

**А.Люлька-Сатурн,
открытое
акционерное
общество**



**РТД
РД-1
С-18
ТР-1
ТР-2/ТР-3
АЛ-3/АЛ-5
АЛ-7
АЛ-7Ф-1
АЛ-7ПБ
АЛ-7Ф-2/АЛ-7Ф-4
АЛ-21Ф
АЛ-21Ф-3
АЛ-21Ф-3А
АЛ-31Ф
АЛ-31ФП
АЛ-31ФН
АЛ-34-1
АЛ-35
АЛ-31СТ
АЛ-31СТЭ
Д-57
АЛ-55
АЛ-100**



129301 Россия, г. Москва, ул. Касаткина, 13
тел. (095) 283-0913, 283-9564, 283-9555, факс (095) 286-7566
Генеральный директор/Генеральный конструктор -
Чепкин Виктор Михайлович, тел. (095) 283-9564
Заместитель Д/Управляющий директор -
Лебедев Валерий Алексеевич, тел. (095) 283-9575
Первый заместитель ГК/Главный конструктор -
Марчуков Евгений Ювенальевич, тел. (095) 283-9564
Заместитель Главного конструктора - Волков Альберт Иванович
Начальник отдела внешних связей и протокола -
Нестеров Виктор Георгиевич, тел. (095) 283-1374
Заместитель начальника отдела внешних связей и протокола -
Андрякин Евгений Алексеевич

Основано в 1946 г. Прежнее название - НПО Сатурн имени Архипа Михайловича Люльки. Руководители - Генеральные конструкторы: А.М.Люлька (1946-1984 гг.), В.М.Чепкин (с 1984 г.) Специализируется на разработке турбореактивных авиационных двигателей, промышленных силовых установок, жидкостных реактивных двигателей, агрегатов зажигания, электромагнитных клапанов, коробок приводов, турбоприводов и других агрегатов ГТД.



Архип Михайлович Люлька



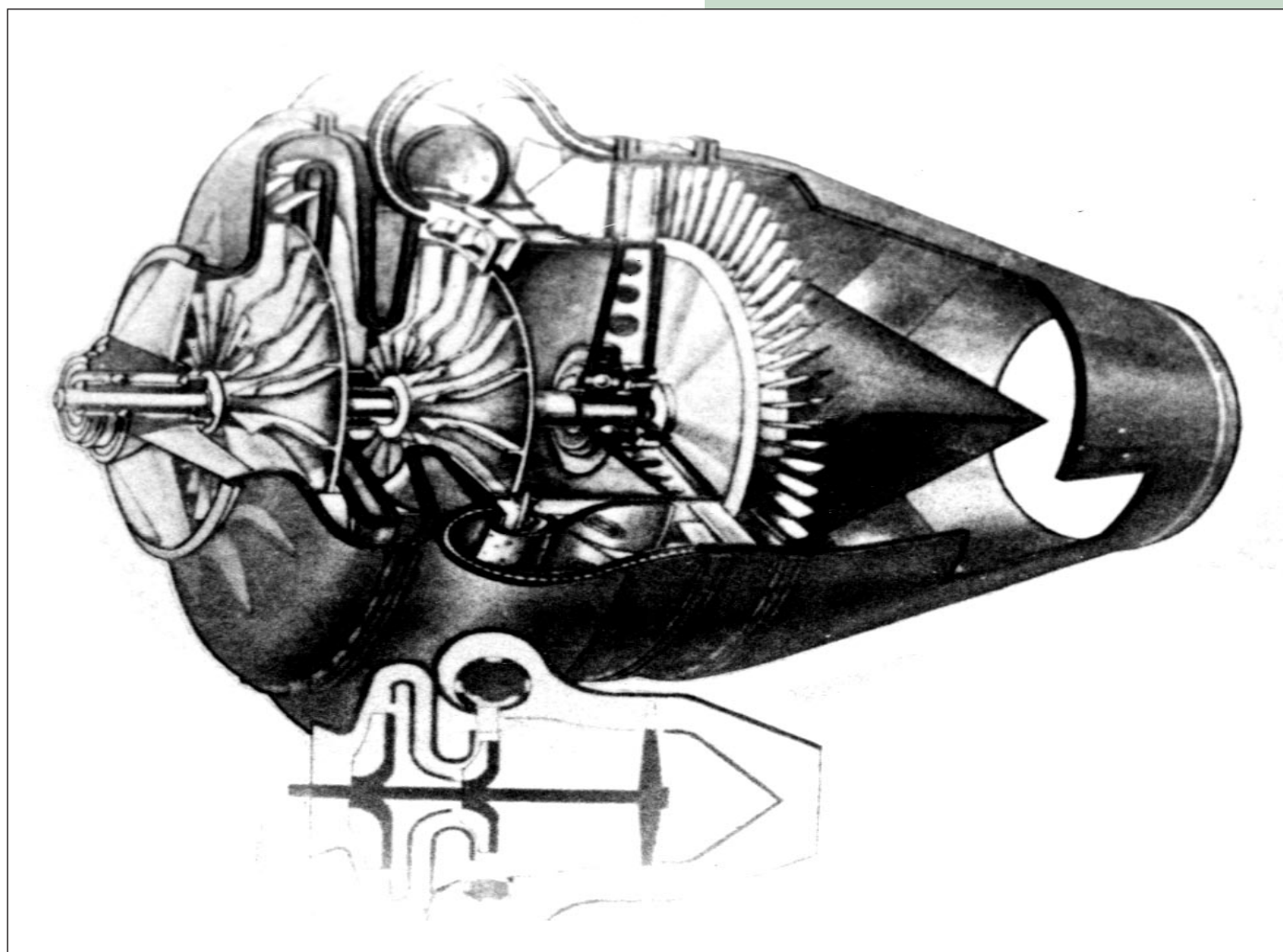
РТД

авиационный газотурбинный двигатель

Проект ТРД с центробежным компрессором (1937 г.).

Мощность при скорости полета $V=900$ км/ч - 800 л. с.

Первый проект турбореактивного двигателя РТД был разработан А.М.Люлькой на кафедре авиадвигателей ХАИ. Этот двигатель предполагалось установить на скоростном самолете-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.





РД-1

авиационный газотурбинный двигатель

Турбореактивный двигатель с осевым компрессором РД-1 (1939-1941 гг.) спроектирован А.М.Люлькой в Ленинградском конструкторском бюро, где были централизованы работы по созданию ТРД, и частично изготовлен на Кировском заводе.

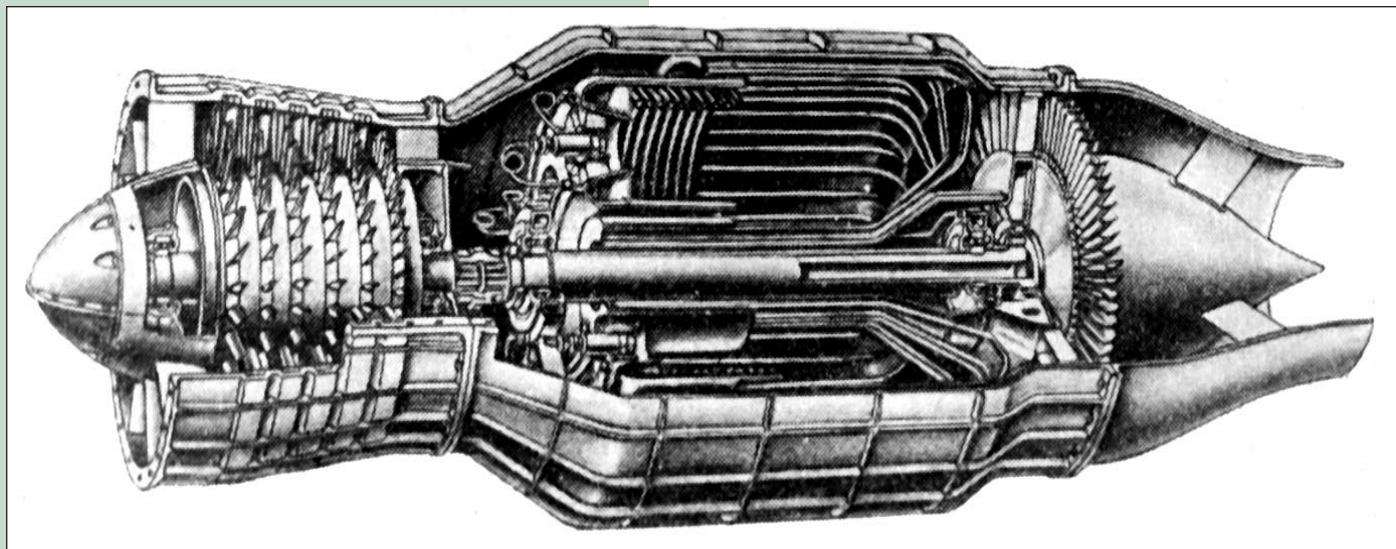
С началом Великой Отечественной войны дальнейшие разработки были прекращены.

