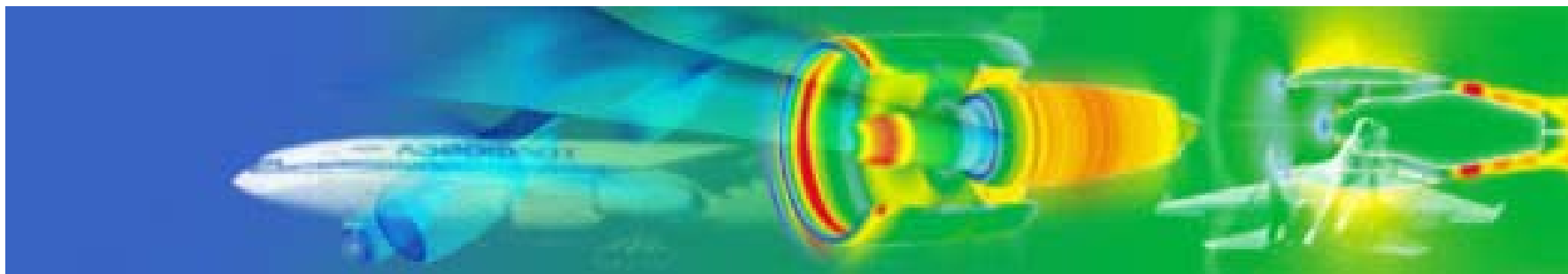


**«МАТИ» - Российский государственный технологический
университет им.К.Э.Циолковского
Кафедра «Автоматизированное проектирование летательных аппаратов»**



Силовая установка самолета

Бакалавр (направление 551000 «Авиа- и ракетостроение»)

**Инженер-конструктор (направление 652100 по
специальности 1301 «Самолето- и вертолетостроение»)**

Заведующий кафедрой к.т.н., доцент

Пухов Андрей Александрович

Классификация авиационных двигателей

Деление на две группы:

- группу двигателей, способных работать только в пределах атмосферы,
 - группу двигателей, не требующих для своей работы наличия атмосферы.
- Отличие в использовании двигателями первой группы в качестве рабочего тела атмосферы (воздуха), тогда как у двигателей второй группы рабочее тело находится на борту летательного аппарата.

Воздушные двигатели делятся на двигатели у которых тепловая машина и движитель не совмещаются в одном агрегате, и на двигатели, у которых тепловая машина и движитель представляют собой единый агрегат.

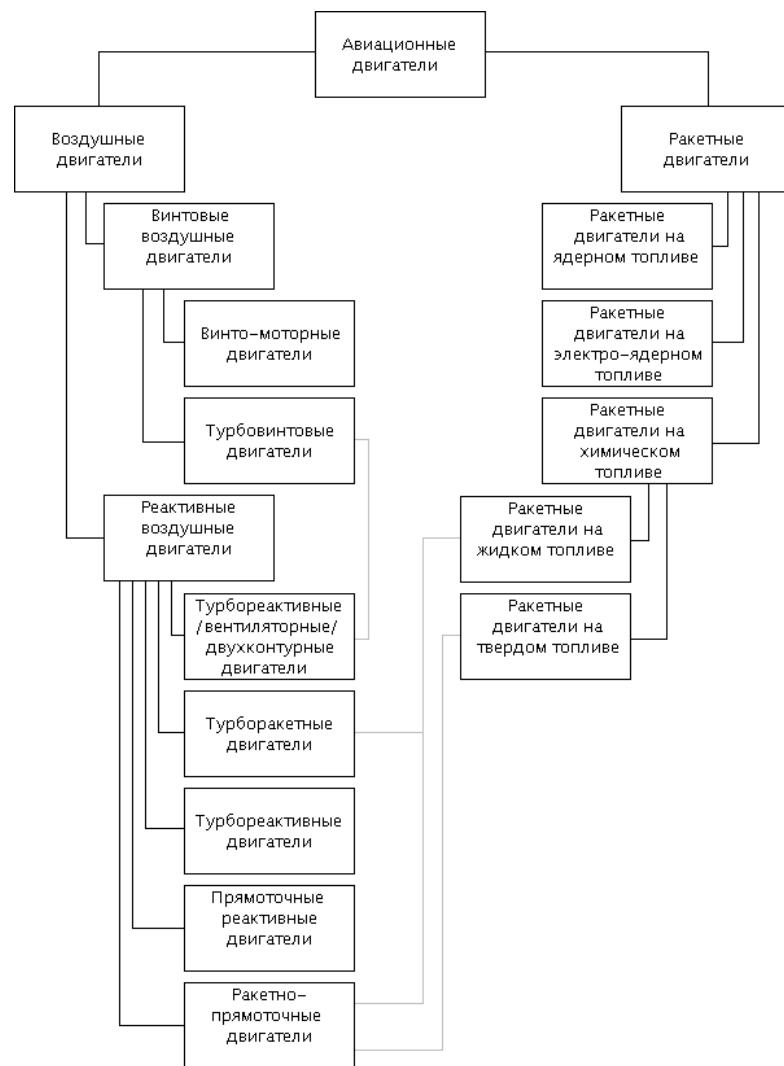
Двигатели первой группы условно назовем винтовыми воздушными двигателями и второй - реактивными воздушными двигателями.

Как известно, основными представителями группы винтовых воздушных двигателей являются винто-моторные и турбовинтовые двигатели, имеющие одинаковые движители (воздушный винт), но отличающиеся различными типами тепловых машин; у винто-моторных двигателей машина представляет собой мотор, у турбовинтовых двигателей - турбокомпрессор.

Группу реактивных воздушных двигателей представляют турбореактивные воздушные двигатели (турбореактивные двухконтурные или турбовентиляторные двигатели, турборакетные двигатели, турбореактивные двигатели) и прямоточные воздушно-реактивные двигатели (прямоточные реактивные двигатели и ракетно-прямоточные двигатели), принципиальное отличие которых заключается в отличии у прямоточных воздушно-реактивных двигателей сжатия воздуха за счет подвода механической энергии в тракте двигателя. Необходимое для работы двигателя повышение статического давления происходит только за счет торможения движущегося во входном устройстве воздуха.

Классификацию ракетных двигателей исходя из рода энергии, используемой в движителях. Тогда ракетные двигатели делятся на двигатели с ядерным топливом, на двигатели с электро-ядерным топливом и на двигатели с химическим топливом. Последние можно подразделить на ракетные двигатели, использующие жидкое топливо и на двигатели, использующие твердое топливо.

Ракетно-прямоточный двигатель конструктивно выполнен как сочетание ракетного двигателя (на жидком или твердом топливе) и прямоточного двигателя.



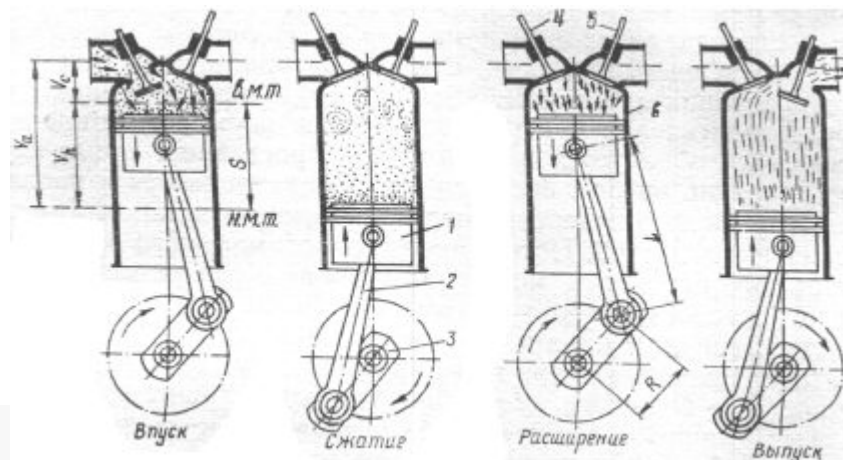
Винто-моторные (поршневые) двигатели

Современные авиационные поршневые двигатели представляют собой звездообразные четырехтактные двигатели, работающие на бензине. Охлаждение цилиндров поршневых двигателей выполняется, как правило, воздушным. Ранее в авиации находили применение поршневые двигатели и с водяным охлаждением цилиндров.

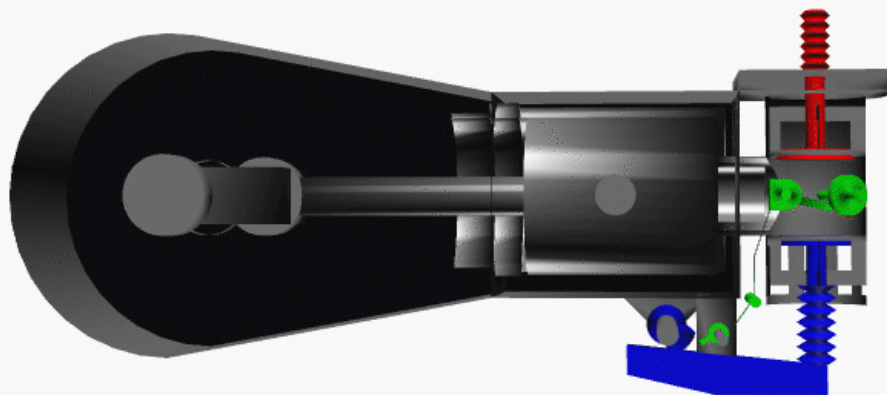
Поршневые двигатели различают по способу смесеобразования топлива с воздухом. Образование смеси осуществляется либо непосредственно в цилиндрах, либо в специальном устройстве, называемом карбюратором, откуда в цилиндр поступает готовая смесь. В зависимости от способа смесеобразования поршневые авиационные двигатели подразделяются на карбюраторные и двигатели с непосредственным впрыском.

Сгорание топлива в поршневом двигателе осуществляется в цилиндрах, при этом тепловая энергия преобразуется в механическую, так как под действием давления образующихся газов происходит поступательное движение поршня.

Поступательное движение поршня в свою очередь преобразуется во вращательное движение коленчатого вала двигателя через шатун, являющийся связующим звеном между цилиндром с поршнем и коленчатым валом.



1 - поршень; 2 - шатун; 3 - коленчатый вал; 4 - впускной клапан; 5 - выпускной клапан; 6 - цилиндр двигателя



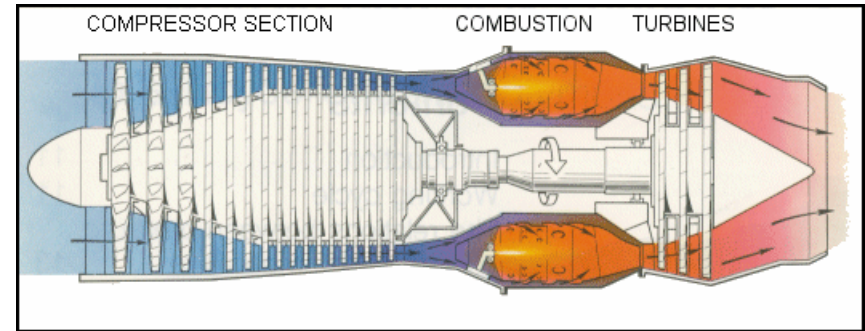
Турбореактивные двигатели

Турбореактивный двигатель состоит из входного устройства, компрессора, камеры сгорания, газовой турбины и выходного устройства.

Входное устройство предназначено для подвода воздуха к компрессору двигателя. В зависимости от расположения двигателя на самолете оно может входить в конструкцию самолета или в конструкцию двигателя. Входное устройство способствует повышению давления воздуха перед компрессором.

Дальнейшее повышение давления воздуха происходит в компрессоре. В турбореактивных двигателях применяются компрессоры центробежные и осевые.

В осевом компрессоре при вращении ротора рабочие лопатки, воздействуя на воздух, закручивают его и заставляют двигаться вдоль оси в сторону выхода из компрессора.



1 - входное устройство; 2 - компрессор; 3 - камера сгорания; 4 - газовая турбина; 5 - выходное устройство

В центробежном компрессоре при вращении рабочего колеса воздух увлекается лопатками и под действием центробежных сил движется к периферии. Наиболее широкое применение в современной авиации нашли двигатели с осевым компрессором.

Осевой компрессор включает в себя ротор (вращающаяся часть) и статор (неподвижная часть), к которому крепится входное устройство. Иногда во входных устройствах устанавливаются защитные сетки, предотвращающие попадание в компрессор посторонних предметов, которые могут привести к повреждению лопаток.

Ротор компрессора состоит из нескольких рядов профилированных рабочих лопаток, расположенных по окружности и последовательно чередующихся вдоль оси вращения. Ротеры подразделяют на барабанные, дисковые и барабандисковые.

Статор компрессора состоит из кольцевого набора профилированных лопаток, закрепленных в корпусе. Ряд неподвижных лопаток, называемых спрямляющим аппаратом, в совокупности с рядом рабочих лопаток называется ступенью компрессора.

В современных авиационных турбореактивных двигателях применяются многоступенчатые компрессоры, увеличивающие эффективность процесса сжатия воздуха. Ступени компрессора согласуются между собой таким образом, чтобы воздух на выходе из одной ступени плавно обтекал лопатки следующей ступени. Нужно направление воздуха в следующую ступень обеспечивает спрямляющий аппарат. Для этой же цели служит и направляющий аппарат устанавливаемый перед компрессором. В некоторых конструкциях двигателей направляющий аппарат может отсутствовать.

Одним из основных элементов турбореактивного двигателя является камера сгорания, расположенная за компрессором. В конструктивном отношении камеры сгорания выполняются трубчатыми, кольцевыми и трубчато-кольцевыми.

Трубчатая (индивидуальная) камера сгорания состоит из жаровой трубы и наружного кожуха, соединенных между собой стаканами подвески. В передней части камеры сгорания устанавливаются топливные форсунки и завихритель, служащий для стабилизации пламени. На жаровой трубе имеются отверстия для подвода воздуха, предотвращающего перегрев жаровой трубы. Поджигание топливо-воздушной смеси в жаровых трубах осуществляется специальными запальными устройствами, устанавливаемыми на отдельных камерах. Между собой жаровые трубы соединяются патрубками, которые обеспечивают поджигание смеси во всех камерах.

Турбореактивные двухконтурные двигатели

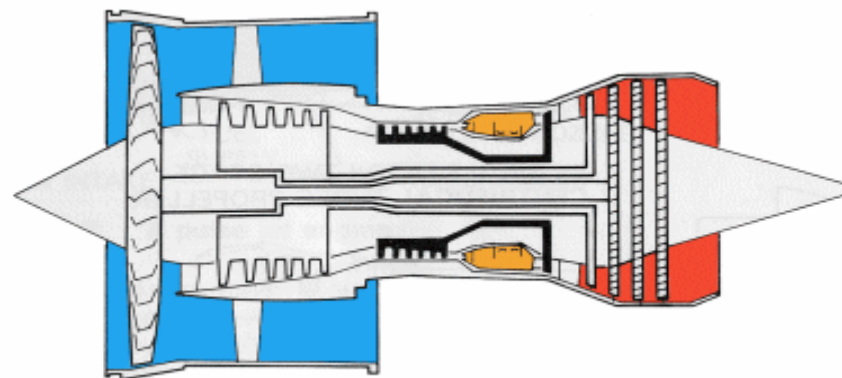
Стремление повысить тяговый коэффициент полезного действия ТРД на больших дозвуковых скоростях полета привело к созданию турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД).

В отличие от ТРД обычной схемы в ТРДД газовая турбина приводит во вращение низконапорный компрессор (вентилятор второго контура).

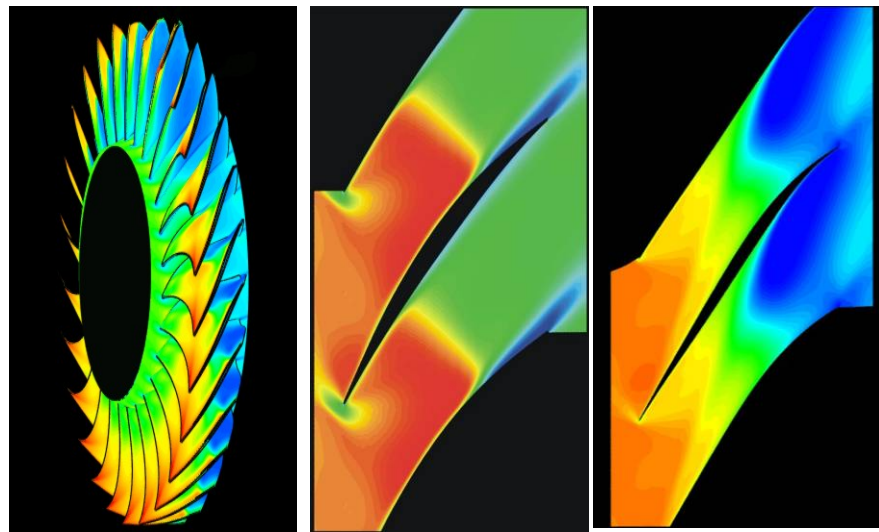
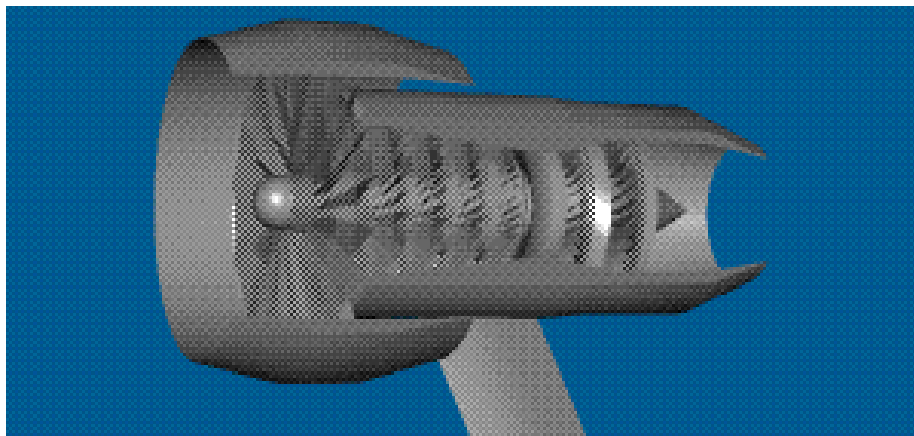
Привод вентилятора второго контура ТРДД может осуществляться и от отдельной турбины, располагаемой за турбиной компрессора.

