

МИНИСТЕРСТВО ОБРАЗОВАНИЯ И НАУКИ,
МОЛОДЕЖИ И СПОРТА УКРАИНЫ

НАЦИОНАЛЬНЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ «ХАРЬКОВСКИЙ
ПОЛИТЕХНИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ»

ВВОДНЫЕ ЛЕКЦИИ ПО КУРСУ
«КОНСТРУКЦИИ И ТЕХНОЛОГИЯ ПРОИЗВОДСТВА ГАЗОВЫХ ТУРБИН»
для студентов специальности 7.05060402 «Турбины»

Составил – д.т.н. Тарасов А.И.,
профессор кафедры турбиностроения

Харьков
НТУ «ХПИ»
2012

1. Введение

Курс лекций «Конструкции газовых турбин» предполагает изучение конструкций газотурбинных установок (ГТУ) и газотурбинных двигателей (ГТД) на девятом семестре. Студенты к этому времени уже ознакомлены с курсом «Газовые турбины», в котором детально излагались циклы ГТУ. Тем не менее, во вводных лекциях к курсу «Конструкции газовых турбин» приводятся исторические сведения о развитии газовых турбин с указанием достоинств и недостатков циклов со сжиганием топлива при постоянном давлении или при постоянном объеме. Указывается на причины столь долгого внедрения в жизнь идеи газотурбинного цикла.

Данные лекции являются вводными к курсу и поэтому освещают вопросы конструирования с общих позиций.

Материал лекций составлен по книгам:

1. Скубачевский Г.С. Авиационные газотурбинные двигатели. Конструкция и расчет деталей. – Москва, Машиностроение, 1974. – 520 с.
2. Шварц В.А. Конструкции газотурбинных установок. – Москва, Машиностроение, 1970. – 436 с.
3. Артемов Г.А. Совершенствование судовых газотурбинных установок. Ленинград, Судостроение, 1984. – 232 с.
4. Копелев С.З., Слитенко А.Ф. Конструкции и расчет систем охлаждения ГТУ.– Харьков: Основа, 1994. – 240 с.
5. Чернышев В.В., Рахмарова М.С., Дейч Г.Б. Протягивание и упрочнение хвостовиков лопаток газотурбинных двигателей. – М., машиностроение, 1971. – 276 с.
6. Богуслаев В.А., Яценко В.К., Притченко В.Ф. Технологическое обеспечение и прогнозирование несущей способности деталей ГТД. – Киев, «Манускрипт». –333 с.

Кроме этого были использованы официальные сайты ряда производителей авиационных двигателей.

2. Историческая справка

Газотурбинной установкой (ГТУ) называют установку, состоящую из трех основных элементов: воздушного компрессора, камеры сгорания и газовой турбины (рис. 1). Принцип действия ГТУ сводится к следующему. Из атмосферы воздух забирают компрессором К, после чего при повышенном давлении его подают в камеру сгорания КС, куда одновременно подводят жидкое или газообразное топливо топливным насосом ТН. В камере сгорания воздух разделяется на два потока: один поток в количестве, необходимом для сгорания топлива, поступает внутрь жаровой трубы ЖТ второй поток обтекает жаровую трубу снаружи и подмешивается к продуктам сгорания для понижения их температуры. Процесс сгорания в камере происходит при почти постоянном давлении.

Получающийся после смешения газ поступает в газовую турбину, в которой, расширяясь, он совершает работу, а затем выбрасывается в атмосферу.

Развиваемая газовой турбиной мощность частично расходуется на привод компрессора, а оставшаяся часть является полезной мощностью газотурбинной установки.

В отличие от паротурбинной установки (ПТУ) полезная мощность ГТУ составляет сравнительно небольшую долю от мощности турбины. Долю полезной мощности можно увеличить, подняв температуру газа перед турбиной или снизив температуру воздуха, засасываемого компрессором. В первом случае возрастает работа расширения (используемый теплоперепад) газа в турбине, во втором—уменьшается работа, затрачиваемая на сжатие воздуха в компрессоре. Оба способа приводят к увеличению доли полезной мощности. Полезная мощность ГТУ зависит также от аэродинамических показателей проточных частей турбины и компрессора: чем меньше аэродинамические потери в турбине и компрессоре, тем большая доля мощности газовой турбины становится полезной.

Эффективность ГТУ в сравнении с другими, тепловыми двигателями обнаруживается только при высокой температуре газа и высокой экономичности турбины и компрессора. Поэтому простой по принципу действия газотурбинный двигатель стали применять в промышленности позднее других тепловых двигателей, после того, как был достигнут прогресс в технологии жаропрочных материалов и накоплены необходимые знания в области аэродинамики турбомашин.