Тяга - 530 кгс (5,2 кН)

Степень сжатия в компрессоре - 3,2

Температура газов перед турбиной - 940 К

Удельный расход топлива - 1,43 кг/кгс*ч (0,146 кг/Н*ч)



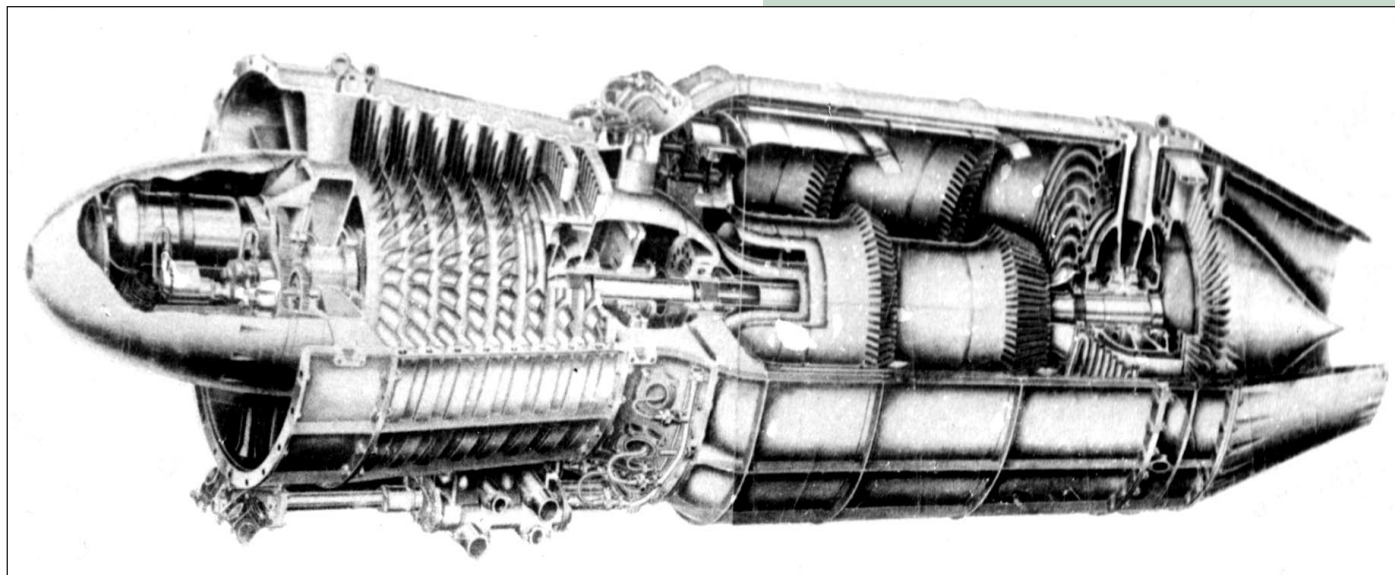


C-18

авиационный газотурбинный двигатель

Основанию ОКБ Люльки предшествовали поисковые работы по реактивным двигателям, начатые им с группой инженеров в 1937 г. в Харьковском авиационном институте и продолженные в Ленинграде на Кировском заводе и в Центральном котлотурбинном институте. В начале Великой Отечественной Войны работы были прерваны и возобновлены в 1943 в ЦИАМ, а затем в 1944 в специальном отделе ТРД НИИ Наркомата авиационной промышленности (руководитель отдела - А.М.Люлька). В 1945 г. по чертежам отдела на опытном заводе изготавливается стендовый ТРД С-18, который в этом же году успешно проходит стендовые испытания.

Летный вариант двигателя С-18 получил обозначение ТР-1. 24-27 февраля 1947 года двигатель ТР-1 успешно прошел государственные испытания, изготавливался серийно и устанавливался на истребитель Су-11, бомбардировщик Ил-22 и истребитель И-211.





ТР-1

авиационный турбореактивный двигатель

В феврале 1947 г. первый отечественный ТРД ТР-1 (1944-1947 гг.) прошел Государственные испытания. Двигатель выполнен по прямоточной схеме с осевым одновальным компрессором. ТР-1 имел восьмиступенчатый компрессор, кольцевую камеру сгорания, одноступенчатую турбину. Устанавливался на экспериментальных самолетах Су-11 и Ил-22.

Тяга - 1350 кгс (13,25 кН)

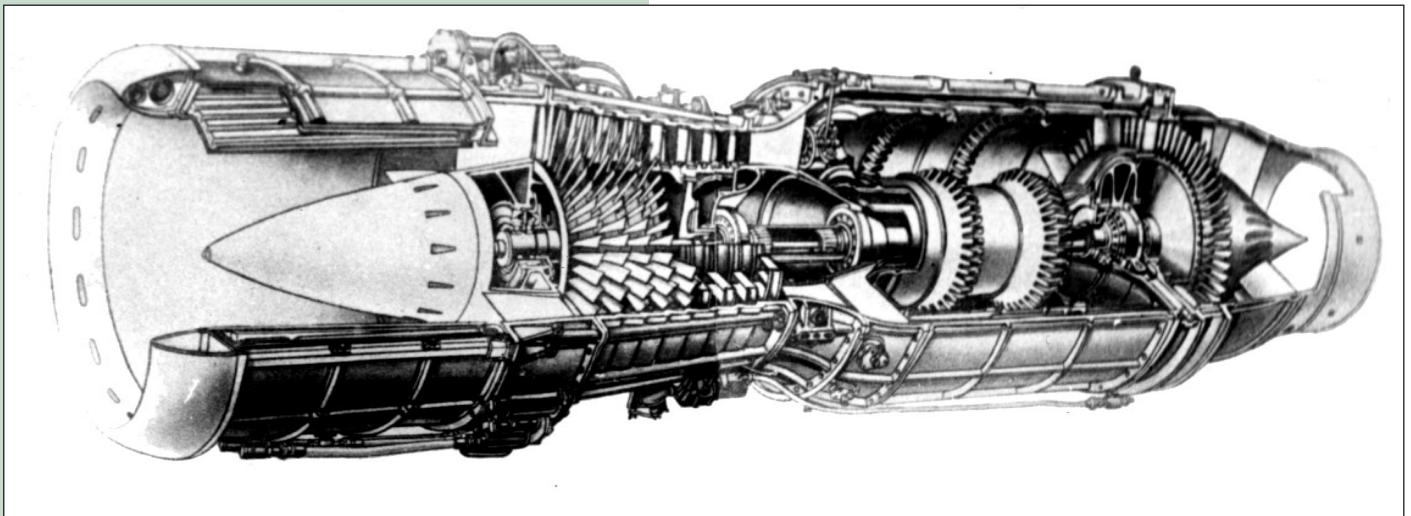
Расход воздуха - 31,5 кг/с

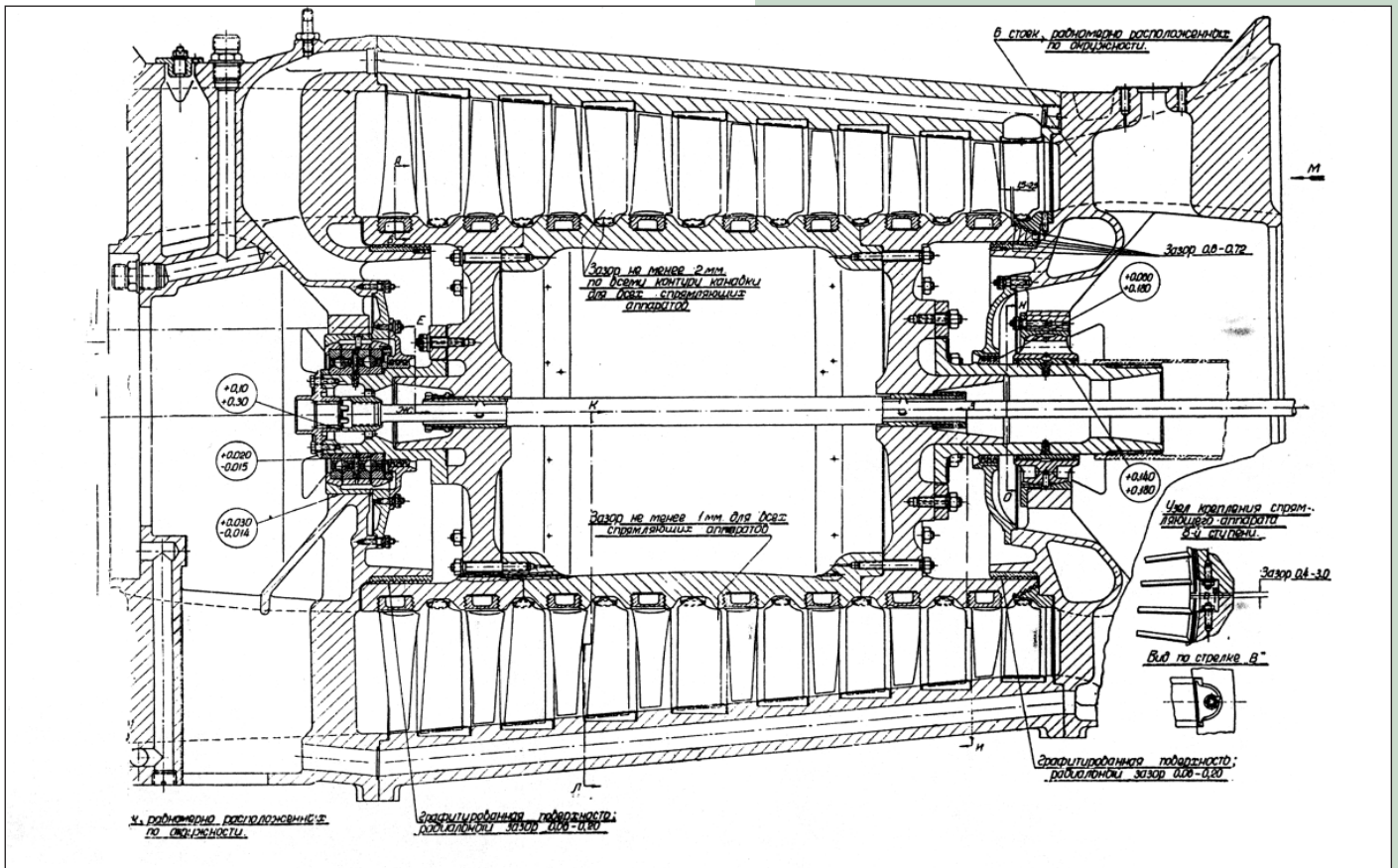
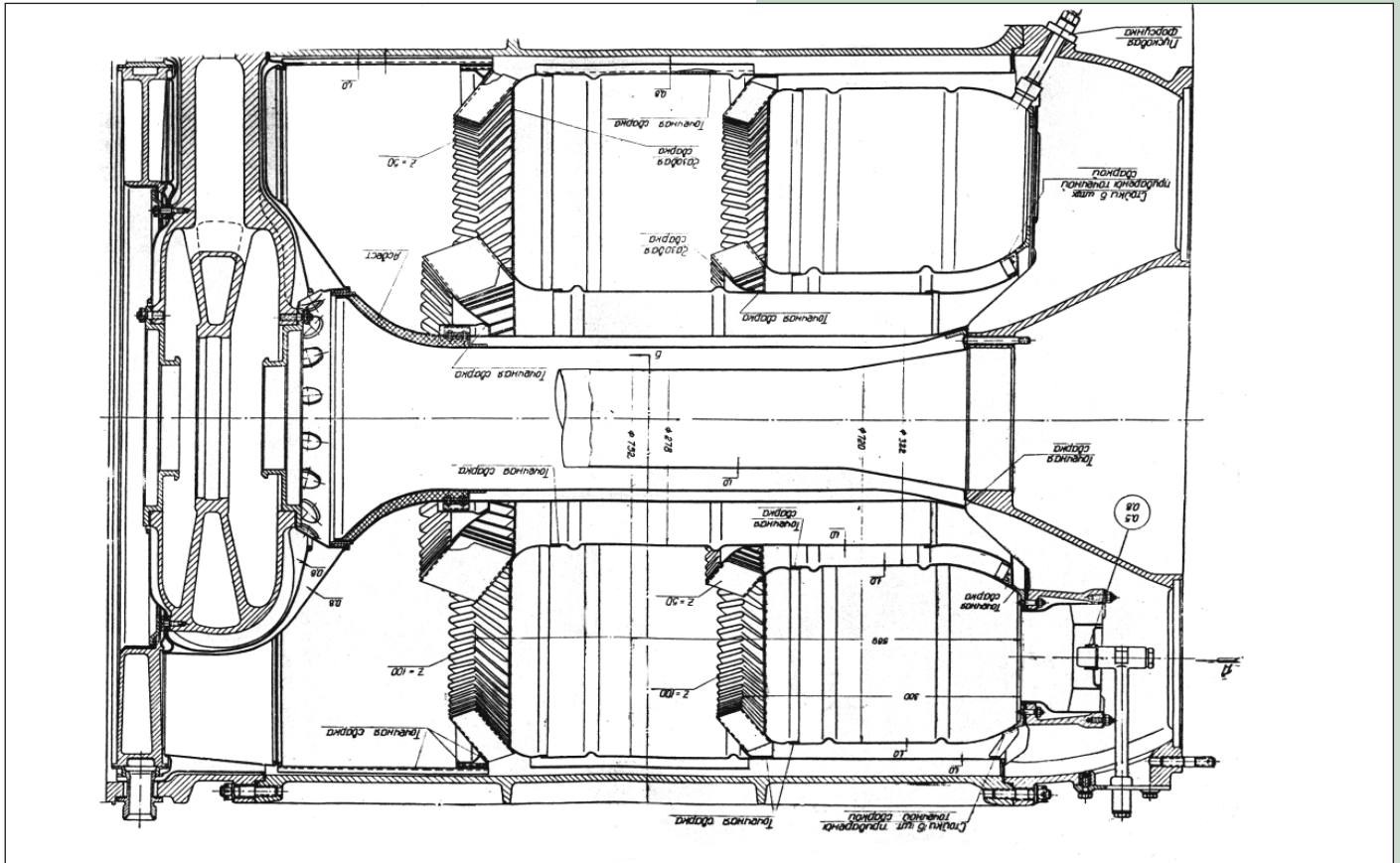
Степень сжатия в компрессоре (степень повышения давления) - 3,16

