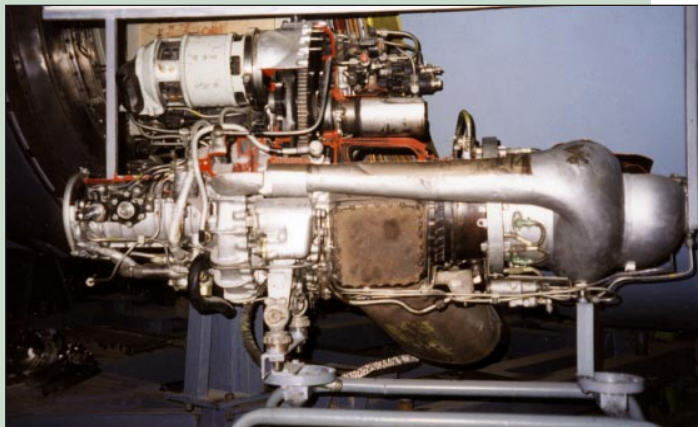
авиационный турбореактивный двигатель

В 1952 г. ОКБ начинает разрабатывать первый отечественный ТРДДФ ВК-3 для истребителя-перехватчика А.И. Микояна. Двигатель испытывался на стенде и в полете на опытном истребителе. В ходе летных испытаний в 1956 г. были достигнуты скорость 1960 км/ч и потолок 18000 м. По конструкции ВК-3 - одновальный ТРДДФ с 10-ступенчатым осевым компрессором (перепуск воздуха за турбину осуществлялся из-за второй ступени компрессора по 12 трубам), кольцевой камерой сгорания, трехступенчатой турбиной, регулируемым створчатым смесителем, форсажной камерой и регулируемым сверхзвуковым соплом. Компрессор двигателя имел двухпозиционный, регулируемый входной направляющий аппарат восьмой ступени. Тяга двигателя на максимальном форсированном режиме 82,8 кН, удельный расход топлива на крейсерском режиме 0,0754кг/(Н *ч), масса 1850 кг. Серийно двигатель не строился.



ГТД-350

авиационный турбовальный газотурбинный двигатель



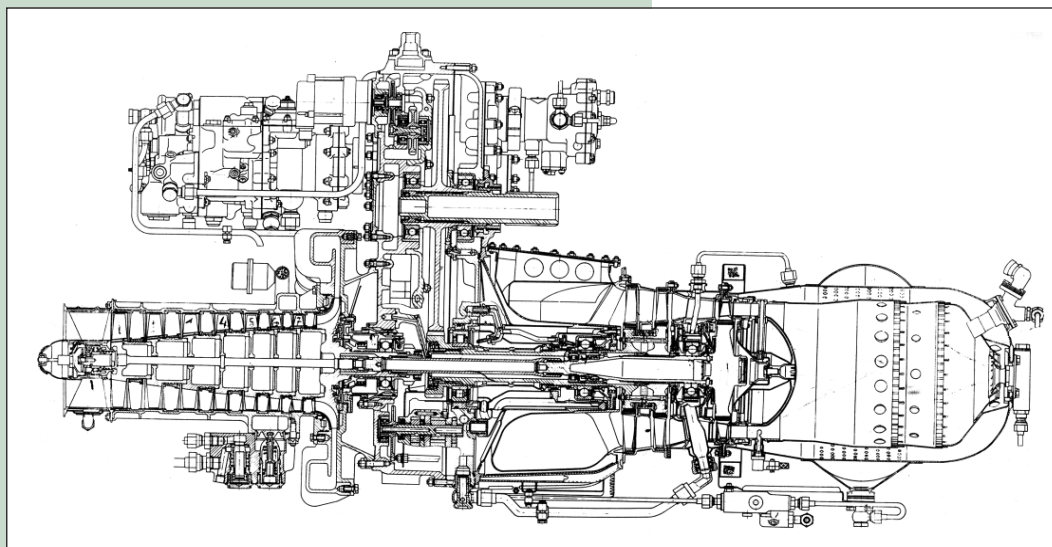
В 1959 г. начинается проектирование малоразмерного турбовального ГТД со свободной турбиной ГТД-350 для вертолета Ми-2, в силовую установку которого входят два двигателя ГТД-350 и главный редуктор ВР-2. Двигатель состоит из осецентробежного компрессора (семь ступеней осевых, одна центробежная), одноступенчатой турбины компрессора, двухступенчатой свободной турбины, промежуточного редуктора. При создании ГТД-350 применены методы поузловой доводки с использованием экспериментальных установок, разработаны методики расчета и проектирования малоразмерных лопаточных аппаратов, а также конструктивные мероприятия по демпфированию гибких высокооборотных роторов. В 1963 г. двигатель ГТД-350 прошел госиспытания и в 1964 г. передан вместе с редуктором ВР-2 в серийное производство.

