

**Запорожское
машиностроительное
конструкторское бюро
имени академика
А.Г.Ивченко,
государственное
предприятие**



**Мотор-Січ,
открытое
акционерное
общество**



АИ-4В / АИ-26ГР

АИ-26В

АИ-14П

ТС-12Ф

ТВ-2

АИ-20

АИ-20Д

АИ-20М

АИ-8

АИ-9

АИ-24

АИ-24ВТ

АИ-24УБЭ

АИ-25

АИ-25ТЛ

ДВ-2

Д-36

Д-136

Д-18Т

Д-236

Д-27

Д-436Т1/Т2

АИ-22

Д-336

ЭГ-6300Г-10,5 УХЛ1

ГИГ-4

ГТ-250

ТКУ-400

ЭТД-1000



ЗМКБ "Прогресс"

330068 Украина, г. Запорожье-68, ул. Иванова, 2

тел. (0612) 650327, факс (0612) 654697, 658040, телекс: 127464 VOLT UX,
телетайп: 127112 Гранит

Генеральный конструктор - Муравченко Федор Михайлович,
тел. (0612) 650327, факс (0612) 654697

Первый заместитель руководителя предприятия/Главный конструктор -
Колесников Владимир Иванович, тел. (0612) 657816, факс (0612) 654697



Владимир Алексеевич
Лотарев

Основано 05.05.45 г. как ОКБ при авиамоторном заводе №478 в г. Запорожье (ныне АО Мотор-Січ), которое выделилось в самостоятельное предприятие в 1959 г. Первым руководителем бюро стал выдающийся конструктор, ученый и организатор производства Александр Георгиевич Ивченко, впоследствии генеральный конструктор авиадвигателей, академик АН Украины, лауреат Ленинской и Государственной премий, Герой Социалистического Труда. С 1968 г. ЗМКБ Прогресс возглавлял Владимир Алексеевич Лотарев, а с 1998 г. - Федор Михайлович Муравченко.

Уже в первые годы своей деятельности ОКБ достигло больших успехов в разработке поршневых моторов, предназначавшихся, в основном, для нового по тем временам вида летательных аппаратов - вертолетов. Разработало поршневые двигатели АИ-4Г, АИ-10, АИ-14Р/В, АИ-26В (1945-55 гг.), турбовинтовые двигатели АИ-20, АИ-24, АИ-24ВТ (1955-65 гг.), турбореактивные двухконтурные двигатели АИ-25, АИ-25ТЛ, Д-36, Д-18Т, Д-436Т1/ТП, АИ-30, ДВ-2 (1965-97 гг.), вертолетные турбовальные двигатели Д-136 (1965-75 гг.) Численность персонала: 3000 чел.

В настоящее время занимается проектированием, изготовлением, ремонтом, испытаниями и сертифицированием газотурбинных двигателей авиационного и промышленного применения. Обеспечивает авторское сопровождение производства и эксплуатации двигателей собственной разработки.

Созданные ЗМКБ Прогресс двигатели эксплуатируются в авиакомпаниях и подразделениях ВВС 80 стран мира.

Разработки используются ЦИАМ, НИИД, ВИАМ и ВИЛС.

Субподрядчики: ОМКБ, УАКБ МОЛНИЯ, СТУПИНСКОЕ КБМ, НПО СФЕРА, ХНПО ФЭД, АО СТАРТ, ММПП САЛЮТ, АО УМПО.



Александр Георгиевич
Ивченко



"Мотор-Січ"

330068 Украина, г. Запорожье, ул. 8-го Марта, 15

тел. (0612) 614211, факс (0612) 656007, телетайп: 127113 ЗАРЯ

Председатель Правления/Генеральный директор - Богуслаев Вячеслав Александрович, тел. (0612) 652033

Заместитель ГД/Директор по продажам - Казанский Виктор Георгиевич, тел. (0612) 651927

Главный инженер - Жеманюк Павел Дмитриевич, тел. (0612) 650364

Начальник управления ВЭС - Колтун Константин Сергеевич, тел. (0612) 614777

Головной завод основан в 1916 г. В состав ОАО входят восемь предприятий, расположенных на Украине. Численность персонала: 28500 чел.

Разрабатывает, производит и сопровождает в эксплуатации 43 типа и модификации авиационных двигателей для 53 типов самолетов и вертолетов, промышленные установки:

- турбовинтовые двигатели АИ-20 (Ил-18, Ан-8, Ан-12, Ан-32, Бе-12), АИ-24 (Ан-24, Ан-26, Ан-30), АИ-СБМ1 (Ан-140);
- турбореактивные двухконтурные двигатели АИ-25 (Як-40), АИ-25ТЛ (L-39, МиГ-УТС), Д-36 (Як-42, Ан-72, Ан-74), Д-436Т1/Т2/ТП (Як-42М, Ан-72, Ан-74, Ту-334, Ту-134М, Ту-230, Бе-200), Д-18Т (Ан-124, Ан-225);
- турбовальные двигатели Д-136 (Ми-26, Ми-26Т), ТВ3-117 (Ми-8МТ, Ми-14, Ми-17, Ми-24, Ми-25, Ми-28, Ми-35, Ми-171, Ми-172, Ка-27, Ка-28, Ка-29, Ка-32, Ка-50, Ка-52);
- винтовентиляторные двигатели Д-27 (Ан-70, Ан-70Т, Ан-180);
- вспомогательные силовые установки: АИ-8 для запуска ТВД, АИ-9 для запуска ТВД, ТВалД и электропитания бортовой сети самолетов и вертолетов, АИ9-3Б для запуска ТВД, ТРД, ТВалД и электропитания бортовой сети самолетов и вертолетов;
- передвижная автоматизированная газотурбинная электростанция ПАЭС-2500; стационарные газотурбинные электростанции ЭГ-1000, ЭГ-2500, ЭГ-6000, ЭГ-8000, ЭГ-10000; газогенераторная установка для тушения пожаров МТ-1; агрегат тепла и холода АТХ 50/50; турбодетандерная электростанция ЭТД-1000; турбокомпрессорная установка ТКУ-400;
- промышленные спирто-дрожжевые сепараторы.

Субподрядчики: ММП САЛЮТ, УФИМСКОЕ МПО и МЕТАЛЛИСТ-САМАРА.

При производстве используются разработки ЗМКБ ПРОГРЕСС, ЗАВОДА имени В.Я.КЛИМОВА, ЦИАМ, ВИАМ, ГОСНИИАС, Института регистрации информации (г. Киев).



АИ-4В / АИ-26ГР

поршневые авиационные двигатели

В 1945-49 гг. были созданы двигатели АИ-4В и АИ-26ГР, спроектированные специально для установки на опытных машинах Н.И.Камова (Ка-10) и И.П.Братухина (Г-4).

Четырехцилиндровый двигатель АИ-4В с воздушным принудительным охлаждением имел редуктор для уменьшения частоты вращения и передачи мощности на несущие винты, а также комбинированную муфту редуктора, выполнявшую функции включения и свободного хода.

Особенностью семицилиндрового АИ-26ГР было наличие специального углового редуктора, который передавал вращение в двух направлениях - к несущему винту вертолета и на синхронизационный вал. Охлаждение цилиндров этого мотора осуществлялось принудительно осевым вентилятором.

АИ-26В

поршневой авиационный двигатель



Значительным достижением по тем временам стало создание двигателя АИ-26В, предназначенного для первого в СССР серийного вертолета Ми-1. АИ-26В имел угловой редуктор с выводом мощности на вертикальный вал, комбинированную муфту включения трансмиссии и свободного хода, осевой вентилятор для принудительного охлаждения. За создание этого мотора главный конструктор А.Г.Ивченко, главный конструктор А.М.Анашкин и ведущий конструктор В.А.Лотарев были удостоены Государственной премии СССР.



АИ-14Р

поршневой авиационный двигатель

На рубеже 40-50-х гг., когда возникла потребность в экономичном, мощном и лёгком двигателе для малых самолётов, на ЗМКБ Прогресс создали мотор АИ-14Р. По конструкции это была девятицилиндровая звезда воздушного охлаждения с редуктором и нагнетателем. АИ-14Р и АИ-14РФ нашли широкое применение на Ан-14, Як-12М, Як-18П, Як-18ПМ, Як-18Т, Як-50, Як-52.

Для лёгких вертолётов Ка-15, Ка-18 и Ка-26 в 1952 г. была разработана модификация АИ-14В.



Ка-26



Як-12



Як-52



ТС-12Ф

турбостартер

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

ТВ-2

турбовинтовой двигатель

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 самолёта Ан-8. На базе ТВ-2 был разработан двигатель ТВ-2ВК с оригинальным редуктором для привода подъёмных и тянущих винтов винтокрыла Ка-22.

АИ-20

турбовинтовой двигатель



Бе-12



Ил-18

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

АИ-20 выполнен по осевой схеме и состоит из осевого 10- ступенчатого компрессора, кольцевой камеры сгорания, трёхступенчатой неохлаждаемой турбины и планетарного редуктора. В серийном производстве он выпускался с индексом АИ-20А. Резервы надёжности, заложенные в этом двигателе, позволили на его базе разработать ряд модификаций с повышенной мощностью, увеличенным ресурсом и улучшенной экономичностью.

Двигатели семейства АИ-20 устанавливались на Ан-8, Ан-10, Ан-12, Ан-32, Ил-18, Ил-18Д, Ил-38 и Бе-12.



АИ-20Д 5 серии

турбовинтовой двигатель

Авиационный турбовинтовой высотный двигатель АИ-20Д 5 серии является дальнейшим развитием широко известного базового двигателя АИ-20 и используется на самолетах, выполняющих перевозки на линиях средней и дальней протяженности.

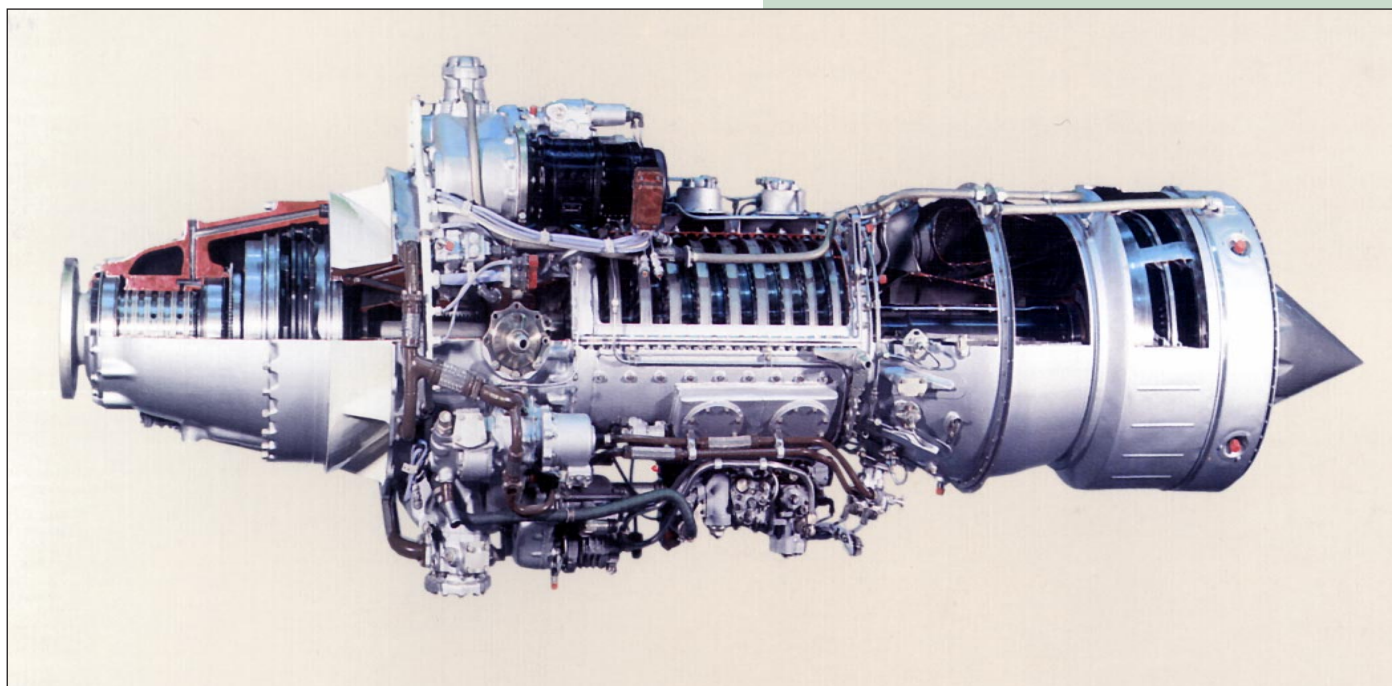
Двигатель оборудован системами автоматизированного запуска, противообледенительной, противопожарной, следящего упора для защиты по отрицательной тяге и автоматического флюгирования воздушного винта.

Двигатели АИ-20Д 5 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.

Авиационный турбовинтовой высотный двигатель АИ-20Д 5 серии является дальнейшим развитием широко известного базового двигателя АИ-20 и используется на самолетах, выполняющих перевозки на линиях средней и дальней протяженности.

Двигатель оборудован системами автоматизированного запуска, противообледенительной, противопожарной, следящего упора для защиты по отрицательной тяге и автоматического флюгирования воздушного винта.

Двигатели АИ-20Д 5 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.