Температура газа перед турбиной - 1065 К

Удельный расход топлива - 0,128 кг/Н*ч

Масса - 856 кг



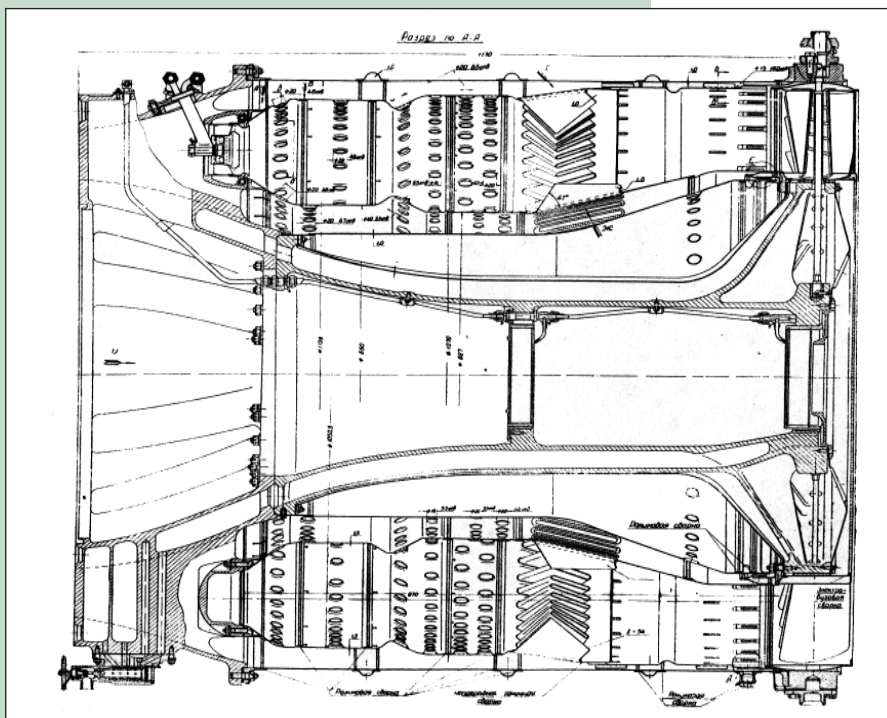
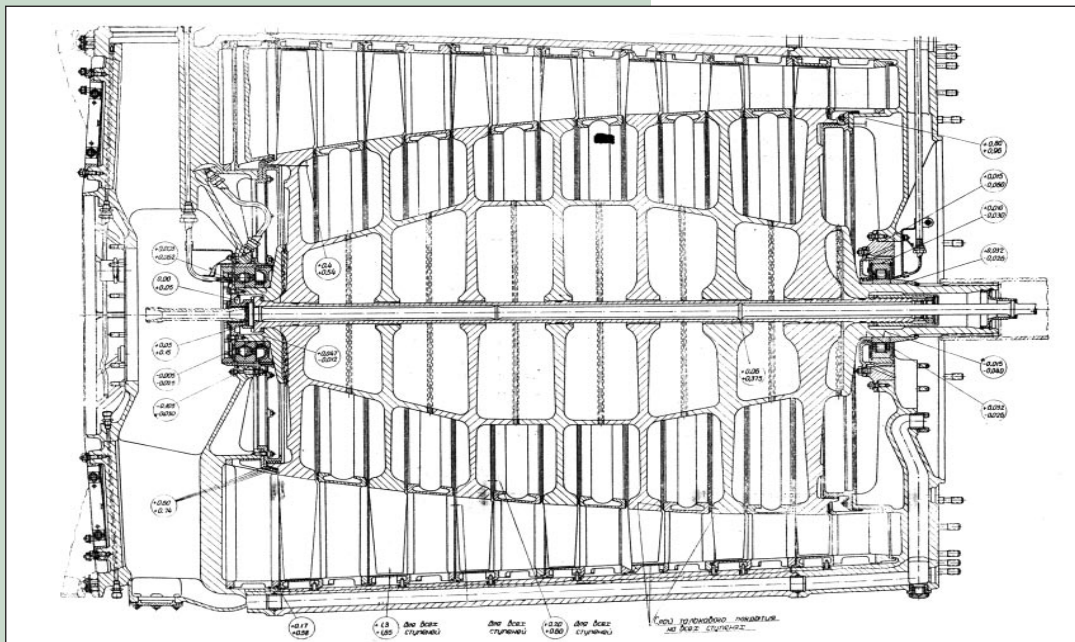




ТР-2/ТР-3

авиационные газотурбинные двигатели

В 1947-48 гг. спроектирован и изготовлен более совершенный ТРД ТР-2 тягой 24,5 кН, который прошел стендовые испытания.





АЛ-3/АЛ-5

авиационные газотурбинные двигатели

АЛ-3

В 1948-50 гг. создается АЛ-3 тягой 44,1 кН. В 1950 двигатель успешно выдержал Государственные испытания, устанавливался на опытных самолетах.

АЛ-5 (1947-1953 гг.) 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.

Тяга - 5030 кгс (49,2 кН)

Расход воздуха - 95 кг/с

Степень сжатия в компрессоре (степень повышения давления) - 4,5

Температура газов перед турбиной - 1100 К

Удельный расход топлива (крейс.) - 0,95 кг/кгс*ч (0,097 кг/Н*ч)

Масса - 1770 кг

Максимальный диаметр - 1,2 м

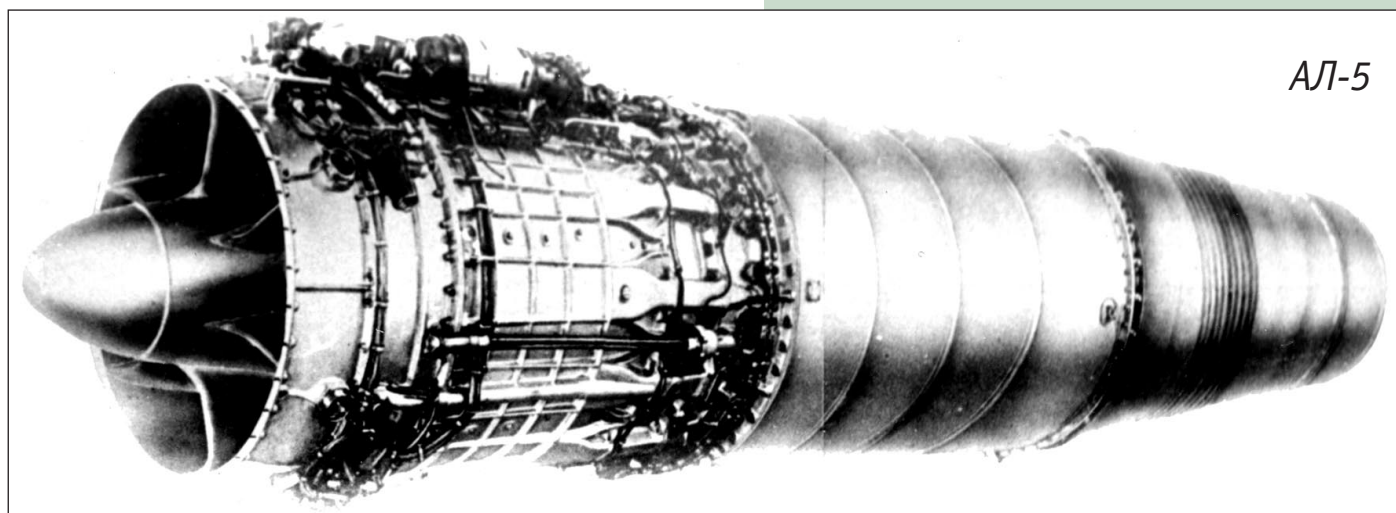
Длина - 4,31 м

АЛ-5

В начале 1952 АЛ-5 прошел летные испытания на самолете Ил-46. Двигатель АЛ-5 успешно прошел Государственные испытания, изготавливался серийно.