Начало серийного производства - 1964 г.

Мощность - 294 кВт

Удельный расход топлива на взлетном режиме - 503 г/кВт*ч

Масса - 135 кг



Габариты: длина - 1,35 м, ширина - 0,522 м, высота - 0,68

Расход воздуха - 2,2 кг/с

Степень повышения давления - 6,2

Температура газа перед турбиной - 1200 К



ТВ2-117

авиационный турбовальный газотурбинный двигатель

В 1959-64 в ОКБ велись работы по созданию ГТД со свободной турбиной ТВ2-117 и редуктора ВР-8 для силовой установки вертолета Ми-8. ТВ2-117 имеет девятиступенчатый осевой компрессор с регулируемым входным направляющим аппаратом и направляющими аппаратами трех ступеней, кольцевую камеру сгорания, двухступенчатую турбину компрессора и двухступенчатую свободную турбину. В двигателе первых отечеств. практике применены опущенные замки турбинных лопаток для улучшения охлаждения и снижения напряжений в дисках, полки турбинных лопаток с лабиринтами для увеличения КПД и снижения переменных напряжений в лопатках (демпфирование). В конструкции ТВ2-117 применен жесткий цельноточенный ротор компрессора из титанового сплава. На двигателях ТВ2-117, ГТД-350 и всех последующих турбовальных двигателях ОКБ применена система защиты свободной турбины от раскрутки. В 1964 г. ТВ2-117 прошел государственные испытания. С 1976 г. выпускается модификация ТВ2-117А.