Первые патенты с описанием устройств, относящихся по принципу действия к газотурбинному двигателю, были выданы в Англии,

Джону Барберу (1791) и во Франции Брессону (1837). Но проекту Барбера для сжатия воздуха предполагалось использовать поршневой компрессор, в конструкции Брессона воздух сжимался центробежным вентилятором.

Первый газотурбинный двигатель был построен в России в 1897—1900 гг. инженером флота Я.Д.Кузьминским. Газотурбинная установка Кузьминского состояла из поршневого компрессора, камеры сгорания и радиальной газовой турбины. Для уменьшения затраты мощности на сжатие воздуха охлаждение продуктов сгорания производилось не воздухом, а паром, который образовывался в змеевике, расположенном в камере сгорания. В это же время были изготовлены основные узлы установки, некоторые из них прошли предварительное испытание, но затем все работы были прекращены.

В 1900—1904 гг. в Германии была испытана газотурбинная установка инженера Штольце, запатентованная им еще в 1872 г. В этой установке впервые был применен многоступенчатый осевой компрессор. В многоступенчатой турбине расширялся чистый воздух, предварительно нагретый в камере сгорания поверхностного типа—без смешения продуктов сгорания топлива и рабочего воздуха. Из-за низких значений КПД турбины

и компрессора испытания дали отрицательный результат: установка не могла самостоятельно работать даже на холостом ходу. Конструкция агрегата Штольце интересна тем, что в основных чертах она близка к современным газотурбинным двигателям.

Полезная энергия от газотурбинного двигателя впервые была получена в 1906 г. при испытании установки французских инженеров Арменго и Лемаля. Агрегат состоял из газовой турбины со ступенями скорости, трехкорпусного центробежного компрессора и камеры сгорания, работающей на керосине. Продукты сгорания охлаждались водой, подаваемой в камеру сгорания через форсунки. Температура парогазовой смеси перед входом ее в турбину равнялась 560°C . КПД агрегата Арменго и Лемаля составлял всего 3—4%. Низкое значение КПД объясняется прежде всего несовершенством компрессоров и турбины: внутренний КПД турбины был около 70—75%, а группа компрессоров имела КПД всего 50—60%.

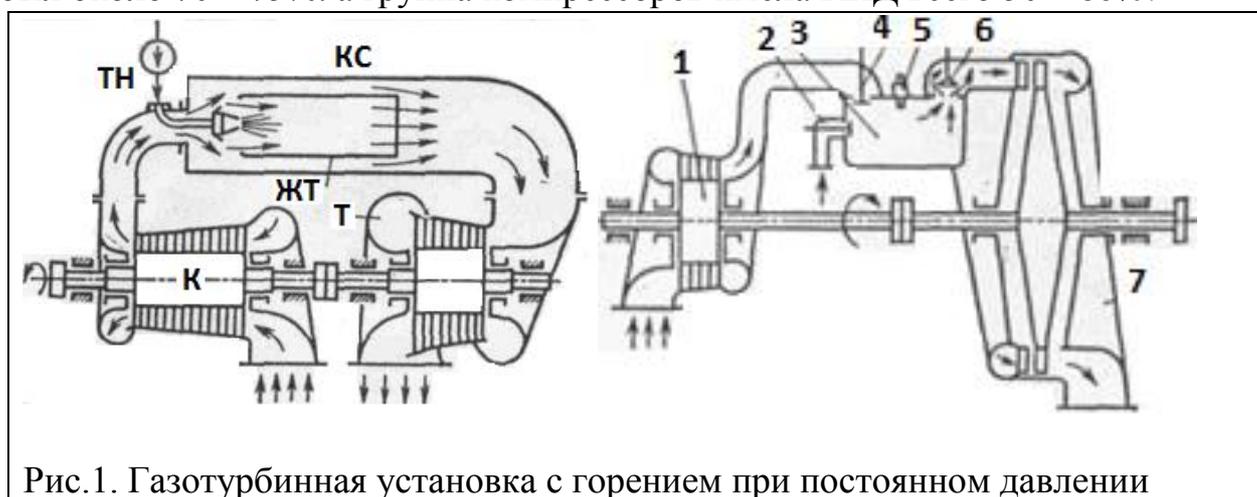


Рис.1. Газотурбинная установка с горением при постоянном давлении

Неудачи первых попыток создания экономичного газотурбинного двигателя заставили искать новые пути. Было ясно, что при несовершенных компрессорах затрата мощности на сжатие воздуха слишком велика и для ее уменьшения необходимо уменьшать количество и давление воздуха, сжимаемого компрессором.