Применение - Ил-46, И-350, Ла-190.

В 50-е годы АЛ-5 был одним из самых мощных ТРД в мире.





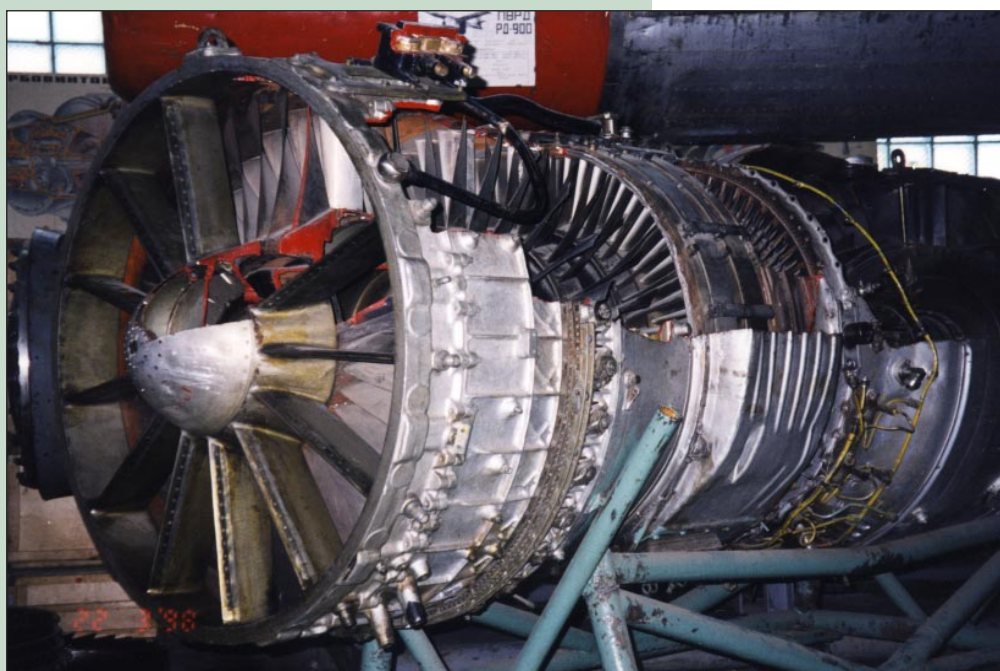
АЛ-7

авиационный газотурбинный двигатель

В марте 1953 г. было завершено изготовление двигателя второго поколения АЛ-7 тягой 67 кН, состоящего из девятиступенчатого одновального компрессора, кольцевой камеры сгорания с 18 вихревыми горелками, двухступенчатой турбины, конического нерегулируемого сопла. Масляная система закрытого типа, масло охлаждалось топливом. Система запуска - автономная. Раскрутка двигателя осуществлялась турбостартером. Розжиг основного топлива в камере сгорания - 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 (отобранном 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. Был создан одновальный девятиступенчатый компрессор со сверхзвуковой ступенью, имевший степень повышения давления 10. Подобных компрессоров в то время в мировой практике 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. 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. Дальнейшие работы по АЛ-7 велись в направлении совершенствования его узлов и повышения энергонапряженности путем сжигания дополнительного топлива за турбиной, в форсажной камере. Двигатель получил обозначение АЛ-7Ф-1 и в 1959 г. был запущен в серийное производство.





АЛ-7Ф-1

авиационный газотурбинный двигатель

АЛ-7Ф-1 - развитие двигателя АЛ-7. С 1959 г. АЛ-7Ф-1 в серийном производстве.

АЛ-7Ф-1 (1953-1957 гг.) - 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.

Тяга на взлете - 9200 кгс (90,2 кН)

Расход воздуха - 114 кг/с

Степень сжатия в компрессоре (степень повышения давления) - 9,1

Температура газов перед турбиной - 1200 К

Удельный расход топлива на форсаже - 0,204 кг/Н*ч

Удельный расход топлива на крейсерском режиме - 0,093 кг/Н*ч

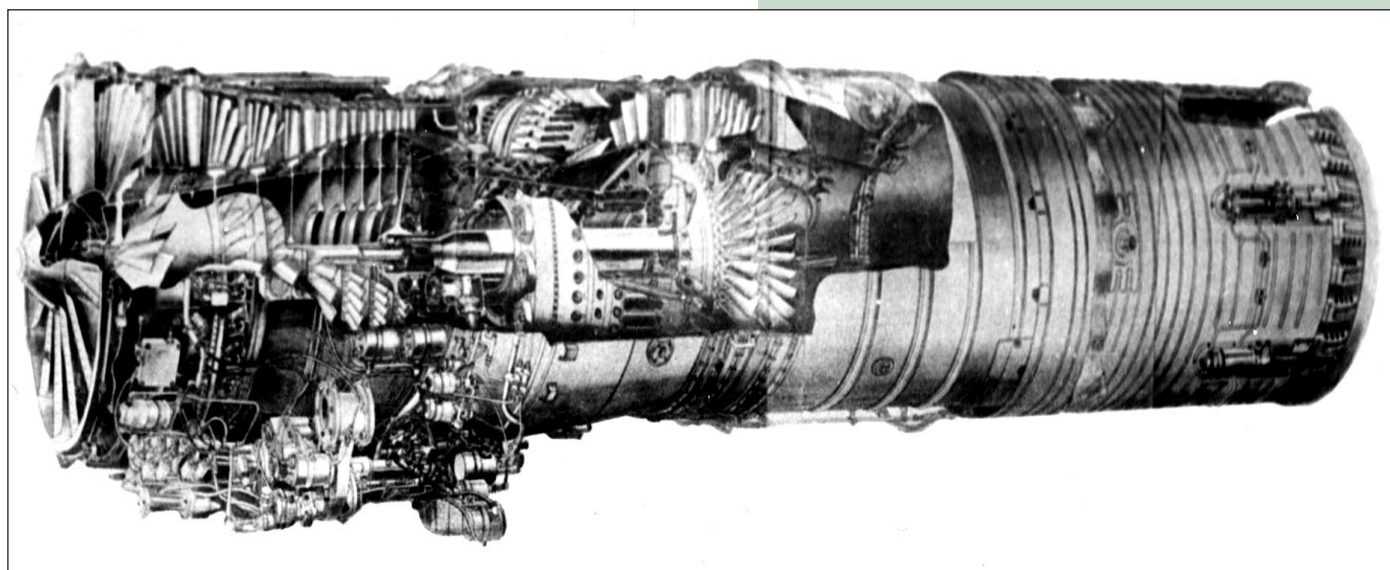
Масса - 2010 кг

Максимальный диаметр - 1,25 м

Длина - 6,63 м

Применение - Су-7, Су-7Б.

Производился на ММПП Салют.





АЛ-7ПБ

авиационный газотурбинный двигатель

В 1961 г. на базе АЛ-7Ф-1 создан и запущен в серийное производство двигатель АЛ-7ПБ, предназначенный для пассажирских и транспортных самолетов. На двигателе вместо форсажной камеры установлено жесткое нерегулируемое реактивное сопло, сняты агрегаты, обслуживающие форсажный контур.

Тяга - 71,2 кН

Удельный расход топлива на крейсерском режиме - 0,089 кг/Н*ч

Расход воздуха - 114 кг/с

Степень повышения давления - 9,1

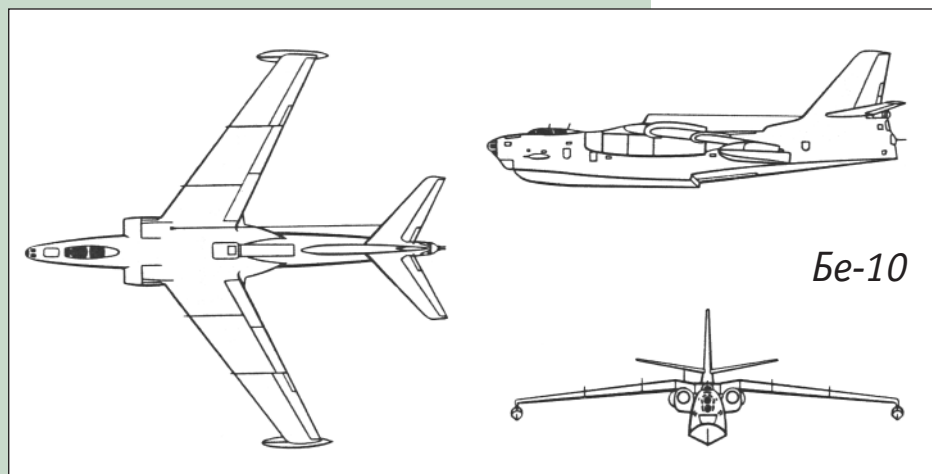
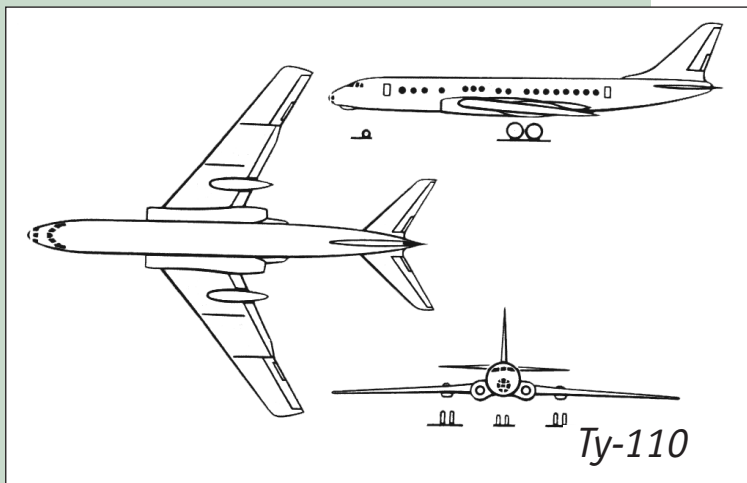
Температура газа перед турбиной - 1200 К

Масса - 1746 кг

Максимальный диаметр - 1,062 м

Длина - 3,31 м

Применение - Бе-10, Ту-110 (модификация Ту-104).





АЛ-7Ф-2/АЛ-7Ф-4

авиационные турбореактивные двигатели

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 коловратных насосов применены центробежно-шестеренные. Усовершенствована система регулирования: введены ограничители максимальной температуры газа перед турбиной и максимальной приведенной частоты вращения ротора. В 1960 г. АЛ-7Ф-2 запущен в серийное производство. В конце 1963 г. он прошел Государственные испытания на самолете Су-11.