Начало серийного производства - 1965 год

Мощность - 294

Удельный расход топлива на взлетном режиме - 360 г/кВт*ч

Масса - 338 кг

Габариты: длина - 2,842 м, ширина - 0,55 м, высота - 0,748 м

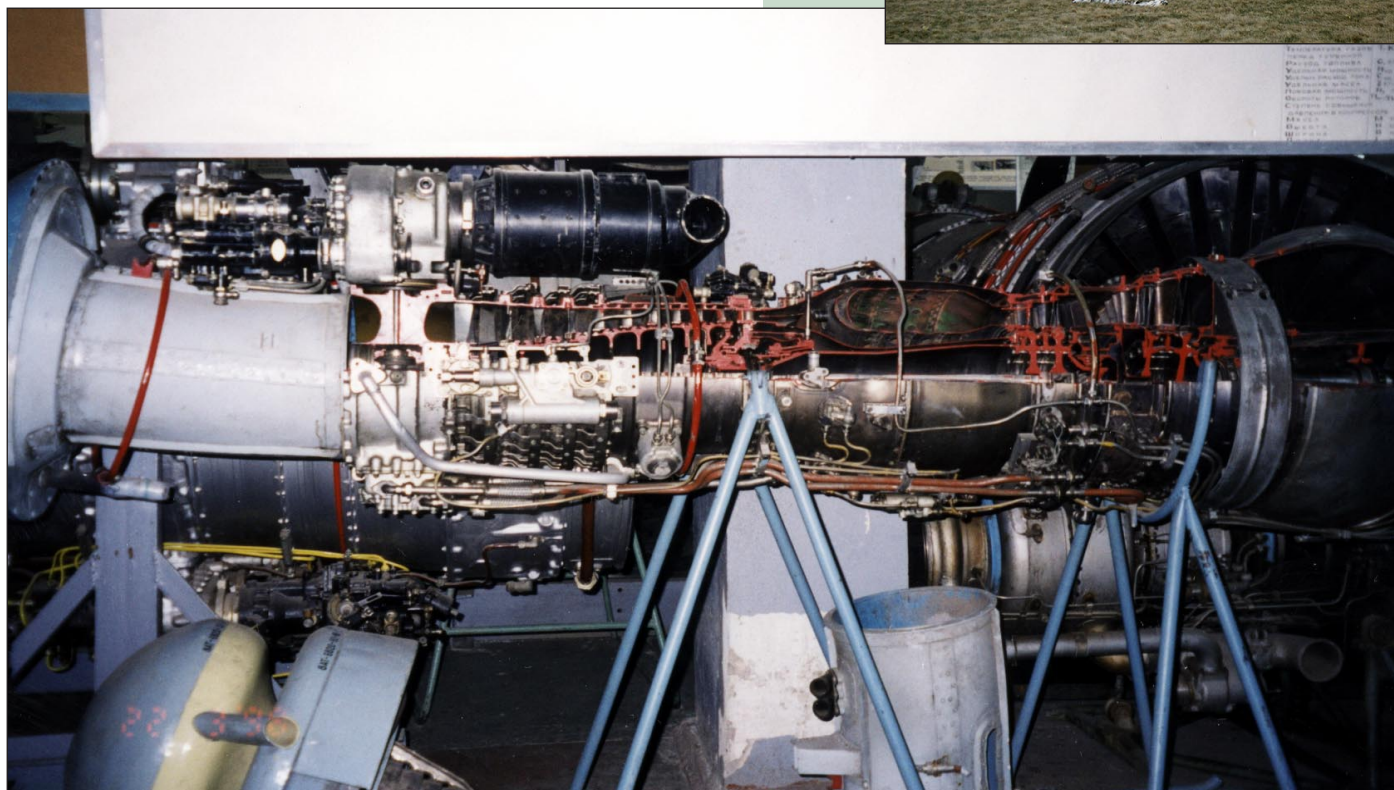
Расход воздуха - 8,4 кг/с

Степень повышения давления - 6,2

Температура газа перед турбиной - 1090 К



Ми-8





ТВ3-117

авиационный турбовальный газотурбинный двигатель

В 1965 г. ОКБ начинает разрабатывать двигатель ТВ3-117 и гл. редукторы к силовым установкам для вертолетов Ми-17, Ка-32 и др. Двигатель ТВ3-117 имеет осевой двенадцатиступенчатый компрессор с регулируемым входным направляющим аппаратом и направляющими аппаратами четырех ступеней, кольцевую камеру сгорания, двухступенчатую турбину компрессора и двухступенчатую свободную турбину. Впервые в отечеств. практике применены титановый ротор компрессора, сваренный из отд. дисков электронно-лучевой сваркой, рабочие и направляющие лопатки компрессора из титанового сплава, полученные методом холодной вальцовки, малогабаритные контактные графитовые уплотнения масляных полостей, установлено пылезащитное устройство. В системе регулирования двигателя использованы электронные блоки. В 1972 г. двигатель прошел государственные испытания. ТВ3-117 является одним из лучших в мире по экономичности в своем классе, что достигнуто благодаря высоким КПД агрегатов (КПД компрессора 86%, турбины компрессора 91%, свободной турбины 94%). Двигатель выпускается большими сериями во мн. модификациях (ТВ3-117М, ТВ3-117КМ, ТВ3-117МТ, ТВ3-117В, ТВ3-117ВМ, ТВ3-117ВМА, ТВ3-117ВК, ТВД ТВ3-117ВМА-СБ2 (мощность 1838 кВт (2500 л. с.) для самолета Ан-140).

Начало серийного производства - 1972 год (АО Мотор-Січ).

