

18+

Б. М. Корнеев

Особенности конструкции газотурбинных двигателей

В. М. Корнеев

**Особенности конструкции
газотурбинных двигателей**

http://www.litres.ru/pages/biblio_book/?art=27350355

ISBN 9785448594991

Аннотация

Книга может оказаться полезной при изучении особенностей конструкции и эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей.

Содержание

Конструкция газотурбинных двигателей	5
Общие сведения о ГТД	5
Краткая история создания отечественных авиационных ГТД	5
Этапы развития, области применения и параметры ГТД	10
Перспективы развития ГТД	15
Конструктивные и силовые схемы ГТД	17
Конструктивные схемы авиадвигателей	17
Двухконтурные турбореактивные двигатели (ДТРД)	18
Турбовальные двигатели	20
и вспомогательные силовые установки	
Силовые схемы ГТД	22
Силовые схемы роторов	22
Силовые схемы статоров	23
Подвеска двигателя к воздушному судну	24
Компрессор	25
Компоновки осевых компрессоров	25
Роторы осевых компрессоров	26
Статоры осевых компрессоров	29
Конец ознакомительного фрагмента.	34

Особенности конструкции газотурбинных двигателей

В. М. Корнеев

© В. М. Корнеев, 2019

ISBN 978-5-4485-9499-1

Создано в интеллектуальной издательской системе Ridero

Конструкция газотурбинных двигателей

Общие сведения о ГТД

Краткая история создания отечественных авиационных ГТД

Первые проекты воздушно-реактивных двигателей (ВРД) были разработаны в России еще во второй половине XIX века. Инженером И. И. Третеским в 1849 г. предложено использовать для передвижения аэростата силу реакции, возникающую при истечении сжатого воздуха. Несколько позже, в 1866 г., Н. М. Соковнин разработал проект компрессорного ВРД, предназначенного для дирижабля. В 1867 г. Н. Телешов изобрел двигатель «Теплородный ду-хамет», содержащий все основные части современного ВРД.

Первый работающий турбинный двигатель создан в России в конце XIX века. В период с 1886 по 1892 гг. инженер П. Д. Кузьминский разработал, построил и провел испытания в Петербурге газопаротурбинного двигателя, в котором процесс подвода тепла к рабочему телу протекал

при постоянном давлении. Двигатель П. Д. Кузьминского имел многоступенчатую радиальную турбину с концентрически расположенными сопловыми и рабочими лопатками. В 1890 г. П. Д. Кузьминский впервые предложил использовать газовую турбину в авиации.

Русским инженером В. В. Караводиным в 1906 г. запатентован «Аппарат для получения пульсирующей струи газа значительной скорости вследствие периодических взрывов горючей смеси». Во время второй мировой войны в Германии были построены пульсирующие ВРД, устанавливаемые на самолетах-снарядах (ФАУ-1) и работающие по предложенной В. В. Караводиным схеме.

В 1909 г. Н. В. Герасимов получил патент на двигатель, имеющий все основные элементы современного турбореактивного двигателя (ТРД). Схему турбовинтового двигателя (ТВД), в котором воздушный винт имел привод от газовой турбины, впервые разработал М. Н. Никольский в 1913 г. Модель этого двигателя была построена и испытана. Его предполагали использовать для самолета «Илья Муромец».

В 1949 г. создан ТРД с центробежным компрессором ВК-1 конструкции В. Я. Климова, имеющий наибольшую в мире тягу (27 кН) при минимальном удельном расходе топлива (0,104 кг/Н·ч) и удельном весе, равном 0,32. Этот двигатель был установлен на фронтовых истребителях и бомбардировщиках взамен РД-45, а в начале 50-х годов использован на скоростном почтово-грузовом гражданском самолете

Ил-20. Последующий вариант этого двигателя с форсажной камерой ВК-1Ф, созданный в 1951 г., развивал тягу на форсажном режиме 33 кН и был установлен на фронтовом истребителе МИГ-17.

Первый отечественный ТРД с осевым компрессором ТР-1 конструкции А. М. Люлька прошел государственные испытания в 1947 г. Двигатель РД-9Б с форсажной камерой, созданный в 1952 г. под руководством С. К. Туманского, убедительно доказал преимущества ТРД с осевым компрессором перед ТРД с центробежным компрессором. Он обеспечил возможность создания первого в СССР серийного сверхзвукового истребителя МИГ-19 (1954 г.) с максимальной скоростью полета 1450 км/ч. Двухвальный ТРДФ с осевым компрессором Р11Ф-300 конструкции С. К. Туманского, на котором достигнута весьма высокая степень форсирования тяги, был применен на сверхзвуковых истребителях МИГ-21 (1958 г.), принятых на вооружение не только в СССР, но и в ряде других стран.