Тяга на взлете - 10100 кгс (99,1 кН)

Расход воздуха - 115 кг/с

Степень сжатия в компрессоре - 9,3

Температура газов перед турбиной - 1200 К

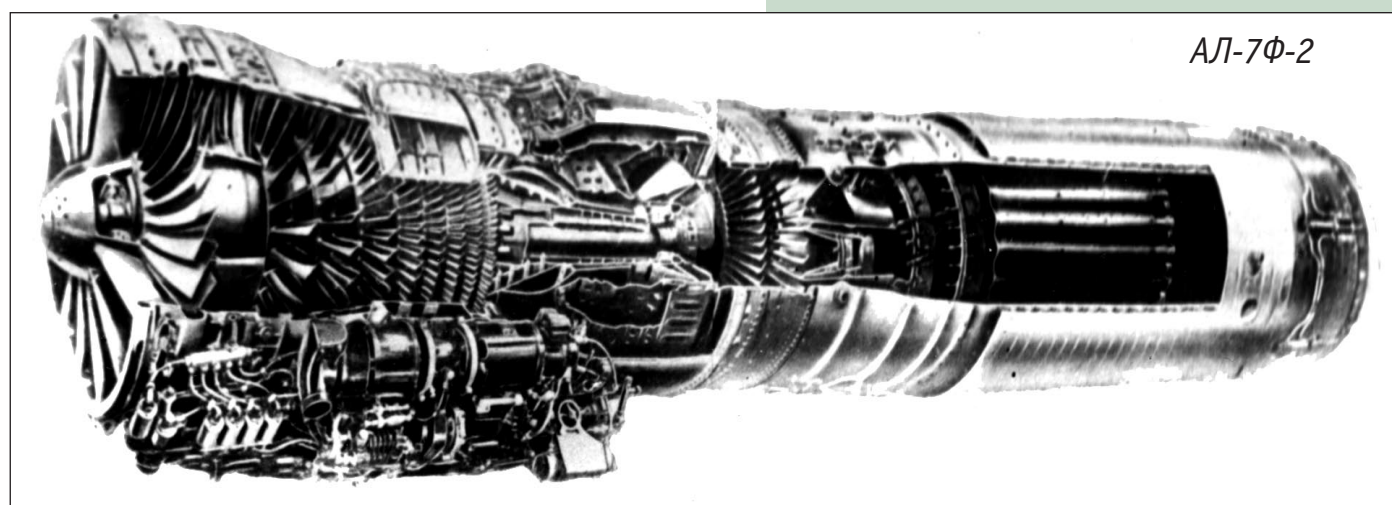
Удельный расход топлива на форсаже - 0,204 кг/Н*ч

Удельный расход топлива на крейсерском режиме - 0,091 кг/Н*ч

Масса - 2100 кг

Максимальный диаметр - 1,3 м

Длина - 6,65 м

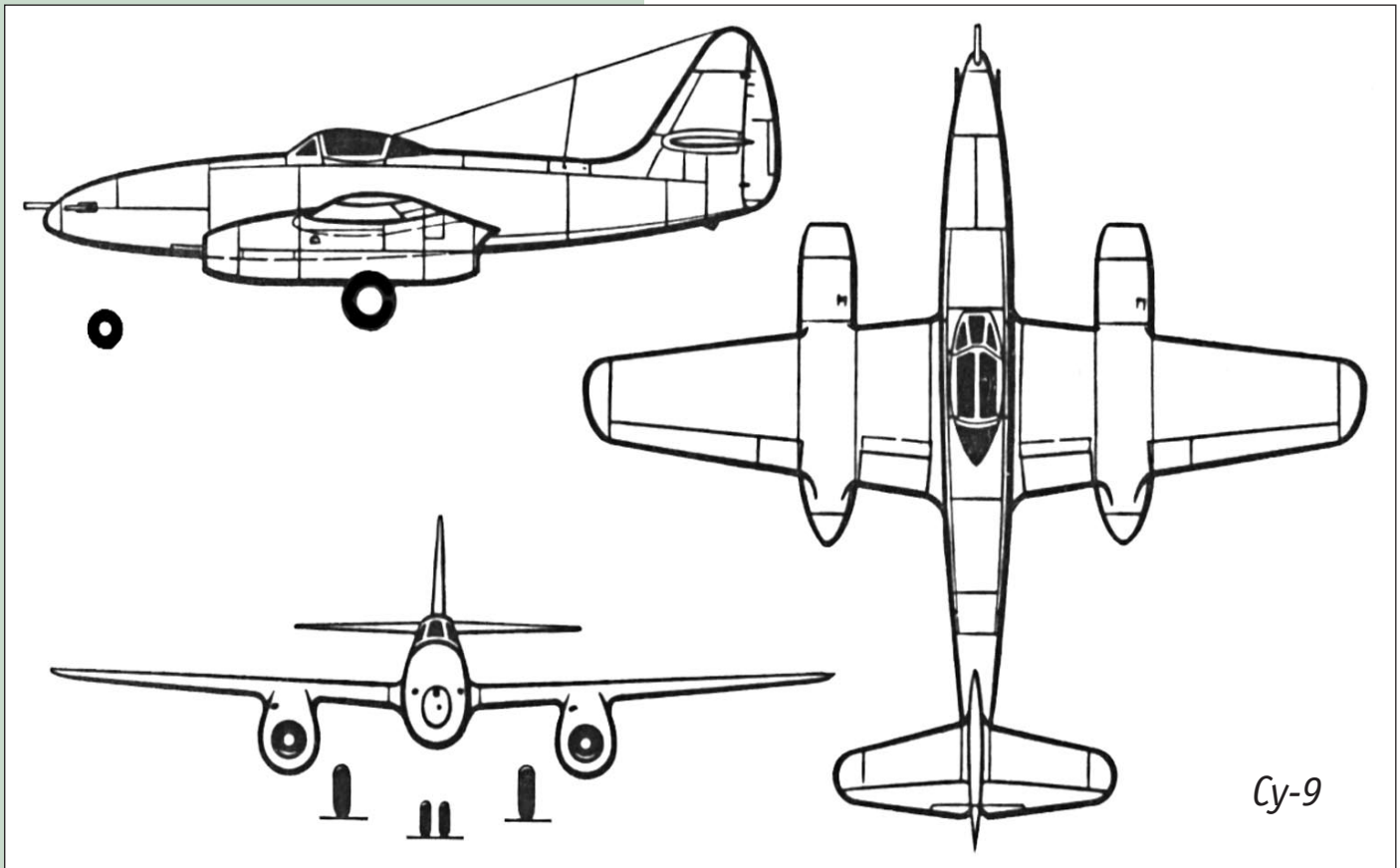




Двигатель АЛ-7Ф-2 имел более высокие параметры и ресурс, чем АЛ-7Ф-1, успешно прошел летные испытания и изготавливался в крупносерийном производстве.

Применение - Су-11, Су-9

В 1962 г. форсажную тягу АЛ-7Ф-2 увеличивают до 110 кН. Двигатель с такой тягой имел обозначение АЛ-7Ф-4. Двигатели семейства АЛ-7 длительное время эксплуатировались на самолетах различного назначения.





АЛ-21Ф

авиационный газотурбинный двигатель

В 1965 г. началась разработка проекта ТРД третьего поколения. В конце 1966 г. изготовлены первые экземпляры АЛ-21Ф (устанавливался на опытном самолете). Производился на ММПП Салют.

Тяга - 87,3 кН

Удельный расход топлива на форсаже - 0,194 кг/Н*ч

Удельный расход топлива на крейсерском режиме - 0.074 кг/Н*ч

Расход воздуха - 88,5 кг/с

Степень повышения давления - 12,7 кг

Температура газа перед турбиной - 1263 К

Масса - 1580 кг

Максимальный диаметр - 1,03 м

Длина - 5,34 м

Применение - Су-17.



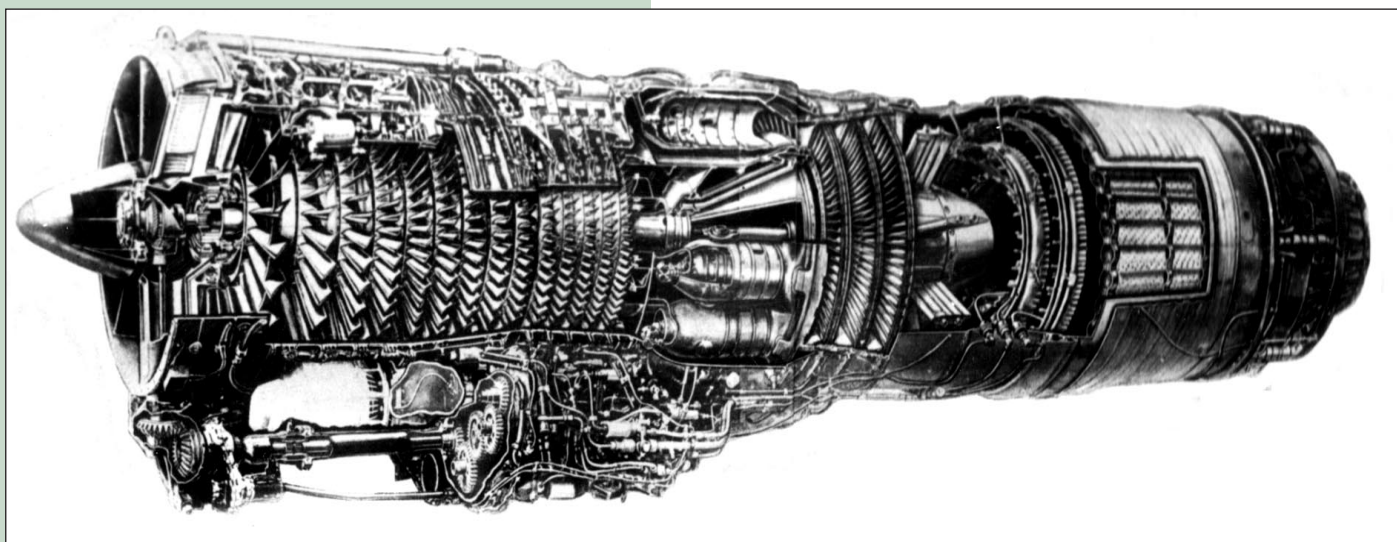


АЛ-21Ф-3

авиационный газотурбинный двигатель

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

В марте 1970 г. изготовлен 1-й 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. 10 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 смесью, которая защищает торцы рабочих лопаток от износа, поддерживает минимальные радиальные зазоры. Камера сгорания трубчато-кольцевая, с 12 жаровыми трубами, имеющими центробежные форсунки. Рабочие лопатки первой ступени и сопловые лопатки первой и второй ступени турбины охлаждаются воздухом, отбираемым за компрессором. На крейсерских режимах с целью повышения экономичности двигателя охлаждающий воздух в турбину не подается. Над рабочими лопатками всех трех ступеней турбины и по лабиринтам дисков применено сотовое уплотнение для поддержания минимальных зазоров. Форсажная камера состоит из фронтального устройства, форсажной трубы и всережимного сверхзвукового сопла. Фронтальное устройство имеет три кольцевых стабилизатора и шесть топливных коллекторов с центробежными и струйными форсунками. Стенки форсажной трубы, в которой происходит горение форсажного топлива, охлаждаются с внешней стороны набегающим потоком воздуха, с внутренней - потоком пристеночного газа за турбиной.