Внутренний контур ТРДД представляет собой схему обычного ТРД.

Внешним контуром является кольцевой канал с расположенным в нем вентилятором. Благодаря наличию второго контура в ТРДД масса воздуха, вытекающая из него с малой скоростью, смешивается с газовым потоком, выходящего из первого контура, и тем самым общая скорость газозвдушенного потока снижается, приближаясь к скорости полета самолета. Таким образом, чем больше степень двухконтурности ТРДД, тем меньше скорость истечения газа из выходного устройства и тем выше тяговый коэффициент полезного действия. Для быстрого увеличения (форсирования) тяги ТРДД иногда осуществляется сжигание дополнительного топлива либо в воздушном потоке второго контура, либо за турбиной первого контура.



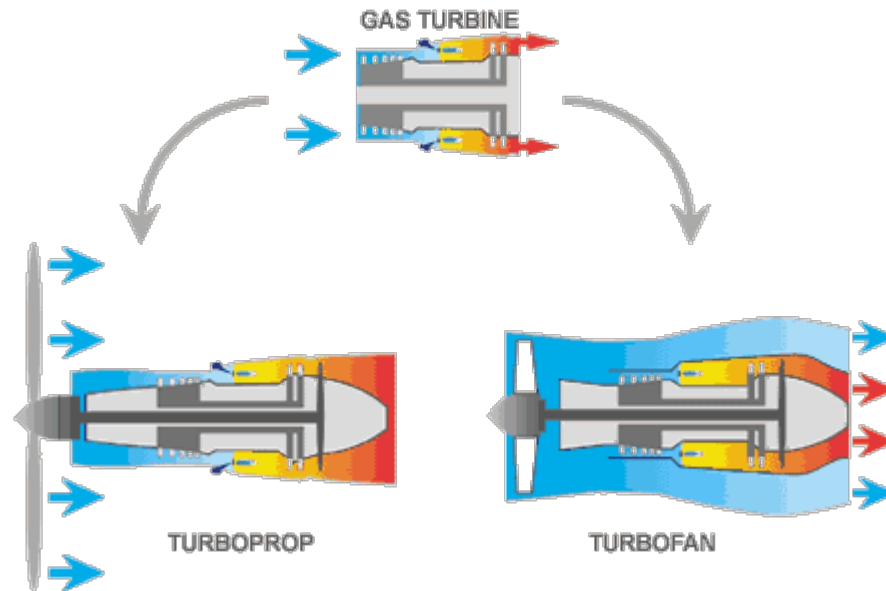
1 - входное устройство; 2 - компрессор низкого давления; 3 - компрессор высокого давления; 4 - камера сгорания; 5 - турбина; 6 - выходное устройство внешнего контура; 7 - выходное устройство внутреннего контура



ТВД и ТРД

TURBOPROP and TURBOJET: same concept

AR



Для современных самолетов, обладающих большой грузоподъемностью и дальностью полета, нужны двигатели, которые могли бы развить необходимые тяги при минимальном удельном весе. Этим требованиям удовлетворяют турбореактивные двигатели. Однако они неэкономичны по сравнению с винтомоторными установками на меньших скоростях полета.

В связи с этим некоторые типы самолетов, предназначенные для полетов с относительно невысокими скоростями и с большой дальностью, требуют постановки двигателей, которые сочетали бы в себе преимущества ТРД с преимуществами винтомоторной установки на малых скоростях полета. К таким двигателям относятся турбовинтовые двигатели (ТВД).

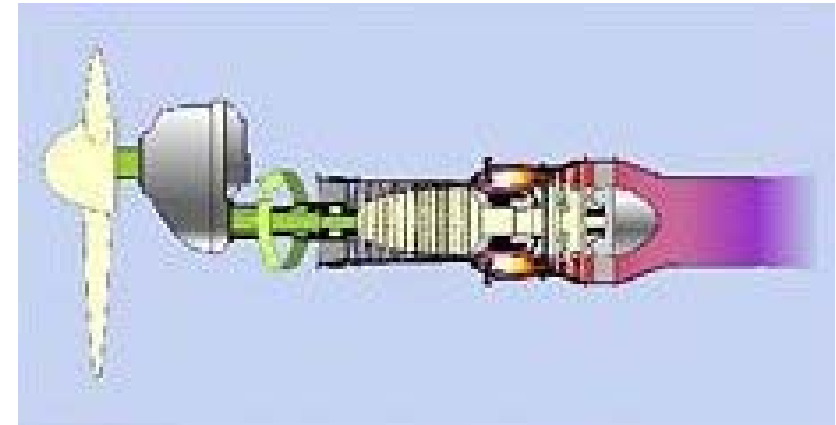
Турбовинтовые двигатели

Турбовинтовым двигателем называется газотурбинный авиационный двигатель, в котором турбина развивает мощность, большую потребной для вращения компрессора, и этот избыток мощности используется для вращения воздушного винта.

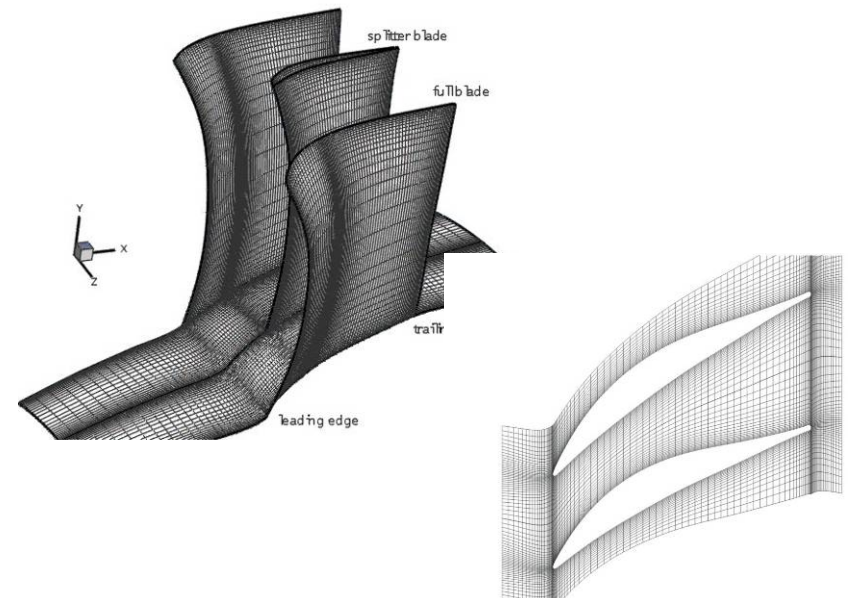
Турбовинтовой двигатель состоит из тех же узлов и агрегатов, что и турбореактивный. Однако в отличие от ТРД на турбовинтовом двигателе дополнительно смонтированы воздушный винт и редуктор. Для получения максимальной мощности двигателя турбина должна развивать большие обороты (до 20000 об/мин). Если с этой же скоростью будет вращаться воздушный винт, то КПД последнего будет крайне низким, так как наибольшего значения КПД винта на расчетных режимах полета достигает при 750-1500 об/мин. Для уменьшения оборотов воздушного винта по сравнению с оборотами газовой турбины в турбовинтовом двигателе устанавливается редуктор. На двигателях большой мощности иногда используют два винта, вращающихся в противоположные стороны, причем работу обоих воздушных винтов обеспечивает один редуктор.

Тяга у ТВД создается главным образом воздушным винтом (до 90%) и лишь незначительно за счет реакции газовой струи.

В турбовинтовых двигателях применяются многоступенчатые турбины (число ступеней от 2 до 6), что диктуется необходимостью срабатывать на турбине ТВД большие теплоперепады, чем на турбине ТРД. Кроме того, применение многоступенчатой турбины позволяет снизить ее обороты и, следовательно, габариты и вес редуктора.

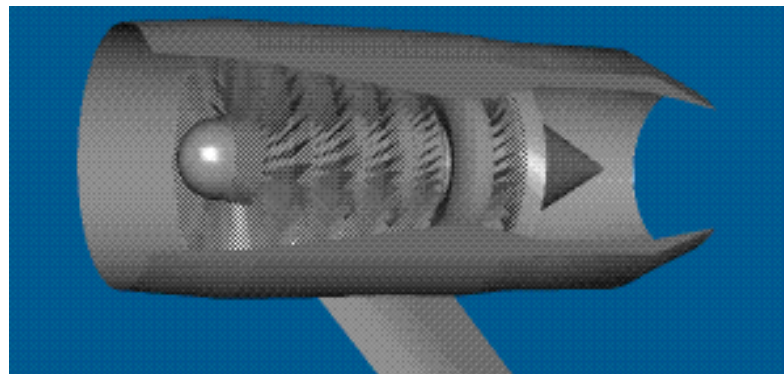


1 - воздушный винт; 2 - редуктор; 3 - компрессор; 4 - камера сгорания; 5 - турбина; 6 - выходное устройство



Турбореактивные двигатели

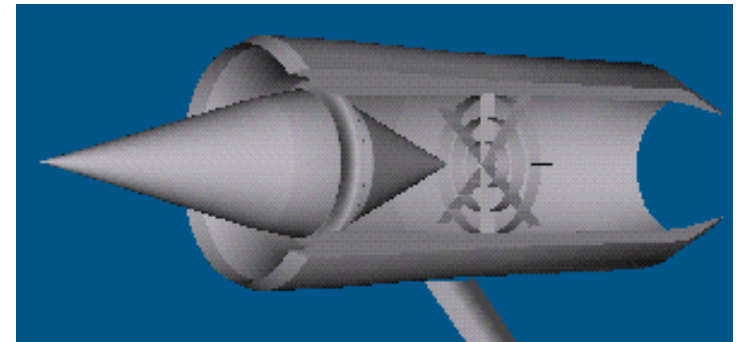
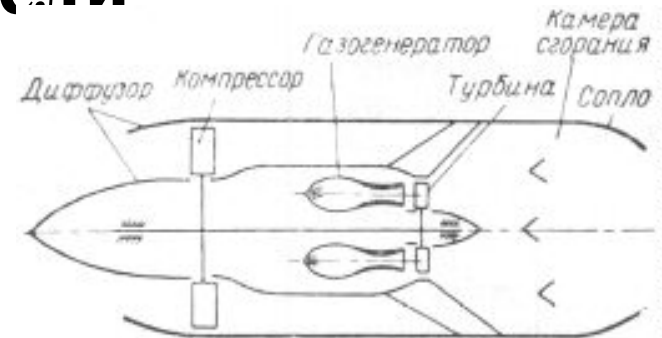
Для привода компрессора ТРД служит газовая турбина. В современных двигателях газовые турбины выполняются осевыми. Газовые турбины могут быть одноступенчатыми и многоступенчатыми (до шести ступеней). К основным узлам турбины относятся сопловые (направляющие) аппараты и рабочие колеса, состоящие из дисков и расположенных на их ободах рабочих лопаток. Рабочие колеса крепятся к валу турбины и образуют вместе с ним ротор. Сопловые аппараты располагаются перед рабочими лопатками каждого диска. Совокупность неподвижного соплового аппарата и диска с рабочими лопатками называется ступенью турбины.



Рабочие лопатки крепятся к диску турбины при помощи елочного замка. Выпускное устройство состоит из выпускной трубы внутреннего конуса, стойки и реактивного сопла. В некоторых случаях из условий компоновки двигателя на самолете между выпускной трубой и реактивным соплом устанавливается удлинительная труба. Реактивные сопла могут быть с регулируемым и нерегулируемым выходным сечением. В отличие от поршневого двигателя рабочий процесс в газотурбинных двигателях не разделен на отдельные такты, а протекает непрерывно. В полете воздушный поток, набегающий на двигатель, проходит через входное устройство в компрессор. Во входном устройстве происходит предварительное сжатие воздуха и частичное преобразование кинетической энергии движущегося воздушного потока в потенциальную энергию давления. Более значительному сжатию воздух подвергается в компрессоре. В турбореактивных двигателях с осевым компрессором при быстром вращении ротора лопатки компрессора, подобно лопастям вентилятора, прогоняют воздух в сторону камеры сгорания. В установленных за рабочими колесами каждой ступени компрессора спрямляющих аппаратах вследствие диффузорной формы межлопаточных каналов происходит преобразование приобретенной в колесе кинетической энергии потока в потенциальную энергию давления. Благодаря компрессору ТРД могут создавать тягу при работе на месте. Воздух, сжатый во входном устройстве и компрессоре, далее поступает в камеру сгорания, разделяясь на два потока. Одна часть воздуха (первичный воздух), составляющая 25—35% от общего расхода воздуха, направляется непосредственно в жаровую трубу, где происходит основной процесс сгорания. Другая часть воздуха (вторичный воздух) обтекает наружные полости камеры сгорания, охлаждая последнюю, и на выходе из камеры смешивается с продуктами сгорания, уменьшая температуру газозвушного потока до величины, определяемой жаропрочностью лопаток турбины. Таким образом, в камере сгорания происходит образование топливо-воздушной смеси путем распыливания топлива через форсунки и смешения его с первичным воздухом, горение смеси и смешение продуктов сгорания со вторичным воздухом. При запуске двигателя зажигание смеси осуществляется специальным запальным устройством, а при дальнейшей работе двигателя топливо-воздушная смесь поджигается уже имеющимся факелом пламени. Образовавшийся в камере сгорания газовый поток, обладающий высокой температурой и давлением, устремляется на турбину через суживающийся сопловой аппарат. В каналах соплового аппарата скорость газа резко возрастает до 450—500 м/сек и происходит частичное преобразование тепловой (потенциальной) энергии в кинетическую. Газы из соплового аппарата попадают на лопатки турбины, где кинетическая энергия газа преобразуется в механическую работу вращения турбины. Лопатки турбины, вращаясь вместе с дисками, вращают вал двигателя и тем самым обеспечивается работа компрессора. Окончательное расширение газа происходит в выходном устройстве двигателя (реактивном сопле). Здесь давление газового потока уменьшается, а скорость возрастает до 660-650 м/сек (в земных условиях). Таким образом, потенциальная энергия продуктов сгорания в двигателе преобразуется в кинетическую энергию в процессе расширения (в турбине и выходном сопле). Часть кинетической энергии при этом идет на вращение турбины, которая в свою очередь вращает компрессор, другая часть - на ускорение газового потока (на создание реактивной тяги).

Турборакетные двигатели

Турбина турборакетного двигателя (ТРКД), приводящая в движение компрессор, работает от газогенератора, представляющего собой ракетный двигатель на жидком топливе. Характеристики такого двигателя типичны для ТРД, разновидностью которого его можно считать.

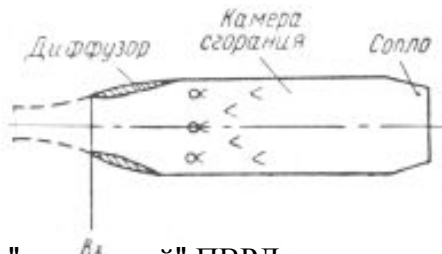


Ракетные двигатели на ядерном и электро-ядерном топливе

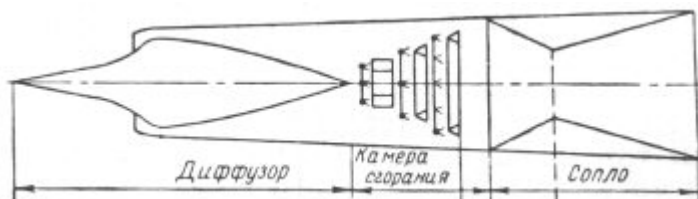
Ракетные двигатели на ядерном топливе (ЯРД) и ракетные двигатели электро-ядерно топливе (ЭЯРД) используют, по существу, один и тот же тип энергии - ядерную. Различие состоит в том, что в ЯРД ядерная энергия преобразуется в тепловую с целью повышения температуры рабочего тела, а для ЭЯРД ядерная энергия с помощью специальных элементов преобразуется в электрическую энергию, которая и является основой работы движителя. ЯРД и ЭЯРД резко отличаются по устройству, организации рабочего процесса, тяговым и экономическим характеристикам, что связано непосредственно с родом применяемой в движителях энергии. Двигатели такого класса распространения не имели.

Прямоточные реактивные двигатели

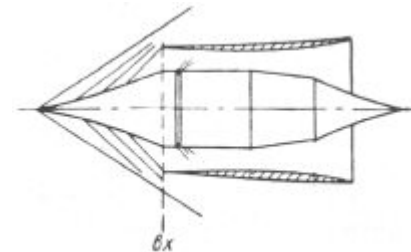
Существует три основных типа прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД), использующих химическую энергию:



- "дозвуковой" ПВРД для дозвуковых и малых сверхзвуковых скоростей полета ($M < 1,5-2,0$)



- двигатель для работы на больших сверхзвуковых (гиперзвуковых) скоростях (ГПВРД) ($M > 5,0-7,0$).