Мощность - 1640 кВт

Удельный расход топлива на взлетном режиме - 299 г/кВт*ч

Масса - 285 кг

Длина - 2,055 м

Ширина - 0,65 м

Высота - 0,728 м

Расход воздуха - 9 кг/с

Степень повышения давления - 9

Температура газа перед турбиной - 1190 К

Ка-32



Ми-17МД





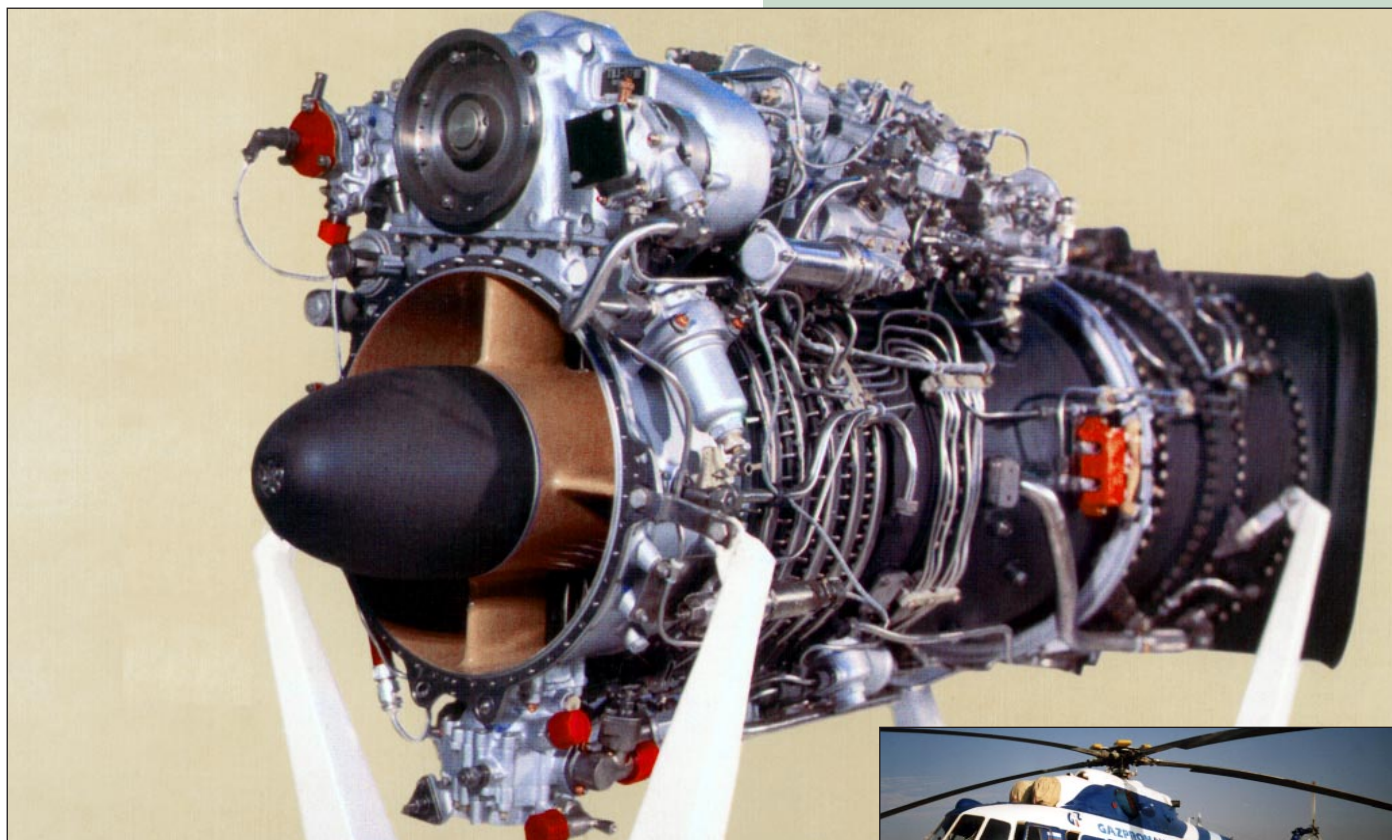
ТВЗ-117ВМ

авиационный турбовальный газотурбинный двигатель

Авиационный турбовальный двигатель устанавливается на вертолеты Ми-17 и Ми-8АМТ.

По своим техническим данным и эксплуатационным качествам двигатели соответствуют современным техническим требованиям, предъявляемым к двигателям данного класса. 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. Это 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, приводов вспомогательных устройств, системы смазки и суфлирования, системы топливопитания и регулирования, системы отбора воздуха, приборов контроля работы двигателя, системы запуска.



Ми-8АМТ



Технические характеристики:

На чрезвычайном режиме при $H = 0$, $M_p = 0$, МСА:

Мощность л. с. (кВт) - 2200 (1618)

Температура газов перед турбиной, К - 1193

Удельный расход топлива, кг/л. с. *ч - 0,215

На взлетном режиме при $H = 0$, $M_p = 0$, МСА:

Мощность, л. с. (кВт) - 2000 (1471)

Удельный расход топлива, кг/л. с. *ч - 0,218

Расход воздуха, кг/с, не менее - 8,7

Степень повышения давления - 9,4

Температура газов перед турбиной, К - 1163

На крейсерском режиме при $H = 0$, $M_p = 0$, МСА:

Мощность, л. с. (кВт) - 1500 (1103)

Удельный расход топлива, кг/л. с. *ч - 0,255

Габаритные размеры, мм: длина - 2055, ширина - 650, высота - 728

Сухая масса, кг - 294



ТВЗ-117ВМА

авиационный турбовальный газотурбинный двигатель

Авиационный турбовальный двигатель ТВЗ-117ВМА является дальнейшим развитием широко известного базового двигателя ТВЗ-117. Устанавливается на вертолеты Ка-32. Эксплуатируется 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.

Технические характеристики:

На взлетном режиме при $H=0$, $M_p=0$, МСА:

Мощность, л. с. (кВт) - 2200 (1618)