Технические характеристики:

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

Мощность - 5180 л.с. (3809 кВт)

Удельный расход топлива - 0,232 кг/л.с.*ч

Расход воздуха - 20,4 кг/с

Степень повышения давления - 9,45

Температура газов перед турбиной - 1200 К

На крейсерском режиме при $H = 8000$ м, $M_p = 0,57$, МСА:

Мощность - 2725 л.с. (2004 кВт)

Удельный расход топлива - 0,199 кг/л.с.*ч

Частота вращения ротора двигателя на рабочих режимах - 12300 1/мин

Частота вращения ротора двигателя на режимах малого газа - 10400 1/мин

Направление вращения ротора (вид по полету) - левое

Габаритные размеры: длина - 3096 мм, ширина - 842 мм, высота - 1180 мм

Сухая масса - 1040 кг

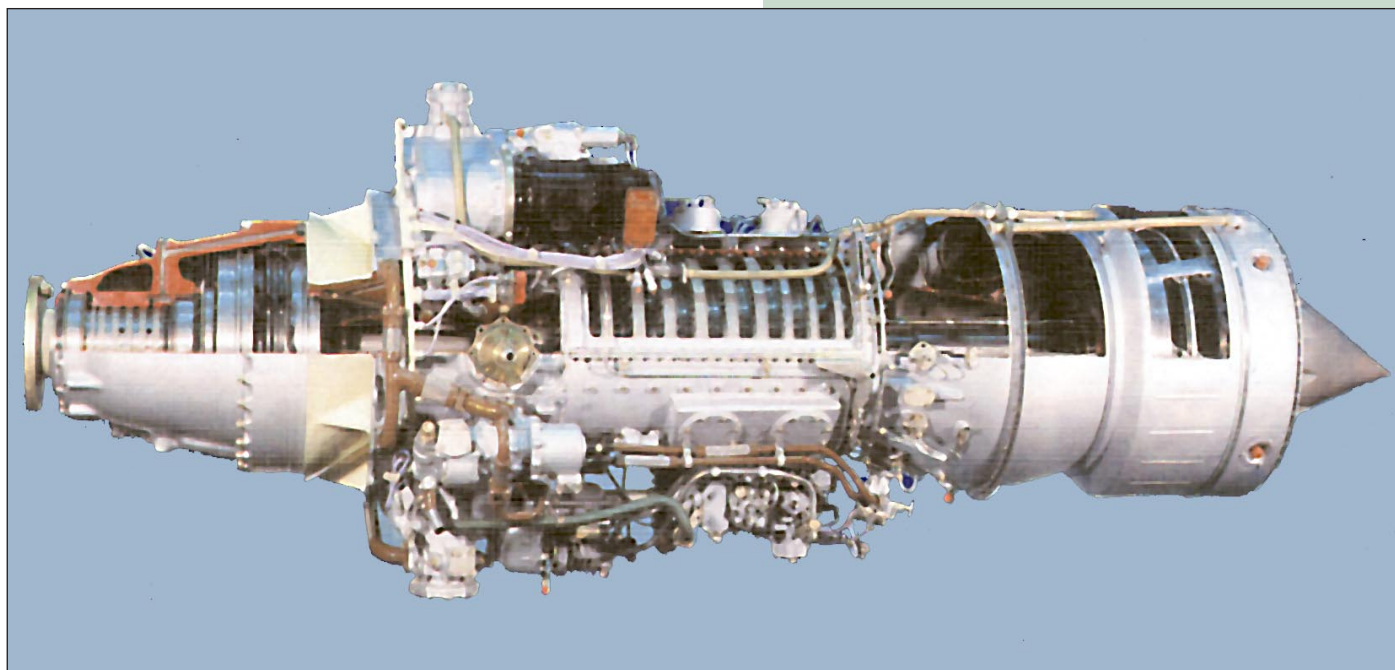
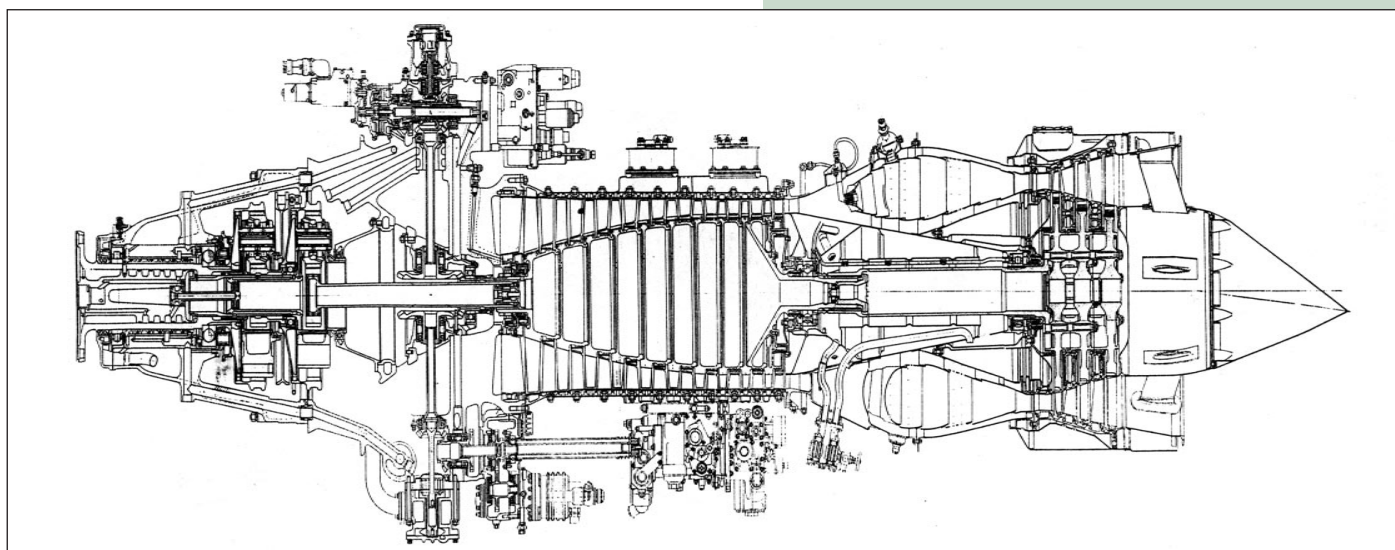


АИ-20М

турбовинтовой двигатель

Авиационный турбовинтовой двигатель АИ-20М является одним из базовых семейства двигателей АИ-20. На самолетах с этими двигателями установлены многие мировые рекорды дальности и высоты полетов. Двигатель оборудован системами автоматизированного запуска, противообледенительной, противопожарной, флюгирования по отрицательной тяге и по падению давления масла в системе измерителя крутящего момента.

Двигатели АИ-20М устанавливаются на самолеты Ан-12, Ил-18, Ил-38 и успешно эксплуатируются во многих странах мира (Индия, Китай, Германия, Югославия, Мали, Гвинея и др.)





Технические характеристики:

Взлетный режим ($H = 0$, $V = 0$, МСА):

Мощность - 4250 л.с. (3310 кВт)

Удельный расход топлива - 0,243 кг/л.с.*ч

Степень повышения давления - 9,2

Температура газов перед турбиной - 1173 К

Крейсерский режим ($H = 8000$ м, $V = 630$ км/ч, МСА):

Мощность - 2700 л.с. (1986 кВт)

Удельный расход топлива - 0,197 кг/л.с.*ч

Частота вращения ротора, рабочий режим - 12300 об/мин

Частота вращения ротора, режим Малый газ - 10400 об/мин

Направление вращения ротора (вид по полету) - левое

Габаритные размеры: длина - 3096 мм, ширина - 842 мм, высота - 1180 мм

Сухая масса - 1040 кг

На АИ-20М за счёт усовершенствования узла турбины и применения более жаростойкого материала жаровой трубы камеры сгорания удалось добиться высокой мощности и улучшенной экономичности. Назначенный амортизационный срок службы АИ-20М составляет 24 тысячи часов.



Ил-38



Ан-12



АИ-8

ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЙ ГАЗОТУРБИННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

Для запуска маршевых двигателей АИ-20Д был разработан вспомогательный двигатель АИ-8, который использовался как аэродромный пусковой агрегат АПА-8, питания бортсети самолетов, вертолетов и др.

Технические характеристики:

Мощность на клеммах генератора - 60 кВт

Номинальная частота вращения роторов турбин компрессора - 28500 ± 1500 об/мин

Номинальная частота вращения роторов турбин генератора - 26000 ± 2000 об/мин

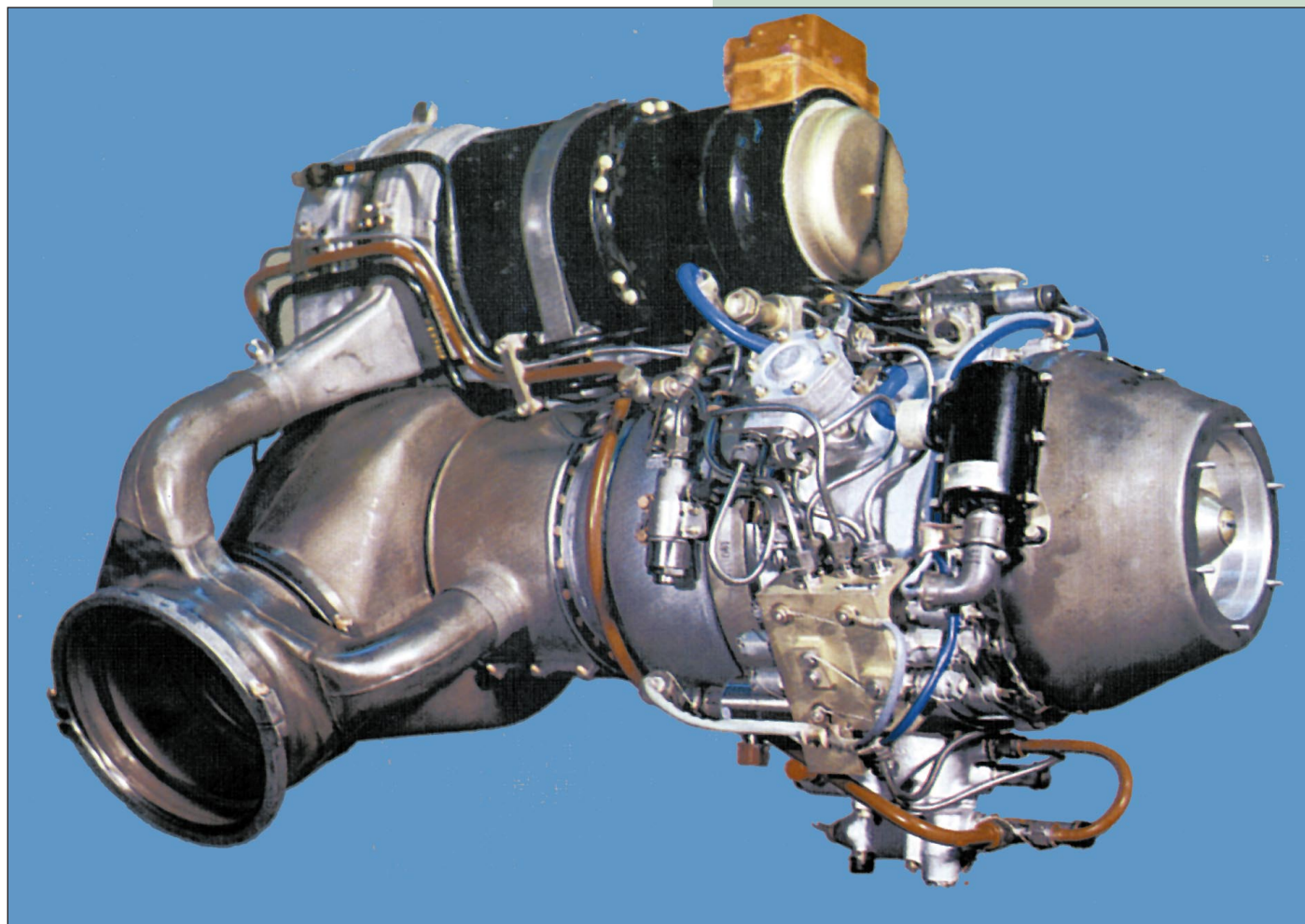
Расход топлива - не более 120 кг/ч

Температура газов за турбиной - не более 1023 К

Допустимый заброс температуры газов при запуске - не более 1053 К

Габаритные размеры - 917x725x605 мм

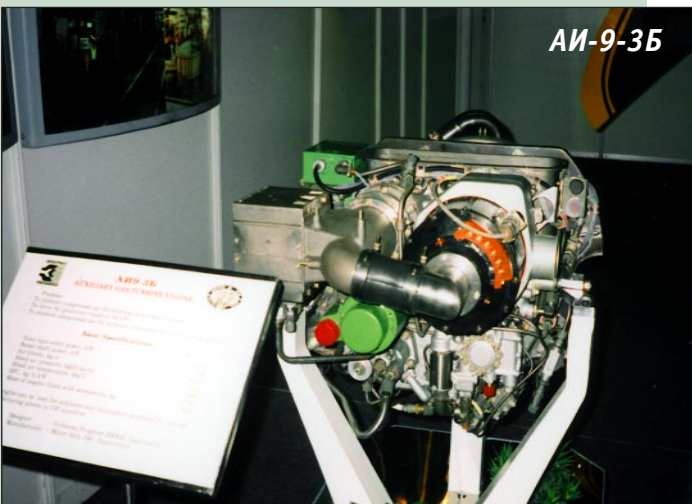
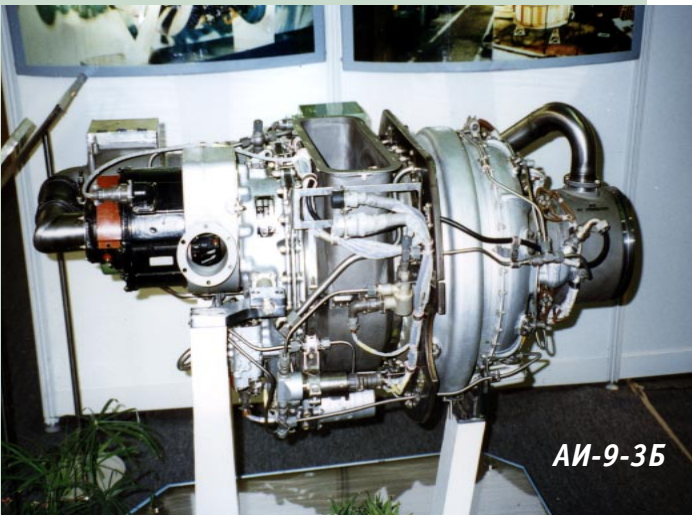
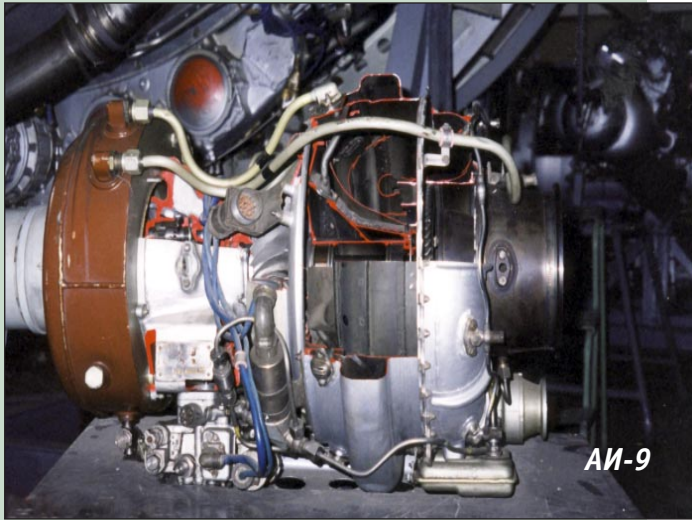
Сухая масса - 145 кг





АИ-9

вспомогательный газотурбинный двигатель



Для запуска АИ-25 создан вспомогательный двигатель АИ-9. Применялся на вертолетах Ми-6, Ми-8, Ми-24, Ка-32, в корабельных и энергетических установках.

Газотурбинный двигатель АИ-9В используется на земле и в полете для подачи воздуха в систему запуска двигателей вертолета и для питания электроэнергией бортовой сети вертолета при проверке электро- и радиооборудования. При необходимости его можно использовать в качестве резервного источника электроэнергии. Двигатель выполнен в виде отдельного конструктивно законченного агрегата, имеет собственную топливную аппаратуру, автономную масляную систему, систему регулирования.

