

В. М. Корнеев

---

# Теория газотурбинных двигателей

В. М. Корнеев

# **Теория газотурбинных двигателей**

«Издательские решения»

**Корнеев В. М.**

Теория газотурбинных двигателей / В. М. Корнеев —  
«Издательские решения»,

ISBN 978-5-44-859958-3

Книга может оказаться полезной при изучении принципа работы, конструкции и эксплуатации газотурбинных авиационных двигателей.

ISBN 978-5-44-859958-3

© Корнеев В. М.  
© Издательские решения

# Содержание

Входные устройства	6
Назначение и принцип работы	6
Дозвуковые входные устройства	8
Сверхзвуковые входные устройства	9
Компрессор	11
Теория ступени компрессора ГТД	11
Основные параметры многоступенчатого компрессора	14
Конец ознакомительного фрагмента.	15

# **Теория газотурбинных двигателей**

**В. М. Корнеев**

© В. М. Корнеев, 2019

ISBN 978-5-4485-9958-3

Создано в интеллектуальной издательской системе Ridero

## **Входные устройства**

### **Назначение и принцип работы**

Входные устройства предназначены для подвода к компрессору двигателя потребного количества воздуха.

Воздухозаборники должны обеспечивать:

- а) большие значения коэффициента сохранения полного давления;
- б) малое внешнее сопротивление воздухозаборника;
- в) равномерность потока на входе в компрессор двигателя;
- г) устойчивую работу двигателя на всех режимах полета и работы ГТД.

Повышение давления происходит частично в воздухозаборнике и в компрессоре.

Принцип действия воздухозаборника заключается в следующем. Самолет перемещается относительно воздушного потока, а поток перемещается относительно двигателя с этой же скоростью. Поток тормозится, кинетическая энергия его уменьшается, что будет сопровождаться повышением давления и температуры воздуха.

Увеличение скоростей полета воздушных судов приводит к повышению значения воздухозаборников. При дозвуковых скоростях полета повышение давления от скоростного напора в воздухозаборнике незначительно.

На сверхзвуковых скоростях полета значительно повышается давление воздуха во входном устройстве за счет скоростного напора. Газодинамические процессы в воздухозаборниках стали более значительно влиять на ее устойчивую работу двигателя.

При увеличении скорости полета роль воздухозаборника в общем сжатии воздуха значительно возрастает. Так например, при М полета больше 4 степень сжатия воздуха во входном устройстве настолько велика, что эффективная работа двигателя может быть достигнута без компрессора.

Воздухозаборники современных самолетов имеют систему регулирования, обеспечивающую согласованную работу воздухозаборника и компрессора двигателя. В результате регулирования воздухозаборников обеспечивается получение максимальной тяги и устойчивая работа в широком диапазоне режимов работы двигателя. На сверхзвуковых скоростях полета задача регулирования состоит в том, чтобы удерживать систему скачков (особенно замыкающий прямой скачок) в оптимальном положении. Это достигается перепуском излишнего воздуха в атмосферу и изменением площади поперечного сечения воздухозаборника. Перепуск лишнего воздуха в атмосферу осуществляется открытием специальных створок, установленных в воздухозаборнике.

При взлете и малых скоростях полета несмотря на полностью раскрытый воздухозаборник воздуха для нормальной работы двигателя не хватает. Чтобы не нарушить нормальной работы двигателя на этих режимах полета дополнительно открываются перепускные створки и воздух, минуя воздухозаборник, напрямую поступает к двигателю. Возможны и другие способы регулирования, например, изменением углов центрального конуса.

Воздухозаборник сверхзвукового воздушного судна состоит из воздухозаборника, перепускных и противопомпажных створок и сложной автоматики.

Для предотвращения попадания в двигатель пыли, песка, и других предметов в двигатель во входном устройстве установлены защитные приспособления.

Попадание мелких предметов уменьшает ресурс двигателя, приводит к снижению тяги, увеличению удельного расхода топлива, а в отдельных случаях может вызвать выход двигателя из строя.

Чем больше расход воздуха и чем ближе двигатель расположен к поверхности взлетно-посадочной полосы, тем вероятнее попадание в него посторонних предметов.

Для защиты двигателя в воздухозаборнике устанавливают неубирающиеся или убирающиеся после взлета решетки и сетки. Такие защитные устройства увеличивают массу и лобовое сопротивление двигателя.