- ПВРД для работы на умеренных сверхзвуковых скоростях (СПВРД) ($M < 5,0-7,0$);

Все три типа двигателей состоят из трех обязательных элементов: диффузора, камеры сгорания и сопла.

Диффузор служит для повышения статического давления движущегося относительно его поверхности воздуха при его торможении.

Диффузор "дозвукового" ПВРД представляет собой расширяющийся канал, где при отсутствии отрыва потока от стенок уменьшается скорость потока и соответственно повышается статическое давление. Если такой диффузор работает на сверхзвуковой скорости ($M > 1,0$), то торможение воздуха на нормальных режимах работы диффузора происходит также и в прямом скачке, находящемся либо впереди входа, либо в его плоскости.

В диффузоре СПВРД торможение воздуха происходит в системе скачков, определяемой геометрией иглы диффузора и числом M , а затем после перехода к дозвуковому течению - в расширяющейся части канала.

При оптимальном режиме работы диффузора переход к дозвуковой скорости в рабочем диапазоне числа M , как правило совершается в районе горла диффузора.

Диффузор ГПВРД характеризуется тем, что торможение потока происходит по существу только при обтекании иглы диффузора, скорость потока после торможения остается сверхзвуковой, "дозвуковая" расширяющаяся часть отсутствует.

Камера сгорания является элементом двигателя, в котором выделяется тепло с соответствующим повышением температуры рабочего тела. Выделение тепла происходит за счет химических реакций, где окислителем является кислород воздуха, а горючим - химическое соединение (топливо), находящиеся на борту летательного аппарата.

Любая камера сгорания ПВРД с дозвуковой скоростью потока выполнена из типичных элементов. К таким элементам относится форкамера - устройство, обеспечивающее мощный пламенный источник поджигания основного количества горючей смеси. Форкамера представляет собой небольшую камеру сгорания с малой скоростью движения горючей смеси.

Для обеспечения устойчивой работы, сокращения длины камеры применяются стабилизирующие устройства, представляющие собой плохо обтекаемые тела - отдельные конусы, кольца из углового профиля. Зона обратных потоков, образующаяся за стабилизаторами, обеспечивает необходимую устойчивость работы камеры сгорания.

Смесеобразование достигается с помощью топливного коллектора, представляющего собой обычно кольцо, выполненное из трубки круглого или эллиптического сечения, в которое подается горючее. Горючее попадает в камеру сгорания через форсунки, установленные на кольце коллектора. Подача горючего может осуществляться как против потока, так и по его направлению.

Коллектор устанавливается на небольшом расстоянии перед каждым стабилизатором.

Камера сгорания ГПВРД не может быть выполнена, как камера сгорания "дозвукового" ПВРД или СПВРД, так как всякое загромождение сечения при числе $M > 1,0$ потока приведет к образованию сильных возмущений с переходом сверхзвукового потока в дозвуковой. Поэтому камера сгорания ГПВРД представляет собой свободный канал, подача горючего в который происходит со стенок и рассредоточена по длине.

Воспламенение горючей смеси может достигаться за счет высокой температуры в потоке или пристеночном пограничном слое. Не исключено поджигание горючего специально организованными "факельными" источниками, которые могут быть образованы при истечении продуктов сгорания твердого топлива в специальном газогенераторе. Возможно также создание специальных горелок с подачей в них жидкого горючего и окислителя и образование дежурного факела, который может действовать без ограничения времени работы. Процесс сгорания топлива в камере сгорания ГПВРД может осуществляться с использованием детонационного горения. Резкий подъем давления и температуры в скачке ускоряет воспламенение и горение топлива.

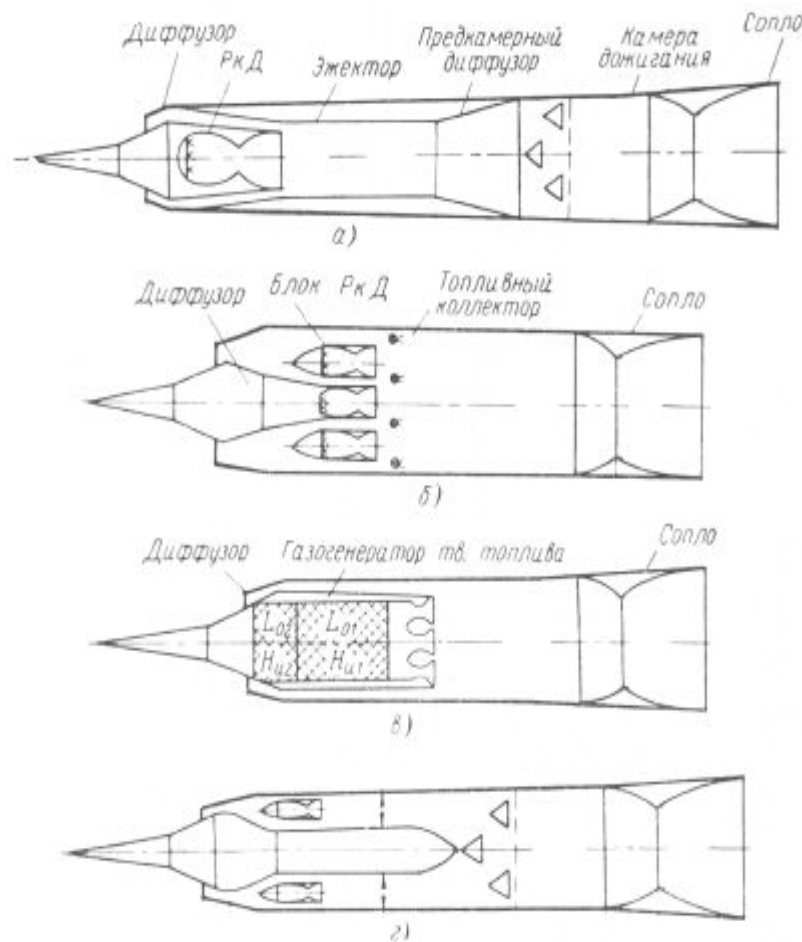
Назначение сопла ПВРД, так же как и в ракетном двигателе, является достижение максимально возможного статического давления в камере сгорания (что достигается подбором соответствующего значения критического сечения сопла), преобразование избыточного давления в кинетическую энергию истекающих газов, если давление в камере больше давления в окружающей среде.

На ПВРД возможно использование регулируемого сопла, что способствует работе двигателя с минимальными потерями полного давления по тракту, а в "идеальном" случае вообще без потерь.

Ракетно-прямоточные двигатели

Ракетно-прямоточный двигатель (РПД) представляет собой двигатель прямоточной схемы, в воздушном контуре которого установлены ракетные двигатели. Газообразные продукты первичного сгорания топлив в камере ракетного двигателя истекают из его сопла в прямоточный воздушный тракт непосредственно за диффузором. Реактивные газы РкД, обладающие высокой температурой и большой кинетической энергией, смешиваются с воздухом в камере эжектора, повышая его полное давление и температуру. В воздушном контуре РПД могут устанавливаться дополнительные коллекторы, через которые жидкое горючее вводится непосредственно в воздух или в смесь газов. Сгорая в свободном кислороде воздуха, это горючее повышает температуру газов перед их истечением из сопла комбинированной установки. Подмешивание атмосферного воздуха к реактивной струе позволяет увеличить импульс последней.

РПД обладает промежуточными характеристиками между РкД и ПВРД, более высокой тягой, чем ПВРД, и более высокой экономичностью, чем ЖРД. Таким образом, он может охватить так называемую "мертвую" зону в характеристиках этих двигателей. В зависимости от требования можно изменять долю ракетного и прямоточного контуров и, таким образом, иметь характеристики РПД, более близкие к РкД или ПВРД. В принципе компоновка РПД позволяет осуществить переход комбинированного двигателя целиком на прямоточный режим работы. Это целесообразно осуществить при скоростях полета, когда тяговые характеристики СПВРД оказываются достаточными для выполнения технической задачи (обычно это числа $M = 2,5-3,0$). На большой высоте, когда плотность атмосферного воздуха мала и воздушный контур РПД имеет малую долю тяги, возможно форсировать РПД за счет повышения тяги РкД, установленного в его тракте.

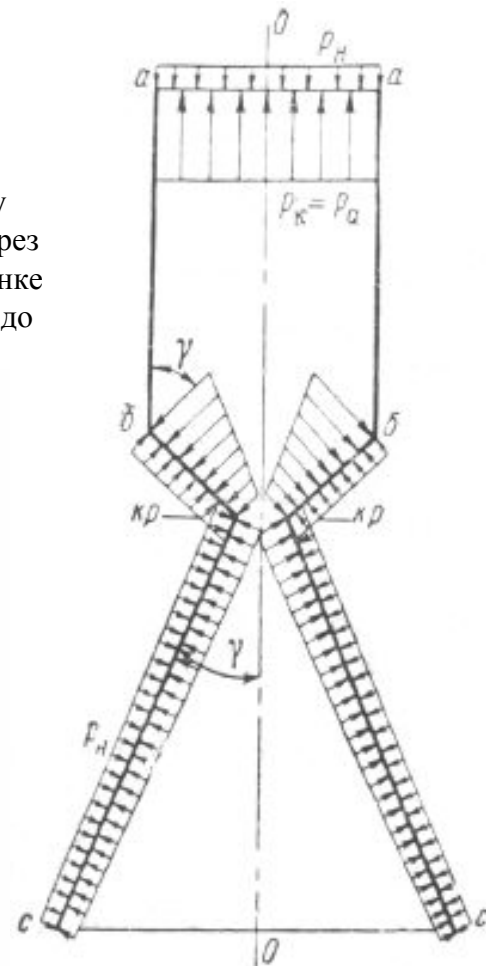
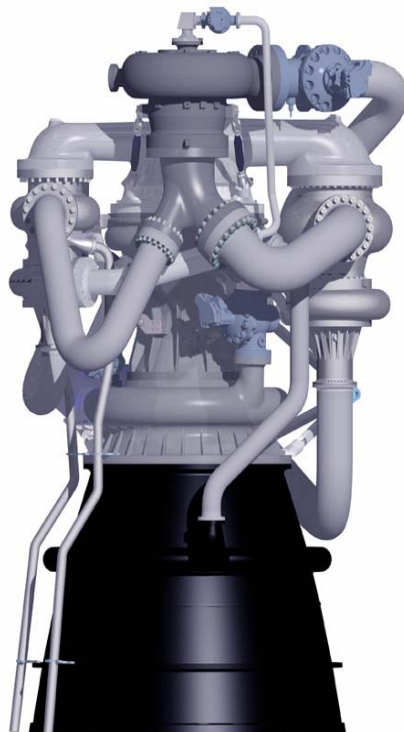


а - РПД с отдельными камерами смешения и догорания (РПДэ); б - РПД с единой камерой смешения-сгорания; в - РПД на твердом топливе; г - РПД с кольцевой камерой эжектора.

Ракетные двигатели на химическом топливе (жидкое или твердое)

На картинке изображена принципиальная схема ракетного двигателя с изображением эпюр давлений, действующих на внутреннюю и внешнюю поверхности камеры сгорания и сопла. Принцип работы ракетного двигателя (РкД) прост. Топливо вместе с окислителем (который находится на борту летательного аппарата) попадает в камеру сгорания и воспламеняется. Таким образом в камере сгорания создается избыточное давление, которое совершает работу относительно задней стенки камеры сгорания. Далее газ из камеры сгорания вырывается через сопловой аппарат наружу, совершая тем самым работу относительно стенок сопла (на картинке эта работа указана в виде сил, действующих на стенки сопла от критического сечения кр-кр до сечения с-с).

В результате тяга двигателя состоит из тяги камеры и тяги сопла. Установлено, что при отсутствии внешнего давления P_n (полет в пустоте) тяга двигателя будет выше, чем тяга, полученная тем же РкД при полете в земных условиях. На РкД целесообразно применять топливо, продукты сгорания которого имеют не только высокую температуру сгорания, но и низкий молекулярный вес. Именно эти обстоятельства и определяют популярность водорода, как одного из компонентов топлив жидкостного РкД.

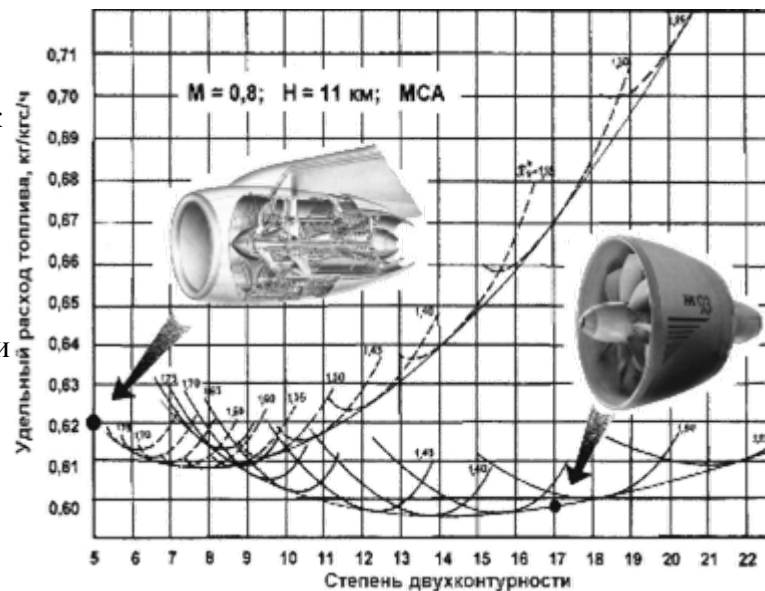


Интеграция двигателя и ЛА

Согласование характеристик СУ с двигателем и ЛА является одной из важнейших задач оптимального проектирования двигателя на основе системного подхода, когда проектируемая система рассматривается как подсистема сложного комплекса более высокого уровня. Для двигателя таким комплексом является СУ, состоящая из входного устройства, двигателя, сопла, мотогондолы и системы автоматизированного управления (САУ), а для СУ - ЛА. Общую задачу согласования характеристик элементов СУ и ЛА можно объединить в два крупных блока, отнеся к одному из них проблемы, связанные с выбором схемы и основных проектных параметров ЛА с его СУ, к другому - проблемы интеграции управления. Интегрированное управление силовой установкой самолета является одним из аспектов системного подхода к проблеме проектирования силовой установки, заключающегося в рассмотрении ее в качестве подсистемы системы более высокого уровня - самолета.

Цель интегрированного управления состоит в более глубоком использовании СУ на самолете и лучшей адаптации характеристик к задачам, решаемым в полете. Задачи управления состоят в согласовании элементов СУ, улучшении приемистости двигателя, использовании поворота вектора тяги сопла для повышения маневренности ЛА, адаптации управления элементов СУ в соответствии с изменениями условий эксплуатации (например, возмущений воздуха на входе в двигатель).

Для решения задач разработаны различные математические модели движения самолета (как материальной точки и материального тела - с учетом не только сил, но и моментов сил), динамическая модель силовой установки на установившихся и переходных режимах, модель системы регулирования СУ, а также методы оптимизации. Одним из аспектов интеграции силовой установки и ЛА является аэрогазодинамическая интеграция; под этим определением понимается такое конструктивное объединение элементов СУ и планера, при котором их функции частично совмещаются, что обеспечивает снижение массы и улучшение характеристик летательного аппарата в целом. Совместное рассмотрение СУ и элементов планера оказывает влияние на выбор параметров рабочего процесса и схемы двигателя.



Определение облика силовых установок

Многорегимные маневренные самолеты

Выполненные в ЦИАМ работы позволили определить область согласованных проектных параметров самолета и двигателя, обеспечивающих в наибольшей степени выполнение противоречивых многочисленных требований к летно-техническим характеристикам различных многорегимных самолетов, проектировавшихся в ОКБ.

Пример формирования указанной области показан на рисунке, где приведены два среза многомерного пространства, охватывающего множество исследуемых факторов. На графике последовательно в поле двух проектных параметров при фиксированных других нанесены линии равного уровня для двух целевых функций, которыми в данном случае являются радиусы боевого действия при полете по профилю со сверхзвуковым участком и чисто дозвуковому профилю. Там же нанесены изолинии основных наиболее сильных ограничений, заданных в ТТТ к самолету: максимального числа M полета, перегрузки установившегося выража, длины взлетно-посадочной полосы, времени разгона в заданном интервале скоростей. На графиках не показан ряд других, менее сильных ограничений. Здесь также показана возможность расширения зоны допустимых параметров за счет оптимального регулирования проходных сечений двигателя. В данном примере такое регулирование позволяет увеличить значение целевых функций на примерно 5%.

Дозвуковые пассажирские и транспортные самолеты

Характерной чертой современного уровня развития авиационных двигателей, в том числе и двигателей пассажирской и транспортной авиации, является все возрастающая сложность объектов, требующая значительного роста объема информации, перерабатываемой в процессе проектирования. Одновременно ужесточаются требования к технико-экономическим показателям, особенно к уровню экологической "цивилизованности" (это - акустическое совершенство, низкий уровень эмиссии вредных веществ и их воздействия на верхние слои атмосферы), а также к выбору рациональных ресурсных характеристик, показателей безопасности и эксплуатационной технологичности.