Технические характеристики:

Номинальная частота вращения - 36750 ± 475 об/мин

Количество отбираемого воздуха - 0,4 кг/с

Полное давление отбираемого воздуха - не менее 0,29 МПа

Расход топлива - не более 80 кг/ч

Габаритные размеры - 888x530x490

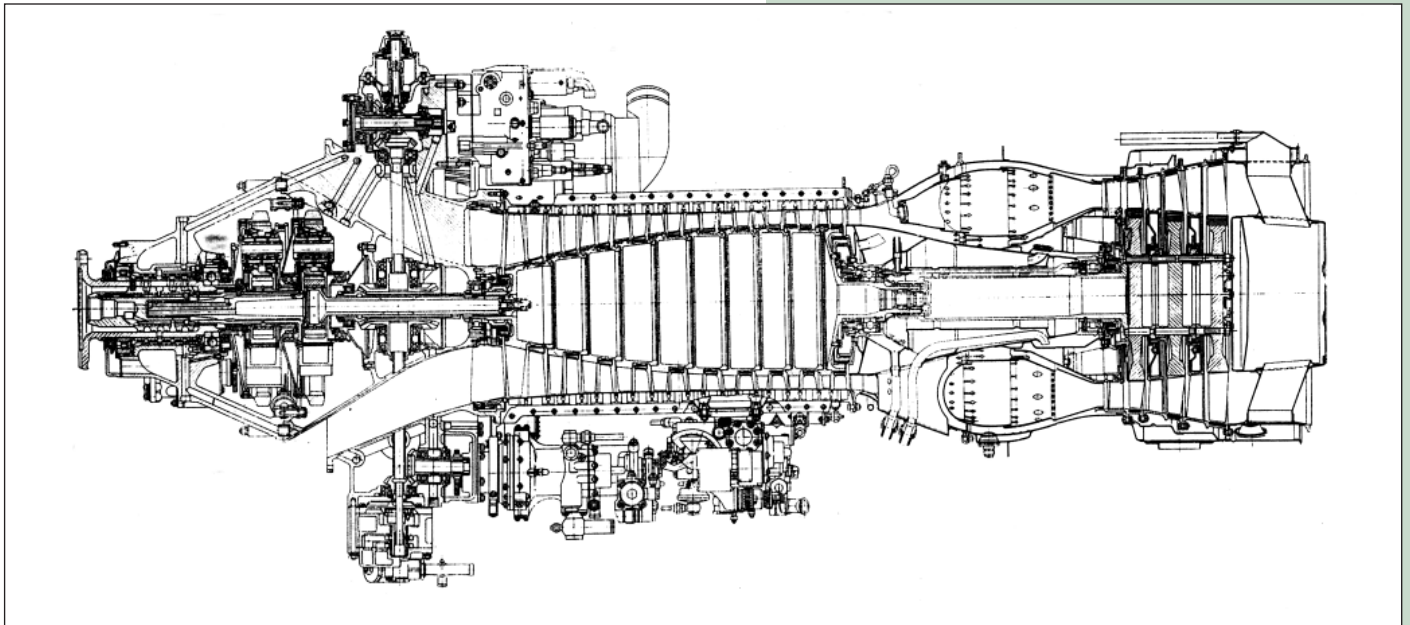
Сухая масса - 70 кг



АИ-24

турбовинтовой двигатель

В конце 50-х гг. в ЗМКБ создан ТВД АИ-24, предназначенный для пассажирского самолета Ан-24. При его разработке был использован прогрессивный метод моделирования двигателя-прототипа, благодаря чему АИ-24, как и АИ-20, имеют высокую эксплуатационную надежность и большой ресурс. АИ-24 и его модификации АИ-24Т и АИ-24ВТ мощностью 2820 л.с. используются на самолетах Ан-24, Ан-26 и Ан-30.



Двигатель АИ-24 начал эксплуатироваться в системе ГА в 1962 г. В эксплуатации находятся двигатели 2-й серии.

По состоянию на 26.05.98 г. на двигателе достигнуты следующие ресурсы и сроки службы:

Гарантийный до первого ремонта - 4000 ч.

Ресурс до первого ремонта по ТС (2-й серии) - 5000 ч.

Гарантийный межремонтный ресурс - 4000 ч.

Межремонтный ресурс по ТС - 5000 ч.

Назначенный ресурс - 22000 ч.

Календарный срок службы - 12 лет

По состоянию на 01.01.98 г. эксплуатация 954 двигателей АИ-24 (45% от всего парка) осуществляется в 34 авиапредприятиях РФ. Из общего количества двигателей находятся на крыле 28% двигателей. Отработали межремонтные ресурсы и ресурс до первого ремонта 68% двигателей и находятся в составе ремфонда. 4% АИ-24 находятся в резерве.

70% парка АИ-24 2-й серии имеют наработку свыше 14000 часов, из них 18% - свыше 18000 часов. Общий остаток назначенного ресурса составляет 6957693 часа.



АИ-24ВТ

турбовинтовой двигатель

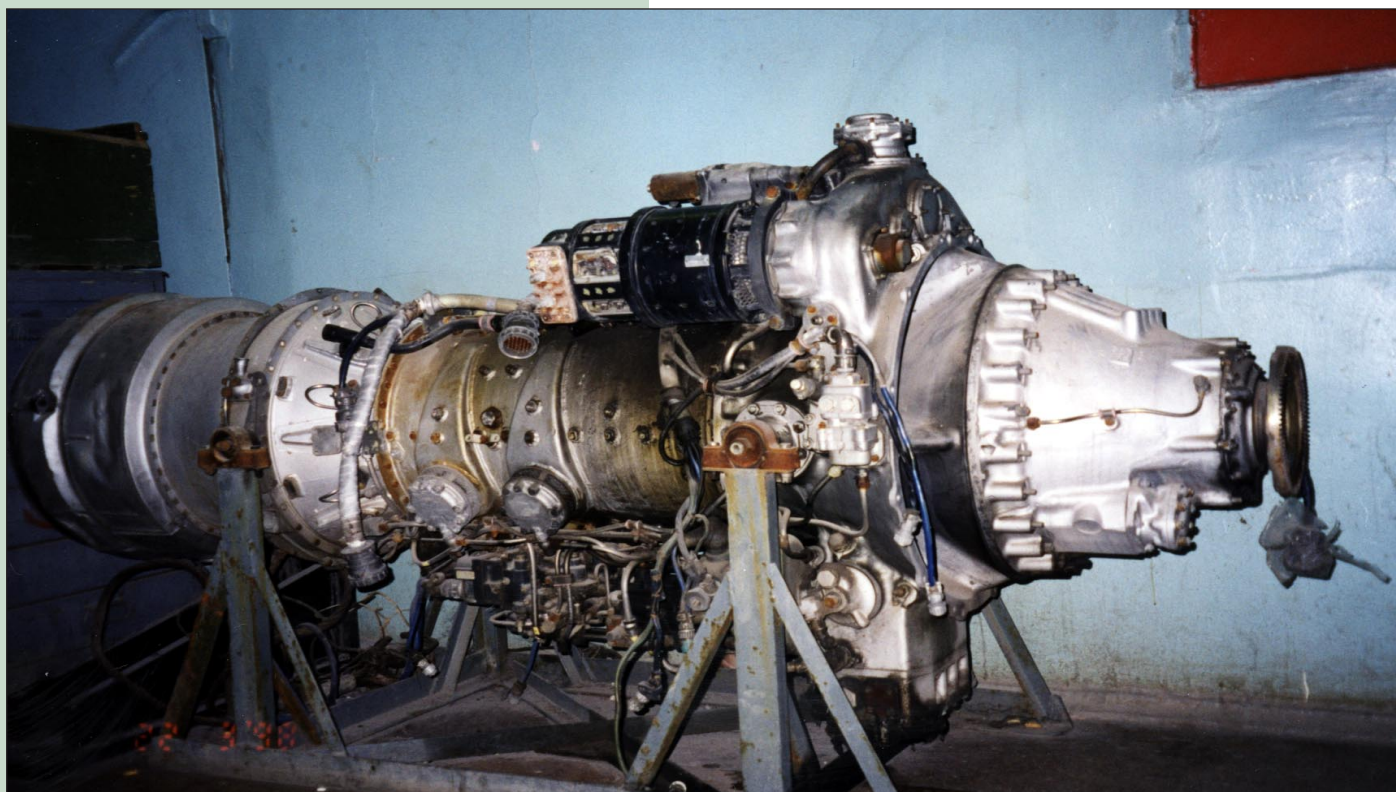
Авиационный турбовинтовой высотный двигатель АИ-24ВТ является дальнейшим развитием широко известного базового двигателя АИ-24 и используется на самолетах, выполняющих перевозки на линиях средней протяженности.

Двигатель располагает большим запасом газодинамической устойчивости на всех режимах, высотах и скоростях полета.

Двигатель оборудован системами автоматизированного запуска, противообледенительной, противопожарной, автоматического флюгирования воздушного винта.

Характерная особенность двигателя, повышающая его эксплуатационную надежность, - это наличие автоматических систем, предохраняющих его от перегрузок по предельной мощности и температуре газов за турбиной, что обеспечивает хорошие летные качества самолетов.

Двигатель АИ-24ВТ устанавливается на самолеты Ан-26, Ан-30 и успешно эксплуатируется во многих странах мира (Индии, Бангладеш, Эфиопии, Вьетнаме, Перу, Кубе) в условиях высоких температур наружного воздуха и высокогорных аэродромов.





Технические характеристики:

При взлетном режиме при $H = 0$, $M_{п} = 0$, МСА:

Мощность - 2820 л.с. (2075 кВт)

Удельный расход топлива - 0,256 кг/л.с.*ч

Расход воздуха - 14,4 кг/с

Степень повышения давления - 7,65

Температура газов перед турбиной - 1070 К

На максимальном крейсерском режиме при $H = 6000$ м, $M_{п} = 0,32$, МСА:

Мощность - 1650 л.с. (1214 кВт)

Удельный расход топлива - 0,239 кг/л.с.*ч

Частота вращения ротора двигателя на режимах:

- рабочих - 15800 ± 150 1/мин

- малого газа - 14050 ± 225 1/мин

Направление вращения ротора (вид по полету) - левое

Габаритные размеры: длина - 2346 мм, ширина - 677 мм, высота - 600 мм

Сухая масса - 600 кг



Ан-30



Ан-26



АИ-24УБЭ

газотурбинный двигатель

Газотурбинный двигатель АИ-24УБЭ предназначен для питания потребителей электрической энергией и сжатым воздухом.

Двигатель выполнен в виде отдельного конструктивно-законченного агрегата и имеет систему подачи и регулирования топлива, систему запуска и зажигания, генераторы питания электроэнергией систем потребителей, автономные масляную систему и систему суфлирования.

Статическая система регулирования двигателя поддерживает постоянной частоту вращения ротора независимо от изменения нагрузки.

В схеме управления двигателем предусмотрены защиты по предельным параметрам:

- температуре газов за турбиной;
 - забросу частоты вращения ротора двигателя;
 - падению давления масла в маслосистеме
- и защита привода генераторов переменного тока при разрушении подшипников генератора.

Запуск двигателя осуществляется от одного стартер-генератора.

Технические характеристики:

Параметры двигателя на номинальном режиме при $H = 0$, $M_p = 0$:

Мощность - 800 л.с.

Частота вращения ротора - 15800 1/мин

Расход отбираемого воздуха - 2,1 кг/с

Давление отбираемого воздуха - не менее 4,7

Снимаемая электрическая мощность - 480 кВт

Частота тока - 400 Гц

Напряжение - 208 В

Удельный расход топлива - 0,277 кг/л.с.*ч

Вид топлива - керосин ТС-1, Т-1, РТ

Габаритные размеры - 3000x1320x1110

Сухая масса - 720 кг



АИ-25

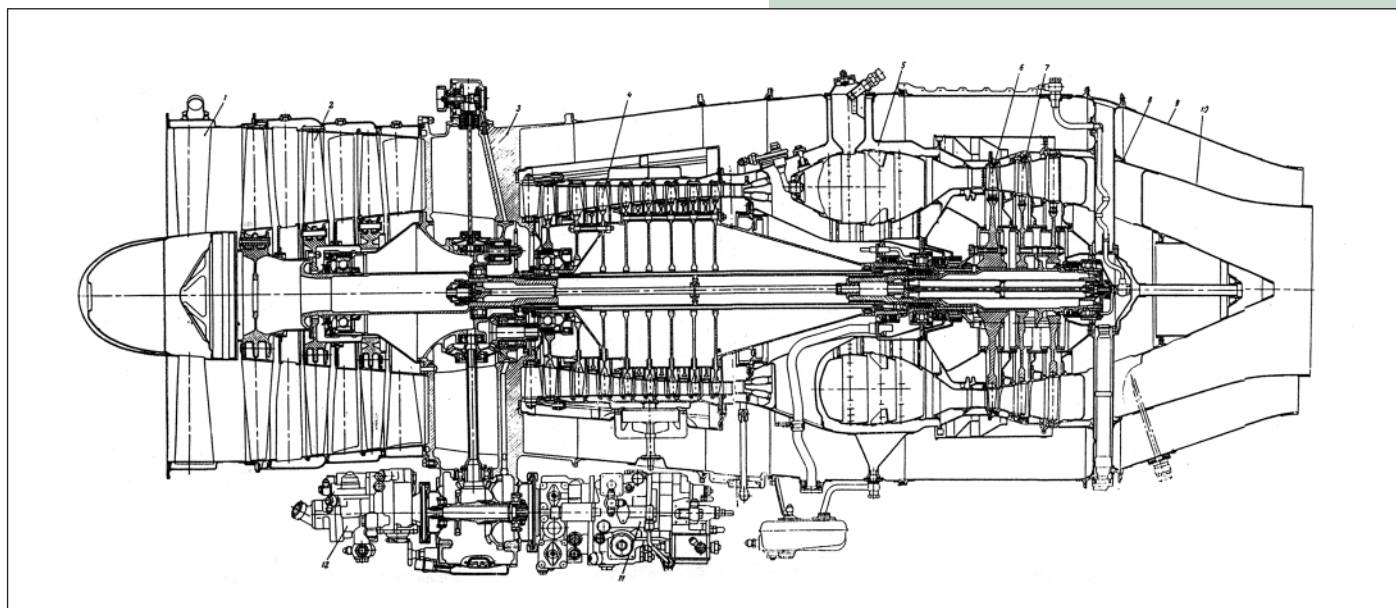
турбореактивный двигатель

Первенцем двухконтурных ТРД с маркой АИ стал АИ-25, который победил в конкурсе среди двигателей для самолета МВЛ Як-40. Этот ТРДД выполнен по двухвальтовой схеме, имеет умеренные параметры рабочего процесса, малый вес, небольшой расход топлива, достаточно прост по конструкции, технологичен в производстве. Опыт эксплуатации Як-40 во многих странах подтвердил высокую надежность АИ-25, которому установлен назначенный ресурс 2400 ч. 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. В 1973 г. для реактивных учебно-тренировочных самолётов (УТС) была разработана модификация АИ-25ТЛ. По сравнению с базовым этот двигатель имеет увеличенную на 15% тягу, повышенные степень сжатия и температуру газа перед турбиной, охлаждаемую ступень турбины. АИ-25ТЛ оборудован специальной системой смазки, обеспечивающей работу подшипников в условии перевёрнутого полёта. Чешский УТС L-39 с этим двигателем нашёл массовое применение во многих странах.