Для организации внутреннего охлаждения вдоль всего корпуса трубы установлен перфорированный экран. Реактивное сопло состоит из дозвукового сужающегося и сверхзвукового расширяющегося венцов, охлаждается потоком газов, выходящих из щели в заднем экране форсажной трубы. 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.

Особенностью АЛ-21Ф-3 являются высокие удельные параметры в широком диапазоне эксплуатационных режимов работы. Они достигнуты повышением эффективности основных узлов, применением теплопрочного титана и жаропрочных стальных сплавов, использованием прогрессивных технологических процессов изготовления. 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.

Тяга на взлете - 11250 кгс (110,5 кН)

Расход воздуха - 104 кг/с

Степень сжатия в компрессоре - 14,6

Температура газов перед турбиной - 1385 К

Минимальный удельный расход топлива - 0,8 кг/кгс *ч (0,081 кг/Н *ч)

Удельный расход топлива на форсаже - 0,19 кг/Н*ч

Удельный расход топлива на крейсерском режиме - 0,078 кг/Н*ч

Масса - 1800 кг

Максимальный диаметр - 1,03 м

Длина - 5,34 м

Применение - Су-17М, Су-24, МиГ-23Б.



Су-24



МиГ-23



АЛ-21Ф-3А

авиационный газотурбинный двигатель

Тип двигателя - турбореактивный с форсажной камерой

Компрессор:

Тип - осевой с поворотными лопатками направляющих аппаратов

Количество ступеней - 14

Камера сгорания:

Тип - прямоточная, трубчато-кольцевая

Количество ступеней - 12

Турбина:

Тип - осевая, активно-реактивная

Количество ступеней - 3

Форсажная камера - прямоточная, трехстабилизаторная

Реактивное сопло - регулируемое, всережимное со сверхзвуковой расширяющейся частью

Габаритные размеры:

Длина с форсажной камерой - 5160 мм

Внутренний диаметр по фланцу входа в компрессор - 885 мм

Вес двигателя в состоянии поставки - 2005+3% кг

Основные режимы работы и значения параметров двигателя:

Режим максимальный форсаж:

Тяга - 11250-225 кгс

Число оборотов - 8316 об/мин

Степень повышения давления (расчетная) - 14,55

Удельный расход топлива кг (топлива) кгс (тяги)/час - не более 1,86+0,03

Расход воздуха - 104+0,5-2,0 кг/сек

Режим минимальный форсаж:

Тяга - 9700 кгс

Число оборотов - 8316 об/мин

Степень повышения давления (расчетная) - 14,55

Удельный расход топлива кг (топлива) кгс (тяги)/час - не более 1,36+0,03

Расход воздуха - 104+0,5-2,0 кг/сек

Режим максимальный режим:

Тяга - 7800 + 234 кгс

Число оборотов - 8316 об/мин

Степень повышения давления (расчетная) - 14,55

Удельный расход топлива кг (топлива) кгс (тяги)/час - не более 0,88+0,5

Расход воздуха - 104+0,5-2,0 кг/сек



Режим минимального удельного расхода топлива:

Тяга - 3300:4500 кгс

Число оборотов - 6890:7400 об/мин

Степень повышения давления (расчетная) - 9, 0:11, 35

Удельный расход топлива кг (топлива) кгс (тяги)/час - не более 0,76+0,03

Расход воздуха - 75:90 кг/сек

Режим малый газ:

Тяга - 350 кгс

Число оборотов - 5630 об/мин

Степень повышения давления (расчетная) - 3,3

Удельный расход топлива кг (топлива) кгс (тяги)/час - часовой расход 900 кг/час

Расход воздуха - 30 кг/сек



АЛ-31Ф

авиационный газотурбинный двигатель

Авиационный турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой для истребителя Су-27.

Тяга - 12500 кгс

Удельный расход топлива на экономичном режиме - 0,069 кг/Н*ч.

Удельный расход топлива - 1,96 кг/кгс*ч

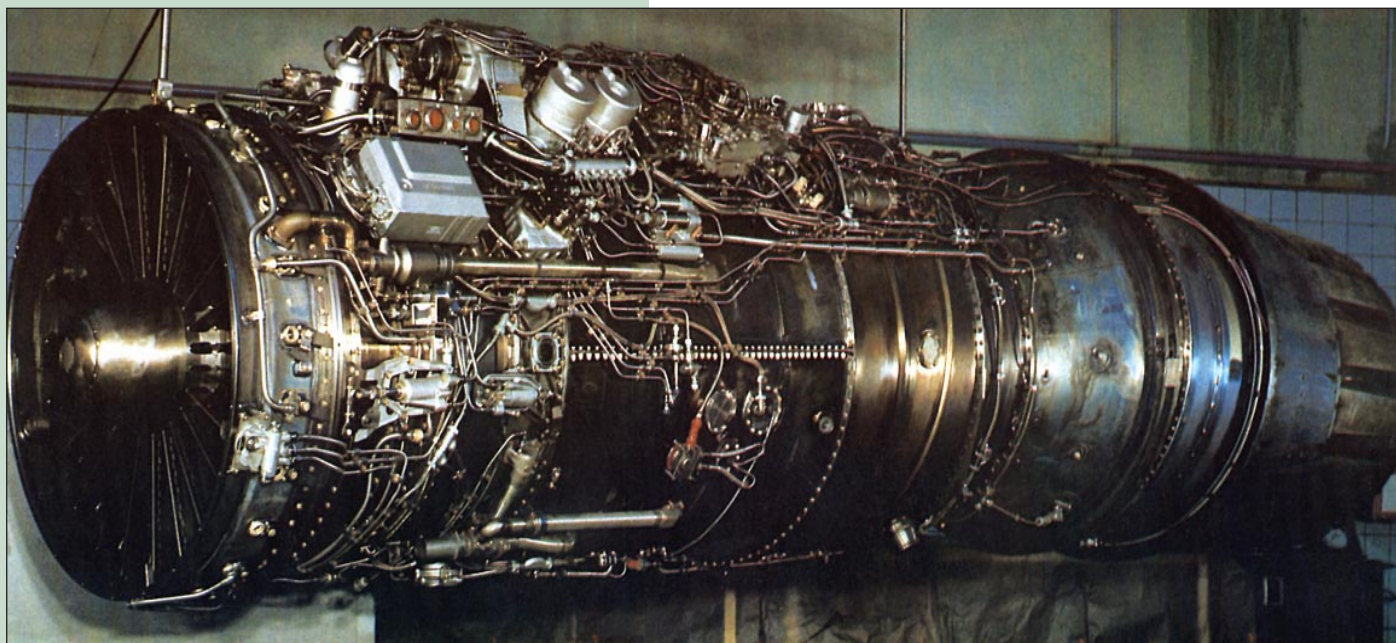
Степень двухконтурности - 0,571

Сухая масса - 1520 кг

Габаритные размеры: длина - 4945 мм, максимальный диаметр - 1277 мм

Ресурс - 300 ч

Производится на ММПП Салют и Уфимском моторостроительном ПО.



Су-27





АЛ-31ФП

авиационный газотурбинный двигатель

Двухконтурный турбореактивный двигатель АЛ-31ФП - это высокоэкономичный, высокотемпературный двухконтурный двигатель с поворотным реактивным соплом, модульной конструкции, устанавливается на самолеты Су-37, Су-30МК и другие модификации самолета Су-27.

АЛ-31ФП эксплуатируется в широком диапазоне высот и скоростей полета, устойчиво работает в режимах глубокого помпажа воздухозаборника при M полета 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.

АЛ-31ФП изготавливается в обычном и тропическом исполнении.