Параллельно с разработкой двигателей для сверхзвуковых истребителей советские конструкторы принимали энергичные меры по созданию новых ГТД с большой тягой и низким удельным расходом топлива для дальних бомбардировщиков и самолетов гражданской авиации. Конструкторским коллективом под руководством А. А. Микулина еще в 1946—1947 гг. создано несколько опытных двигателей большой тяги (ТКРД с тягой 37 кН, затем ТРД с тягой 47 кН),

а в 1951 г. построен серийный турбореактивный двигатель АМ-3, имеющий наибольшую в мире тягу 86 кН. Двигатель АМ-3 в начале 50-х годов был установлен на дальнем бомбардировщике Ту-16, а его модифицированный вариант РД-3М (максимальная стендовая тяга 95 кН) – на первом турбореактивном пассажирском самолете Ту-104, вышедшим на воздушные трассы в 1956 г. Наряду с турбореактивными двигателями в СССР созданы первоклассные ТВД для пассажирских и транспортных самолетов. Так, турбовинтовой двигатель НК-12МВ конструкции Н. Д. Кузнецова, работа по созданию которого были начаты еще в 1954 г., вплоть до настоящего времени не имеет себе равных в мире среди ТВД по мощности и экономичности (взлетная мощность более 11000 кВт, удельный расход топлива 0,28 кг/кВт·ч). Двигателями НК-12МВ вначале оборудовали пассажирский самолет Ту-114, а позднее – транспортный самолет Ан-22, «Антей», на котором в октябре 1967 г. был поднят самый большой для того времени груз (более 100 т на высоту 7848 м).

ТВД АИ-20 конструкции А. Г. Ивченко, заложенный в опытное производство с 1956 г., получил широкое применение на высокоэкономичных пассажирских самолетах Ил-18 и Ан-10, которые внесли основной вклад в обеспечение рентабельности воздушных перевозок. Двигатель АИ-20 имел наибольший для своего времени межремонтный ресурс (4000 ч, а отдельные экземпляры до 6000...

8000 ч) и высокую безотказность, достигающую уровня лучших мировых образцов ГТД данного класса. На базе двигателя АИ-20 конструкторским коллективом, руководимым А. Г. Ивченко, создан ТВД АИ-24, имеющий примерно в 1,7 раза меньшую мощность и установленный на самолет Ан-24, который до настоящего времени выполняет основной объем пассажирских перевозок на местных воздушных линиях.

Первым в нашей стране серийным ТРДД был двигатель Д-20П, созданный в 1960 г. под руководством П. А. Соловьева для пассажирского самолета Ту-124. В дальнейшем конструкторским коллективом, возглавляемым П. А. Соловьевым, построены ТРДД Д-30, Д-30КП и Д-30КУ, установленные на широко известные самолеты Ту-134, Ил-76 и Ил-62М.

Коллективом генерального конструктора Н. Д. Кузнецова в 60-х годах разработаны и построены оригинальные ТРДД семейства НК-8, примененные на скоростных пассажирских самолетах Ил-62 и Ту-154, а позже создан ТРДДФ НК-144 для сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144 и выпущен высоконадежный двухконтурный двигатель НК-86, работающий на первом в нашей стране аэробусе Ил-86.

Ряд совершенных ТРДД разработан в конструкторском бюро, возглавляемом В. А. Лотаревым. Одним из первых двигателей этого коллектива был ТРДД АИ-25, установлен-

ный на самолет местных авиалиний Як-40. Для пассажирского самолета Як-42 и транспортного Ан-72 под руководством В. А. Лотарева создан высокоэкономичный и легкий ТРДД с большой степенью двух-контурности Д-36, который по конструктивному совершенству и удельным параметрам находится на уровне лучших мировых образцов современных ГТД данного класса.

Двигатель Д-36 был всесторонне исследован как модель построенного позже крупного ТРДД Д-18Т с тягой 230 кН. Самый большой для своего времени самолет ан-124, «Руслан», оснащенный четырьмя двигателями Д-18Т, в августе 1985г. установил мировой рекорд грузоподъемности, подняв груз массой более 171 т на высоту 10750 м. Груз, поднятый «Русланом», более чем на 60 т превышает предыдущий рекорд мира, установленный в декабре 1984 г. военно-транспортным самолетом США С-5А «Гэлакси». Всего на самолете Ан-124 зарегистрировано (за 1985 г.) 21 мировое достижение в полете.