К настоящему времени важным достижением института является создание комплекса алгоритмов, математических моделей и программ для исследования облика перспективной СУ гражданского самолета. Комплекс программ отражает все основные взаимосвязи силовой установки и ЛА. Он позволяет решать на современном математическом и техническом уровне следующие задачи:

- выбор концепции ТРДД различных схем, в том числе двигателей сверхбольшой степени двухконтурности и винтовентиляторных
- оптимизацию проектных параметров двигателя по технико-экономическим критериям, включая показатели эффективности, предусмотренные нормативными документами западных авиакомпаний
- исследование проблемы авиационного шума силовых установок на этапах взлета и посадки и выбор управления траекторией полета и режимом двигателей (при включении в программу стандартных модулей расчета шума)

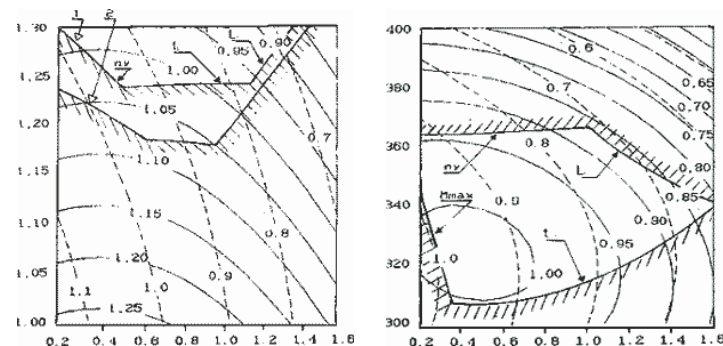
В соответствии с используемым методом системного анализа предусматривается применение различных критериев оптимальности: дальности полета, топливной экономичности, себестоимости перевозок, стоимости жизненного цикла.

Модульная структура комплекса программ дает возможность подключать любые другие критериальные показатели согласно требованиям задачи. Отыскание оптимального решения в широкой области проектных параметров при наличии ограничений осуществляется методами нелинейного динамического программирования. Решение этой задачи упрощается путем замены исходной полной математической модели регрессионным уравнением, получение которого обеспечивается специально разработанной программой. В качестве входных данных используется матрица рассчитанных по заданному плану эксперимента вариантов самолета и двигателя. Результатом работы являются два числовых массива: в первом содержатся коэффициенты регрессионного уравнения для заданного количества функций, во втором - для всех сочетаний факторов, предусмотренных планом эксперимента, производится сопоставление функций, вычисленных по регрессионному уравнению, с величинами, заложенными в расчет в качестве исходных.

Чрезвычайно важен правильный выбор критерия оптимальности, который должен обеспечить комплексность оценки и численно характеризовать наиболее важные свойства проектируемого объекта. В настоящее время в гражданской авиации в большинстве случаев затруднительно однозначно расположить критерии оптимальности по степени их важности, но можно определить оптимальные проектные решения по каждому из критериев и область возможных компромиссных решений при включении некоторых критериев в систему ограничений. На предыдущем рисунке был проиллюстрирован подобный подход для двигателей многорегимных маневренных самолетов. Для двигателей гражданских самолетов на рисунке в качестве примера показана зависимость целевой функции - топливной эффективности в поле двух пар проектных параметров.

Там же в виде линий равного уровня изображены также зависимости ограничений от проектных параметров. В качестве ограничений приняты следующие четыре параметра: дальность полета, длина взлетно-посадочной полосы, время выхода на крейсерский режим полета и диаметр вентилятора. Совмещение на одном графике изолиний для целевой функции и ограничений позволяет определить область возможных решений и оптимальные значения соответствующих параметров.

Как уже упоминалось, в математическую модель включены и модули расчета технико-экономических характеристик. Развитие в направлении учета проблем ресурсного проектирования позволило на основе компромисса, учитывающего ряд противоречивых требований, выбирать рациональные ресурсные характеристики, закладываемые в расчет основных конструктивных элементов двигателя. Интересный результат представлен на рисунке ниже. Для парка СМС (среднемагистральных самолетов) с фактическим распределением объема перевозок по дальности полета показан характер изменения потребного объема выпуска и числа ремонтов двигателя в зависимости от ресурса его горячей части. Заштрихованный диапазон определяет область, обеспечивающую минимум прямых эксплуатационных расходов. Видно, что наименьшие суммарные затраты обеспечиваются при ресурсе, существенно меньше максимального

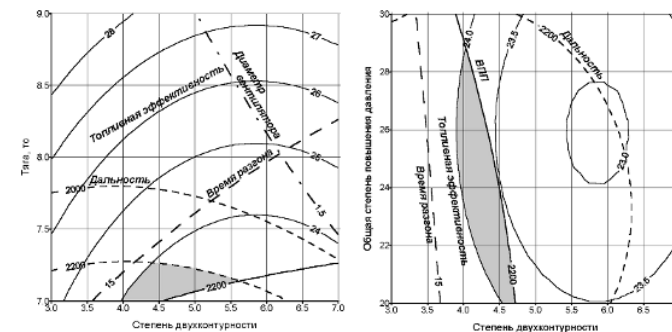


Области рациональных параметров согласования самолета и двигателя:

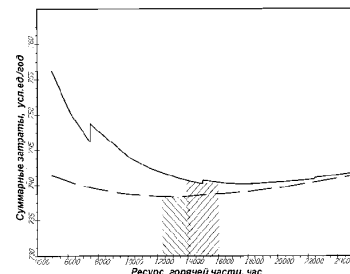
(левый рисунок) G/S и m ; (правый рисунок) R/G и m

1 - исходное регулирование двигателя; 2 - оптимальное регулирование;

— дозвуковой профиль полета; --- сверхзвуковой профиль полета.



Области возможного решения с учетом ограничений



Изменение эксплуатационных расходов в зависимости от назначенного ресурса горячей части двигателя:
— фиксированное значение T_g в условиях взлета;
--- уменьшение T_g в благоприятных условиях

Ракетный двигатель НК-33

Ракетный двигатель НК-33 предназначен для выведения автоматических космических аппаратов и транспортных кораблей на низкие околоземные орбиты, геопереходные и геостационарные орбиты

ОАО "Моторостроитель" является инициатором и участником разработки и создания ракетно-космического комплекса "Аврора", базирующегося на модернизации РКК "Союз" с применением в качестве двигателя второй ступени ракетного двигателя НК-33, созданного под лунную программу Н-1. Двигатель НК-33 прост в эксплуатации и техническом обслуживании, но вместе с тем обладает улучшенными характеристиками и надежностью. При этом его стоимость в 2 раза ниже стоимости существующих двигателей того же класса по тяге.

Простота конструкции и уникальный технологический подход устраняют необходимость в применении экзотических материалов, покрытий и сложных производственных процессов.

НК-33 является самым надежным двигателем, работающем на кислороде и керосине, и демонстрирует максимальное отношение тяги к массе.

стартовая масса	360 т
горючее	керосин
в пустоте	171,475 Тс
удельный импульс тяги: у Земли	297,23 с
расчетный суммарный расход компонентов топлива через двигатель в т. ч. :	
окислителя	376 кг/с
залитого	1393 кг
диаметр среза сопла	1490,5 мм

Двигатель ПС-90А

ПС-90А (ПС—Павел Соловьев) является одним из важных достижений российской авиационной промышленности девяностых годов. Он позволил почти вдвое повысить экономичность самолетов нового поколения и одновременно обеспечить их соответствие мировым нормам по экологии. Унифицированный, турбовентиляторный, двухконтурный, двухвальный, со смешением потоков наружного и внутреннего контуров, с реверсом в наружном контуре и системой шумоглушения. Сертифицирован в 1992 году. В 1997 году на двигатель получено дополнение к Сертификату типа о переходе на эксплуатацию двигателя по состоянию без фиксированных межремонтных ресурсов. **ПС-90А** имеет сертификаты соответствия нормам ICAO по уровням шума и выбросу вредных веществ

ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Тяга, кгс

Взлетный режим $TН < +30^{\circ}C$, $PН > 730$ мм рт.ст., $H=0$

16000

Крейсерский режим $H=11$ км, $M=0,8$

3500

Удельный расход топлива (с реальным соплом), кг/кгс ч

0,595

Высота полета, м

до 13100

Температура воздуха у земли для запуска и работы, $^{\circ}C$

-47...+45

Высотность аэродромов, м

До 3500

Скорость ветра для наземной работы, не более м/с боковой

15

Длина двигателя, мм

4964

Диаметр вентилятора по концам рабочих лопаток, мм

1900

Поставочная масса, кг

4160

Расход топлива и масла находится на уровне лучших мировых двигателей

Расход топлива не превышает 7000...8000 кг на 1 час летного времени на самолете Ил-96-300; 3500 кг на 1 час летного времени на самолете Ту-204; Расход масла - не более 0,3 кг на 1 двигатель на 1 час летного времени. Высокая надежность и ресурс двигателя обеспечиваются:

- применением новых методов проектирования деталей и узлов на заданный ресурс;
- всесторонней доводкой основных элементов на специальных стендах на полный ресурс;
- эффективной диагностикой состояния двигателя в эксплуатации.

Двигатель имеет модульную конструкцию. Число модулей - 11. Отдельные модули могут быть заменены в эксплуатации.

Оборудован двухканальной электронной системой управления и контроля параметров, обеспечивающей своевременное выявление неисправностей и эксплуатацию по состоянию.

Спроектирован на общетехнический ресурс

- горячей части - 12500 часов;

- холодной части - 25000 часов.

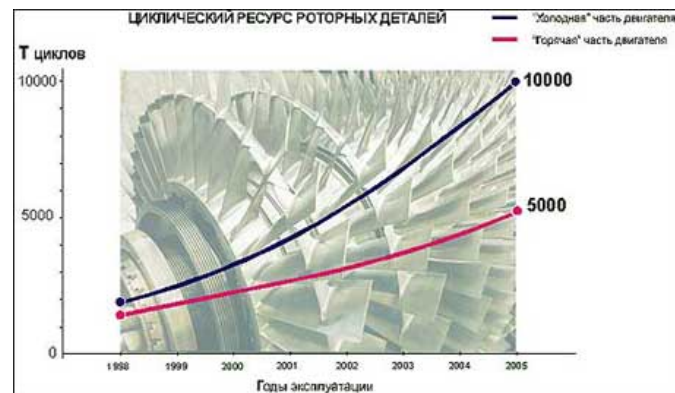
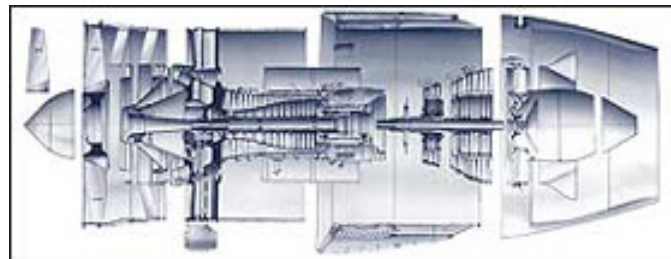
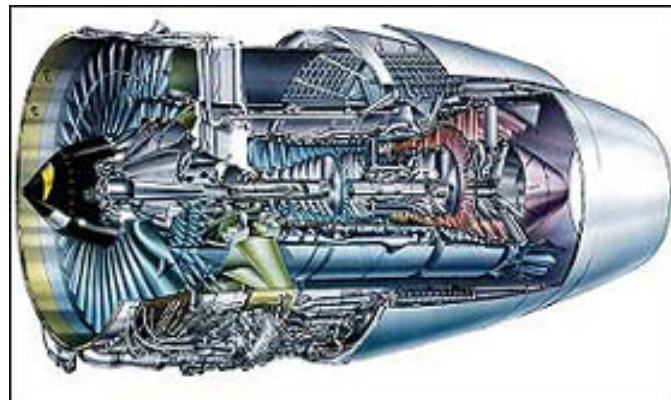
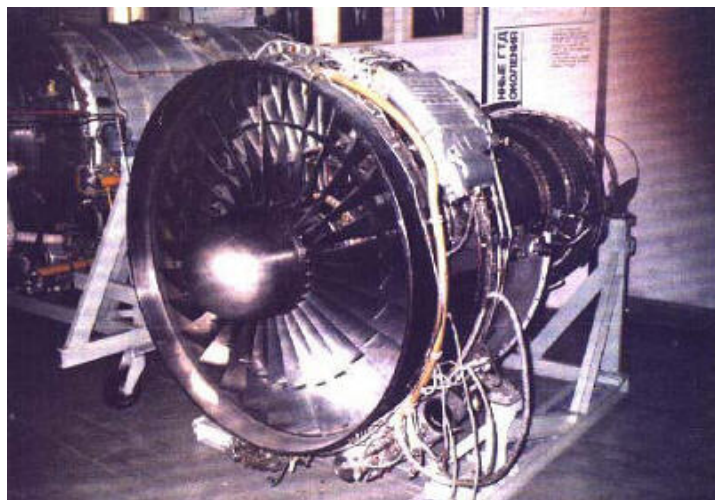


График увеличения циклического ресурса роторных деталей «горячей» и «холодной» двигателя ПС-90А по годам эксплуатации.

Турбореактивный двухконтурный двигатель Д-36

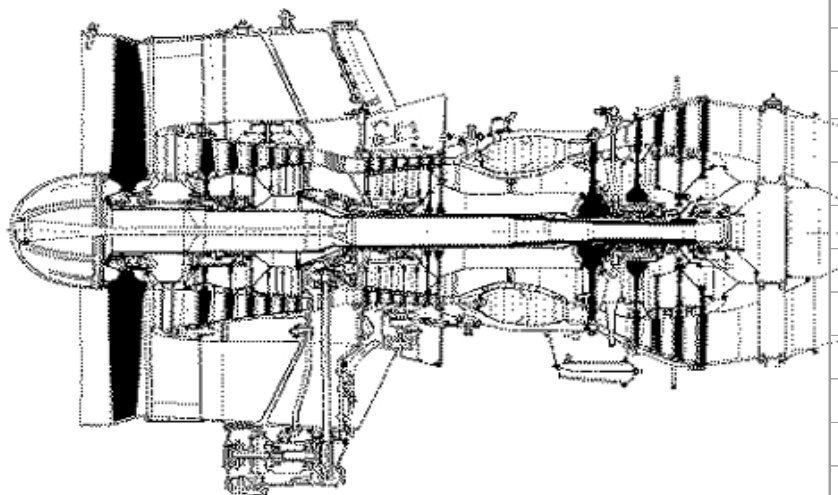


Трехвальный турбореактивный двухконтурный двигатель **Д-36** предназначен для установки на самолет Як-42 и другие пассажирские и транспортные самолеты.

Двигатель выполнен по трехвальной схеме с осевым четырнадцатиступенчатым компрессором, промежуточным корпусом, кольцевой камерой сгорания, пятиступенчатой турбиной и отдельными нерегулируемыми соплами наружного и внутреннего контуров.

Особенность трехвальной схемы - разделение ротора компрессора на три самостоятельных ротора, каждый из которых приводится во вращение своей турбиной. При этом роторы имеют различные оптимальные для них частоты вращения и связаны между собой только газодинамической связью.

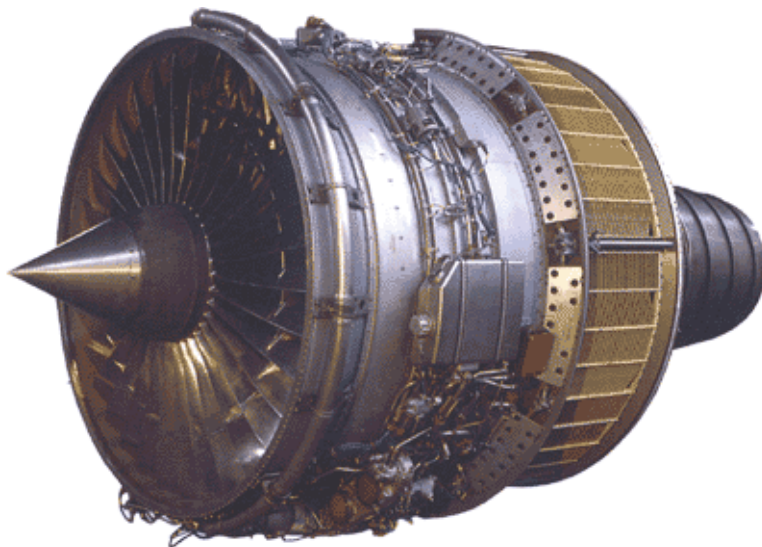
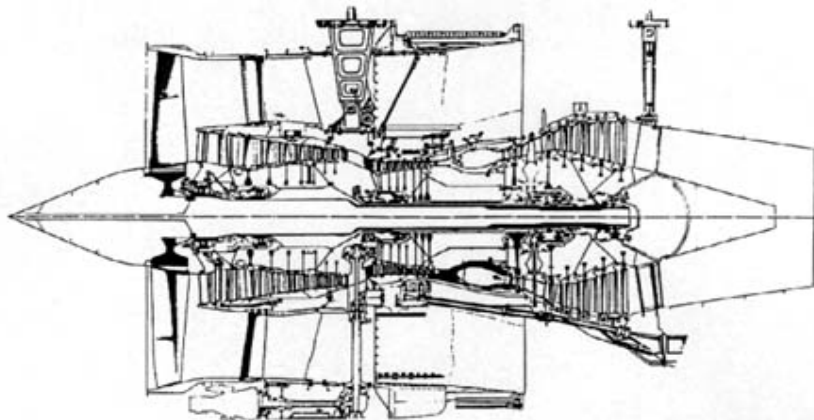
Двигатель выполнен по модульной схеме, что обеспечивает возможность восстановления его эксплуатационной пригодности заменой деталей и узлов в условиях эксплуатации, а высокая контролепригодность способствует переходу от планово-предупредительного обслуживания к обслуживанию по состоянию.