Турбореактивный двухконтурный двигатель АИ-25 эксплуатируется на линиях малой и средней протяженности во многих странах мира (Италии, Чехии, Словакии, Кубе, Монголии, Польше, Лаосе и др.) Двигатель выполнен по двухкаскадной схеме, что позволило: обеспечить высокие запасы газодинамической устойчивости на всех режимах, высотах и скоростях полета: запускать двигатель пусковым устройством малой мощности, запуск двигателя и его управление автоматизированы.

Двигатель оборудован противообледенительным устройством.

Технические характеристики:





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

Тяга - 1500 кгс

Удельный расход топлива - 0,564 кг/кгс*ч

Расход воздуха - 44,8 кг/с

Суммарная степень повышения давления - 8

Степень двухконтурности - 2,2

Температура газов перед турбиной - 1145 К

На крейсерском режиме при $H = 6000$ м, $M_p = 0,48$ МСА:

Тяга - 443 кгс

Удельный расход топлива - 0,795 кг/кгс*ч

Габаритные размеры: длина - 1993 мм, ширина - 820 мм, высота - 896 мм

Сухая масса - 320 кг



Двигатель АИ-25 начал эксплуатироваться в системе ГА в 1967 г. В эксплуатации находятся двигатели 2-й серии.

По состоянию на 26.05.98 г. на двигателе достигнуты следующие ресурсы и сроки службы:

Гарантийный до первого ремонта - 3000 ч.

Ресурс до первого ремонта по ТС - 6000 ч.

Гарантийный межремонтный ресурс - 3000 ч.

Межремонтный ресурс по ТС - 6000 ч.

Назначенный ресурс - 18000 ч.

Календарный срок службы - 8 лет

Календарный срок службы по ТС - 12 лет

По состоянию на 01.01.98 г. эксплуатация 860 двигателей АИ-25 (40% от всего парка) осуществляется в 32 авиапредприятиях РФ. Из общего количества двигателей находятся на крыле 60% двигателей. Отработали межремонтные ресурсы и ресурс до первого ремонта 35% двигателей и находятся в составе ремфонда. 5% АИ-25 находятся в резерве.

70% парка АИ-25 имеют наработку с начала эксплуатации свыше 12000 часов, в том числе 24% - свыше 14000 часов. Общий остаток назначенного ресурса составляет 5695918 часов.



АИ-25ТЛ

турбореактивный двигатель

Авиационный турбореактивный двухконтурный двигатель АИ-25ТЛ создан на базе двигателя АИ-25 и устанавливается на одномоторный учебно-тренировочный самолет Л-39. Эксплуатируется во многих странах мира (Чехии, Словакии, Сирии, Кубе, Ираке, Румынии, Болгарии, Нигерии и др.)

По сравнению с базовым, двигатель имеет увеличенную степень сжатия компрессора и температуру газов перед турбиной, охлаждаемую ступень турбины, что позволило повысить тягу.

Запуск двигателя и его управления автоматизированы.

Двигатель оборудован противообледенительным устройством и специальной системой смазки для выполнения перевернутого полета.

Технические характеристики:

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

Тяга - 1720 кгс

Удельный расход топлива - 0,59 кг/кгс*ч

Расход воздуха - 46,8 кг/с

Степень двухконтурности - 1,98

Суммарная степень повышения давления - 9,5

Температура газов перед турбиной - 1230 К

На крейсерском режиме при $H = 8000$ м, $M_p = 0,48$, МСА:

Тяга - 515 кгс

Удельный расход топлива - 0,815 кг/кгс*ч

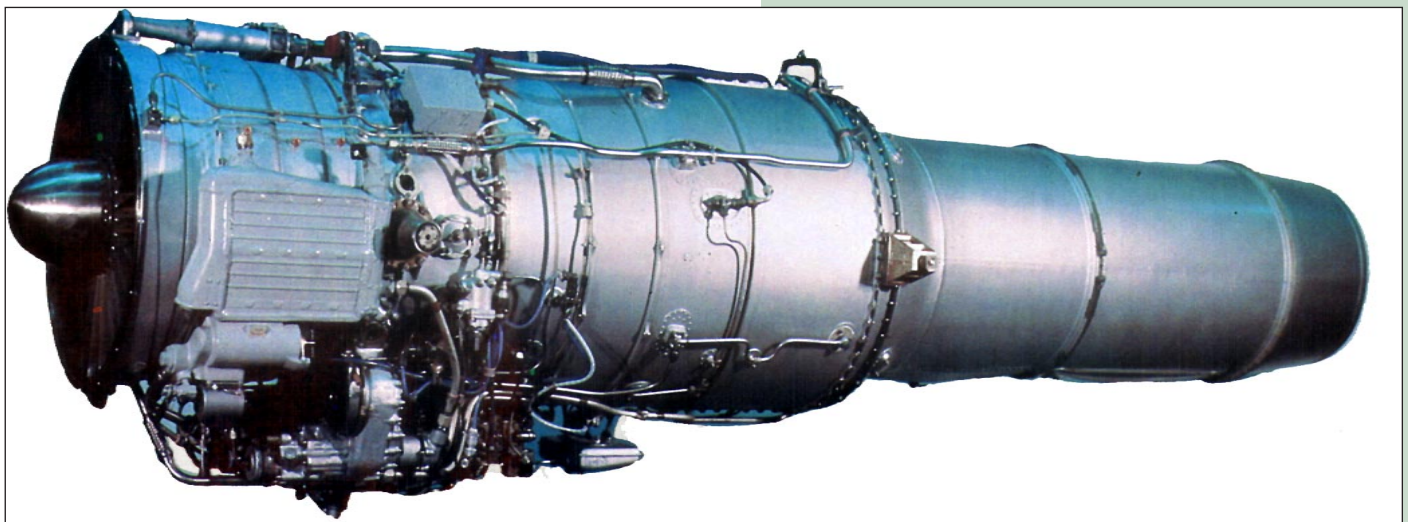
Габаритные размеры:

длина - 3358 мм

ширина - 985 мм

высота - 958 мм

Сухая масса - 350 кг





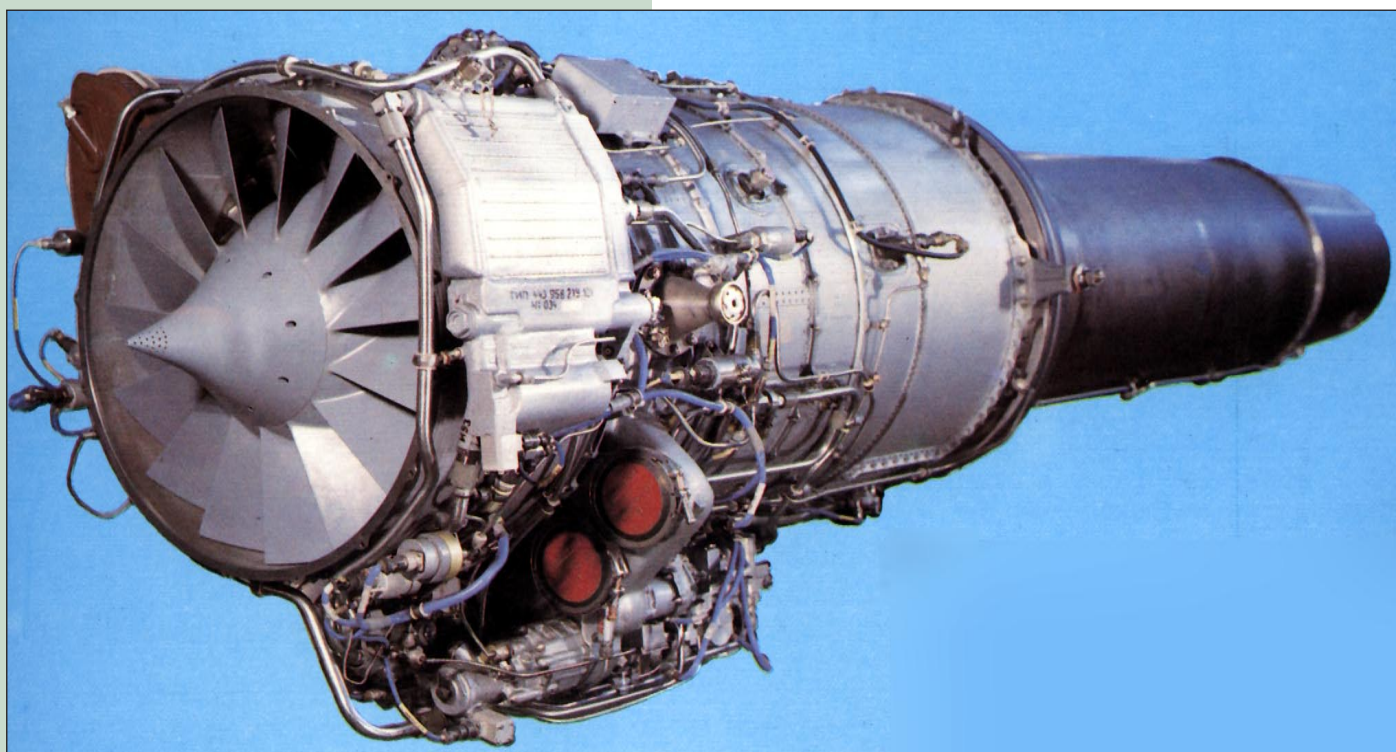
ДВ-2

турбореактивный двигатель

В соответствии с межправительственным соглашением о создании на базе L-39 учебно-тренировочного самолета в КБ создан двухвальный турбореактивный двигатель ДВ-2 с низкой степенью двухконтурности.

Он отличается компактной модульной конструкцией и умеренными требованиями к обслуживанию в эксплуатации.

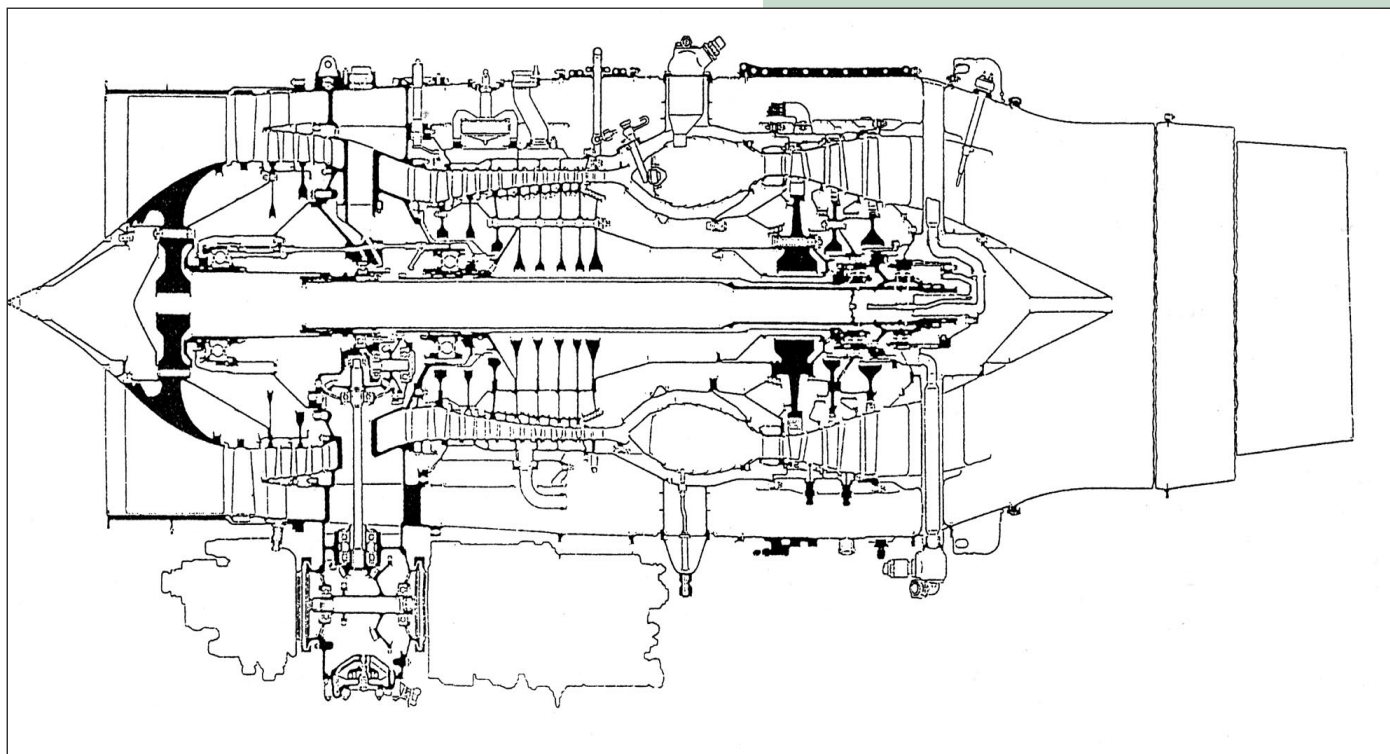
В 1990 г. ДВ-2 успешно прошёл госиспытания и передан в серийное производство на завод ЗВЛ Поважске Строярне в Словакии.