Этапы развития, области применения и параметры ГТД

До конца второй мировой войны монопольное положение как в военной, так и в гражданской авиации занимали силовые установки с поршневыми двигателями, используемыми в качестве генераторов мощности, и воздушными винтами,

выполняющими роль движителей. В период интенсивного развития поршневых двигателей (примерно 1910—1945 гг.)

В первом поколении ГТД преобладающим типом был турбореактивный двигатель, который совместил в себе функции генератора мощности и движителя, отрицая воздушный винт как движитель, имеющий ограниченные скоростные возможности. Скорости истечения газа из сопла ТРД в несколько раз превышают скорости воздушных масс, отбрасываемых винтом.

В процессе эволюционного развития, протекающего, в основном, по пути увеличения температуры газа перед турбиной и степени повышения давления воздуха в компрессоре появились труднопреодолимые недостатки турбореактивных двигателей сильно ограничившие их применение на самолетах гражданской авиации. Они обусловлены, в частности, тем, что процессы сжатия и расширения рабочего тела в лопаточных машинах происходят с большими потерями, чем в цилиндрах поршневого двигателя, из-за перетеканий воздуха и газа в зазорах между ротором и статором, повышенных потерь на трение в высокоскоростном потоке и т. п. Трудности охлаждения элементов горячей части ГТД (в основном деталей ротора турбины) намного снижают допустимую температуру газа по сравнению с достигнутой в поршневых двигателях. Все это делает рабочий процесс ТРД не столь совершенным, а КПД, соответственно, меньшим. По принципу создания тяги ТВД отрицает ТРД, в ре-

зультате чего происходит возврат к исходной схеме силовой установки «двигатель – воздушный винт», но на значительно более высоком уровне развития, так как турбовинтовой двигатель не имеет таких жестких весовых ограничений по мощности, как поршневой [1]. ,

Турбовинтовые двигатели обеспечили возможность существенного (по сравнению с поршневыми) увеличения скорости и грузоподъемности самолетов за счет избытка располагаемой мощности при малой массе конструкции и позволили достичь большой дальности полета благодаря высокой топливной экономичности, характерной для силовых установок с воздушным винтом.

Разработанные ТВД послужили основой для создания вертолетных ГТД, выполняемых, как правило, без встроенного редуктора и с расположенной на отдельном валу свободной (силовой) турбиной, используемой для привода несущего винта через выносной редуктор. Такие ГТД получили название турбовальных двигателей со свободной турбиной (ТВлД). Замена ими поршневых двигателей позволила существенно повысить мощность вертолетных силовых установок при незначительном увеличении их массы и увеличить за счет этого грузоподъемность вертолетов.

По мере накопления опыта проектирования ГТД появилась возможность создания газогенераторов, надежно работающих при $T=1500...1650$ К, и степени сжатия воздуха $20...30$, и высоконагруженных одноступенчатых вентилято-

ров со сверхзвуковым обтеканием лопаток со степенью сжатия равной 1,4...1,6, что позволило повысить степень двухконтурности ДТРД до 6...8 и снизить за счет этого удельный расход топлива до 0,032...0,038 кг/ч на взлетном режиме при одновременном уменьшении удельного веса. г

Столь существенное улучшение параметров достигнуто благодаря широкому применению двух- и трехвальных схем, повышению КПД узлов конструктивными мероприятиями, использованию конвективно-плёночного охлаждения лопаток турбин, дальнейшему совершенствованию материалов и технологических процессов и т. п.

Дальнейшее развитие ГТД для самолетов гражданской авиации протекает, в основном, по пути улучшения их топливной экономичности. Резервы для этого есть, в частности потому, что существующие ДТРД с большой степенью двухконтурности еще не достигли уровня ТВД по удельному расходу топлива. Радикальным средством уменьшения удельного расхода топлива ДТРД является дальнейшее увеличение степени двухконтурности, которое, однако, в рамках их схемы может привести к значительному возрастанию удельного веса, что недопустимо. Поэтому в настоящее время созданы и проходят опытную доводку ГТД качественно нового типа – винтовентиляторные двигатели (ТВВД), в которых двигателем является винтовентилятор (ВВ), представляющий собой малогабаритный высоконагруженный многолопастной воздушный винт изменяемого шага. Диаметр ВВ примерно

на 40% меньше диаметра обычного винта, поэтому он может допустить большую скорость полета (до 850 км/ч) при сохранении КПД на приемлемом уровне.