Условное обозначение двигателя	Д-36
Тип двигателя	трехвальный, турбореактивный, двухконтурный
Сухая масса двигателя, кг	1106
Габаритные размеры двигателя, мм:	
длина (с коком)	3469,5
ширина	1541,0
высота	1711,5
Компрессор	осевой, 14-иступенчатый
Камера сгорания	кольцевая
Турбина	осевая, 5-иступенчатая
Тяга двигателя на взлетном режиме в условиях МСА, кгс	6500
Тяга двигателя в режиме малого газа в условиях МСА, кгс	400
Высотность двигателя, м	10000
Степень двухконтурности (взлетный режим)	около 6

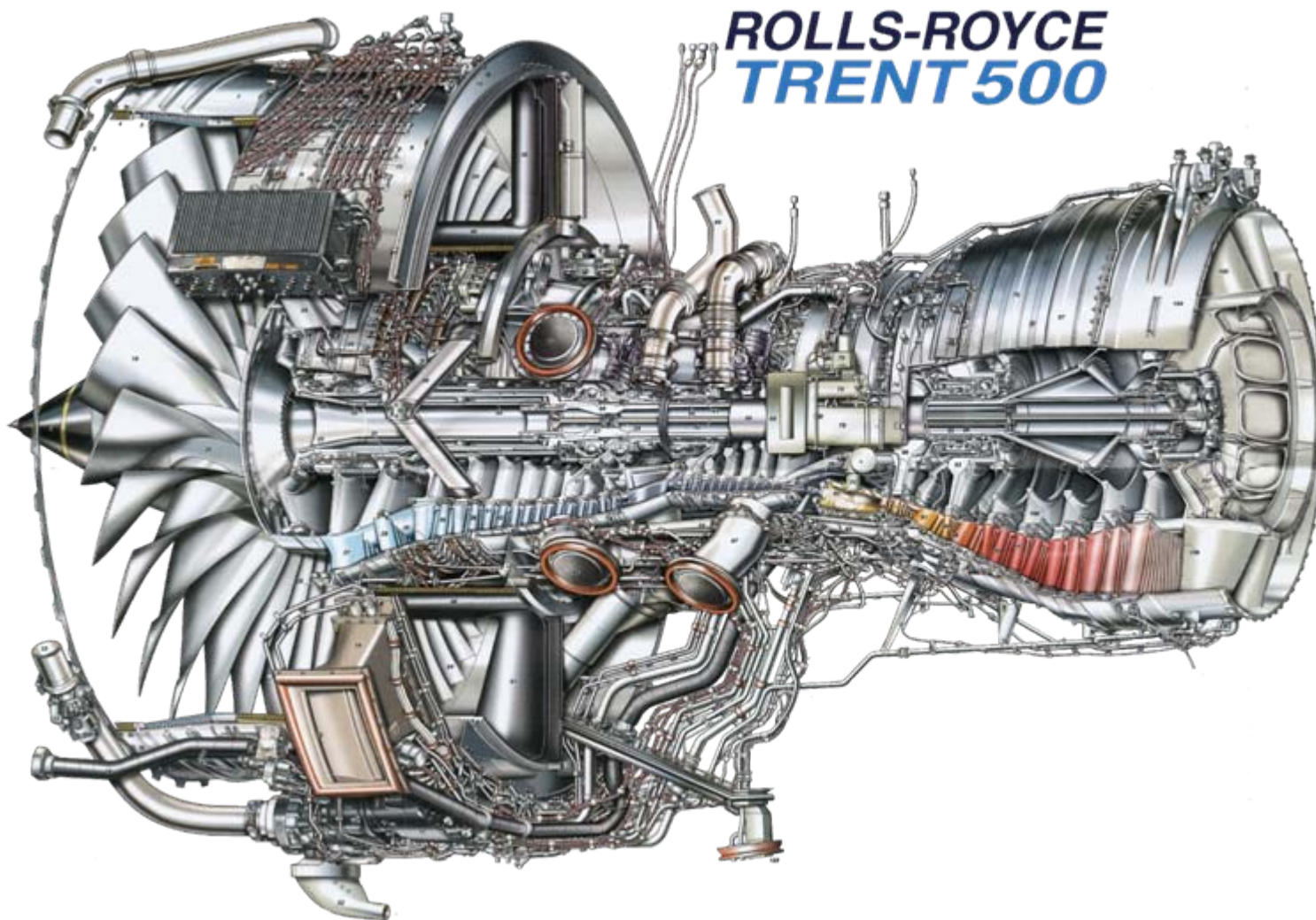
Двигатель Д-18Т серии 3

Тип: Турбореактивный двухконтурный двигатель

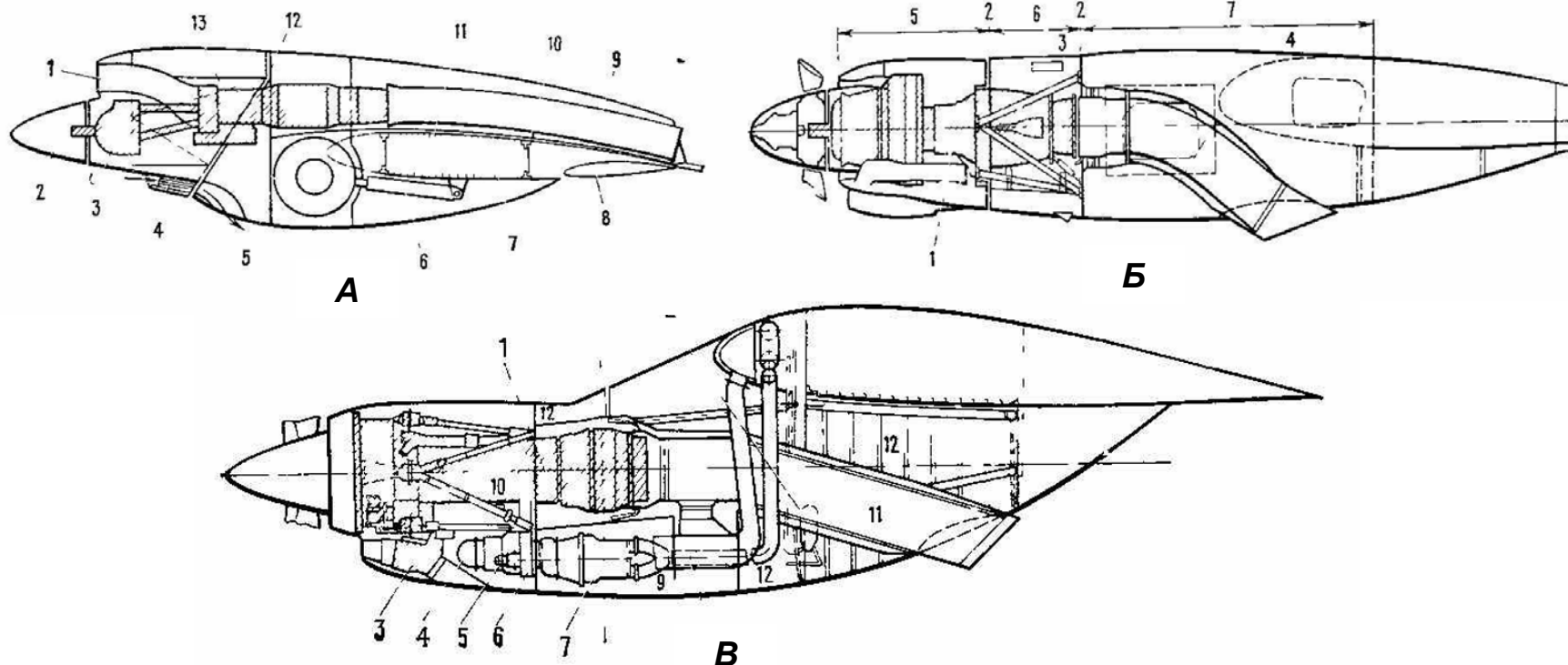


Взлетный режим	
Тяга, кгс	23430
Расход топлива, кг/кгс.год	0.340
Температура газов под рабочим колесом турбины, К	1600
Максимальный крейсерский режим	
Мощность, кгс	4860
Расход топлива, кг/кгс.год	0.546
Степень повышения давления	23
Степень двухконтурности	5.6
Габаритные размеры, мм	
- длина	5400
- высота	2937
- ширина	2792
Сухая масса двигателя, кг	4100

Двигатель Трент 500



Варианты установки ТВД на крыле

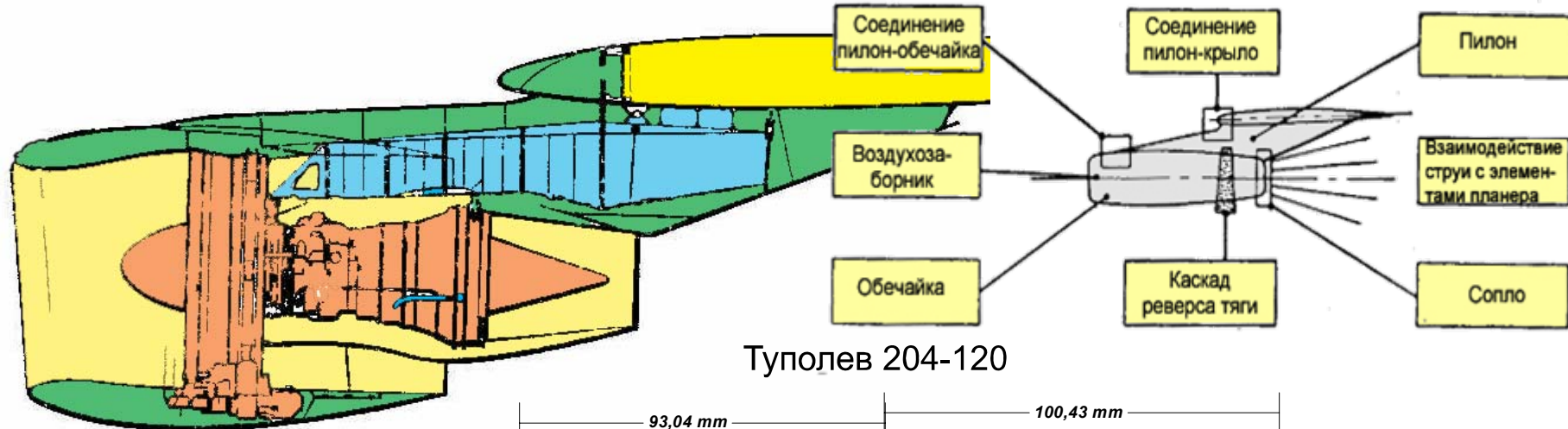


А) самолет Локхид «Электра» / — воздухозаборник; 2 — кок; 3 — редуктор; 4 — масляный теплообменник; 5 — пожарная перегородка; 6 — главная стойка шасси; 7 — кессон крыла; в — закрылок Фаулера; 9 — выхлопная труба; 10 — пожарная стенка; 11 — охлаждающий воздух; 12 — плоскость расстыковки гондолы; 13 — ТВД Элленсон 501-D13

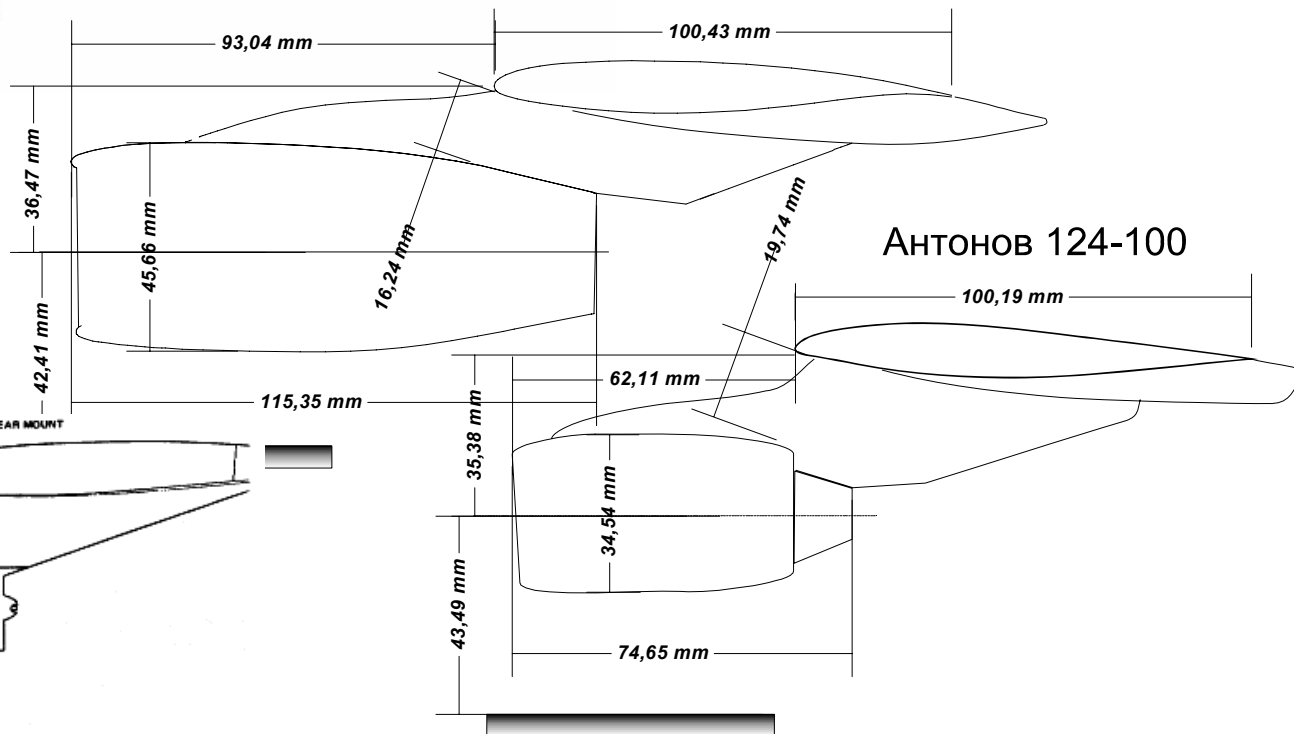
Б) самолет Аэропассаж «Фрегат»: / — ТВД Турбомека «Бастан»; 2 — пожарные перегородки; 3 — капот; 4 — основная конструкция; 5 — зона 1; 6 — зона 2; 7 — зона 3;

В) самолет Шорт Белфаст: 7 — ТВД Роллс-Ройс «Тайн» Ту.12; 2 — баллоны противопожарной системы; 3 — масляный теплообменник; 4 — альтернатор на 50 кВт; 5 — гидронасос; 6 — редуктор; 7 — компрессор; 8 — теплообменник противообледенительной системы крыла; 9 — зона 1А; 10 — зона 1, а — зона 2; 12 — зона 3