Технические характеристики:

Максимальная тяга - 21,58 кН
Расход воздуха - 49,5 кг/с
Степень двухконтурности - 1,46
Степень повышения давления в компрессоре - 13,5
Удельный расход топлива - 0,060 кг/Нч
Температура газа на входе в турбину - 1400 К
Диаметр вентилятора - 654 мм
Длина - 1721 мм
Масса - 475 кг

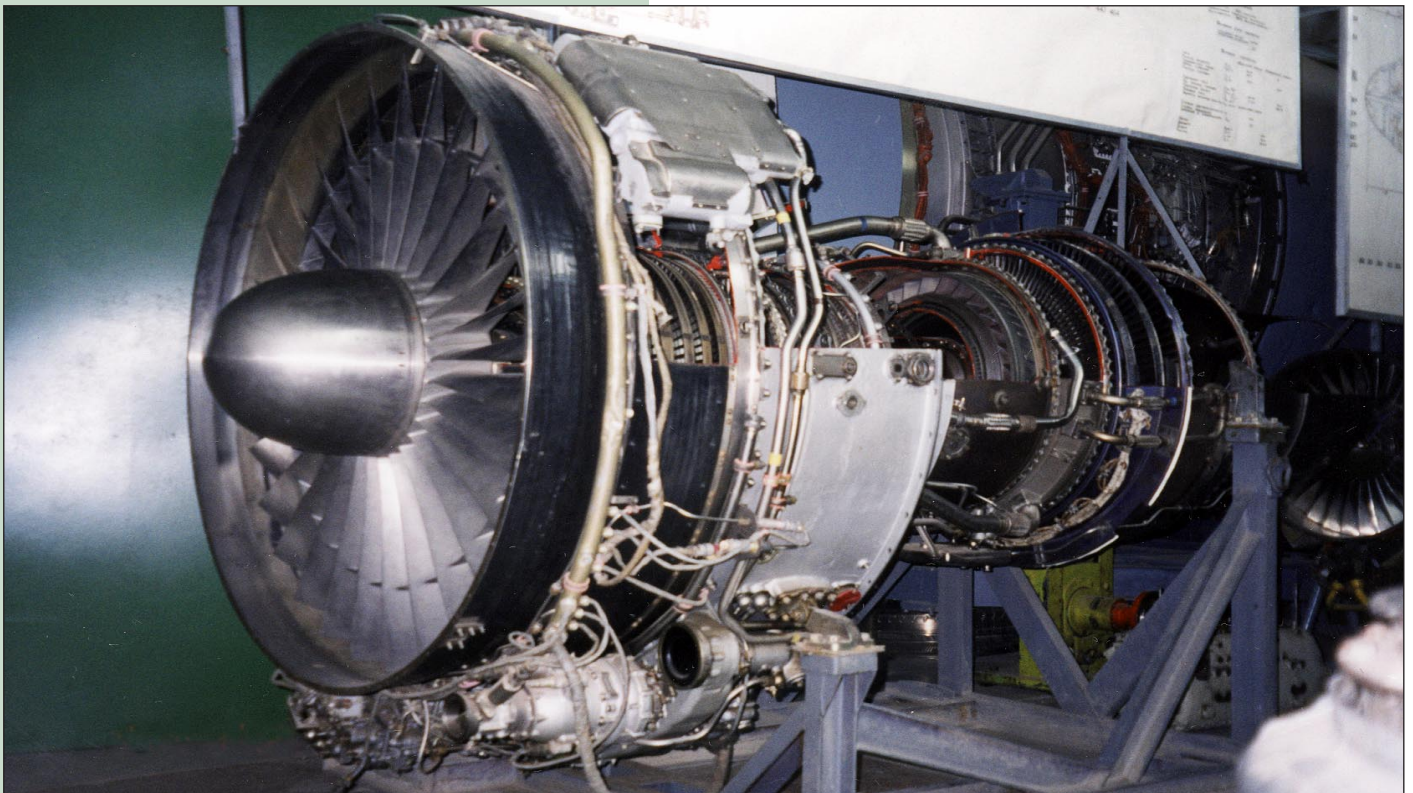




Д-36

турбореактивный двигатель

В середине 70-х годов впервые в практике отечественного авиадвигателестроения конструкторами Прогресса был разработан проект турбореактивного двигателя Д-36 с высокой степенью двухконтурности. Конструкция его выполнена по трехвальной схеме с широким использованием титана и применением прогрессивных конструкторских и технологических решений. Например, принципа модульности, что позволяет производить замену отдельных модулей двигателя непосредственно в эксплуатации. Для повышения 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, упрочненный композиционными материалами; упруго-масляные демпферы подшипниковых опор; электронно-лучевая сварка роторов и другие. По уровню шума и эмиссии вредных веществ этот двигатель удовлетворяет требованиям международных норм. Д-36 устанавливается на самолеты Як-42, Ан-72 и Ан-74. За участие в создании Як-42 зам. главного конструктора А.П. Щелоку присуждена Государственная премия СССР. Двигатель имеет узлы универсальной подвески, которая позволяет устанавливать его на пилоне 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.





Технические характеристики:

Взлетный режим при $H = 0$, $M_{п} = 0$, МСА:

Тяга - 6500 кгс

Удельный расход топлива - 0,35 кг/кгс*ч

Расход воздуха - 260 кг/с

Степень двухконтурности - 5,6

Суммарная степень повышения давления - 20,0

Температура газов перед турбиной - 1450 К

Максимальный крейсерский режим при $H = 8000$ м, $M_{п} = 0,75$, МСА:

Тяга - 1600 кгс

Удельный расход топлива - 0,65 кг/кгс*ч

Габаритные размеры: длина - 3470 мм, ширина - 1541 мм, высота - 1712 мм

Сухая масса - 1109,5 кг



Двигатель Д-36 начал эксплуатироваться в ГА с 1981 г. В эксплуатации находятся двигатели 1 серии, серии 1А и 2А. По состоянию на 26.05.98 г. на Д-36 достигнуты следующие ресурсы и сроки службы:

	Д-36 1 серии	Д-36 серий 1А и 2А
Гарантийный ресурс до первого ремонта	3000 ч. (1850 циклов)	1250 ч.
Ресурс до первого ремонта по ТС	6000 ч. (3700 циклов)	3000 ч. (2000 циклов)
Гарантийный межремонтный ресурс	3000 ч. (1850 циклов)	1250 ч.
Межремонтный ресурс по ТС	5000 ч. (3125 циклов)	3000 ч.
Назначенный ресурс	12000 ч. (7380 циклов)	6000 ч. (4000 циклов)
Календарный срок службы	8 лет	8 лет
Календарный срок службы по ТС	10 лет	10 лет

По состоянию на 01.01.98 г. эксплуатация 167 Д-36 (45% парка ВС РФ) осуществляется в 12 АП РФ. Из общего количества двигателей находятся "на крыле" 35% двигателей. Отработали межремонтные ресурсы и ресурс до первого ремонт 64% двигателей (находятся в составе ремфонда). 1% двигателей в РФ находятся в резерве. 75% двигателей в РФ имеют наработку свыше 4000 часов. Более 30% - свыше 8000 часов. 9% двигателей близки к отработке установленного назначенного ресурса. Общий остаток назначенного ресурса - 935268 часов.



Д-136

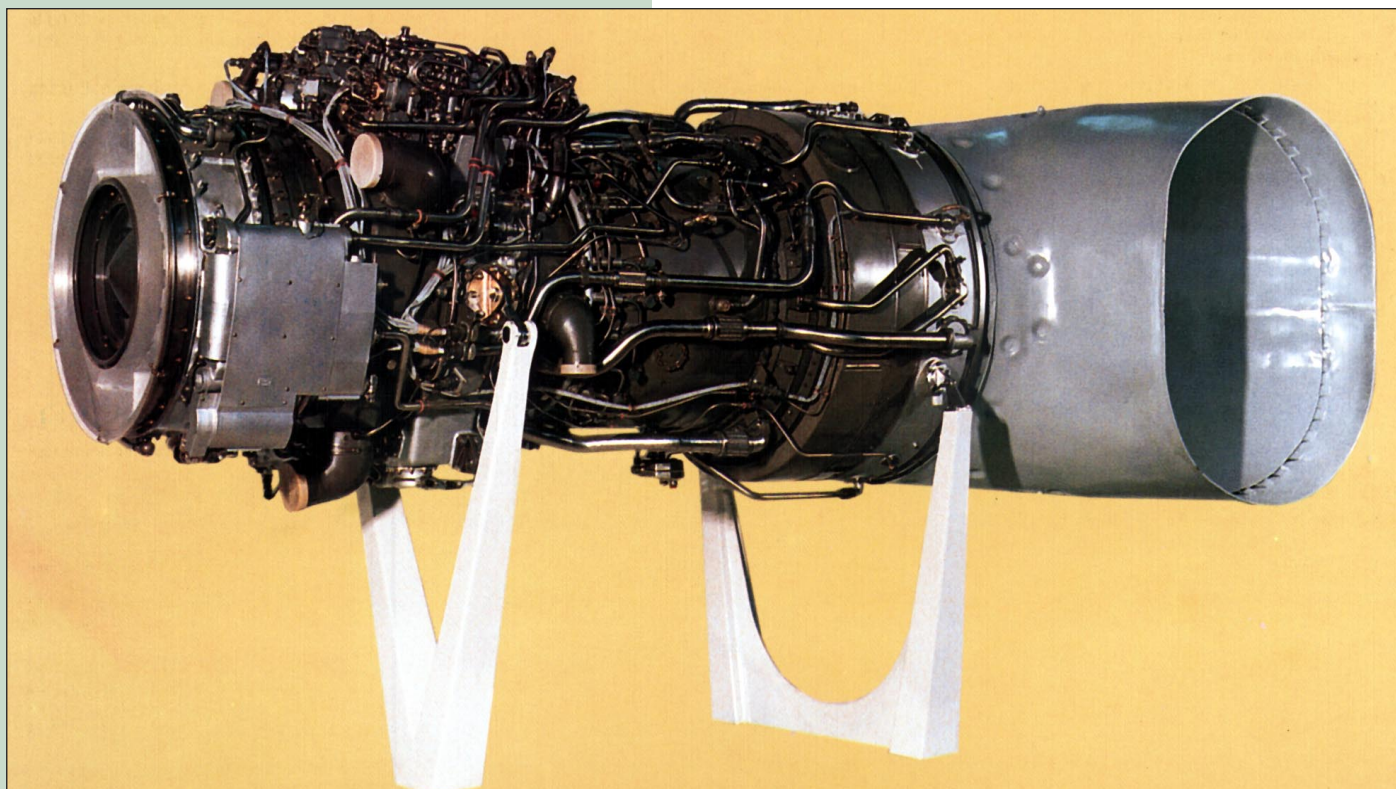
турбовальный двигатель

На базе двигателя Д-36 в ЗМКБ был разработан самый мощный в мире турбовальный двигатель Д-136 для вертолетов Ми-26 и Ми-26Т. В 1977 г. начались его стендовые испытания, а в 1982 г. он передан в серию. Д-136 состоит из семи модулей, пять из которых идентичны соответствующим модулям Д-36, что значительно упрощает серийное производство и ремонт. За участие в создании вертолета Ми-26 гл. конструктору Ф.М.Муравченко присуждена Государственная премия СССР.

Двигатель разделен на девять основных модулей, каждый из которых - законченный конструктивно-технологический узел и может быть (кроме главного модуля) демонтирован и заменен без разборки соседних модулей.

Модули двигателя:

- вал ведущий;
- труба выхлопная;
- свободная турбина;
- ротор турбины низкого давления;
- корпус опор турбин;
- ротор турбины высокого давления;
- камера сгорания;
- корпус промежуточный с компрессором высокого давления;
- компрессор низкого давления.





Технические характеристики:

На максимальном взлетном режиме

при $H = 0$, $M_n = 0$, МСА:

Мощность - 11400 л.с.

Удельный расход топлива - 0,196 кг/л.с.*ч

Расход воздуха - 36 кг/с

Суммарная степень повышения давления - 18,3

Температура газов перед турбиной - 1478 К

Габаритный размеры: длина - 3715 мм, ширина - 1382 мм, высота - 1133 мм

Сухая масса - 1050 кг

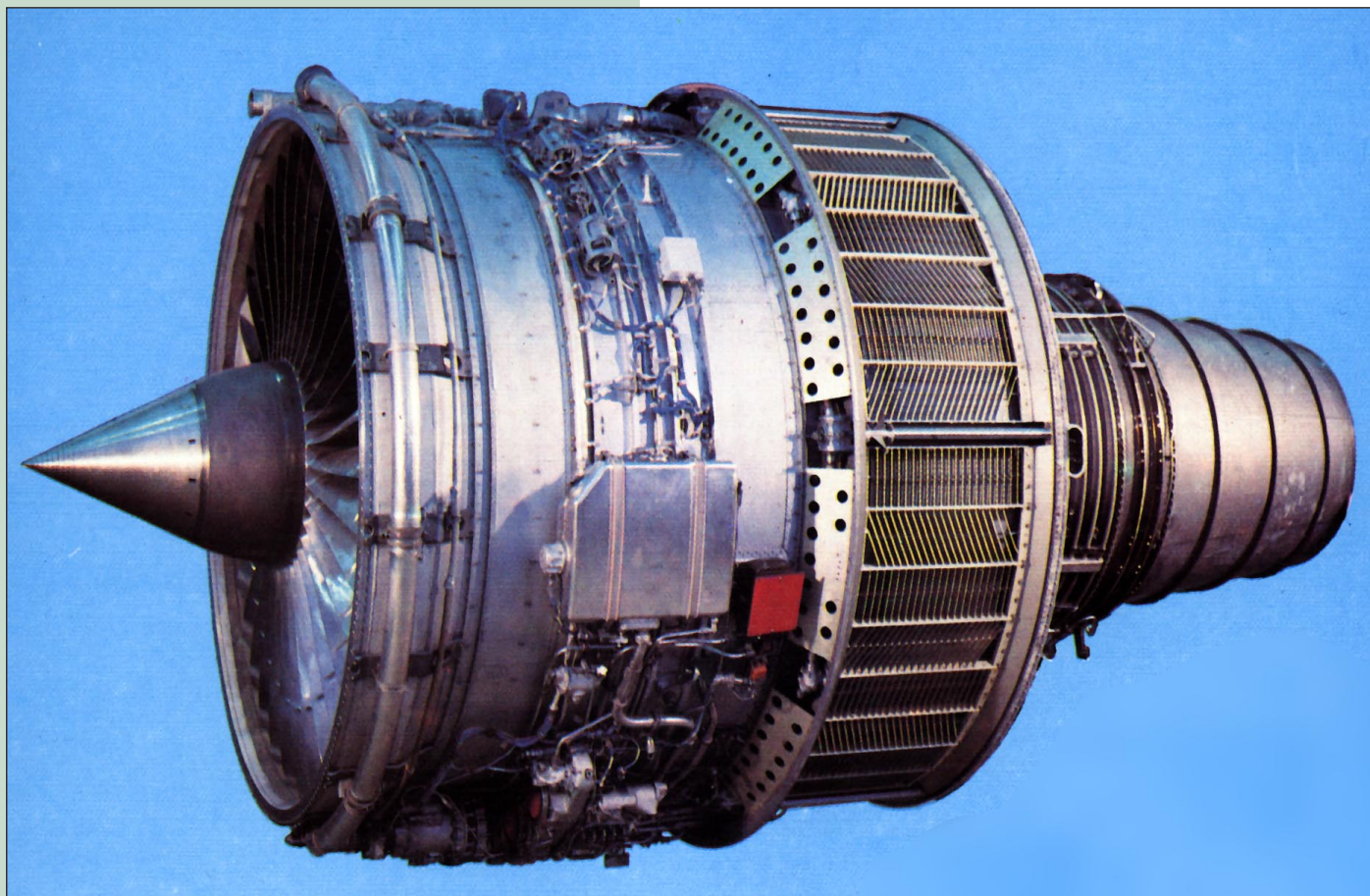




Д-18Т

газотурбинный двигатель

Новым крупным шагом ЗМКБ стало создание двигателя Д-18Т для сверхтяжелых транспортных самолетов Ан-124 Руслан и Ан-225 Мрія. Эта 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. Д-18Т имеет технические данные на уровне лучших зарубежных двигателей для гражданской авиации. Его низкий удельный расход топлива обеспечен большими значениями степени повышения давления и степени двухконтурности. Малая удельная масса двигателя определяется высокими параметрами рабочего цикла, его рациональной конструкцией, применением современных материалов и технологии. Как и Д-36, Д-18Т выполнен по трёхвальной системе. Он состоит из 17 модулей, которые могут заменяться непосредственно эксплуатантами без капитальных заводских ремонтов, что позволяет эксплуатировать двигатель по техническому состоянию.