Для защиты турбореактивных двигателей от попадания посторонних предметов применяют также воздушную завесу, заключающуюся в том, что отбираемый от двигателя воздух через специальные сопловые аппараты под давлением (в виде струи) отсекает вертикальный поток воздуха, идущий с земли. Эта система отключается при уборке шасси.

Эффективность торможения воздуха в воздухозаборнике авиадвигателя определяется потерями давления воздуха при торможении потока и потерями, обусловленными силами трения воздуха о стенки воздухозаборника.

Коэффициент сохранения полного давления входного устройства оценивает газодинамические потери в процессе торможения воздушного потока. Он представляет собой отношение полного давления за воздухозаборником (на входе в двигатель) к полному давлению воздуха в набегающем потоке перед ним.

Суммарное внешнее сопротивление входного устройства складывается из сопротивления обечайки воздухозаборника и сопротивления средств перепуска воздуха.

Коэффициент расхода воздуха характеризует производительность входного устройства и определяется как отношение действительного расхода воздуха через воздухозаборник к максимально возможному расходу.

Условием совместной работы входного устройства и компрессора двигателя является согласование их расходов воздуха.

Обеспечение устойчивой работы воздухозаборника является важнейшим требованием, так как связано с надежностью работы двигателя и безопасности полетов.

Пристального внимания требуют вопросы размещения двигателя на летательном аппарате. Это объясняется тем, что входное устройство двигателя интерферирует с планером воздушного судна и оказывает влияние на его аэродинамическое качество и подъемную силу.

Воздушный поток, возмущенный элементами воздушного судна, может иметь значительную неравномерность перед входом во входное устройство двигателя, особенно при эволюциях самолета. В этом случае выбор места расположения двигателя должен обеспечивать его эффективную работу в широком диапазоне углов атаки. Образующиеся при обтекании поверхностей воздушного судна пограничные слои и вихревые структуры не должны попадать внутрь воздухозаборника двигателя и оказывать отрицательное влияние на его внутренние процессы.

## **Дозвуковые входные устройства**

Дозвуковые входные устройства большинства двигателей имеют сужающийся профиль проточной части, что обеспечивает равномерное поле скоростей на входе в компрессор и снижает вероятность образования вихрей и отрыва потока от стенок воздухозаборника.

Параметры рабочего процесса в воздухозаборнике определяются состоянием окружающего воздуха, скоростью полета самолета, режимом работы двигателя и геометрическими характеристиками проточной части двигателя.

Дозвуковое входное устройство имеет переднюю часть с плавными очертаниями входной кромки. Плавное очертание входной кромки воздухозаборника необходимо для предотвращения срыва потока и создания равномерного поля скоростей на входе в компрессор двигателя. Дальнейшее движение воздуха по расширяющемуся каналу приводит к уменьшению его скорости и увеличению его давления.

При околозвуковых скоростях полета характеристики дозвуковых входных устройств ухудшаются.

Особенно высокие требования предъявляются к воздухозаборникам двухконтурных двигателей. Это вызвано тем, что при небольшой степени повышения давления в наружном контуре двигателя даже небольшое увеличение потерь во входном устройстве уменьшает тягу и ухудшает экономичность двухконтурного двигателя.



## Сверхзвуковые входные устройства

На двигателях современных сверхзвуковых самолетов применяются воздухозаборники, которые различаются принципом организации процесса торможения сверхзвукового потока (числом скачков и их расположением), формой поперечного сечения входных устройств, расположением их на летательном аппарате и рядом других признаков.

Торможение набегающего потока в воздухозаборниках двигателей сверхзвуковых самолетов осуществляется в специально организованной системе скачков уплотнения воздуха. С этой целью применяются профилированные поверхности, при обтекании которых образуется несколько последовательных или пересекающихся скачков уплотнения, заканчивающихся обычно прямым скачком.

Сверхзвуковые входные устройства можно разделить на три типа:

- входные устройства внешнего сжатия;
- входные устройства смешанного сжатия;
- входные устройства внутреннего сжатия.

Они различаются местом расположения скачков уплотнения. В первом случае косые скачки уплотнения воздуха располагаются перед плоскостью входа входного устройства. Во втором случае часть скачков уплотнения воздуха располагается вне и часть внутри воздухозаборника. В третьем – все скачки уплотнения находятся внутри воздухозаборника.