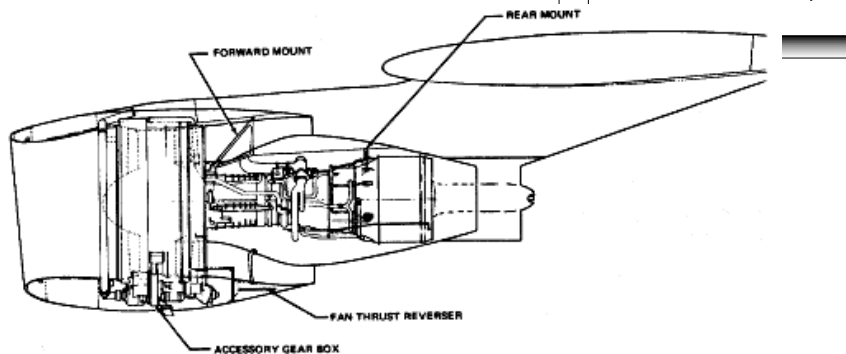
Установка ТРД на крыле



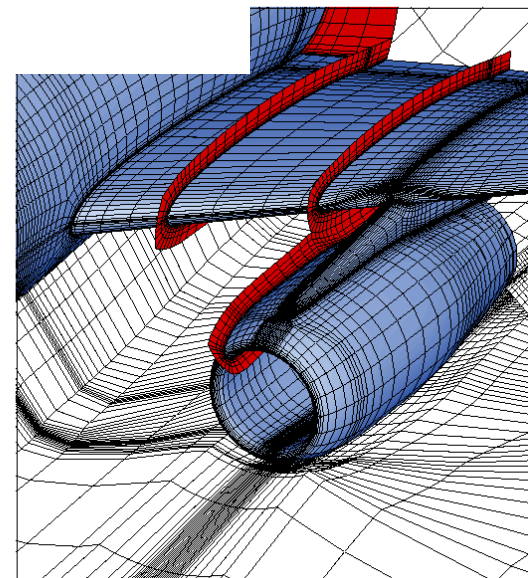
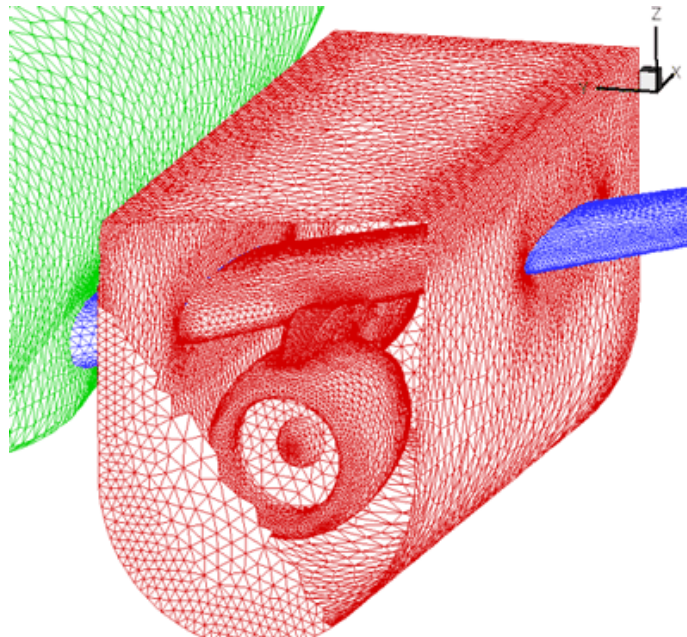
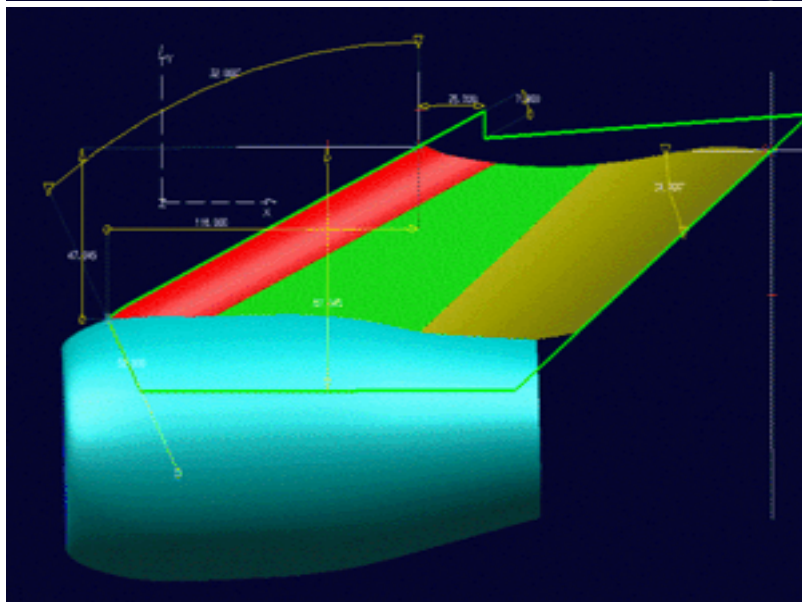
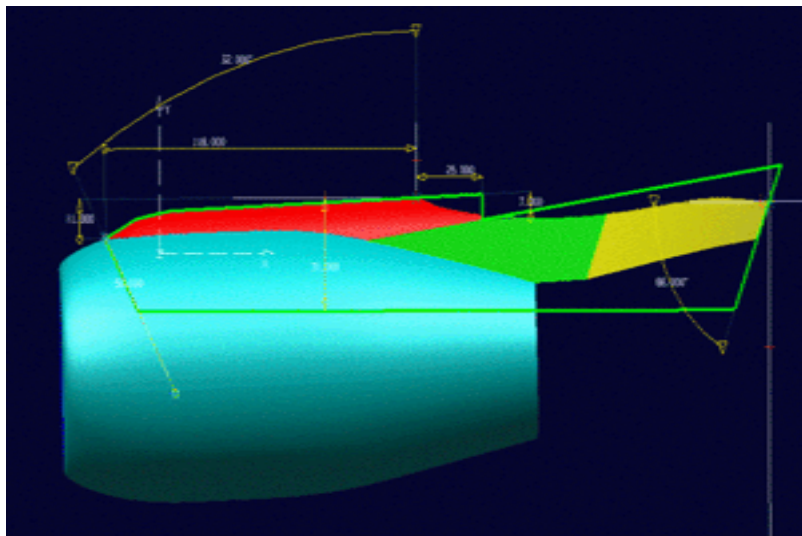
Туполев 204-120



Антонов 124-100



Оптимизация пилона



Снижение интерференции

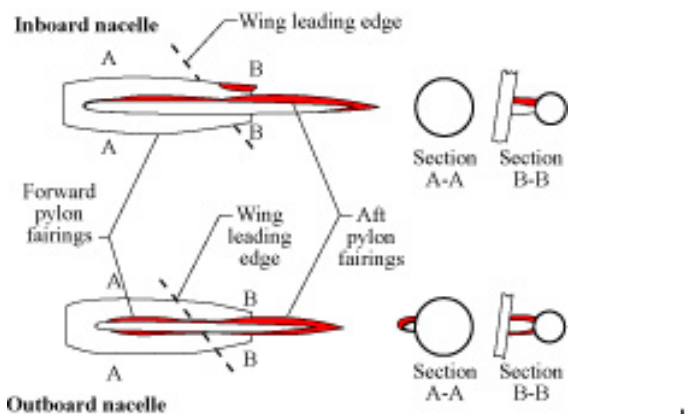
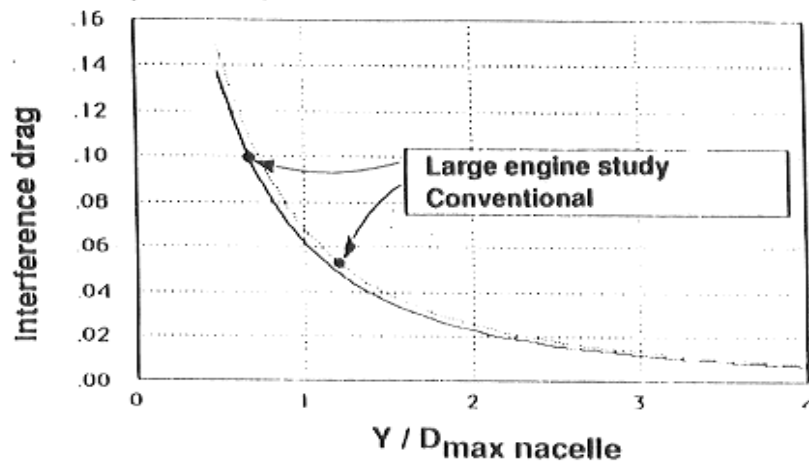
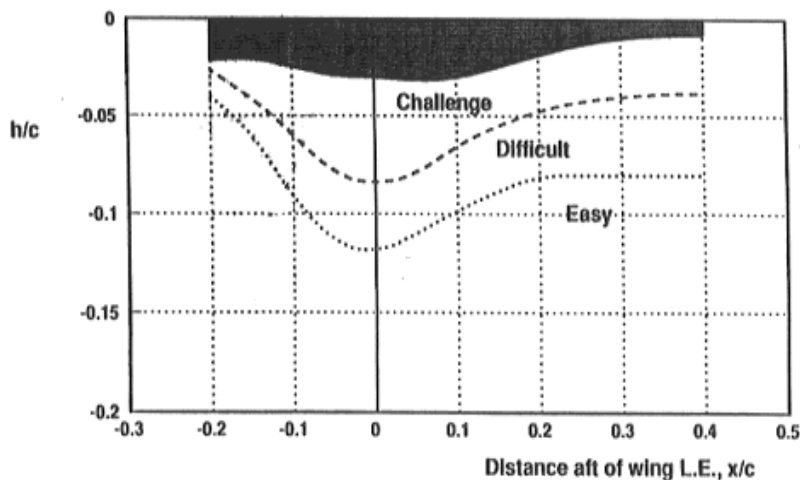
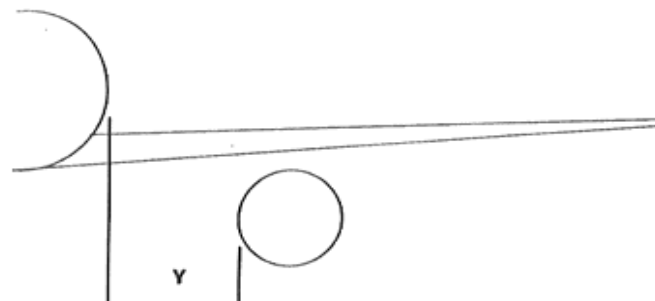
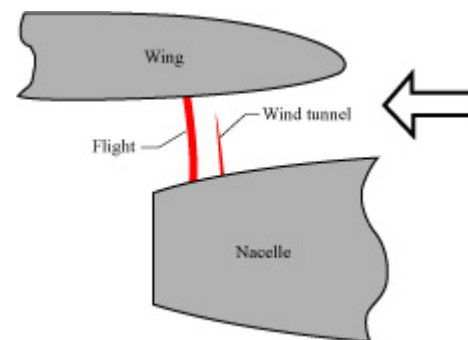
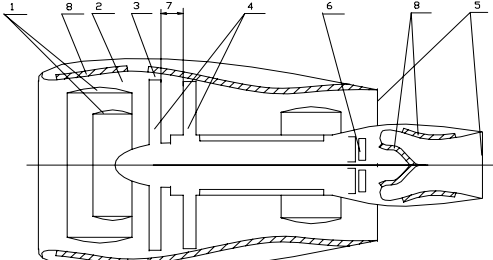


Illustration of wing-pylon-nacelle interference drag flow phenomenon for DC-8 indicating difference in shock wave locations and relative strengths for wind tunnel and flight.



Выполнение требований Главы 4 норм ИКАО Приложения 16 по снижению уровня шума от силовой установки



1 – звукоподавляющие разделительные кольца.
 2 – отсутствие входных направляющих лопаток.
 3 – низкая окружная скорость.
 4 – оптимальное число лопаток вентилятора и статора.
 5 – низкие скорости истечения.
 6 – акустический зазор турбины.
 7 – осевой акустический зазор.
 8 – акустическая облицовка.

- Редуктор позволяет применить вентилятор с низкой окружной скоростью на периферии лопаток без значительного роста числа ступеней турбины.
- Окружная скорость на периферии лопаток вентилятора равна 312 м/с.
- Лопатки вентилятора – саблевидные, с углом стреловидности на периферии 15°.
- Расстояние от выходной кромки рабочих лопаток вентилятора до входа в направляющий аппарат равно примерно двум хордам лопаток рабочего колеса.
- Количество лопаток вентилятора и направляющего аппарата некратные (15 к 32).
- Лопатки направляющего аппарата наклонены в сторону вращения на угол примерно 15°.
- Тракт второго контура и воздухозаборник облицованы двухслойными звукопоглощающими панелями z – гофровой конструкции, имеющими более широкий профиль поглощения, чем соты.
- Установка шевронного сопла

Для самолета с взлетной массой порядка 80т с двумя двигателями, шум Главы 3 можно рассчитать по стандарту ИКАО

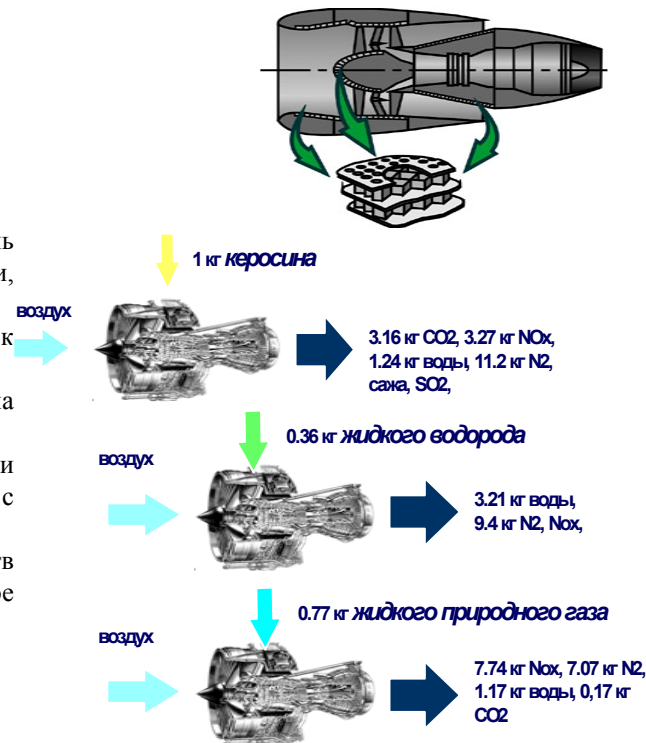
взлёт	$EPNL = 80,87 + 8,57 \log M$	97 EPNдБ,
полёт	$EPNL = 66,65 + 13,29 \log M$	92 EPNдБ,
посадка	$EPNL = 86,03 + 7,75 \log M$	101 EPNдБ.

где M – взлётная масса самолета в тоннах.

Для удовлетворения требованиям ИКАО по вредным эмиссиям:

- применяется фронтное устройство с двухъярусными завихрителями, позволяющее достичь необходимой степени обеднения топливо-воздушной смеси (ТВС) и ее гомогенизации, интенсификации процессов подготовки и выгорания ТВС;
- выбирается распределение основного воздуха в жаровой трубе, обеспечивающее близкие к оптимальным концентрации топлива в ее полости на основных режимах работы;
- применяется высокоэффективная, оптимизированная по длине колец и густоте отверстий, система охлаждения стенок жаровой трубы;
- применяется “поперечные” кольцевые щели, способствующие сбросу большей части пристеночного охлаждающего воздуха (после выполнения функции охлаждения стенок) с несгоревшими продуктами сгорания в зону с благоприятными условиями для их выгорания;
- размеры жаровой трубы выберутся из условия обеспечения заданных эмиссий вредных веществ с учетом экспериментальных данных по другим двигателям предприятия и обеспечивают условное время пребывания ($\tau \approx 6$ мс) на уровне современных передовых камер сгорания.

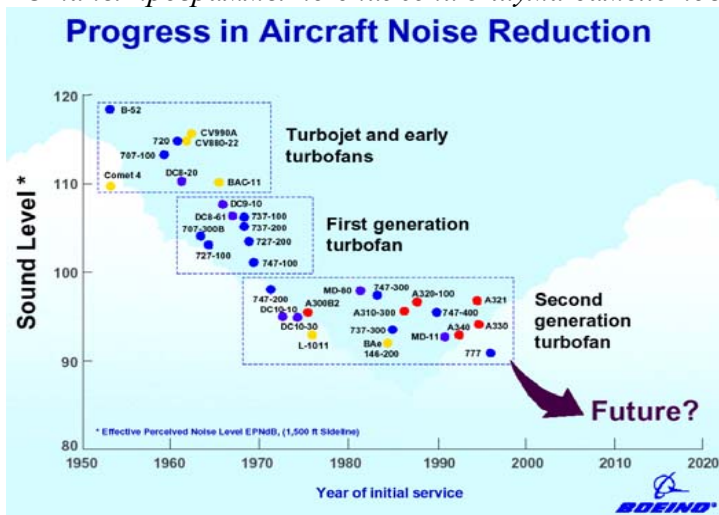
Эмиссии вредных веществ и характеристики дымления в условиях МСА, Мп=0, Н=0	
Параметр	Заданные значения
NOx, г/кН	$\leq 35 \dots 50$
CO, г/кН	≤ 0
CH, г/кН	≤ 10
Число дымности	< 20



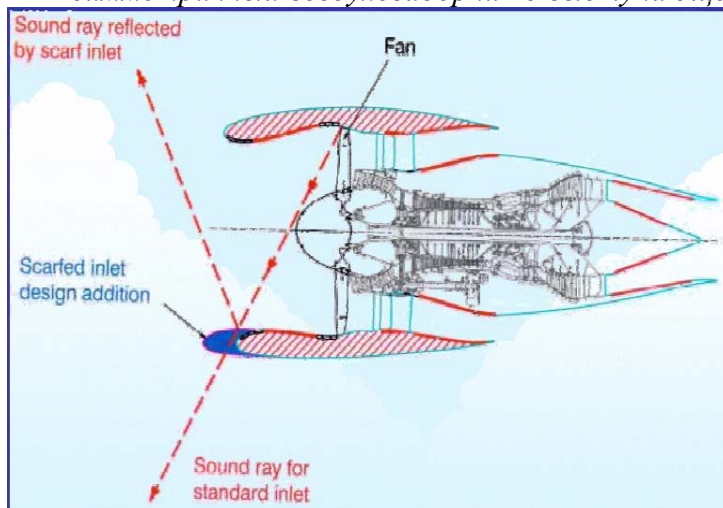
В условиях крейсерского полета индекс эмиссии NOx не должен превышать 5...10 г/кг топлива.