Д-18Т 3 серии

газотурбинный двигатель

Авиационный турбореактивный двухконтурный двигатель Д-18Т 3 серии устанавливается на транспортные самолеты Ан-124 РУСЛАН и Ан-225 МРІЯ.

Двигатель имеет большую взлетную тягу, низкий удельный расход топлива, высокую надежность (удовлетворяет требованиям норм летной годности FAR и BCAR), большой ресурс, низкие уровни шума и эмиссии загрязняющих воздух веществ (удовлетворяют нормам ICAO).

Двигатель оборудован эффективным устройством реверса тяги, установленном в контуре вентилятора. Модульная конструкция двигателя в сочетании с эффективными средствами диагностики состояния узлов обеспечивает возможность эксплуатации по техническому состоянию без капитальных ремонтов на заводе.

Технические характеристики:

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

Тяга - 23430 кгс

Удельный расход топлива - 0,35 кг/кгс*ч

Суммарная степень повышения давления - 25

Степень двухконтурности - 5,6

Температура газов перед рабочим колесом турбины - 1600 К

На максимальном крейсерском режиме

при $H = 11000$ м, $M_p = 0,75$, МСА:

Тяга - 4860 кгс

Удельный расход топлива - 0,57 кг/кгс*ч

Температура газов перед рабочим колесом турбины - 1395 К

Габаритные размеры:

Длина - 5400 мм

Ширина - 2792 мм

Высота - 2937 мм

Сухая масса - 4100 кг

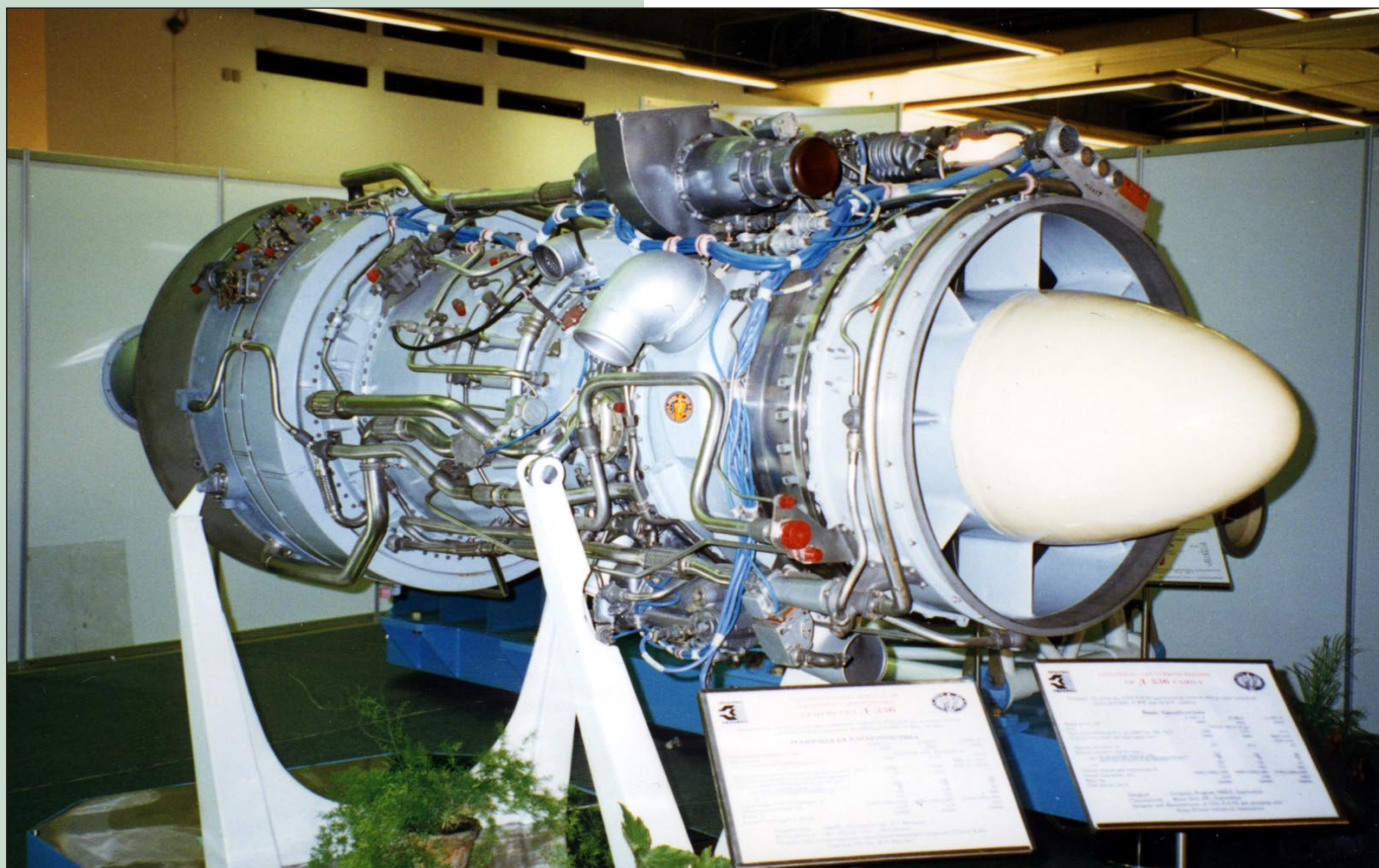




Д-236Т

ВИНТОВЕНТИЛЯТОРНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

В 1979 г. на Прогрессе начали проектирование винтовентиляторного двигателя Д-236Т с редуктором для привода соосных винтовентиляторов противоположного вращения на базе газогенератора Д-36. В 1981 г. был разработан его эскизный проект, а в 1985 г. начались испытания.

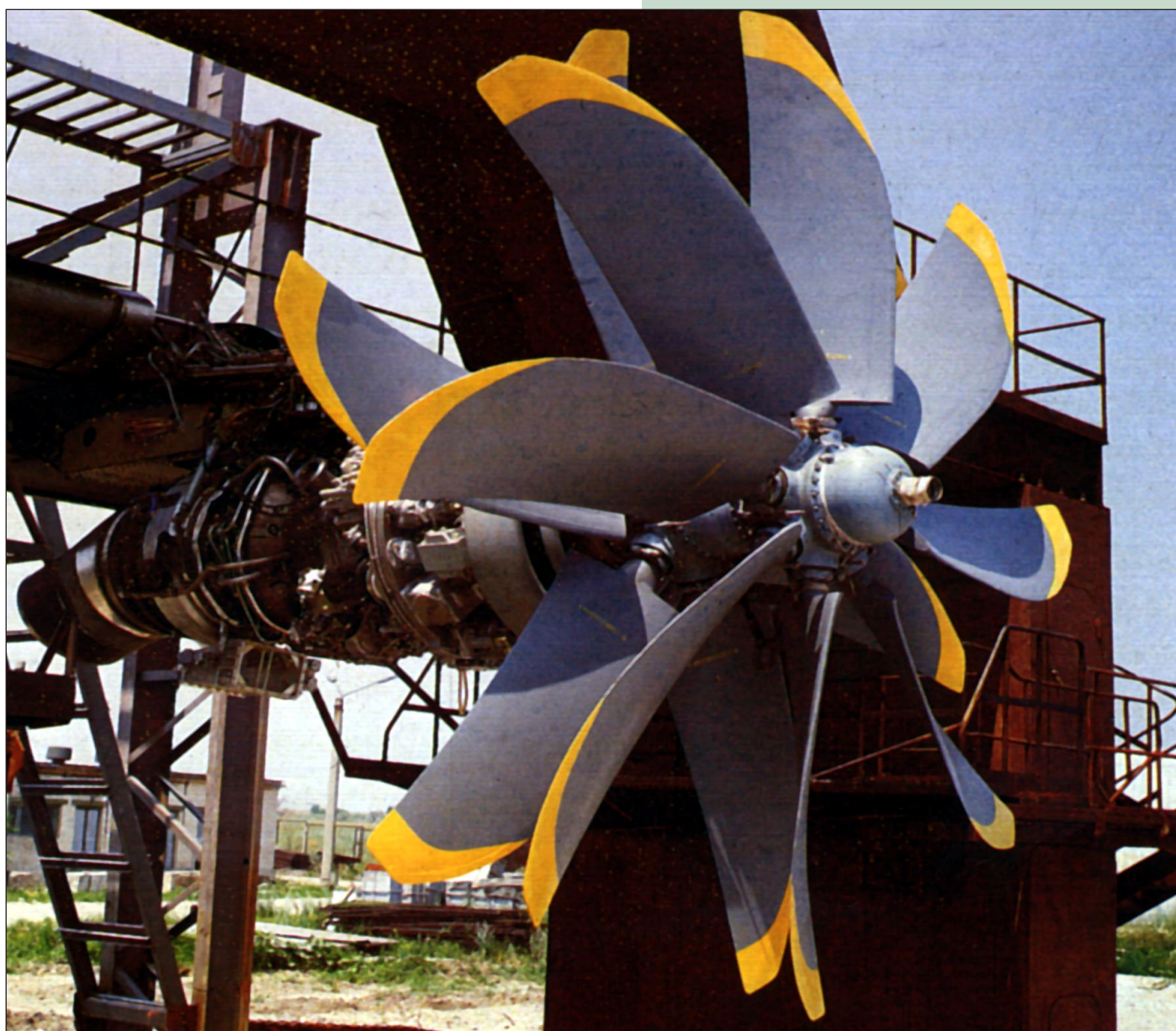




Д-27

ВИНТОВЕНТИЛЯТОРНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

В начале 80-х гг. проводились работы по созданию принципиально нового винтовентиляторного двигателя Д-27 с высокими параметрами газодинамического цикла для транспортных самолётов Ан-70 и Ан-70Т. Этот двигатель имеет значительно более высокую топливную эффективность, чем современные турбореактивные двухконтурные двигатели. Первые испытания газогенератора Д-27 проведены в 1988 г., а в 1990 г. он был установлен на летающую лабораторию Ил-76 и прошёл полный комплекс исследований. В 1993 г. четыре двигателя Д-27 были установлены на первом экземпляре Ан-70.





Особенности конструкции двигателя Д-27:

Компрессор - двухкаскадный, с малым числом ступеней; последняя ступень - центробежная.

Камера сгорания - высокотемпературная, с равномерным полем температур на входе в турбину.

Турбина - трехвальная, с системой активного управления радиальными зазорами и широким использованием пространственного профилирования лопаточного аппарата; рабочие лопатки - монокристаллические.

Редуктор - одноступенчатый дифференциальный, со встроенным измерителем тяги.

Система управления - электронная, типа FADEC.

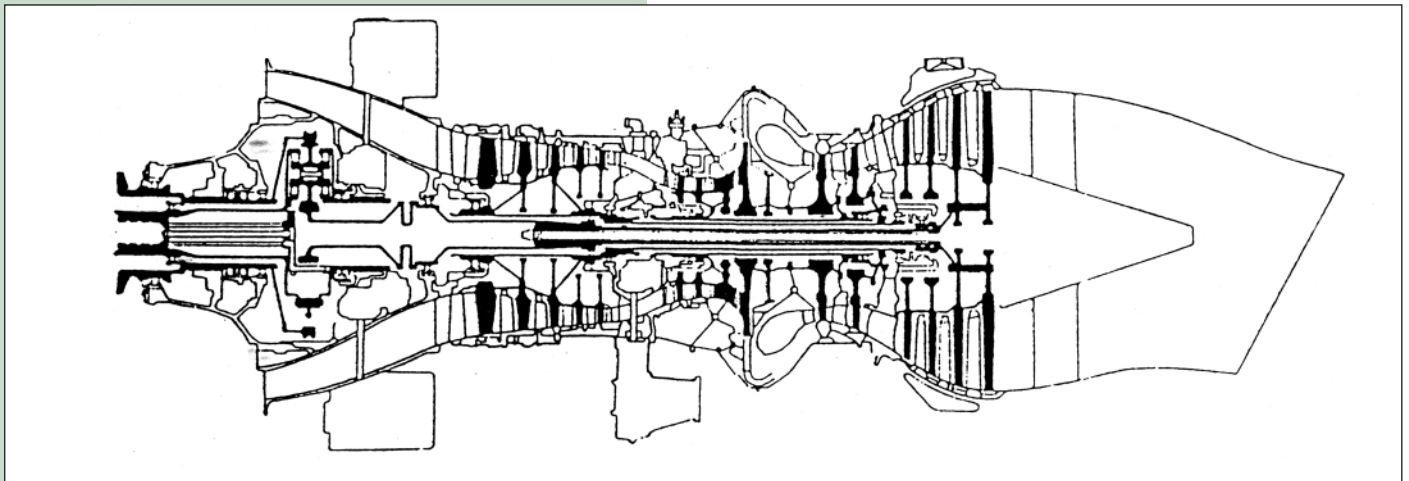
Мощность на взлетном режиме (эквивалентная) ($H = 0$; $M_p = 0$; $t_n = +30$ град. С; $P_n = 730$ мм рт.ст.) - 14000 л.с.

Удельный расход топлива на максимальном крейсерском режиме (эквивалентный) ($H = 11000$ м; $M_p = 0,7$; САУ) - 0,13 кг/л.с.*ч

Кoeffициент полезного действия винтовентилятора на крейсерских режимах ($M_p = 0,7$) - более 0,9

Диаметр винтовентилятора - 4,5 м

Сухая масса двигателя (без винтовентилятора) - 1650 кг.





Двигатель Д-27 предназначен для самолетов АНТК Антонов Ан-70 и Ан-180, а также для других высокоэкономичных пассажирских и транспортных самолетов с улучшенными взлетно-посадочными характеристиками.





Д-436Т1 / Д-436Т2

турбореактивные двигатели

Авиационный турбореактивный двухконтурный двигатель Д-136Т1/Т2 предназначен для самолетов местных и средних авиалиний вместимостью 100...150 пассажиров.

Двигатель Д-136Т1/Т2 является новой модификацией трехвального двигателя Д-436, разработанной с учетом международных требований к двигателям такого класса.