Удельный расход топлива винтовентиляторных двигателей должен быть ниже, чем у ТВД классической схемы, так как их газогенераторы имеют (в соответствии с достигнутым уровнем развития) значительно более высокие параметры рабочего цикла и эффективный КПД. За счет прироста скорости полета ТВВД могут обеспечить для самолетов уменьшение расхода топлива на единицу транспортной работы примерно на одну треть по сравнению с лучшими ТВД.

Возникшее противоречие между необходимостью повышения температуры газа и ограниченными прочностными возможностями турбины было разрешено созданием на основе ТРД нового типа газотурбинного двигателя (ТРДФ) с подогревом газа путем сжигания дополнительного количества топлива в специальной камере сгорания (форсажной камере), расположенной между турбиной и реактивным соплом.

При больших дозвуковых и околосвуковых скоростях целесообразно применять ДТРД. Высокотемпературные ТРД могут обеспечить малые сверхзвуковые скорости (до $M_n=2,0$) при высотах полета около 20 км. Полеты при скоростях, соответствующих $M_n=2,0 \dots 3,5$, на высотах до 30 км освоены с помощью ТРДФ и ДТРДФ. Дальнейший переход к большим сверхзвуковым и гиперзвуковым скоро-

стям ($M_n=6\dots8$) возможен с применением турбопрямоточных и других комбинированных двигателей.

Перспективы развития ГТД

Определяющими факторами перспективного развития транспортной авиации, по мнению специалистов, будут социально-психологический и экономический факторы.

Социально-психологический фактор объединяет такие требования, как гарантия безопасности полетов, сокращение времени передвижения, комфорт, минимальное воздействие на окружающую среду и др.

Экономический фактор содержит в себе стремление к снижению себестоимости перевозок, росту эффективности использования воздушных судов, уменьшению эксплуатационных затрат и т.п. Роль двигателей здесь весьма велика, так как, например, доля расходов на эксплуатацию современных широкофюзеляжных самолетов, связанная с двигателями, составляет 40—50%. Особенно велико значение двигателей для проблемы повышения эффективности использования топлива, на которую наибольшее влияние оказывает удельный расход топлива на крейсерском режиме полета. Уменьшение крейсерского удельного расхода топлива приводит не только к непосредственному уменьшению потребного на полет запаса топлива, но и к его дополнительному снижению за счет применения для облегченного самолета

двигателей меньшей тяги.

Конструктивные и силовые схемы ГТД

Конструктивные схемы авиадвигателей

Конструктивная схема дает возможность получить общее представление о компоновке и силовой схеме двигателя, т. е. о взаимном расположении и связях его узлов, а также выявить наиболее характерные особенности конструкции основных элементов двигателя.

Конструктивные схемы современных двигателей чрезвычайно разнообразны и определяются, с одной стороны, типом ГТД, а с другой – его целевым назначением. Наиболее распространена так называемая последовательная схема расположения основных узлов: входного устройства, компрессора, камеры сгорания, газовой турбины и выходного устройства. При такой компоновке движение потока в проточной части ГТД совершается с наименьшими потерями, практически все узлы двигателя имеют осесимметричную структуру, упрощающую технологию их изготовления. Двигатель при этом ориентирован в осевом направлении, что облегчает его размещение на воздушном судне с минимальным лобовым сопротивлением. Последнее обстоятельство имеет определяющее значение прежде всего для маршевых ГТД:

ТРД, ДТРД, ТВД.

Характерными типами ГТД являются турбореактивные одноконтурные, турбовальные (в том числе турбовинтовые) и турбореактивные двухконтурные двигатели. Последние занимают промежуточное положение между двумя первыми типами и являются наиболее распространенными в гражданской авиации. Кроме того, на воздушных судах широкое применение нашли ВСУ, представляющие собой малогабаритные ГТД различного назначения.

Двухконтурные турбореактивные двигатели (ДТРД)

ДТРД – наиболее распространенный тип ГТД в гражданской авиации. Конструктивные схемы ДТРД весьма разнообразны, но широкое применение нашли лишь некоторые из них.