Удельный расход топлива, кг/л. с. *ч - 0,215

Расход воздуха, кг/с - 8,7

Степень повышения давления - 9,4

Температура газов перед турбиной, К - 1193

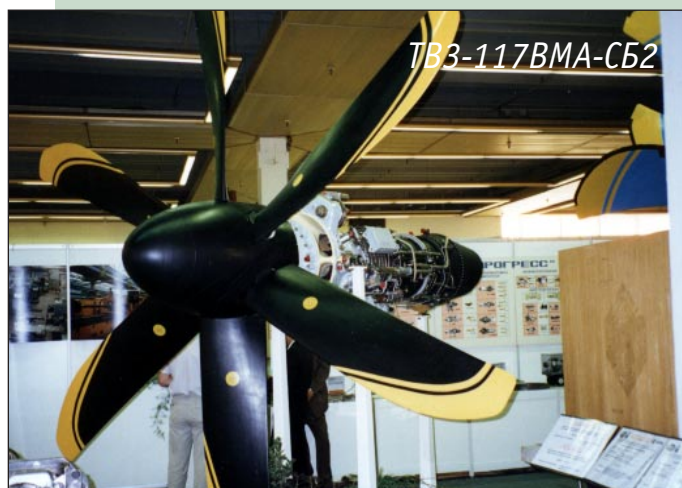
На крейсерском режиме при $H=0$, $M_p=0$, МСА:

Мощность, л. с. (кВт) - 1500 (1103)

Удельный расход топлива, кг/л. с. *ч - 0,255

Габаритные размеры, мм: длина - 2055, ширина - 650, высота - 728

Сухая масса, кг - 294

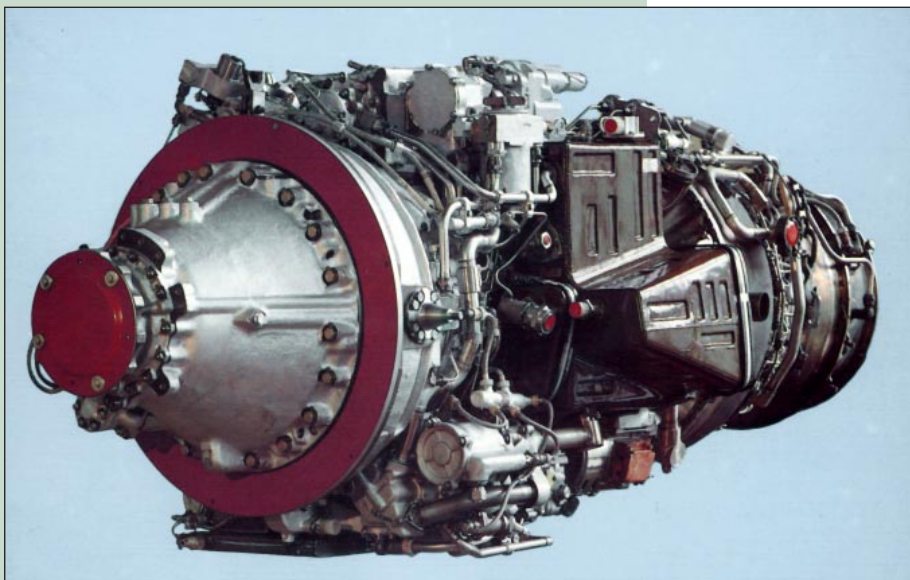
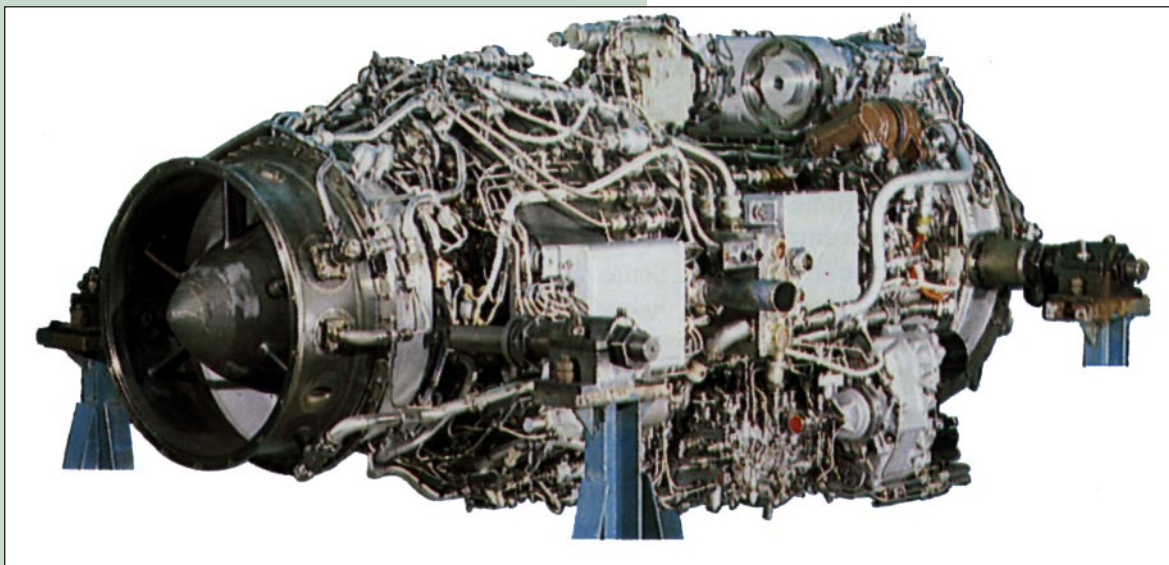