Значительное удаление прямого скачка уплотнения от плоскости входа воздухозаборника вызывает помпаж двигателя. При критических режимах работы входного устройства появляются высокочастотные пульсации потока воздуха, получившие название «зуда».

Изменение углов атаки оказывает значительное влияние на характеристики и запас устойчивости сверхзвуковых входных устройств.

Наибольшее влияние изменение углов атаки на сверхзвуковые входные устройства наблюдаются у осесимметричных воздухозаборников.

В результате возникновения окружной неравномерности потока воздуха происходит уменьшение коэффициента расхода воздуха, коэффициента сохранения полного давления воздуха и уменьшается запас устойчивости входного устройства. При этом значительно уменьшается расход воздуха через двигатель и его тяга.

Изменение направления потока воздуха, обтекающего входное устройство, в точности соответствует изменению угла атаки только у лобовых воздухозаборников.

При расположении воздухозаборников двигателя у боковых поверхностей фюзеляжа изменение углов набегающего потока на входное устройство оказывается большим, чем изменение углов атаки воздушного судна из-за местных возмущений потока, создаваемых фюзеляжем самолета.

Чтобы не допускать снижения коэффициента запаса устойчивости входного устройства при полете воздушного судна с большими углами атаки применяют выдвижение конуса у осесимметричного или клина у плоского воздухозаборника.

Помпаж авиадвигателя возможен при сверхзвуковых скоростях полета самолета и на таких режимах, при которых либо мала пропускная способность авиадвигателя, либо чрезмерно велика пропускная способность входного устройства.

Помпаж авиадвигателя проявляется в том, что возникают колебания давления и расхода воздуха по всему газоздушному тракту двигателя.

Помпаж входного устройства авиадвигателя недопустим. Резкие колебания давления и расхода воздуха в воздухозаборнике могут вызвать помпаж компрессора и повышение температуры газа перед турбиной или самовыключение двигателя.

Возникновению помпажа двигателя на самолете способствуют все факторы, приводящие к переполнению воздухом входного устройства двигателя. Для устранения помпажа необходимо уменьшить противодавление за воздухозаборником, что может быть сделано сбросом избытка воздуха из входного устройства через створки перепуска, переводом двигателя на режим с большим расходом воздуха путем увеличения режима работы двигателя, а также снижением пропускной способности входного устройства путем его регулирования. Эффективным средством прекращения помпажа воздухозаборника двигателя является снижение скорости полета самолета.

«Зуд» входных устройств двигателя наблюдается при снижении противодавления за воздухозаборником. Такое явление возникает всякий раз, когда пропускная способность входного устройства оказывается меньшей, чем требуется для двигателя. В результате возникают высокочастотные пульсации потока воздуха с частотой колебаний от десятков до сотен герц и с амплитудой, меньшей, чем при помпаже. Интенсивность пульсаций при «зуде» определяется, в основном, режимом работы двигателя.

Возникающие пульсации давлений воздуха снижают запас устойчивости компрессора. Но «зуд» менее опасен, чем помпаж двигателя, и может допускаться в эксплуатации на некоторых режимах.

Задача регулирования сверхзвуковых воздухозаборников состоит в обеспечении согласования работы входного устройства и двигателя.

Программа регулирования сверхзвукового воздухозаборника подбирается под заданные характеристики двигателя. С этой целью вначале определяются потребные значения расхода воздуха режимах работы двигателя. Эти потребные значения параметров воздухозаборника обеспечиваются затем надлежащим его регулированием.

Изменение температуры окружающего воздуха вызывает рассогласование режимов работы входного устройства и двигателя. Снижение температуры приводит к увеличению пропускной способности воздухозаборника.

При увеличении углов атаки основная задача регулирования состоит в обеспечении достаточных запасов устойчивости входного устройства.

Если для осесимметричных входных устройств, выдвижением конуса не удастся обеспечить весь диапазон потребного регулирования воздухозаборника, то после полного выдвижения конуса, согласование работы входного устройства и двигателя осуществляется открытием противопомпажных створок.

Регулирование сверхзвуковых входных устройств осуществляется автоматической системой регулирования. Она должна обеспечивать получение необходимой тяги двигателя и гарантировать его устойчивую работу на всех режимах.