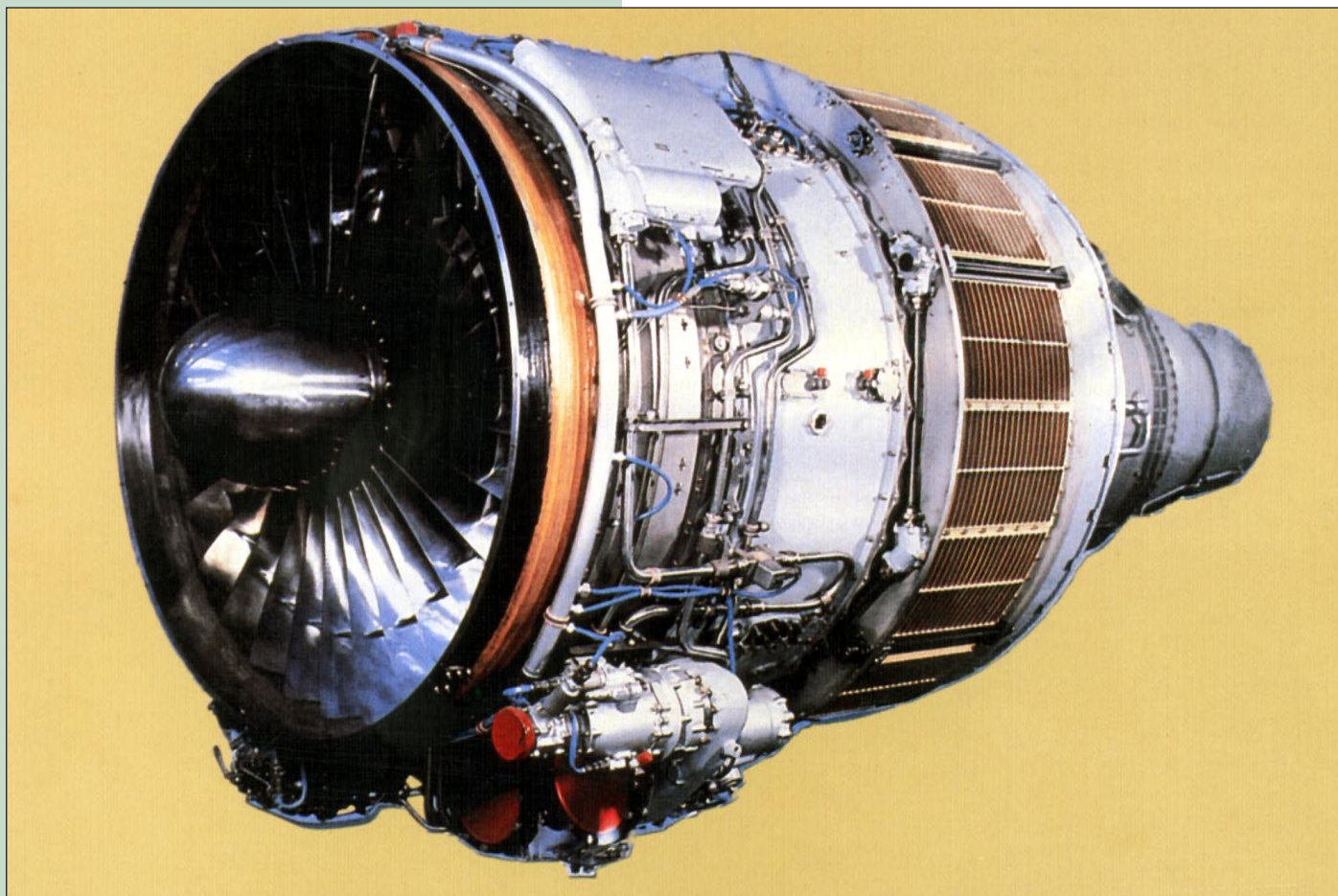
Двигатель Д-136Т1/Т2 сохраняет высокую степень унификации с базовым двигателем Д-36, что позволяет обеспечить подготовку производства и сертификацию двигателя до 1995 года.

Высокие показатели надежности гарантируются опытом эксплуатации базового двигателя Д-36, имеющего суммарную наработку около 3 млн. часов на самолетах Як-42, Ан-72, Ан-74.

Высокие показатели двигателя Д-136Т1/Т2 достигаются за счет:

- применения нового вентилятора с улучшенной эффективностью и увеличенной степенью повышения давления в наружном контуре;
- установки дополнительной опорной ступени компрессора;
- умеренного 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.





Д-436Т1

Диаметр вентилятора - 1373 мм

Сухая масса - 1450 кг

Дата сертификации - 1995 год

Взлетный режим при $H = 0$, $M_{п} = 0$, $t_n = +30$ град.С:

Тяга идеальная - 7650 кгс

Температура газа перед РК ТВД - 1483 К

Максимальный крейсерский режим при $H = 10670$ м, $M_{п} = 0,75$, МСА:

Тяга идеальная - 1585 кгс

Удельный расход топлива - 0,592 кг/кгс*ч

Степень двухконтурности - 4,95

Степень повышения давления - 25,2

Д-436Т2

Диаметр вентилятора - 1373 мм

Сухая масса - 1450 кг

Дата сертификации - 1996 год

Взлетный режим при $H = 0$, $M_{п} = 0$, $t_n = +30$ град.С:

Тяга идеальная - 8190 кгс

Температура газа перед РК ТВД - 1520 К

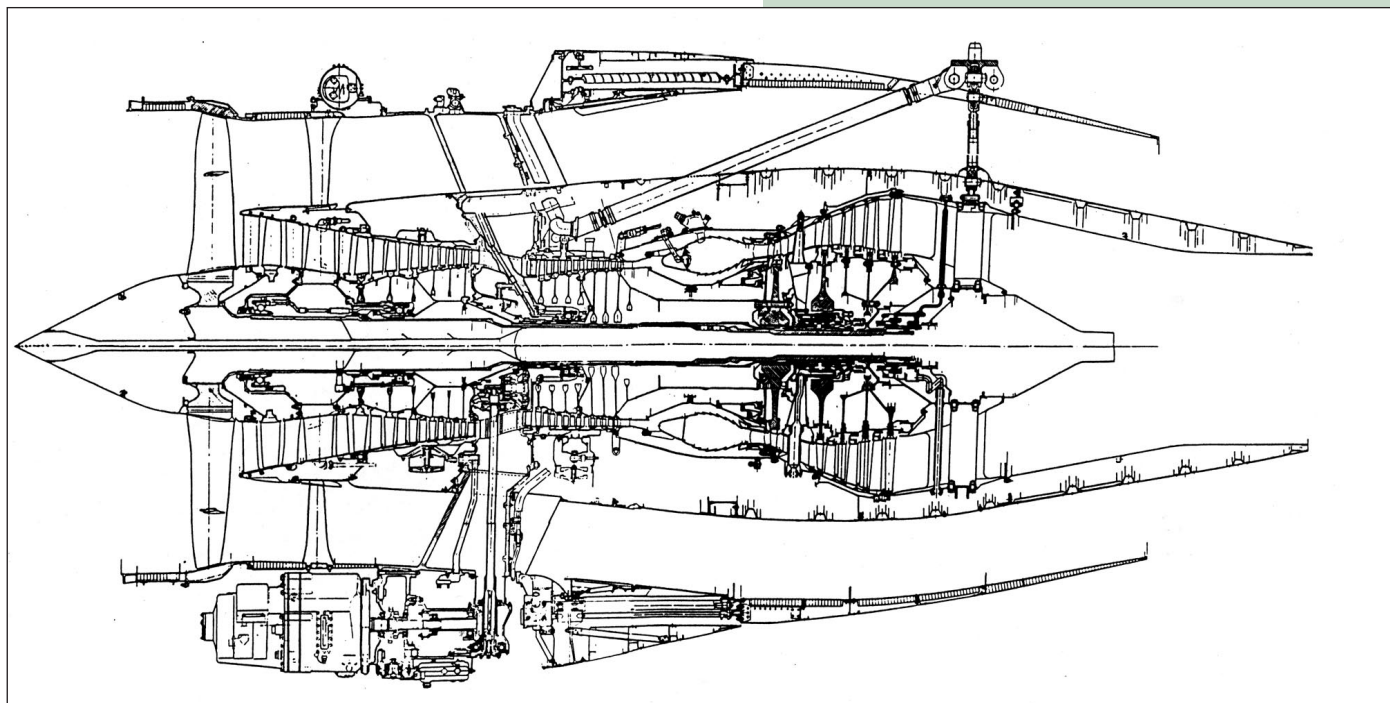
Максимальный крейсерский режим при $H = 10670$ м, $M_{п} = 0,75$, МСА:

Тяга идеальная - 1690 кгс

Удельный расход топлива - 0,592 кг/кгс*ч

Степень двухконтурности - 4,9

Степень повышения давления - 26,2





АИ-22

турбореактивный двигатель

На базе ДВ-2 создаётся двигатель АИ-22, предназначенный для новых административных самолётов.



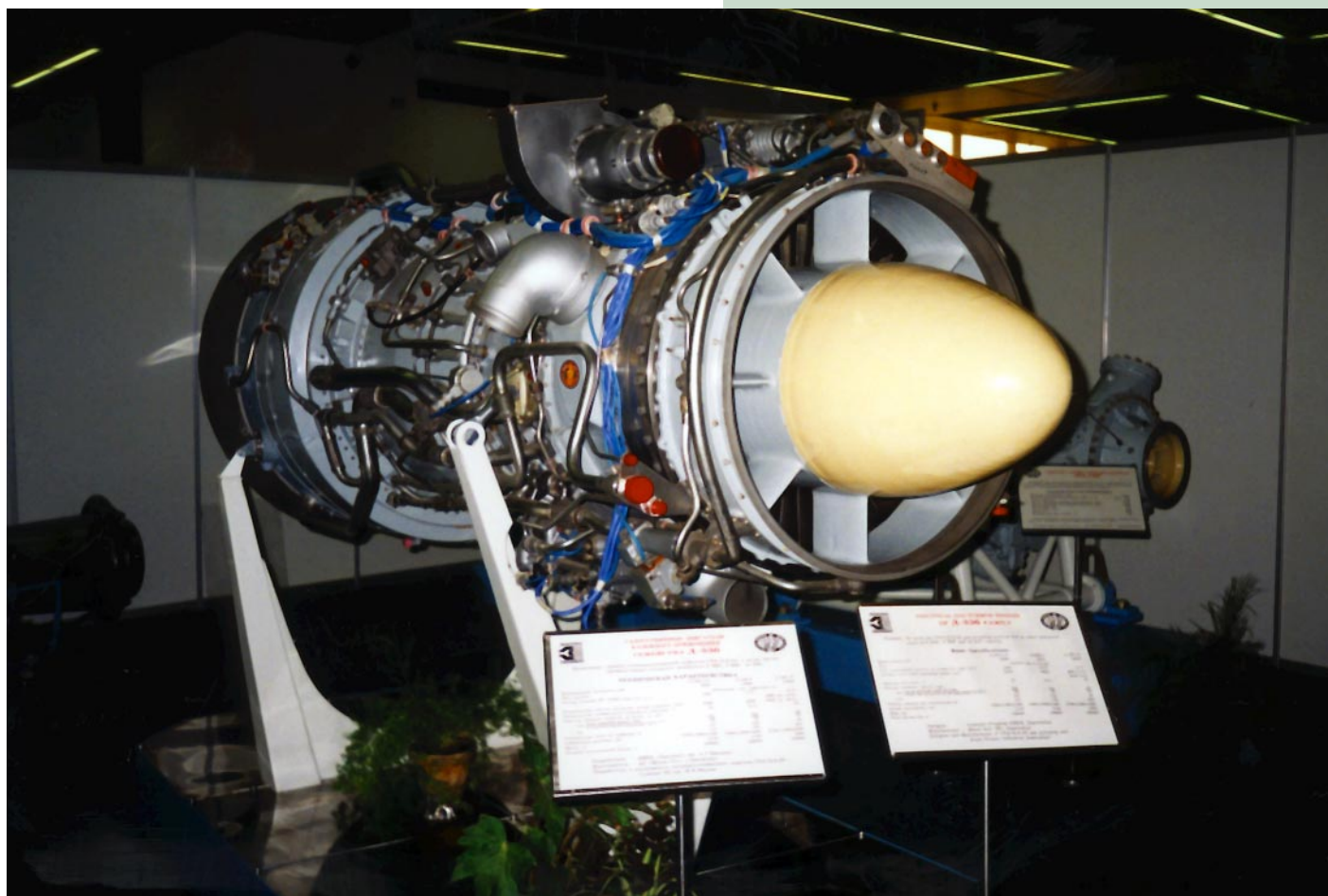
Д-336

газотурбинный двигатель наземного применения

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

Номинальная мощность (на уровне моря, МСА) - 6300 кВт

Номинальная частота вращения ротора турбины - 8200 1/мин (при необходимости могут быть выполнены модификации ГТД с частотами вращения 5000 или 3000 1/мин.

Вид топлива - газообразное (природный или нефтяной газ), по желанию заказчика двигатель может быть переоборудован для работы на жидком топливе - керосине РТ, ТС-1 или аналогичном топливе зарубежного производства.

Расход топлива (при $H = 11950$ ккал/кг) - 1560 кг/ч

Термический КПД - 31%

Эмиссия вредных веществ:

- NO_x (при средней норме 150) - не более 105 мг/н*куб.м

- NO_x (с перспективой снижения до) - не более 50 мг/н*куб.м

- CO - не более 125 мг/н*куб.м

Температура газов за турбиной - 715 К

Габаритные размеры - 5500x1200x1200 мм

Масса - 1470 кг

Полный назначенный ресурс - 100000 ч

Д-336-8

Номинальная мощность (на уровне моря, МСА) - 8000 кВт

Номинальная частота вращения ротора турбины - 8200 1/мин (при необходимости могут быть выполнены модификации ГТД с частотами вращения 5000 или 3000 1/мин.

Вид топлива - газообразное (природный или нефтяной газ), по желанию заказчика двигатель может быть переоборудован для работы на жидком топливе - керосине РТ, ТС-1 или аналогичном топливе зарубежного производства.

Расход топлива (при $H = 11950$ ккал/кг) - 1775 кг/ч

Термический КПД - 32,5 %

Эмиссия вредных веществ:

- NO_x (при средней норме 150) - не более 105 мг/н*куб.м

- NO_x (с перспективой снижения до) - не более 50 мг/н*куб.м

- CO - не более 125 мг/н*куб.м

Температура газов за турбиной - 705 К

Габаритные размеры - 5500x1350x1400 мм

Масса - 1550 кг

Полный назначенный ресурс - 100000 ч



Д-336-10

Номинальная мощность (на уровне моря, МСА) - 10000 кВт

Номинальная частота вращения ротора турбины - 4800 1/мин (лев. вращ.), 6500 (прав. вращ.)

Вид топлива - газообразное (природный или нефтяной газ), по желанию заказчика двигатель может быть переоборудован для работы на жидком топливе - керосине РТ, ТС-1 или аналогичном топливе зарубежного производства.