ТВ7-117

авиационный турбовинтовой двигатель

С 1985 года ОКБ разрабатывает ТВД нового поколения ТВ7-117 для пассажирского самолета местных воздушных линий Ил-114. ТВ7-117 имеет встроенный в него редуктор воздушного винта, 6-ти ступенчатый осецентрибежный компрессор (5 осевых ступеней и одна центробежная), противоточную кольцевую камеру сгорания, охлаждаемую двухступенчатую турбину компрессора с монокристаллическими лопатками рабочих колес и 2-х ступенчатую силовую турбину. Все основные узлы двигателя имеют достаточно высокие значения КПД. На ТВ7-117 применена двухканальная электронная система регулирования с полной ответственностью (питание от автономного генератора). Завершение полета может обеспечиваться также гидромеханическим ручным управлением.





Взлетная мощность двигателя поддерживается до температуры окружающего воздуха 30 градусов С и давления 730 мм рт.ст. Двигатель отличают низкий удельный расход топлива на крейсерском режиме и высокая надежность. Ресурс до первого капитального ремонта 6000 ч., назначенный - 20000 ч. Развитая система контроля работы и раннего обнаружения дефектов дает возможность эксплуатировать двигатель по состоянию.

Начало серийного производства - 1991 год (АО ММПП имени В.В.Чернышева).

Мощность - 1840 кВт

Удельный расход топлива на взлетном режиме - не превышает 283 г/кВт*ч

Удельный расход топлива на крейсерском режиме - 245 г/кВт*ч (H=6000 м, скорость полета V=500 км/ч)