Следствием помпажа входного устройства является значительное повышение уровня нестационарности потока перед компрессором двигателя, приводящее к нарушению устойчивой работы компрессора. В отдельных случаях помпаж компрессора может возникать и на режимах «зуда» входного устройства.

Запас газодинамической устойчивости входного устройства по помпажу зависит, с одной стороны, от условий совместной работы воздухозаборника и компрессора, а с другой, – от числа  $M$  полета (числа Маха) и угла атаки самолета. Эти факторы учитываются программами регулирования сверхзвуковых воздухозаборников.

Однако сложно обеспечить требуемый диапазон регулируемых параметров для всех возможных сочетаний режимов полета и работы двигателя. Это заставляет вводить ограничения, осуществляемые экипажем или обеспечиваемые с помощью блокировок, вводимых в систему автоматического регулирования.

# Компрессор

## Теория ступени компрессора ГТД

Компрессор газотурбинного двигателя служит для повышения давления воздуха перед подачей его в камеру сгорания.

Применение компрессора в ГТД позволяет получить нужный расход воздуха, обеспечить желаемое значение КПД, получить высокую тягу (мощность) при небольших габаритных размерах и массе двигателя.

Компрессор ГТД должен удовлетворять следующим требованиям:

- а) сжатие воздуха должно происходить при возможно большем КПД;
- б) обеспечивается устойчивая работа двигателя во всем диапазоне эксплуатационных режимов;
- в) подвод воздуха в камеру сгорания производится без пульсаций давления, расхода и скорости потока;
- г) обеспечение наименьшего веса и габаритов двигателя;
- д) обеспечивается высокая надежность авиадвигателя.

Основными типами компрессоров авиационных ГТД являются многоступенчатые осевые [1] или осецентрибежные компрессоры.

Процесс сжатия воздуха в многоступенчатом компрессоре ГТД состоит из ряда последовательно протекающих процессов сжатия воздуха в отдельных его ступенях.

В современных газотурбинных двигателях наиболее часто используются осевые компрессоры, как наиболее полно отвечающие предъявляемым требованиям. В осевых компрессорах авиадвигателя по сравнению с другими типами компрессоров возможны высокие значения степени повышения давления воздуха и большие расходы воздуха при высоких КПД и сравнительно малых габаритных размерах и массе.

Осевой компрессор ГТД имеет несколько рядов лопаток, насаженных на один общий вращающийся барабан или на ряд соединенных между собой дисков, которые образуют ротор компрессора.

Один ряд лопаток ротора называется рабочим колесом.

Другой основной частью компрессора является статор, состоящий из нескольких рядов лопаток (направляющих аппаратов), закрепленных в корпусе. Назначением лопаток статора является:

- а) направление проходящего через них воздушного потока под необходимым углом на рабочие лопатки расположенного за ними рабочего колеса;
- б) спрямление потока, закрученного лопатками впереди находящегося рабочего колеса, с одновременным преобразованием части кинетической энергии закрученного потока в работу по повышению давления воздуха.

Сочетание одного рабочего колеса и одного стоящего за ним направляющего аппарата называется ступенью компрессора.

Перед первым рабочим колесом компрессора может быть установлен входной направляющий аппарат.

При вращении рабочего колеса за счет внешней энергии повышается скорость потока, при этом на входе рабочего колеса создается разрежение, обеспечивающее непрерывное поступление воздуха. Внешняя энергия, сообщенная лопатками рабочего колеса воздуху, движущемуся по расширяющимся (диффузорным) каналам, затрачивается на повышение давления воздуха, а также на увеличение его скорости.

Преобразование кинетической энергии воздушного потока, приобретенной в рабочем колесе, сопровождающееся повышением давления воздуха, происходит в направляющем аппарате, который, кроме того, обеспечивает потоку требуемое направление для входа в рабочее колесо следующей ступени компрессора.

Разрез лопаток ступени компрессора цилиндрической поверхностью образует решетку профилей рабочего колеса.