Снижение шума

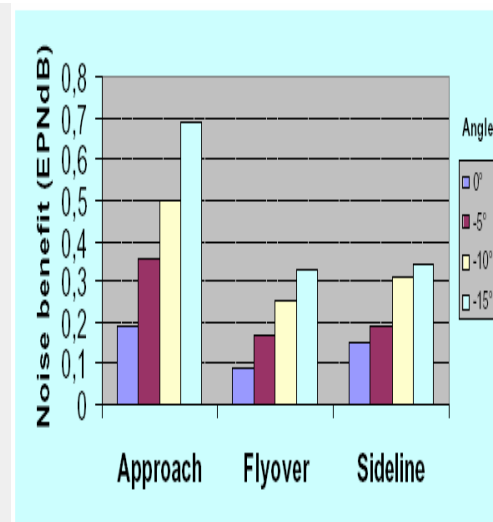
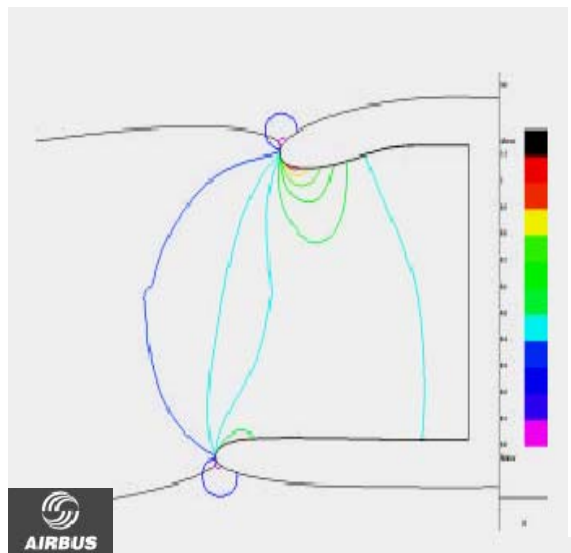
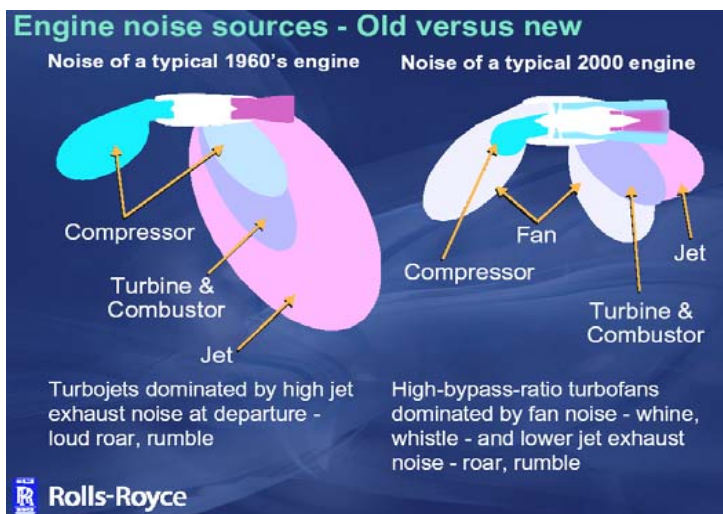
Этапы программы по снижению шума самолётов



Асимметричный воздухозаборник с выступающей нижней кромкой

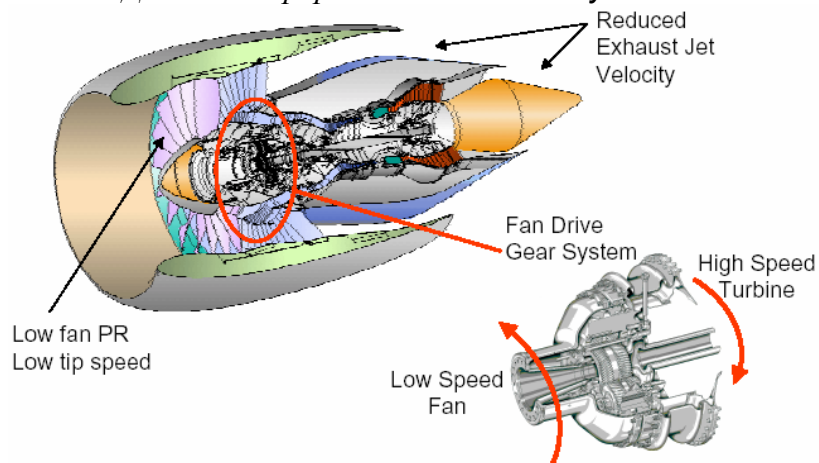


Источники шума двигателей 1960 и 2000 годов.

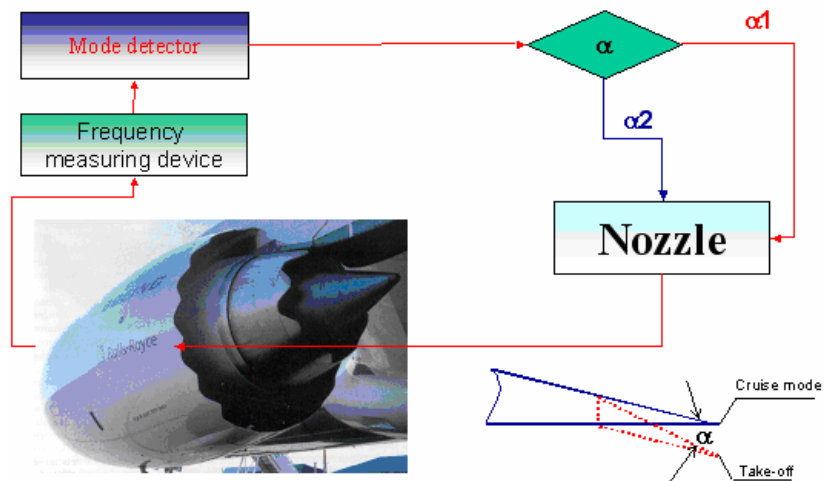


Перспективные мероприятия

Двигатель фирмы Pratt & Whitney



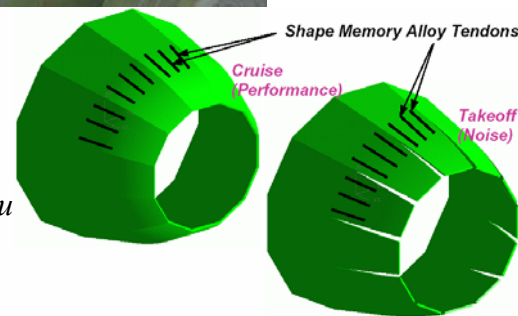
. Схема адаптивного сопла.



Двигатель с «шеvronным» соплом газогенераторного контура



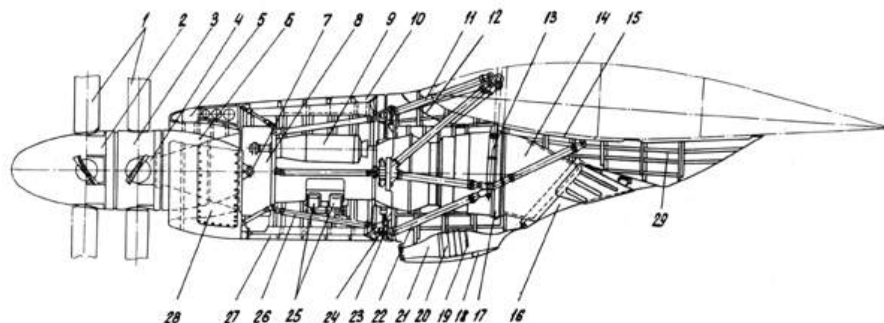
«Шевронное» сопло, управляемое материалами с памятью формы.



Широкохордные лопасти ротора вентилятора

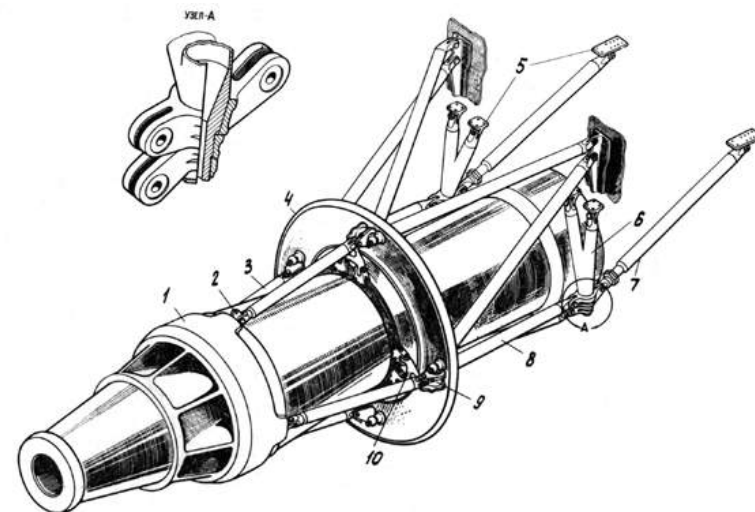


Навеска и капотирование



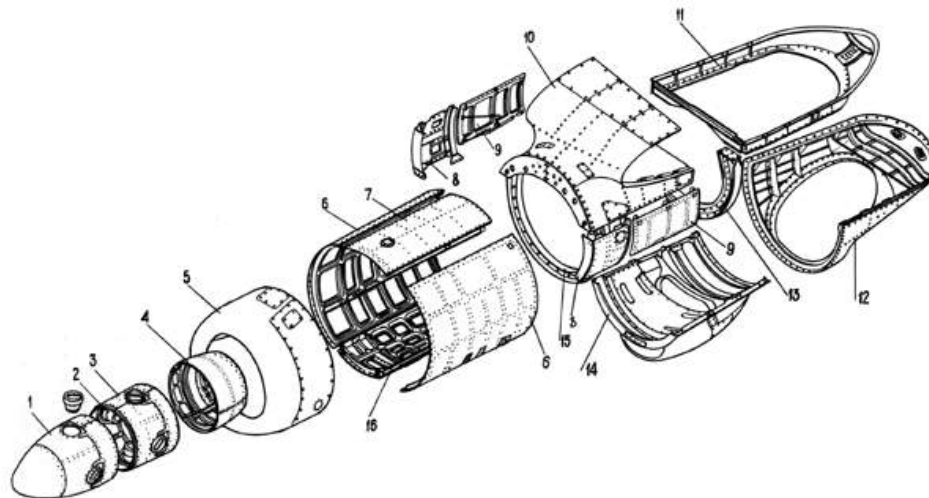
Установка двигателя в гондоле

1-воздушный винт АВ-90; 2-обтекатель переднего винта; 3-обтекатель заднего винта; 4-козырек обтекателя концы лопасти винта; 5-воздухозаборник; 6-обтекатель редуктора; 7-узел крепления воздухозаборника; 8-двигатель НК-12МА; 9-стартер ТС-12МА; 10-верхняя крышка капота; 11-верхний подкос фермы; 12-отрагатель; 13-стойка фермы; 14-выхлопная труба; 15-окан стоек; 16-стекатель; 17-стальная лента выхлопной трубы; 18-отвертка туннеля маслорадиатора; 19-аэктор маслорадиатора; 20-маслорадиатор; 21-входной туннель маслорадиатора; 22-нижний подкос фермы; 23-силовой шпангоут; 24-противопожарная перегородка; 25-нижние перепускные клапаны; 26-нижний подкос двигателя;



Крепление двигателя.

1-двигатель; 2-проушина для крепления подкоса воздухозаборника; 3-подкос двигателя; 4-силовой шпангоут; 5-кронштейны; 6- стойка; 7, 8 - подкосы фермы; 9-демпфер; 10 - серьга.



Основные части гондолы двигателя

1-обтекатель переднего винта; 2-обтекатель концы лопастей; 3-обтекатель заднего винта; 4-обтекатель редуктора; 5-воздухозаборник двигателя; 6-боковые крышки капота; 7-верхняя крышка капота; 8-боковые панели; 9-боковые крышки гондолы; 10-верхняя часть гондолы; 11-задняя гондола; 12-стекатель гондолы; 13-задний шпангоут; 14-нижняя крышка гондолы; 15-передний шпангоут; 16-нижняя крышка капота.

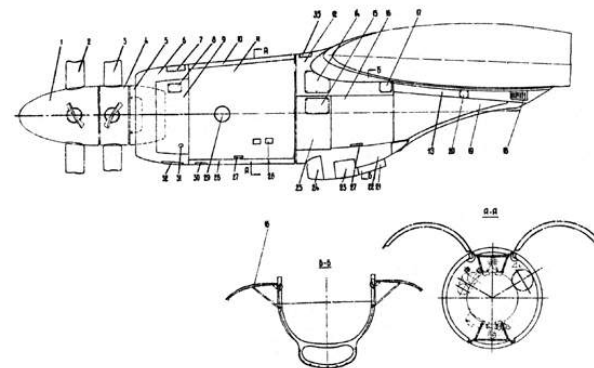
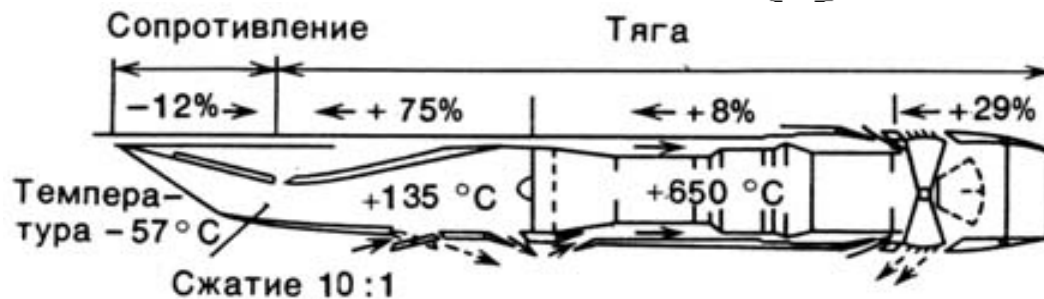
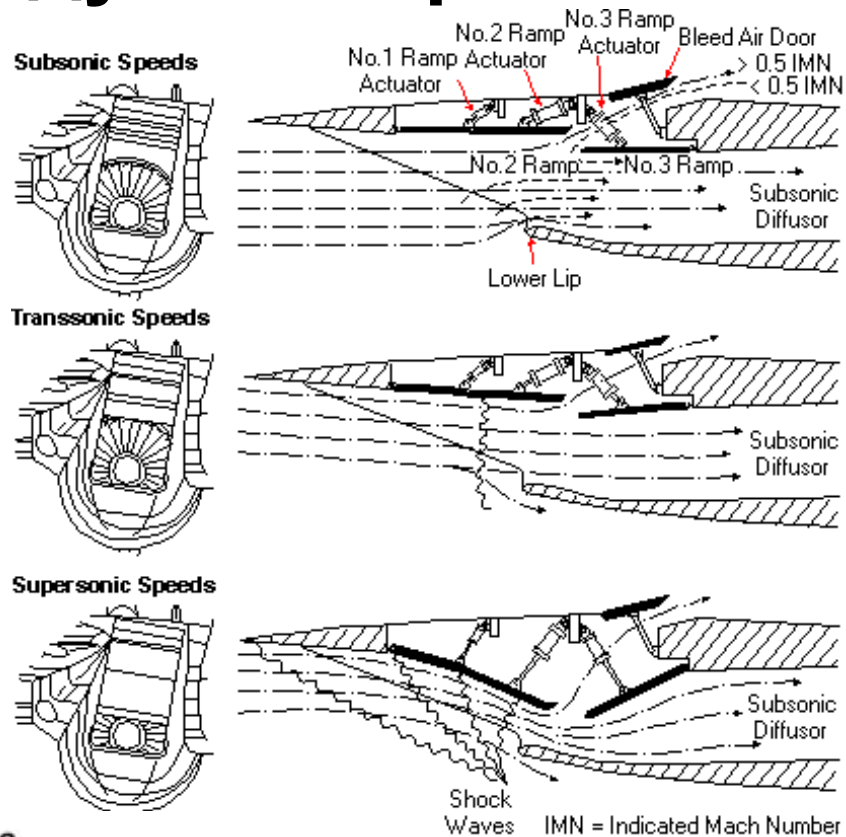
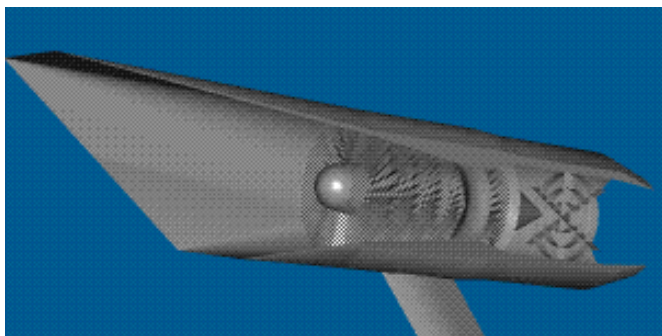


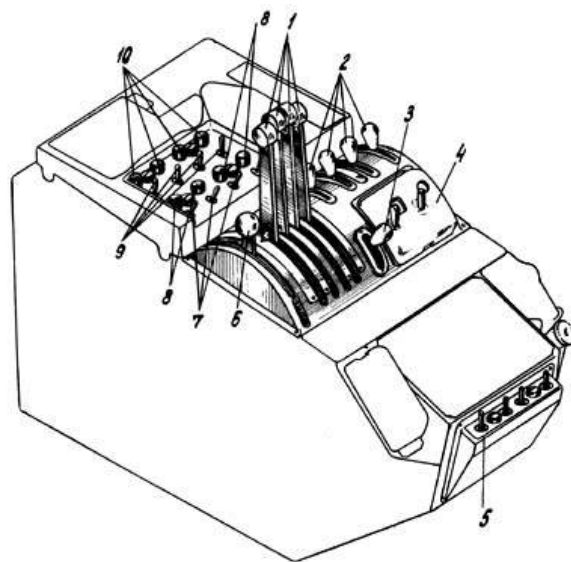
Схема расположения локот гондолы двигателя:

1-обтекатель переднего винта; 2-передний винт; 3-задний винт; 4-обтекатель заднего винта; 5-обтекатель редуктора; 6-воздухозаборник; 7, 9-монтажные локот отсеков маслосабо; 8-лок заливной горловины маслосаба; 10-верхняя крышка капота; 11-боковая крышка капота; 12-верхняя часть гондолы; 13-задняя; 14,15,17,20-эксплуатационные локот; 16-боковая крышка хвостовой части гондолы; 18-хвост для выхода воздуха; 19-стекатель; 21-отвертка маслорадиатора; 22-нижняя крышка; 23-лок маслорадиатора; 24-носик туннеля маслорадиатора; 25-боковая панель; 26-окна выпуска воздуха от клапанов перепуска; 27-рукоятка замка; 28-нижняя крышка капота; 29-выхлопная отверстие турбостартера; 30-лок подхода к маслогрегату; 31-лок подхода к сливной пробке маслосаба; 32-лок подхода к коммуникациям маслосистемы; 35- локот для осмотра электротрутов.

Регулируемые воздухозаборники



Управление силовой установкой



Центральный пульт

1-рычаги управления подачи топлива; 2-рычаги аварийного фиксирования винтов; 3-рычаг перестановки упоров полетного малого газа; 4-кнопка снятия винтов с упора; 5-кнопка управления створками маслорадиаторов; 6-стопор рычагов управления; 7-выключатели останова двигателей; 8-сигнальные лампы останова двигателей; 9-переключатели пожарных кранов; 10-сигнальные лампы пожарных кранов.