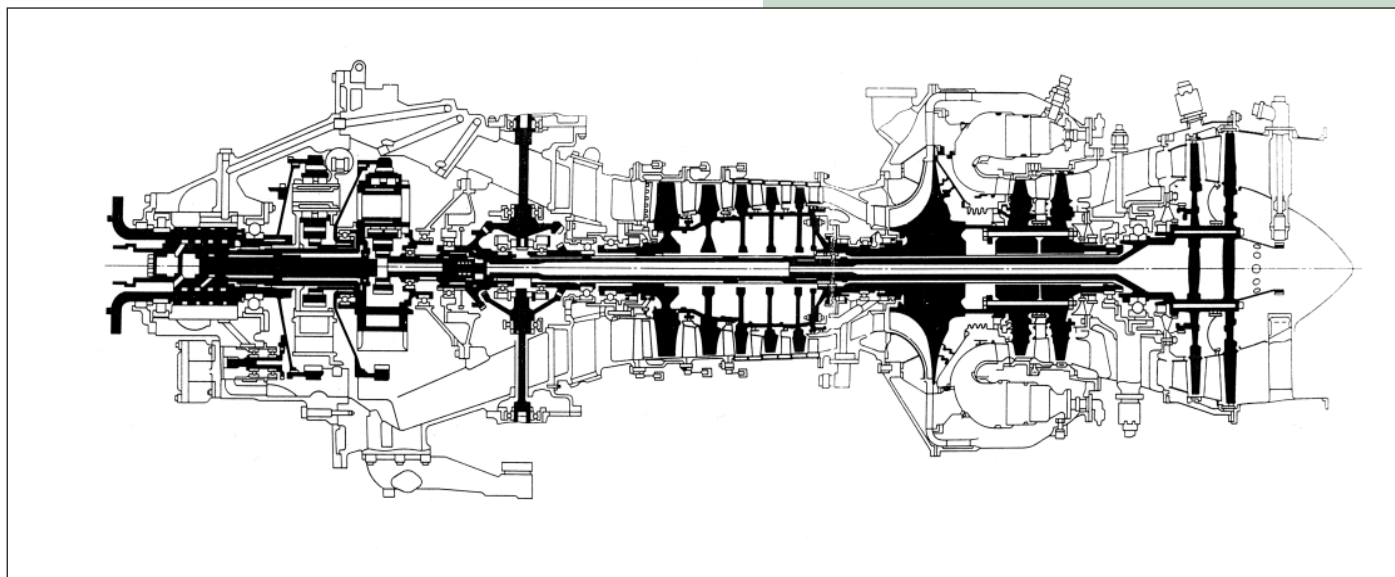
Масса - 520 кг

Габариты: длина - 2,14 м, ширина - 0,94 м, высота - 0,886 м

Расход воздуха - 7,95 кг/с

Степень повышения давления - 16

Температура газа перед турбиной - 1515 К



Ил-114Т

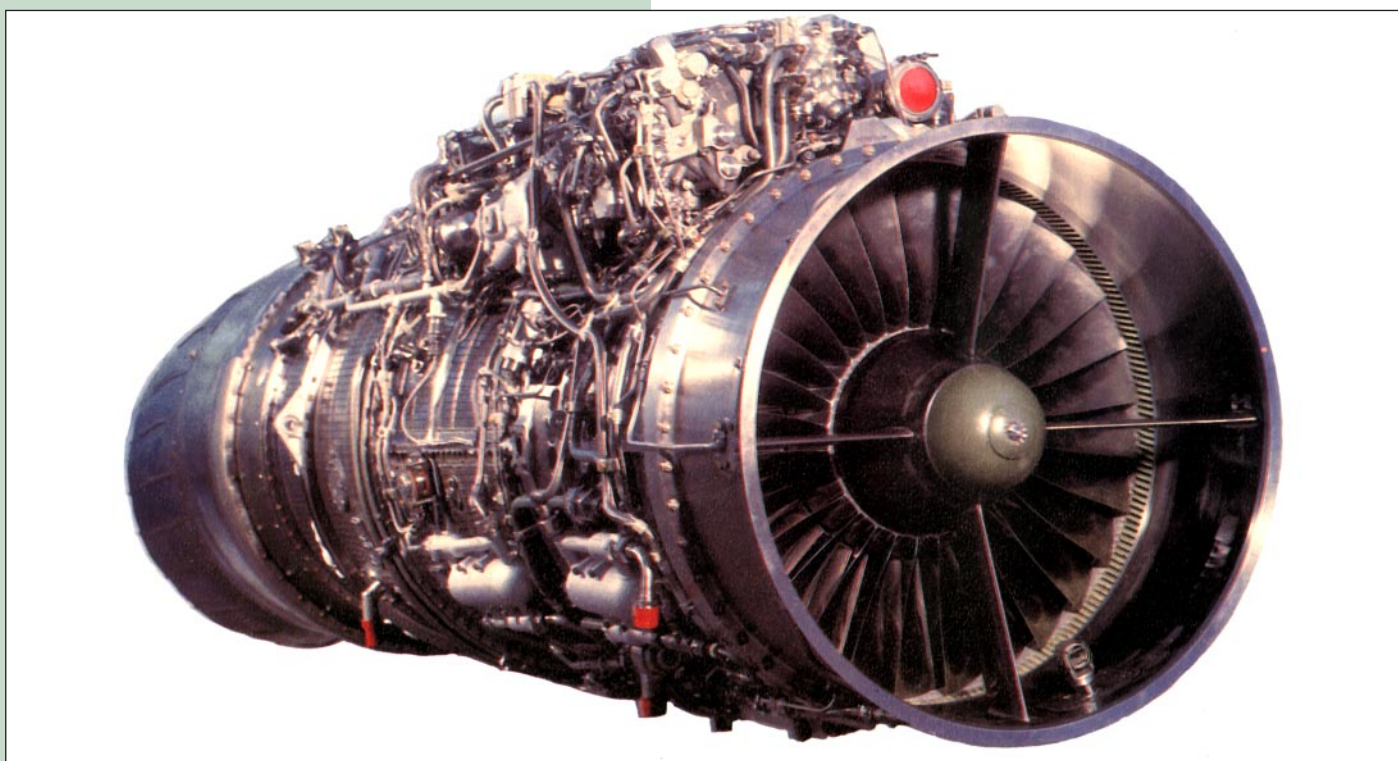


РД-33

турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой

С начала 70-х годов велась разработка двухвального ТРДДФ РД-33 для двухдвигательной силовой установки истребителя МиГ-29 с общей выносной коробкой самолетных агрегатов, с индивидуальным для каждого двигателя сверхзвуковым регулируемым воздухозаборником. В 1984 году двигатель предъявлен на государственное испытание, затем поступил в серийное производство. РД-33 состоит из 4-х ступенчатого осевого компрессора низкого давления - вентилятора: 9-ти ступенчатого осевого компрессора высокого давления с поворотными входным и первыми двумя направляющими аппаратами, кольцевой прямоточной камерой сгорания, двух одноступенчатых охлаждаемых турбин - высокого и низкого давления, общей для обоих контуров форсажной камеры со стабилизацией пламени на кольцевом и радиальном стабилизаторе. 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 с., с малого газа на полный форсированный режим 4-5 с.





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

Двигатель отличают высокие параметры термодинамического цикла, газодинамическая устойчивость, плавное бесступенчатое изменение тяги, высокие эксплуатационная надежность и контролепригодность. Модульная конструкция РД-33 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.