На входе в рабочее колесо скорость воздуха может быть направлена не параллельно оси колеса, а под некоторым углом к ней вследствие неполного спрямления потока направляющим аппаратом предыдущей ступени компрессора или установки перед рабочим колесом входного направляющего аппарата. Вращению рабочего колеса соответствует перемещение решетки с окружной скоростью « $u$ ». Для определения скорости воздуха относительно рабочих лопаток « $w$ » применим правило сложения векторов скоростей, согласно которому абсолютная скорость равна относительной и переносной. Переносной скоростью будет окружная скорость лопаток, следовательно,  $c = w + u$ .

Треугольник, составленный из векторов « $c$ », « $u$ » и « $w$ », является треугольником скоростей на входе в рабочее колесо.

Лопатки рабочего колеса должны быть установлены таким образом, чтобы передние кромки их были направлены по направлению вектора « $w$ » или под небольшим углом к нему. Кривизна профилей лопаток выбирается с таким расчетом, чтобы угол выхода потока из колеса был больше угла входа потока.

Направление потока за решеткой при безотрывном ее обтекании определяется в углом установки задней кромки лопатки.

Разворот потока воздуха в рабочем колесе компрессора приводит к возникновению на каждой лопатке аэродинамической силы « $P$ » направленной от вогнутой к выпуклой поверхности профиля. Можно разложить силу « $P$ » на две составляющие. Составляющую, направленную параллельно вектору окружной скорости, назовем окружной, а составляющую, направленную параллельно оси компрессора – осевой составляющей. Окружная составляющая направлена против движения лопаток колеса и противодействует их вращению. Для поддержания частоты вращения ротора к валу компрессора должен быть приложен крутящий момент. Работа, затрачиваемая на вращение колеса идет на увеличение энергии потока, прошедшего через колесо. Это проявляется в том, что обычно скорость потока за колесом оказывается больше скорости потока перед колесом, несмотря на одновременное увеличение давления.

Абсолютная скорость « $c$ » на выходе из рабочего колеса определится построением треугольника скоростей. Вследствие поворота потока в колесе вектор абсолютной скорости на выходе из рабочего колеса оказывается отклоненным от вектора абсолютной скорости на входе в сторону вращения колеса.

Лопатки направляющего аппарата отклоняют поток в обратную сторону. Форма лопаток подбирается так, чтобы направление вектора абсолютной скорости за ступенью соответствовало направлению вектора абсолютной скорости на входе в рабочее колесо. При этом, увеличивается поперечное сечение струи, проходящей через канал между соседними лопатками. В результате скорость потока в направляющем аппарате падает, а давление увеличивается.

Независимо от скорости набегающего на лопатки воздуха и формы проточной части, течение потока через ступень может рассматриваться как течение через систему диффузорных каналов с уменьшением относительной скорости потока в рабочем колесе, уменьшением абсолютной скорости потока в направляющем аппарате и увеличением давления в обоих случаях.

Основными элементами центробежной компрессорной ступени являются рабочее колесо и диффузор, а характерными сечениями воздушного тракта – сечение перед рабочим колесом, сечение за рабочим колесом и сечение на выходе из диффузора. За диффузором могут быть

установлены выходной канал или выходные патрубки, обеспечивающие поворот выходящего из диффузора потока в нужную сторону.

Рабочее колесо центробежного компрессора обычно представляет собой диск, на торцевой поверхности которого расположены рабочие лопатки.

В центробежной ступени можно получить значительно большее повышение давления воздуха, чем в осевой ступени, благодаря центробежным силам направленным по движению воздушного потока в рабочем колесе. Но в то же время (в отличие от осевой ступени) ее диаметр намного превышает диаметр рабочего колеса осевого компрессора.

Недостатки центробежной ступени могут быть в значительной степени смягчены в диагональной ступени. По своим параметрам она занимает промежуточное положение между осевой и центробежной ступенью компрессора. Сжатие воздуха в ее рабочем колесе происходит как вследствие уменьшения относительной скорости воздуха в межлопаточных каналах, так и в результате работы центробежных сил, совершаемой при перемещении воздушного потока в колесе от центра к периферии. Меньшее отклонение основного направления течения воздуха от осевого позволяет уменьшить диаметральные габаритные размеры ступени.

Степенью повышения давления ступени компрессора называется отношение давления за ступенью к давлению на входе в рабочее колесо.

В осевых ступенях степень повышения давления обычно невелика и равняется  $1,2 \dots 1,35$ . В центробежных ступенях степень повышения давления может достигать 4—6 и более.

