

В. 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
Конец ознакомительного фрагмента.	17

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-хOMET», 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 $T_T=1500\ldots 1650$ К, и степени сжатия воздуха $20\ldots 30$, 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.

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 ($M_n=6\dots 8$) 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.

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.