Как и в случае ТРД, конструктивная схема определена прежде всего числом роторов. Двигатели со средней степенью двухконтурности (2...3), как правило, выполняют двухвальными. Ротор ВД – двух- или трехопорный, ротор НД – трех- или четырехопорный, причем по меньшей мере одна из опор выполняется межвальной. Между КНД и КВД располагается переходный корпус компрессора, служащий для размещения элементов опор, агрегатов и приводов к ним. КНД является обычно общим для обоих контуров: КВД

располагается во внутреннем контуре. В ряде случаев для оптимизации параметров ДТРД часть ступеней КНД размещается во внутреннем контуре. Наружный контур concentричен внутреннему и расположен вокруг КВД, камеры сгорания и турбины. В зависимости от вида выходного устройства возможны две основные схемы ДТРД: с отдельным выходом потоков и со смешением потоков. Камера смещения несколько улучшает удельные параметры двигателя, позволяет упростить компоновку реверсивных устройств. По этой причине для ДТРД рассматриваемого класса характерно использование смесительных устройств. Реактивное сопло у подобных ДТРД нерегулируемое.

В двигателях с большой степенью двухконтурности 5...8 и более) применяются как двух-, так и трехвальные схемы. Первые обладают более простой конструкцией, но требуют мощной механизации компрессора для обеспечения необходимой газодинамической устойчивости. Трехвальная схема более сложна, но такие ДТРД обладают лучшими эксплуатационными характеристиками. Применение двухпорных роторов для всех каскадов упрощает компоновку двигателя. ГТД подобного типа имеют, как правило, укороченный наружный контур, т. е. относятся к ДТРД с отдельным выходом потоков. Это связано с тем, что преимущества схемы с нерегулируемым смешением потоков не всегда оправдываются усложнением конструкции и увеличением массы ГТД. Раздельный выход потоков дает также возможность создать

«холодное» реверсивное устройство в наружном контуре. (

Турбовальные двигатели и вспомогательные силовые установки

Турбовальные двигатели представляют собой ГТД, в которых преобладающая доля энергии сгорания топлива преобразуется в работу на выходном валу, используемую в вертолетных ГТД для привода несущих, а в турбовинтовых двигателях-тянущих воздушных винтов. Таким образом, кроме элементов, характерных для всех типов ГТД, Турбовальные двигатели включают редуктор и воздушный винт. Расположение последних относительно турбокомпрессора и определяет особенности конструктивных схем этих типов двигателей. Простейшую конструкцию имеет одновальный ТВД с одним воздушным винтом. Его конструктивная схема отличается от схемы ТРД увеличенным числом ступеней турбины и более простым выходным устройством, так как оно служит в ТВД лишь для отвода газов в атмосферу без существенного преобразования энергии.

Передача мощности от турбины к винту осуществляется через редуктор. Наиболее распространена схема встроенного редуктора. Он располагается обычно в передней части двигателя и составляет с ним единое целое в силовом отношении. Двигатель имеет в этом случае специальный узел — лобовой картер, в котором располагаются каналы входного

устройства (одновременно он используется для размещения агрегатов и приводов к ним). Редуктор крепится к передней части лобового картера. В качестве редукторов применяются в основном планетарные механизмы с двухвенечными сателлитами или замкнутые планетарные передачи. Реже используются двухступенчатые простые редукторы.

Так же разнообразны и конструктивные схемы ВСУ. Во-первых, они определены их целевым назначением. ВСУ используется в качестве турбокомпрессорного стартера, генератора сжатого воздуха или турбогенераторной установки. В последнее время (особенно при большом числе двигателей) на самолетах используются многоцелевые ВСУ, обеспечивающие не только запуск основных двигателей, но и кондиционирование пассажирских кабин на стоянке, питание электросистем воздушного судна как на земле, так и в полете, а иногда и некоторые другие функции.

ГТД имеет центробежный компрессор, центроостремительную газовую турбину и противоточную камеру сгорания. Выходное устройство выполняет роль простейшего теплообменника. Роторы турбины и компрессора соединены валом-рессорой и расположены в жестком кольцевом корпусе, образующем силовой каркас ГТД. В ВСУ предусмотрены отбор сжатого воздуха из полости между компрессором и камерой сгорания (для запуска маршевых ГТД и кондиционирования) и отбор мощности на генератор, обеспечивающий питание электросистемы самолета.

Силовые схемы ГТД

Силовые схемы роторов

В современных ГТД, как показано при анализе конструктивных схем, имеется от одного до трех механически не связанных между собой роторов. Роторы турбокомпрессоров состоят из рабочих колес компрессора и турбины, соединенных валом; роторы свободных турбин включают систему валов, соединяющих турбины с ходовой частью редуктора. В зависимости от компоновки ГТД применяются схемы с коаксиальными валами или раздельным расположением соединительных валов.