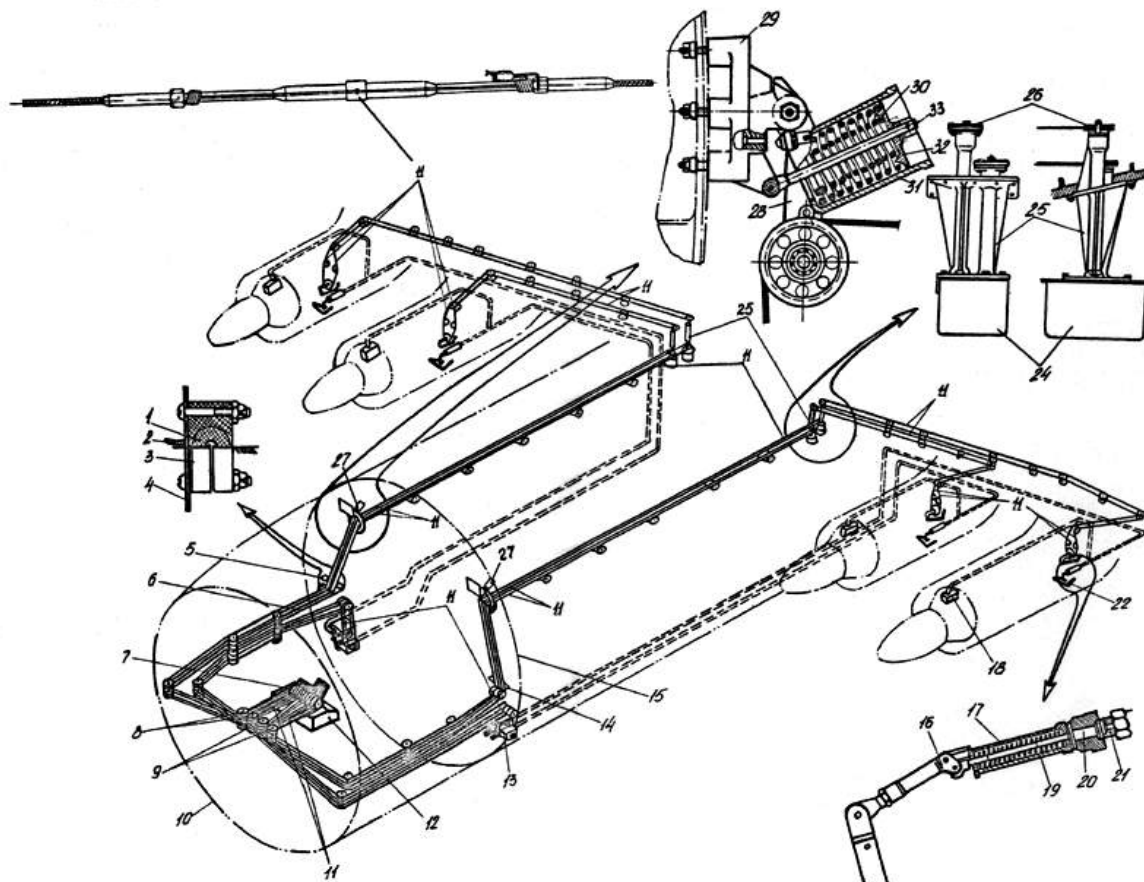
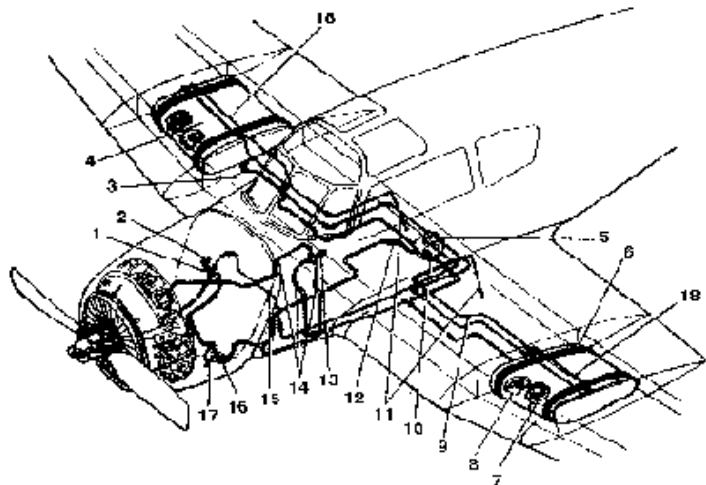


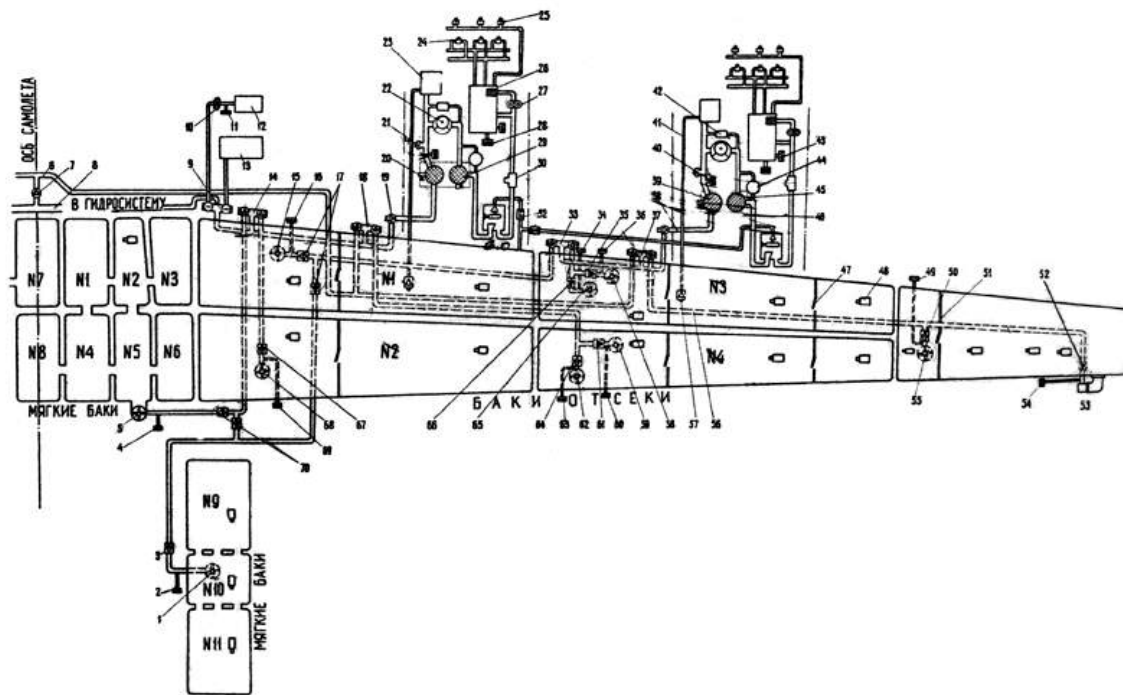
Схема системы управления двигателями.

1-резиновый шарик; 2-трос; 3-корпус гермовывода; 4-стенка шпангоута № 14; 5,25-гермовыводы; 6,13-гидрокраны ГГ-21; 7-рычаги управления двигателями; 8-ролики проводки гидроостанова двигателя; 9-ролики проводки управления подачей топлива; 10-шпангоут № 4; 11-таандеры; 12-пульт управления двигателями; 14-гермовывод; 15-шпангоут № 14; 16-рычаг; 17-пружина; 18-регулятор оборотов; 19-шток; 20-плунжер; 21-штырь; 22-рычаг останова двигателя; 24-блок конечных выключателей; 25-корпус гермовывода; 26-верхний ролик; 27-натяжное устройство; 28-качалка; 29-кронштейн; 30,31-пружины; 32-шайба; 33-гайка.

Топливная система



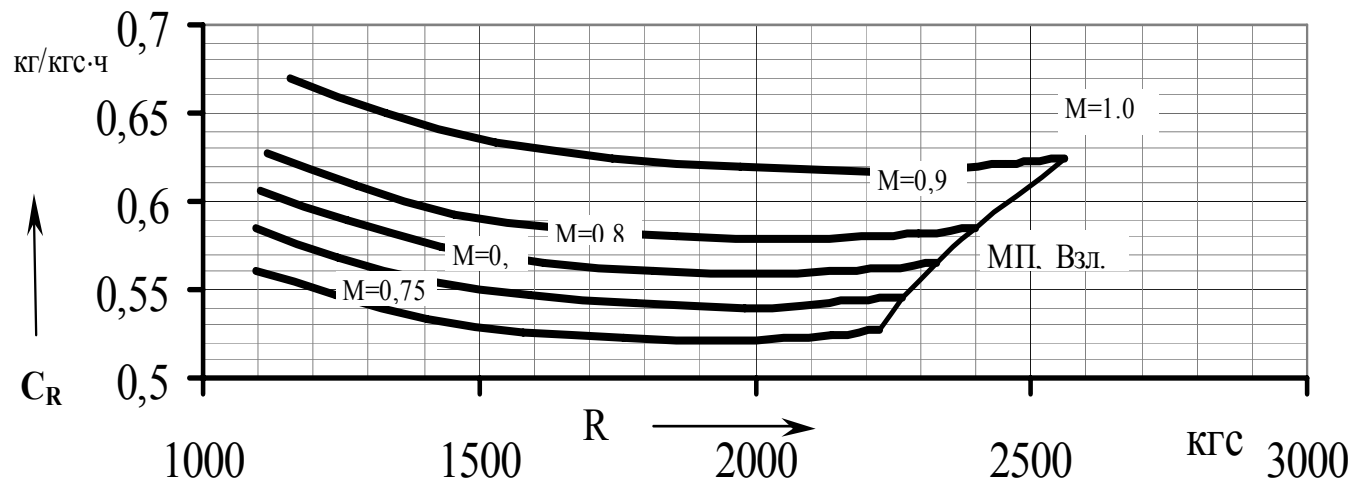
- 1 - кран разжижения масла;
- 2 - датчик П-1Б давления топлива;
- 3 - трубопровод;
- 4 - основной топливный бак;
- 5 - расходный бак;
- 6 - основной топливный бак;
- 7 - заливная горловина;
- 8 - датчик топливомера;
- 9 - дренажный трубопровод;
- 10 - сливной кран;
- 11 - дренажная трубка;
- 12 - обратный клапан;
- 13 - заливочный шприц 740400;
- 14 - шланги заливки;
- 15 - трубопровод перепуска;
- 16 - пожарный кран;
- 17 - топливный фильтр;
- 18 - дренажный трубопровод расходного бачка.



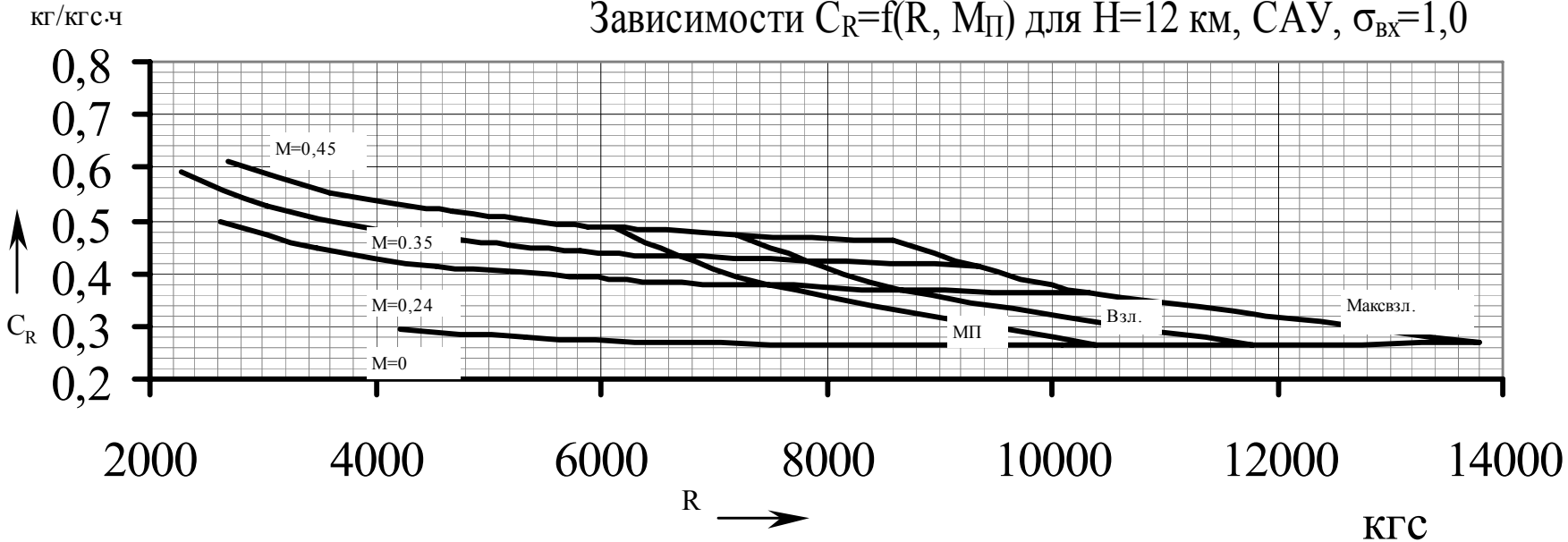
Принципиальная схема питания двигателей топливом

I-насос СДУ3А-0,35; 2,4,16,34,36,49,54,60,63,69-сигнализаторы давления СДУ3А-0,35; 3,50,64,66,67-обратные клапаны с отверстиями в тарелках; 5-насос ЭИПТ; 6-трубопровод колебания; 7-кран перекачки; 8-трубопровод централизованной заправки; 9-блок перекрыжных кранов; 10-насос 7404; 11-сигнализатор давления СДУ6А-4; 12-газогенераторная установка; 13-турбоагрегат ТА-408; 14,18,33,37-блоки перекрыжных кранов; 15,55,58,59,62,65,68-насосы ЭИПТ-77А; 17,70-двойные обратные клапаны; 19-перекрыжной кран (пожарный); 20,46-сливные краны фильтров; 21-штуцер консервации 352АТ; 22-насос 1007М; 23-турбостартер ТС-2МА; 24-рабочая форсунка; 25-пусковая форсунка; 26-командный топливный агрегат КТА-14М; 27-насос 450УК; 28-датчик давления ИДТ-100; 29-фильтр тонкой очистки; 30-расходомер топлива РТСВ32-2,5АТ; 31-воздухоотделитель; 32-обратные клапаны перепуска воздуха в бак; 35,52,61-обратные клапаны (подпружиненные); 38-магистраль питания двигателя топливом; 39-фильтр грубой очистки; 40-сигнализатор давления СДУ3А-1,35; 41-трубопровод отвода топлива от турбостартера ТС-2МА; 42-редукционный и заливочный клапаны насоса 1007М; 43-датчик давления ИД-4; 44-дифференциальный сигнализатор давления СГДФР-ИТ; 45-блок фильтров ИСТ050Т; 47-обратный клапан в перегородке бака-отсека; 48-датчик топливомера; 51-перегородка в баке-отсеке; 53-насос 463; 56-топливный трубопровод в баке-отсеке; 57-обратный клапан перепуска топлива от турбостартера.

Высотно-скоростные характеристики



Зависимости $C_R=f(R, M_{\Pi})$ для $H=12$ км, CAU , $\sigma_{BX}=1,0$



Зависимости $C_R=f(R, M_{\Pi})$ для $H=0$, CAU , $\sigma_{BX}=1,0$



Двигатели класса 12тонн

Пухов Андрей Александрович

кафедра "Автоматизированного проектирования ЛА"

машина	Д-БСМС СНТК им.Кузнецова	ПС-90А12	НК-104А	Д-277-12	Д-727М	V2527-A5	CFM56-7B26	PW8000
Разработчик	ЗМКБ «Прогресс» ОАО «Мотор», г. Уфа	ОАО «Авиадвигатель» г. Пермь	СНТК им.Кузнецова г. Самара	ОАО «Рыбинские моторы» г. Рыбинск	ЗМКБ «Прогресс» г. Запорожье	IAE	CFMI	Pratt & Whitney
Состояние	Проект	Проект	Проект	Проект	Проект	Серийный	Серийный	Проект
Базовый ГТ		ПС-90А	НК-93	«77»	Д-27			PW6000

Взлётный режим $M=0, H=0, MCA$

Тяга, кгс поддерживает	11800	12000	12000	11400	11500	12020	11975	15000
ся до $t_H/p_H, ^\circ C/mm$ рт.ст.	+30 / 730	+30 / 730	+30 / 730	+30 / 730	+30 / 760	+45 / 760	+30 / 760	+30 / 760
$T^*_r / T^*_{r\max}, K$	1633 / 1780	1468/1558	/1600	1549/1685 ч.р.	1621/1706 ч.р.			/1810
$G_{b\sum}, кг/с$	547	369	372	418	588	368	353	572,6
m	12,3	5,05	4,8	7,63	12,85**)	4,8	5,1	11,1
$\pi^*_{к\sum} / \pi^*_{вII}$	30,3 / 1,295	21,4/1,60	30/1,619	29,7/		27,7 /		35,5/1,45

Крейсерский режим $M=0.8, H=11км, MCA$

Тяга, кгс	2400	2300	2500	2280	2300		2486	2400
T^*_{Σ}, K	1463	1239	1352	1379	1463			1480
$\pi^*_{к\sum} / \pi^*_{вII}$	41,5/1,398	23,3(25,0*)/	33,0/1,684	33,6(36,0*)/	38,8/1,385	32,8*	32,7*	38/1,47
$C_p, кг/кгс\cdotч$	0,54	0,582	0,580	0,559	0,535	0,560 _{ид min}		0,521
$D_{\Sigma}, м$	2,060	1,670	1,600	1,852	2,183	1,613	1,549	1,930
Вес, кг	2300	2 300 (3 829 СУ)	2450	2350	2600	3 400 (СУ)	2385	3 630 (СУ)

*В конце набора высоты

** На максимальном крейсерском режиме ($M=0,8; H=11 км$)