Тяга на полном форсированном режиме - 12500 кгс

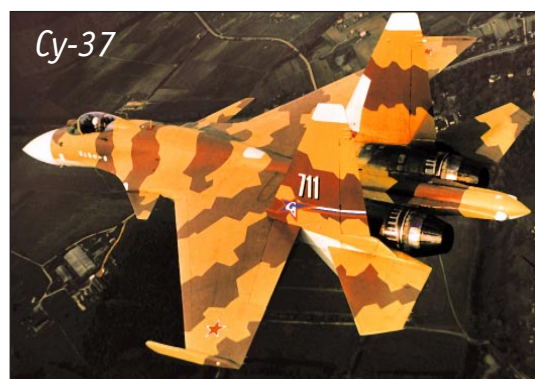
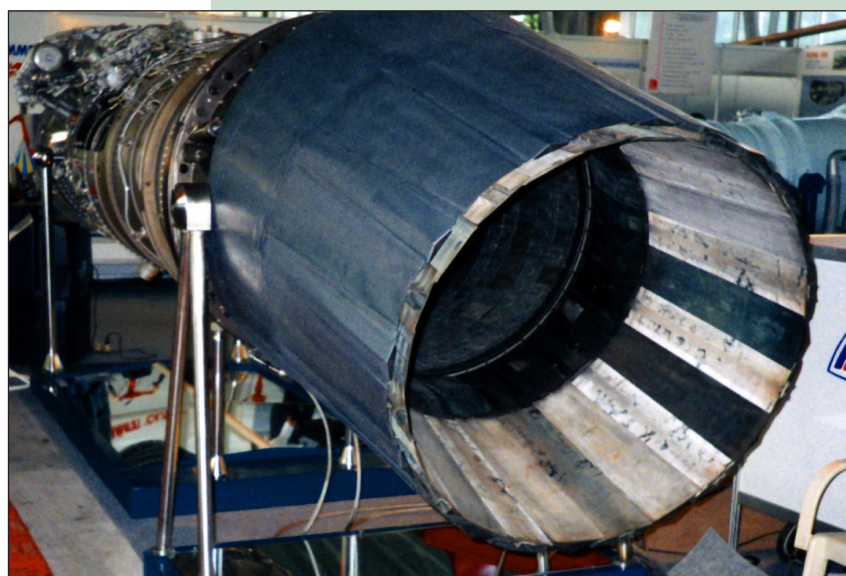
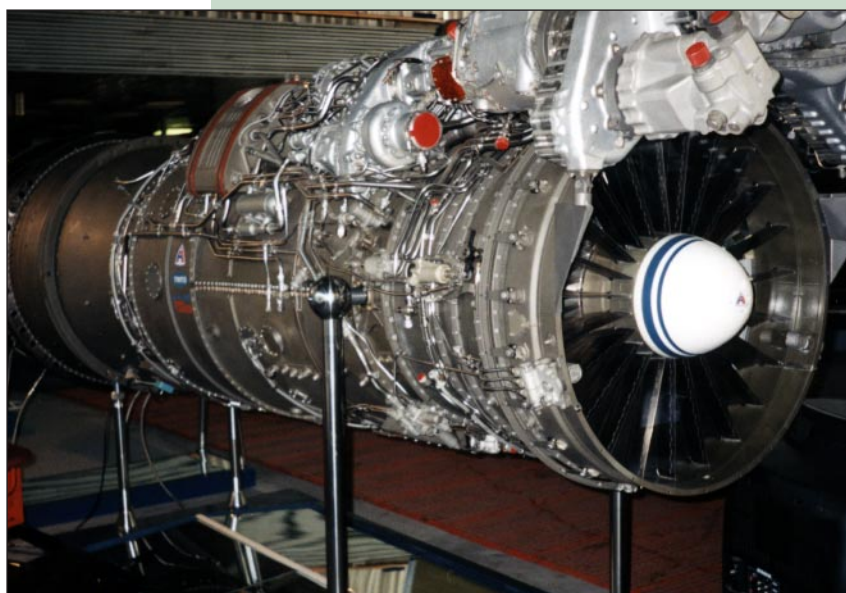
Минимальный удельный расход топлива - 0,67 кг/кгс*ч

Масса двигателя - 1570 кг

Длина - 4,99 м

Диаметр входа - 0,91 м

Максимальный наружный диаметр - 1,28 м





АЛ-34-1

авиационный газотурбинный двигатель

АЛ-34-1 - турбовинтовой двигатель с управляемой регенерацией, высокоэкономичный, безопасный на взлете за счет значительного увеличения мощности, с низким уровнем шума.

Двигатель предназначен для легких многоцелевых самолетов и вертолетов (в частности, для 19-местного двухдвигательного самолета местных воздушных линий Т-108 и 4-6-местного самолета М-101 Гжель), а также энергетических установок широкого применения.

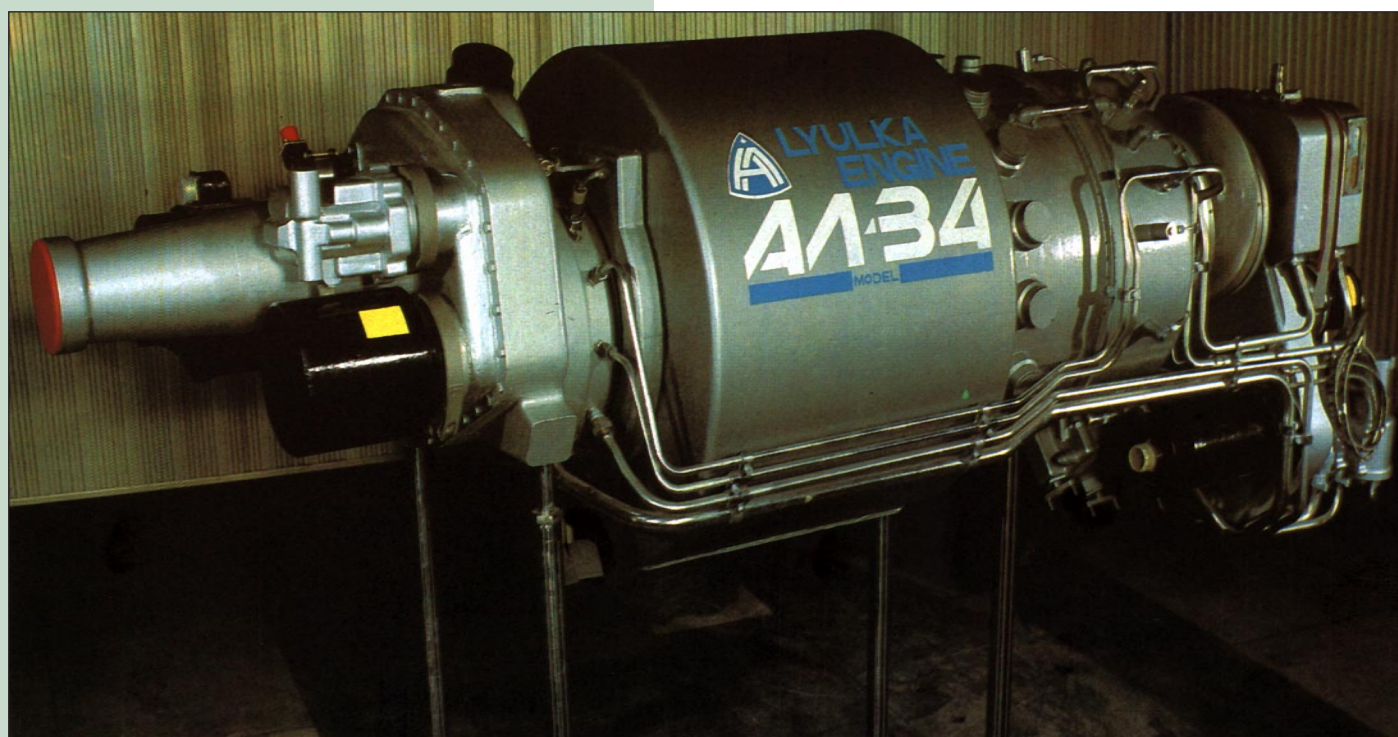
Максимальная мощность ($H=0$, $M_p=0$) - 1000 л.с.

Мощность на крейсерском полете ($H=5,18$ км, $M_p=0,478$) - 550 л.с.

Удельный расход топлива на крейсерском полете - 0,159 кг/л.с. ч

Габариты - 640x676x1609 мм

Масса - 178 кг





АЛ-35

авиационный газотурбинный двигатель

Для истребителя-бомбардировщика Су-34 разработан ТРДДФ АЛ-35 с тягой на форсаже 130,3 кН (13565 кгс), а также его модификации АЛ-35ФМ с форсажной тягой 130 кН (13300 кгс) и АЛ-35МЛ для самолета Су-35.



АЛ-31СТ

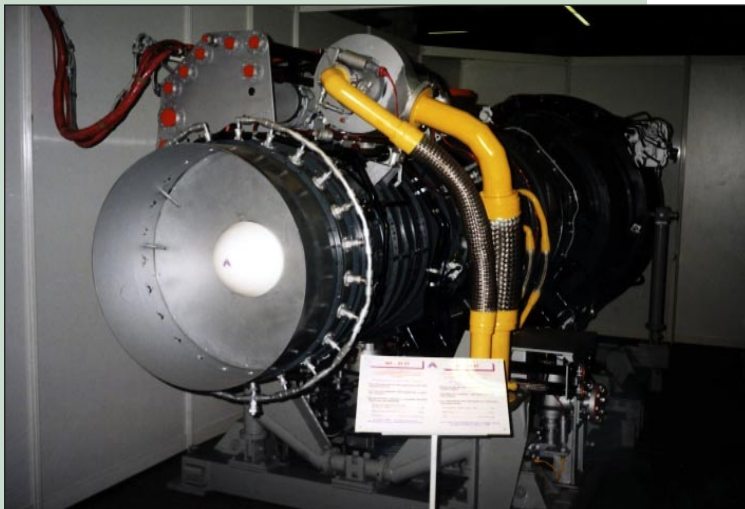
газотурбинная установка

Предназначен 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.

Может успешно применяться в качестве привода электрогенератора.

АЛ-31СТ изготавливается на основе газогенератора авиационного двигателя АЛ-31Ф для самолета Су-27, отвечающего высокому мировому уровню. АЛ-31СТ - двухвальный одноконтурный газотурбинный двигатель, состоит из легкозаменяемых модулей газогенератора и свободной турбины.

Высокий уровень параметров, экологичность, способность к работе в любых климатических условиях, автоматическое поддержание оптимальных режимов работы, - все это делает привлекательным применение двигателя АЛ-31СТ



Мощность на приводном валу свободной турбины - 16 МВт

Эффективный КПД на приводном валу свободной турбины - не менее 35%

Частота вращения ротора свободной турбины - 5300 об/мин

Топливо - очищенный природный газ

Уровень выбросов окислов азота - 150 мг/куб. м

Габариты:

Длина - 5238 мм

Высота - 2118 мм

Ширина - 1950 мм

Масса - 5110 кг

Межремонтный ресурс - 10000...15000 ч

Общетехнический ресурс - 30000...45000 ч



АЛ-31СТЭ

газотурбинная установка

Газотурбинный двигатель АЛ-31СТЭ как привод электрогенератора мощностью 20 МВт является модификацией высокоэффективного двигателя АЛ-31СТ со специально спроектированной силовой турбиной, предназначенной для совместной работы с электрогенератором.