В зависимости от числа опор различают двух-, трех- и четырехопорные роторы

Роторы турбины и компрессора соединяются в двухоперной схеме жестко.

Схема трехопорных роторов получила более широкое распространение. В этом случае ротор компрессора установлен на два, а ротор турбины – на один подшипник (вторым своим концом он опирается на ротор компрессора). Соединение роторов турбины и компрессора осуществляется соединительной муфтой, обеспечивающей передачу крутящего момента, а также осевой и радиальной сил в условиях

несоосности роторов.

Силовые схемы статоров

Силовая схема статора (корпуса) представляет собой систему связанных неподвижных узлов, которая воспринимает нагрузки, действующие в двигателе, и передает их равнодействующие через узлы подвески на воздушное судно. Силовой корпус двигателя состоит из нескольких опор (на которые передаются нагрузки от подшипников роторов), соединенных между собой корпусами компрессоров, камеры сгорания, турбины и наружного контура (в ДТРД). К нему присоединяются элементы входного и выходного устройств (если они не выполнены в виде отдельных узлов со своими элементами крепления к воздушному судну), а также коробки приводов и агрегаты.

Статор двигателя должен обладать необходимой прочностью и жесткостью при минимальных габаритах и массе.

Классификацию силовых схем статоров можно провести в зависимости от способов силовой связи между турбиной и компрессором.

Схема с внутренней силовой связью характеризуется тем, что соединение статоров турбины и компрессора осуществляется с помощью внутренней стенки корпуса камеры сгорания.

Схема с внешней силовой связью отличается тем, что со-

единение статоров компрессора и турбины осуществляется наружным корпусом камеры сгорания. Последний, благодаря большому диаметру, оказывается достаточно жестким при сравнительно малой массе и более простой конструкции.

Подвеска двигателя к воздушному судну

Подвеска двигателя осуществляется с помощью специальных узлов, монтируемых на корпусе двигателя, и подмоторных рам, относящихся к конструкции воздушного судна. Узлы крепления двигателя нагружаются силой тяги, силами инерции и другими свободными силами и моментами. В ТВД к ним относятся прежде всего моменты, обусловленные реакцией воздушного винта.

Двигатель крепится к воздушному судну, как правило, в двух плоскостях. Плоскость, в которой осуществляется передача силы тяги, носит название основной. Вторая плоскость подвески соответственно называется дополнительной или вспомогательной. В обеих плоскостях крепления необходимо обеспечить свободные температурные расширения корпуса ГТД в радиальном направлении, а во вспомогательной плоскости – дополнительно и в осевом направлении.

Основная плоскость подвески обычно располагается возможно ближе к центру масс двигателя, дополнительная – как можно дальше от первой.

Компрессор

Компоновки осевых компрессоров

Компрессор, являясь одним из основных узлов ГТД, во многом определяет конструктивное совершенство двигателя в целом, его экономичность и надежность.

Как известно из теории авиационных двигателей, по направлению движения воздуха в проточной части компрессоры делятся на центробежные, осевые и диагональные. Применяют также комбинированные схемы компрессоров, например, осецентробежные, диагонально-осевые и др.

Конструктивные компоновки компрессоров зависят от типа ГТД, потребной степени повышения давления, степени двухконтурности и других параметров. Они характеризуются числом роторов и ступеней, формой проточной части, числом и расположением опор, конструктивными типами роторов и статоров.

Для ТРД и ТВД малых тяг и мощностей, имеющих низкие параметры рабочего процесса (степень сжатия = 6...8, $T^*=1150...1250$ К) применяют однокаскадные компрессоры в которых число ступеней не превышает 8...10. Роторы таких компрессоров обычно выполняют по двухопорной схеме. Проточную часть используют с постоянным наружным

диаметром, при котором корпус имеет простую в изготовлении цилиндрическую форму, а последние ступени, благодаря возрастанию среднего диаметра, обладают достаточно высокой напорностью. γ), ,

В ГТД с умеренными параметрами (степенью сжатия = 10...15, $T^* = 1250 \dots 1350$ и относительно высокими параметрами (степенью сжатия = 15...25, $T^* = 1450 \dots 1550$ параметрами рабочего процесса применяют двухкаскадные компрессоры с независимыми приводами от отдельных турбин, обладающие повышёнными по сравнению с однокаскадными схемами запасами газодинамической устойчивости. В указанных типах ГТД КНД имеют от четырех до шести ступеней, а число ступеней КВД достигает 6...8 и более. γ γ K) K .)