С целью увеличения общей степени повышения давления применяют многоступенчатые компрессоры, в каждой ступени которых осуществляется повышение давления воздуха.

Адиабатический КПД ступени компрессора представляет собой отношение адиабатической работы повышения давления воздуха в ступени к затраченной работе. Адиабатический КПД ступени осевого компрессора обычно равен 0,83—0,87, что свидетельствует об их высоком аэродинамическом совершенстве. Центробежные ступени имеют несколько меньшее значение адиабатического КПД – 0,75—0,80.

Расход воздуха через компрессор пропорционален плотности воздуха, скорости потока и площади проходного сечения.

Окружная скорость воздушного потока является важнейшим конструктивным параметром ступени компрессора двигателя, она ограничивается прочностью лопаток и диска рабочего колеса и газодинамическими соображениями.

По уровню скорости набегающего на лопатки воздуха осевые ступени разделяются на дозвуковые, сверхзвуковые и трансзвуковые (околозвуковые), в которых окружная или осевая скорости изменяются по радиусу изменяются по радиусу от сверхзвуковой до дозвуковой.

В реальных ступенях компрессора между лопатками рабочего колеса и внутренней поверхностью статора всегда имеется конструктивный зазор [3]. При этом зазор на работающем двигателе отличается от монтажного зазора вследствие деформаций деталей ротора и статора под действием газовых сил и теплового расширения. Обычно у прогретого двигателя рабочие зазоры оказываются меньше монтажных.

Перетекание (утечка) воздуха через радиальные зазоры приводит к понижению давления на вогнутой стороне лопатки и к повышению давления на спинке, т. е. к уменьшению разности давлений на поверхностях профиля. Уменьшение перепада давлений приводит к снижению окружного усилия и, следовательно, к снижению работы, передаваемой воздуху в ступени.

На работу ступени оказывают влияние и осевые зазоры между ее неподвижными и вращающимися венцами. Осевые зазоры между лопатками рабочего колеса и направляющего аппарата составляют примерно 15—20% хорды лопаток и также снижают эффективность работы ступени.

## Основные параметры многоступенчатого компрессора

В теории газотурбинных двигателей обычно используются следующие параметры многоступенчатого компрессора:

- а) степень повышения давления (отношение полного давления воздуха за компрессором к полному давлению перед компрессором);
- б) секундный расход воздуха через компрессор;
- в) частота вращения ротора компрессора;
- г) адиабатический КПД компрессора.

Степень повышения давления в компрессоре ГТД равна произведению степеней повышения давления его отдельных ступеней.

В компрессорах современных авиадвигателей степень повышения давления компрессора достигает до 30 и более. Такие высокие степени повышения давления применяют для улучшения экономичности двигателя.

Дело в том, что в газотурбинных двигателях 70% тепла, введенного с топливом в двигатель, теряется с уходящими газами. Эти потери обусловлены вторым законом термодинамики (в двигатель засасывается холодный воздух, а выходит горячий).

При увеличении степени повышения давления в компрессоре соответственно увеличивается и степень понижения давления на тракте расширения газа в двигателе (во сколько раз воздух сжимается – во столько же раз газы расширяются). А чем больше степень понижения давления, тем ниже (при заданной температуре газа перед турбиной) температура уходящих газов и, следовательно, тем меньше потери тепла с уходящими газами.

Иначе говоря, с увеличением степени повышения давления воздуха степень полезного использования введенного в двигатель тепла увеличивается.

Ступени компрессора работают в разных условиях: они имеют разные окружные и осевые скорости, их лопатки обтекаются потоком с разными скоростями и т. д. Поэтому адиабатические работы сжатия воздуха в различных ступенях одного и того же компрессора могут существенно отличаться друг от друга.

В первых и в меньшей степени в последних ступенях работа заметно снижена по сравнению с работой приходящейся на каждую из средних ступеней.

## **Конец ознакомительного фрагмента.**

Текст предоставлен ООО «ЛитРес».

Прочитайте эту книгу целиком, [купив полную легальную версию](#) на ЛитРес.

Безопасно оплатить книгу можно банковской картой Visa, MasterCard, Maestro, со счета мобильного телефона, с платежного терминала, в салоне МТС или Связной, через PayPal, WebMoney, Яндекс.Деньги, QIWI Кошелек, бонусными картами или другим удобным Вам способом.