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

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

Мощность силовой турбины на валу - 20 МВт

Эффективный КПД - 35%

Частота вращения ротора силовой турбины - 3000 об/мин

Топливо - очищенный природный газ

Температура газов на выхлопе (перед котлом-утилизатором) - 515 гр. С

Уровень выбросов окислов азота - 50 NO_x, мг/куб. м

Габариты:

Длина по оси - 4880 мм

Максимальная высота - 2118 мм

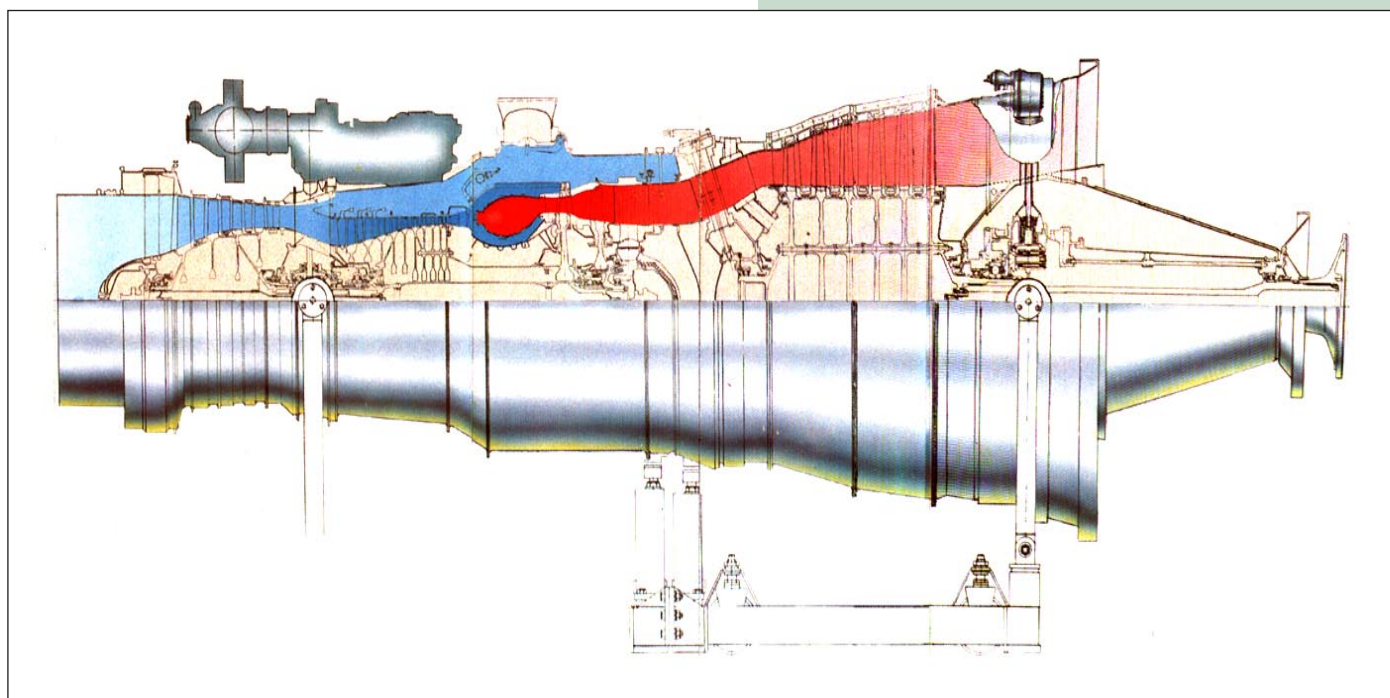
Максимальная ширина - 1950 мм

Масса (с рамой) - 5260 кг

Межремонтный ресурс - 15000...25000 ч

Общетехнический ресурс - 45000...75000 ч

Общетехнический ресурс силовой турбины - 60000...10000 ч





Д-57

жидкостный ракетный двигатель

Многоразовый жидкостный ракетный двигатель 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. Карданная подвеска двигателя обеспечивает его качание в двух взаимно перпендикулярных плоскостях. Двигатель предназначен для универсального использования на космических летательных аппаратах.

Номинальная тяга - 40 тс

Номинальный удельный импульс - 456,5 кгс *с/кг

Соотношение весовых расходов компонентов - 5,8

Диапазон изменения соотношения компонентов - 10%

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

Ресурс двигателя - 800 с

Масса - 840 кг

Длина - 3660 мм

Диаметр сопла - 1860 мм

Работоспособность двигателя подтверждена стендовой отработкой:

Количество испытанных двигателей - 105

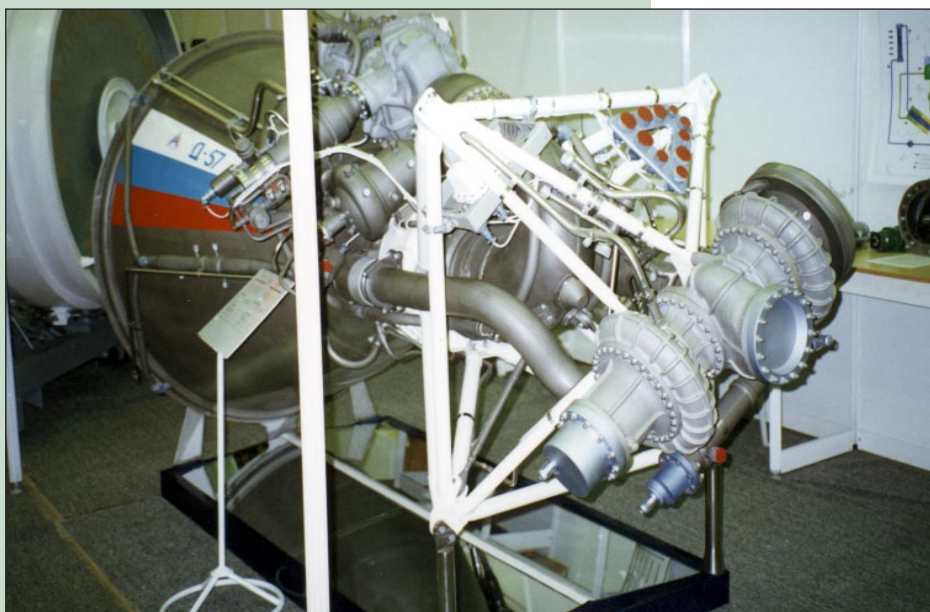
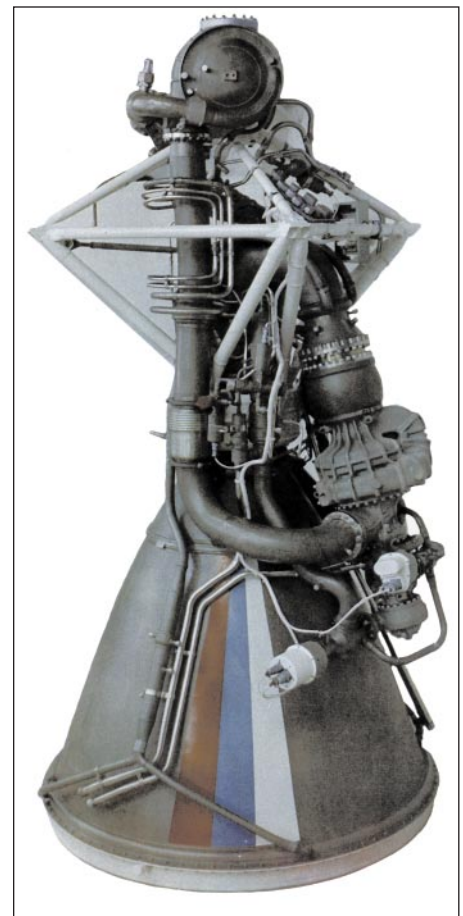
Количество испытаний - 470

Суммарная наработка - 53500 с

Максимальная наработка одного двигателя - 5293 с

Максимальное число запусков одного двигателя - 11

Диапазон изменения давления в камере сгорания - +10%; -20%





АЛ-55

авиационный газотурбинный двигатель

Представляет собой многофункциональный газотурбинный двигатель для учебно-тренировочных и легких военных самолетов.

Разработан на базе моделирования ТРДД АЛ-31Ф в вариантах:

- **АЛ-55 (бесфорсажный)**

Данные на стенде: тяга 2000 кгс, удельный расход топлива 0,75 кг/кгс*ч, расход воздуха 29, 5 кг/с, масса 315 кг, диаметр 0,59 м, длина 1, 21м

- **АЛ-55 с управлением вектром тяги (бесфорсажный)**

Данные на стенде: тяга 2000 кгс, удельный расход топлива 0,75 кг/кгс*ч, расход воздуха 29, 5 кг/с, масса 325 кг, диаметр 0,63 м, длина 1,34 м

- **АЛ-55Ф (форсажный)**

Данные на стенде: тяга 3000 кгс, удельный расход топлива 1,65 кг/кгс*ч, расход воздуха 29, 5 кг/с, масса 425 кг, диаметр 0,59 м, длина 2,52 м

- **АЛ-55Ф с управлением вектром тяги (форсажный)**

Данные на стенде: тяга 3000 кгс, удельный расход топлива 1,65 кг/кгс*ч, расход воздуха 29, 5 кг/с, масса 445 кг, диаметр 0,62 м, длина 2,59 м

Опытное производство осуществляется на ММПП Салют и АО Уфимское моторостроительное ПО.





АЛ-100

поворотное реактивное сопло

Представляет собой сопло с управляемым в двух плоскостях вектором тяги двигателя. Угол поворота вектора тяги в вертикальной плоскости +/-15 градусов, в горизонтальной плоскости +/- 8 градусов.

Применение - ТРДД АЛ-31Ф и др.

Изготовители - ММПП Салют и АО Уфимское моторостроительное ПО.





АЛ-31ФН

авиационный газотурбинный двигатель

Двухконтурный турбореактивный двигатель АЛ-31ФН - высокоэкономичный двигатель модульной конструкции, является модификацией ТРДДФ АЛ-31Ф, подтверждающей широкие возможности базового двигателя для самолетов различного назначения.

Двигатель АЛ-31ФН высокотемпературный, двухвальный, со смешением потоков за турбиной, имеет следующие особенности:

- нижнее расположение 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.

Высокая собственная газодинамическая устойчивость позволяет двигателю устойчиво работать в экстремальных условиях по уровню неравномерности и пульсаций воздуха на входе.

Модульная схема двигателя вместе с оригинальными конструкторскими решениями обеспечивает простоту эксплуатации двигателя и замену поврежденных элементов в условиях аэродрома, в том числе и лопаток компрессора высокого давления. На двигателе реализована система обслуживания обеспечивающая минимальные трудозатраты в эксплуатации.

Тяга на взлетном форсажном режиме - 12500 кгс

Минимальный удельный расход топлива - 0,705 кг/кгс*ч

Масса - 1538 кг

Длина - 5,0 м

Диаметр входа - 0,91 м

Максимальный наружный диаметр - 1,18 м