Начало серийного производства - 1981 год

Тип двигателя - ТРДДФ

Тяга - 81,4 кН

Удельный расход топлива на взлетном режиме - 0,209 кг/Н*ч

Удельный расход топлива на крейсерском режиме - 0,098 кг/Н*ч (Высота полета $H=11000$ м, Маха число полета M бесконечность=0,8.

Масса - 1050 кг

Длина - 4,3 м

Ширина - 2 м

Высота - 1,1 м

Расход воздуха - 75,5 кг/с

Степень повышения давления - 6,9

Степень двухконтурности - 0,49

Температура газа перед турбиной - 1680 К

Применение - МиГ-29

Изготовители - АО ММП имени В.В.Чернышева, Омское ПО имени П.И.Баранова.



МиГ-29



СБ-3000

авиационный турбовальный двигатель

СБ-3000 разработан на базе двигателя ТВЗ-117 и предназначен для установки на вертолеты с повышенной грузоподъемностью и самолеты со средней дальностью полета.

Технические характеристики:

Режим - 1 чрезвычайный

Условия работы: $H = 0$, $M_p = 0$

МСА: $t_n = +20$ град. С

Мощность - 3000 л.с.

Продолжительность работы - 2,5 мин.

Режим - 2 чрезвычайный

Условия работы: $H = 0$, $M_p = 0$

МСА: $t_n = +25$ град.С



ВКС-800

газотурбинный двигатель

Новый многоцелевой газотурбинный двигатель ВКС-800 имеет модульную конструкцию и современную компоновочную схему, характерную для двигателей малой размерности. Двигатель работает для вертолетов грузоподъемностью 100 кг (ВКС-800С), мобильных электростанций - ГТД-0,5.

Разработка ориентирована на создание надежного, легкого и недорогого экономичного двигателя. Уровень параметров двигателя выбран исходя из условия применения обработанной модели 2-х ступенчатого одновального центробежного компрессора и одноступенчатых неохлаждаемых турбин. Эти особенности упрощают конструкции двигателя и снижают затраты на его производство и эксплуатацию, а высокие характеристики основных узлов позволяют обеспечить этому двигателю высокий уровень экономичности.

ВКС-800В

Взлетный режим:

Мощность (Н=0, V=0, МСА) - 800 л.с.

Удельный расход топлива (Н=0, V=0, МСА) - 238 г/л.с. час

Крейсерский режим:

Мощность (Н=0, V=0, МСА) - 570-620 л. с.

Удельный расход топлива (Н=0, V=0, МСА) - 250-260 г/л.с. час

Габариты:

Длина - 1270 мм

Высота - 590 мм

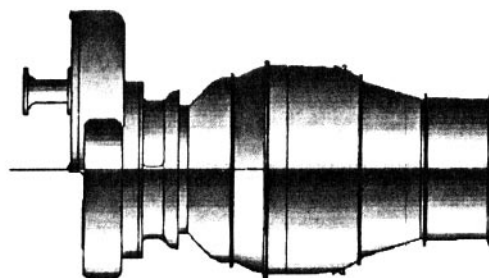
Ширина - 555 мм

Масса - 110 кг

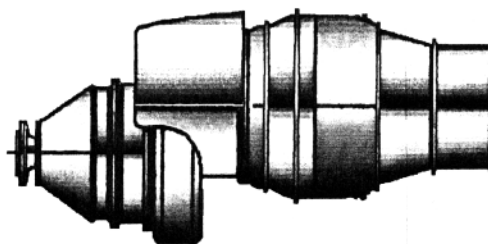
Степень повышения давления воздуха в компрессоре - 12

Мах температура газов перед турбиной - 1323 К

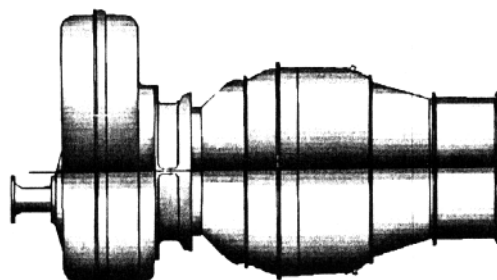
ВКС-800В



ВКС-800С



ГТД-0,5





ВКС-800С

Взлетный режим:

Мощность (Н=0, V=0, МСА) - 800 л.с.

Удельный расход топлива (Н=0, V=0, МСА) - 235 г/л.с. час

Крейсерский режим:

Мощность (Н=0, V=0, МСА) - 620 л. с.

Удельный расход топлива (Н=0, V=0, МСА) - 198 г/л.с. час

Степень повышения давления в компрессоре - 12

Мах температура газов перед турбиной - 1323 К

ГП-0,5

Мощность - 500 кВт