Трехкаскадные компрессоры используют в ТРДД с большой степенью двухконтурности ($m = 4 \dots 8$) при степени сжатия = 20...30 и выше. Вентиляторы таких ДТРД обычно выполняют одноступенчатыми сверхзвуковыми со степенью повышения давления = 1,4...1,6 (до 1,8).

Роторы осевых компрессоров

Ротор – это вращающаяся часть компрессора. Он включает в себя следующие элементы: рабочие лопатки; диски (или барабан), на которых закреплены рабочие лопатки; вал или цапфы, с помощью которых ротор опирается через подшипники на силовой корпус двигателя; элементы крепления дис-

ков между собой и дисков с валом или цапфами.

В настоящее время различают три конструктивных типа роторов: барабанные, дисковые и смешанные (барабано-дисковые).

Дисковый ротор состоит из отдельных облопаченных дисков соединенных своими ступицами с общим валом который служит для передачи крутящего момента на диски и размещения подшипников опор. Каждый диск имеет наружный обод для крепления лопаток, центральную утолщенную часть – ступицу для соединения с валом и среднюю тонкую часть – полотно. , ,

Рабочие лопатки являются главными элементами ротора компрессора. В межлопаточных каналах рабочих колес происходит преобразование работы вращения ротора в кинетическую энергию движения воздуха и одновременно в потенциальную энергию его давления. Все остальные элементы конструкции ротора служат только для передачи механической энергии к рабочим лопаткам с целью сообщения им окружного перемещения в проточной части с заданной скоростью.

В простейшем случае рабочая лопатка состоит из профилированной части-пера и хвостовика, предназначенного для крепления лопатки в диске или барабане. Во многих случаях лопатки имеют также полки хвостовиков, используемые для формирования внутренней поверхности проточной части рабочего колеса.

Для повышения КПД ступени перо лопатки тщательно профилируют в процессе проектирования и изготовления. Линейные и угловые размеры выдерживают с большой степенью точности.

Поверхность пера обрабатывают до высокой чистоты с целью уменьшения гидравлических потерь и повышения усталостной прочности лопатки. Переходы от пера к. хвостовику или его полке выполняют с плавными округлениями для снижения концентрации напряжений.

Крепление рабочих лопаток наиболее часто осуществляют с помощью хвостовиков типа «ласточкин хвост», устанавливаемых в продольные трапециевидные пазы ободов дисков.

Массивные лопатки вентиляторов ДТРД иногда крепят в продольных пазах ободов дисков с помощью хвостовиков елочного типа. Такое крепление обладает повышенной, по сравнению с другими типами креплений, несущей способностью и позволяет разместить на ободке большее число лопаток. .

Для повышения жесткости длинных лопаток вентиляторов ДТРД и демпфирования их колебаний на профильной части лопаток выполняют антивибрационные полки между которыми в рабочем колесе осуществляют плотный контакт. Демпфирование колебаний обеспечивается силами трения, возникающими в зонах контакта полок. ,

Статоры осевых компрессоров

Статор – это неподвижная часть компрессора. В его состав входят следующие основные элементы: направляющие аппараты; корпус компрессора, состоящий из корпусов направляющих аппаратов и корпусов опор; входные направляющие и спрямляющие аппараты; различные оболочковые конструкции, например кок двигателя, оболочки наружного контура и проч.

Направляющие аппараты (НА) устанавливают за рабочими колесами для частичной раскрутки потока воздуха и дальнейшего повышения его давления в диффузорных межлопаточных каналах за счет снижения скорости потока в абсолютном движении.

Входные направляющие аппараты (ВНА) устанавливают перед рабочими колесами первых ступеней для предварительной закрутки воздуха обычно по направлению вращения ротора с целью снижения относительной скорости потока в рабочем колесе. Межлопаточные каналы ВНА профилируют конфузорными. В них происходит увеличение абсолютной скорости потока и его кинетической энергии

Лопатки ВНА часто выполняют с обогреваемыми входными кромками, во внутренние полости которых подводят горячий воздух от последних ступеней компрессора для предотвращения обледенения кромок. Применяют также

для этой цели пустотелые лопатки со вставными дефлекторами, обеспечивающими эффективный подогрев лопаток при небольших расходах воздуха.