Расход топлива (при $H = 11950$ ккал/кг) - 2115 кг/ч

Термический КПД - 34 %

Эмиссия вредных веществ:

- NO_x (при средней норме 150) - не более 80 мг/н*куб.м

- NO_x (с перспективой снижения до) - не более 50 мг/н*куб.м

- CO - не более 80 мг/н*куб.м

Температура газов за турбиной - 695 К

Габаритные размеры - 5700x1500x1600 мм

Масса - 2600 кг

Полный назначенный ресурс - 100000 ч.

Двигатели могут успешно работать в различных климатических зонах при температуре окружающего воздуха от -55 до +55 градусов С на высоте над уровнем моря до 4000 м.

АИ-336-1(2)-10

Промышленный газотурбинный привод, предназначенный для привода газоперекачивающих агрегатов и других промышленных установок мощностью 10 МВт.

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

- 4800 об/мин, против часовой стрелки АИ-336-1-10

- 6500 об/мин, по часовой стрелке АИ-336-2-10

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

При разработке АИ-336-1 (2)-10 был использован опыт изготовления и доводки в производстве модулей высокоэффективных и надежных авиадвигателей Д-136, Д-36, Д-436Т1.

АО Мотор - Січ имеет сертификат, выданный французской фирмой Бюро Веритас на систему качества в части производства базовых двигателей Д-136, Д-36.

Хорошие эксплуатационные показатели АИ-336-1 (2)-10 получены благодаря высоким параметрам цикла и эффективности его узлов, а также за счет экологичности, надежности и большого ресурса работы составляющих модулей.

Основные данные газотурбинного двигателя Д-336-1/2-10:

Тип привода - турбовальный, трехвальный

Номинальная мощность - 10000 кВт

Расход топлива - 2116 кг/ч

Эффективный КПД - 34%

Частота вращения роторов низкого давления - 10095 1/мин

Частота вращения роторов высокого давления - 13900 1/мин

Частота вращения роторов силовой турбины АИ-336-1-10 - 4800 1/мин

Частота вращения роторов силовой турбины АИ-336-2-10 - 6500 1/мин



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

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 - не более 600 с

Габаритные размеры и масса газотурбинного привода: длина - 5680 мм, ширина - 1052 мм, высота - 1105 мм, масса - 1680 кг

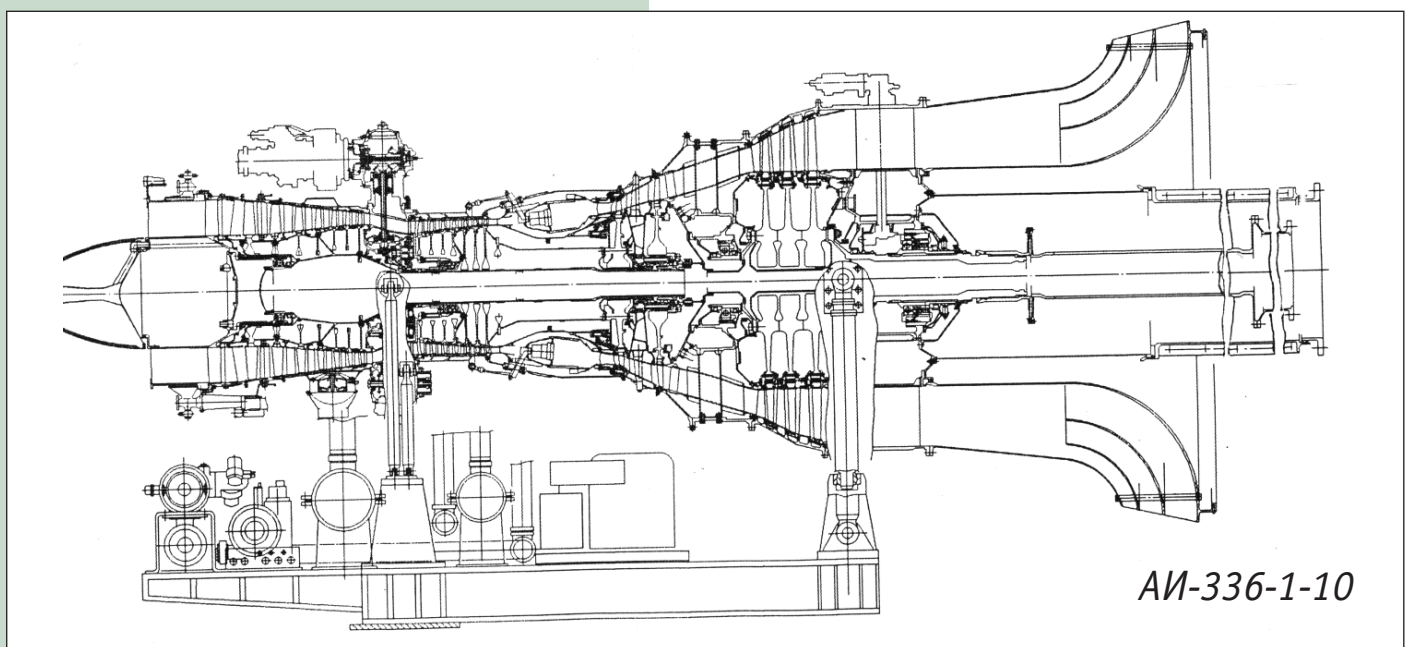
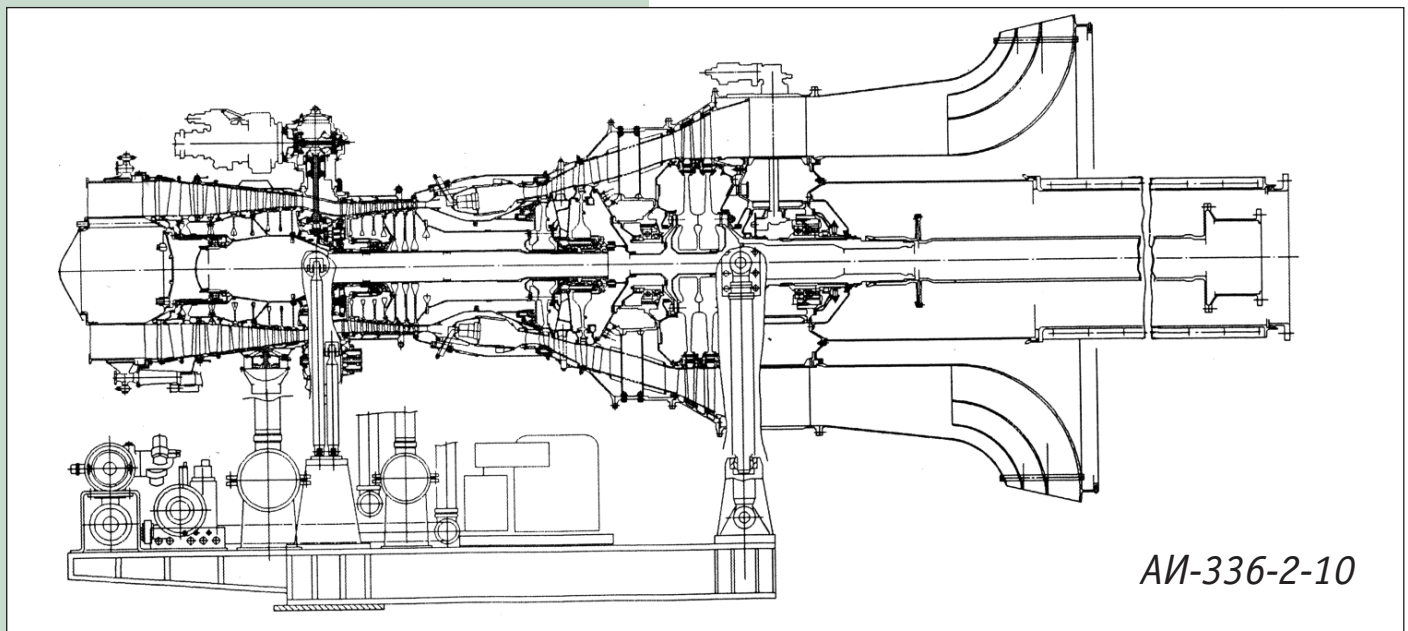
Климатическое исполнение - У, ХЛ

Ресурс до капитального ремонта - 25000 ч

Полный назначенный ресурс - 100000 ч

Средняя наработка на отказ - не менее 4000 ч

Срок службы привода - 12 лет





ЭГ-6300Г-10,5

УХЛ1

газотурбинная электростанция

Номинальная мощность - 6300 кВт

Максимальная мощность - 7200 кВт

Частота переменного трехфазного тока - 50 Гц

Напряжение номинальное - 10,5 кВ

Габаритные размеры: длина - 25 м, ширина - 3,2 м, высота - 7,5 м

Масса - 60 т

Ресурс до капитального ремонта - 50000 ч

Полный ресурс - 100000 ч

Срок службы - 12 лет

В состав электростанции входят и комплектно поставляются:

- Контейнер газотурбогенератора:
- двигатель АИ-336Э с выходной улиткой;
- генератор синхронный СГ-6-УХЛ) Т) со шкафом управления;
- редуктор РС-6/3;
- валопровод 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.

АИ-336Э

Турбовальный двигатель АИ-336Э выполнен по двухвальной схеме с осевым двухкаскадным тринадцатиступенчатым компрессором, промежуточным корпусом, кольцевой камерой сгорания, двумя ступенями турбин компрессоров, двухступенчатой свободной турбиной и выхлопным устройством.

Высокие параметры газодинамического цикла двигателя обеспечили его высокую экономичность.

Двигатель разделен на девять основных модулей, каждый из которых - законченный 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

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;
- эжектора-испарителя (камеры смешения);
- камеры дожигания;
- камеры охлаждения (устройство для подачи воды);
- выносного пульта управления.

Компактность генератора обеспечивается благодаря использованию газотурбинного двигателя в качестве энергетической установки. Инертный газ получают сжиганием топлива в выхлопных газах двигателя с последующим охлаждением продуктов сгорания водой до необходимой температуры.

Достоинства:

- 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.

Техническая характеристика:

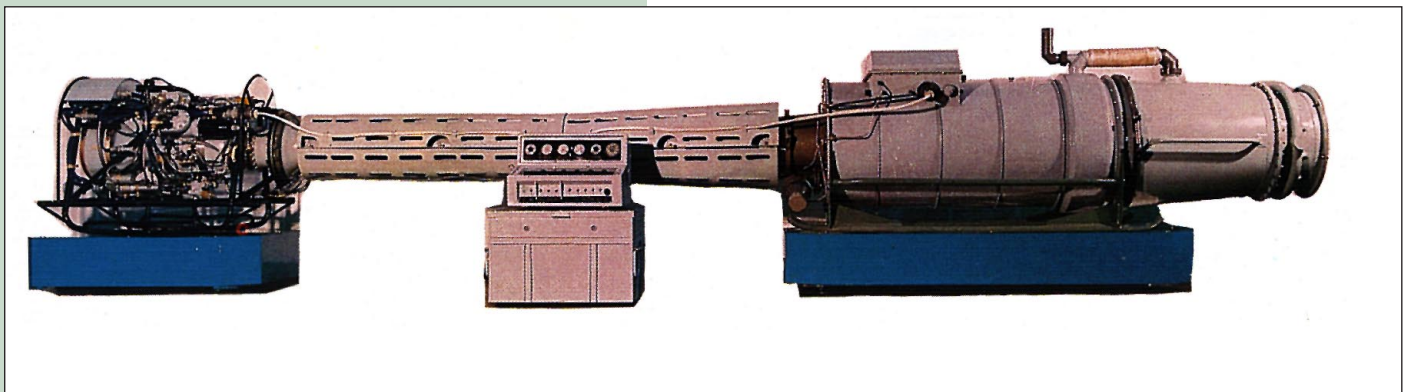
Параметры парогазовой смеси: производительность - 340 куб.м./мин, температура - 350...360 К (80...90 град. С), содержание кислорода - 1...2 %

Применяемое топливо - керосин марок Т1, Т2, ТС-1 и их смеси

Расход топлива: двигателем - 120 кг/ч, камерой дожигания - 700 кг/ч, расход воды - 20 т/ч

Габаритные размеры: длина - 5660 мм, ширина - 760 мм, высота - 1070 мм

Масса оснащенной установки - 1500 кг





ГТ-250

генератор инертных газов

Генератор инертных газов с двигателем АИ-9В предназначен для дистанционного тушения пожаров в шахтах, рудниках, на складах закрытого типа, а также для предотвращения взрывов в изолированных пожароопасных помещениях.

Газогенератор представляет собой компактную разборную установку.

Инертный газ получают сжиганием топлива в выхлопных газах двигателя АИ-9В с последующим охлаждением продуктов сгорания водой до необходимой температуры.

Достоинства генератора:

- сокращены время тушения пожара и материальные убытки;
- возможность тушения пожаров с большого расстояния;
- хранить и транспортировать газогенератор можно в виде отдельных модулей, легко собираемых в случае необходимости.

Газогенератор может быть применен для:

- тепловой обработки оборудования в шахтных стволах, тоннелях, складских помещениях в период зимней эксплуатации;
- обработки паром (пропаривания) внутренних поверхностей емкостей большого объема (трюмы танкеров, нефтехранилища, магистральные нефтепроводы и т.п.);
- тепловой обработки животноводческих и птицеводческих помещений сухим или влажным газом с добавлением дезинфицирующих средств.

Техническая характеристика:

Производительность - 250-300 куб.м/мин

Параметры парогазовой смеси:

- температура - 85-90 град. С
- содержание кислорода - 2-3%

Применяемое топливо - керосин Т-1, ТС-1

Расход топлива:

- двигателем - 80 кг/ч
- камерой дожигания - 320 кг/ч

Расход охлаждающей воды - 16 куб.м/ч

Габаритные размеры - 3500x900x800 мм

Масса установки - 350 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);
- мультипликатор;
- 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-утилизаторах. Охлаждение воздуха производится в теплообменниках промышленного типа.

Технические данные:

Производительность - 8 кг (400 куб.м/мин)

Давление сжатого воздуха - 7 ати

Температура сжатого воздуха - 260 град.С

Применяемое топливо - авиационные керосины, дизельное топливо, природный газ

Расход топлива - не более 1000 кг/ч

Габаритные размеры - 4500x1300x1480 мм

Сухая масса - 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



ЭТД-1000

турбодетандерная электростанция

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.

Основные технические данные:

Мощность: номинальная - 1000 кВт, максимальная - 1250 кВт

Расход газа - 0,94 - 1,0 млн. н*куб.м/сутки

Давление газа: на входе - до 55 кг/кв.см, на выходе - 6-9 кг/кв.см

Напряжение - 6,3; 10,5; 0,4 кВ

Частота тока - 50 Гц

Габаритные размеры контейнеров:

турбодетандера - 8000x3000x2350 мм

высоковольтного оборудования - 4000x2500x2350 мм

Масса - 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.