Спрямляющие аппараты (СПА) устанавливают в некоторых компрессорах за направляющими аппаратами последних ступеней с целью полной раскрутки воздушного потока.

В корпусе любой опоры компрессора (равно как и турбины) можно выделить три характерных группы элементов: внутреннее кольцо, в котором размещен узел подшипника; наружное кольцо, необходимое для соединения корпуса опоры с другими частями силового корпуса двигателя; радиальные силовые элементы соединяющие между собой вышеназванные кольца, в результате чего образуется жесткая осесимметричная кольцевая рама. ,

Существенное влияние на КПД компрессора оказывает величина радиального зазора между концевыми профилями рабочих лопаток и элементами корпуса НА, через который происходит непроизводительное перетекание воздуха со стороны выхода из рабочего колеса на его вход под действием разности давлений. Увеличение относительного радиального зазора (отношения зазора к высоте лопаток) во всех ступенях на 1% приводит к уменьшению КПД компрессора на 3%, что сопровождается возрастанием удельного расхода топлива до 10%. Поэтому величину радиального зазора необходимо уменьшать до предельно возможного значения

В процессе работы двигателя величина относительного радиального зазора изменяется в широких пределах под действием эксплуатационных нагрузок и температур, вызывающих возникновение силовых и термических деформаций статора и ротора. Так, например, при запуске и любых переходах двигателя на повышенные режимы менее массивный корпус компрессора нагревается до более высоких температур, чем ротор, поэтому радиальные температурные деформации статора, суммируясь с деформациями от избыточного внутреннего давления воздуха, приводят к существенно увеличению радиального зазора. На крейсерских режимах этот зазор также больше, чем на неработающем двигателе. При выключении двигателя (особенно в условиях низких температур атмосферного воздуха на земле или в полете) корпус охлаждается значительно быстрее ротора, что сопровождается резким уменьшением температуры газов (возможно до нуля и ниже), которое может вызвать заклинивание ротора в статоре, разрушение рабочих лопаток и т. п.

Для предотвращения разрушения рабочих лопаток в случае их касания о корпус на внутреннюю поверхность элементов корпуса НА наносят мягкое покрытие толщиной 1...3 мм, которое называют уплотнительным слоем. При уменьшении зазора до нуля и ниже рабочие лопатки легко срезают часть этого слоя, не получая повреждений.

В состав уплотнительного слоя входят следующие материалы: графит, тальк, асбест, алюминиевый порошок и другие

компоненты. Из указанных материалов и специальных лаков изготавливают пасту, которая по составу должна быть различной для первых и последних ступеней в связи с различными температурными условиями. Пасту наносят на специально подготовленную шероховатую поверхность в кольцевые расточки корпуса НА или на рабочие кольца, затем высушивают в электропечи и растачивают на заданные диаметры для всех ступеней одновременно при полностью собранном корпусе НА.

В последних ступенях высоконапорных компрессоров, где температура воздуха может достигать $650...700\text{ }^{\circ}\text{C}$, вместо мягких покрытий на основе вышеуказанных материалов применяют термостойкие металлокерамические или готовые вставки, используемые в газовых турбинах.

Для уменьшения перетеканий воздуха под действием разности давлений со стороны выхода из направляющего аппарата в сторону входа через радиальный зазор между НА и ротором компрессора обычно применяют межступенчатые лабиринтные уплотнения.

Для создания межступенчатого лабиринтного уплотнения на элементах ротора между рабочими колесами выполняют заостренные выступы (лабиринтные гребни), относительно которых небольшим зазором устанавливают внутреннее бандажное кольцо НА с нанесенным на его внутреннюю поверхность уплотнительным слоем.

Для защиты входа в компрессор от посторонних предме-

тов (камней, града, птиц, пыли и т. д.) изучены возможности применения защитных сеток или решеток, устройств струйного и инерционного типов. Несмотря на большую важность данной проблемы отмеченные защитные устройства не получили широкого практического применения, главным образом из-за существенного их отрицательного влияния на топливную экономичность двигателей, обусловленного большими потерями на преодоление гидравлических сопротивлений входа. Защитные устройства применяют, в основном, для вертолетных ГТД, которые работают в условиях запыленной воздушной среды, что приводит к интенсивному эрозионному износу лопаток компрессора. Используют при этом пылезащитные устройства (ПЗУ) инерционного типа с криволинейными входными каналами, сформированными таким образом, что при повороте потока центробежные силы перемещают частицы пыли в пылесборники.

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.