Затем стали разрабатывать газотурбинный двигатель, в котором горение топлива происходит не при постоянном давлении, а при постоянном объеме (рис. 1, справа). Такая газотурбинная установка работает по следующему принципу. В камеру сгорания 3 через воздушный клапан 4 от компрессора 1 подают воздух, который через газовый клапан 6 вытесняет оставшиеся продукты сгорания. При заполнении камеры воздухом открывается топливный клапан 2, через который поступает топливо. После заполнения камеры воздухом и топливом все клапаны закрываются и при помощи запального устройства 5 смесь воспламеняется. Топливо сгорает при постоянном объеме; при этом температура и давление в камере возрастают. При максимальном давлении открывается газовый клапан 6, через который продукты сгорания направляются к соплам газовой турбины 7 и, расширяясь, совершают работу. При истечении газов из камеры сгорания давление в ней падает; когда оно достигает уровня давления, создаваемого

компрессором, вновь открывается воздушный клапан 4, и весь процесс повторяется.

Газотурбинная установка с горением топлива при постоянном объеме должна была иметь более высокую экономичность, так как необходимый расход воздуха и его давление при поступлении в камеру сгорания, а следовательно, и затрата мощности на привод компрессора. относительно меньше, чем в установке с горением топлива . при постоянном давлении.

В начале XX п. было построено несколько установок, работавших по принципу $v=\text{const}$. Первый такой установкой была турбина русского инженера В. В. Кароводина, построенная и испытанная в 1908 г. в Париже. К.п.д. двигателя составлял около 3% при мощности 1,6 л.с.

Большая работа по созданию газотурбинной установки, имеющей $v=\text{const}$, была проведена инженером Хольцвартом в период 1908—1933 гг. он разработал несколько конструкций такого типа. Наиболее совершенный двигатель Хольцварта имел КПД около 18%, мощность 2000 кВт и весьма сложную схему. Такие установки, несмотря на некоторый успех, не получили применения, так как они имели существенные недостатки: сложную и малонадежную камеру сгорания с клапанным газораспределением; неэкономичную работу газовой турбины из-за пульсирующего характера потока газа, вытекающего из камер сгорания. Данные в области аэродинамики турбомашин, накопленные при работе с установками Хольцварта, и создание наддувных агрегатов для парогенераторов с топками под повышенным давлением, а также для паротурбинной техники позволили вновь использовать цикл $p=\text{const}$.

В 1939 г. в Швейцарии фирмой «Броун—Бовери» была построена газотурбинная установка с горением при $p=\text{const}$ мощностью 4000 кВт (по схеме, рис. 1). Установка предназначалась для привода электрического генератора на резервной электростанции в г. Невшателе и автоматически запускалась и включалась в сеть при понижении частоты в сети ниже допустимого уровня. Эта установка имела температуру газов перед турбиной 550°C и КПД около 18%, что являлось большим достижением и свидетельствовало о совершенстве турбины и компрессора. По данным испытания внутренний КПД турбины равнялся 88%, компрессора — 85%.

Для повышения термического КПД газотурбинной установки, имеющей $p=\text{const}$, большое значение имели результаты, полученные венгерским инженером Ендрассиком в 1937-1939 гг. при испытании газотурбинной установки мощностью 100 л.с. Эта установка имела теплообменник (регенератор), в котором тепло газов, покидающих турбину, использовалось для подогрева воздуха перед его поступлением в камеру сгорания. При температурах газов перед турбиной 475°C и засасываемого компрессором воздуха около 5°C КПД установки составлял 21,2%.

Эти результаты позволяли рассматривать газотурбинную установку как перспективный тепловой двигатель. Во многих странах была начата разработка газотурбинных двигателей различного назначения. В 1941 г.

прошел испытание первый локомотив с газотурбинным двигателем; несколько позднее были предприняты попытки применения ГТУ на судах.

В 1941 г. первый полет совершил самолет с газотурбинным (турбореактивным) двигателем. Впоследствии газотурбинный двигатель занял ведущее место в авиации, почти полностью вытеснив двигатель внутреннего сгорания (ДВС). Начиная с 1950 г. предпринимаются попытки поставить газотурбинный двигатель и на автомобиль.

Газотурбинная установка получает все более широкое применение в различных отраслях промышленности. Причиной этого являются характерные качества газотурбинного двигателя: простота тепловой и кинематической схемы; относительная простота конструкции; малая масса, приходящаяся на единицу мощности; высокая маневренность; сравнительно простая автоматизация эксплуатации. Кроме того, в последние годы имеются значительные достижения, как в области аэродинамики турбомашин, так и в разработке жаропрочных сталей и сплавов. Успехи аэродинамики и металлургии позволили поднять тепловую экономичность ГТУ до необходимого уровня и создать предпосылки для внедрения ГТУ в различные области народного хозяйства.

3. Развитие авиационных газотурбинных двигателей (ГТД)

3.1 Этапы развития авиационных газотурбинных двигателей (ГТД)

Газотурбинные двигатели в своем развитии претерпели существенные изменения, и в настоящее время сложилось следующее условное деление ГТД в соответствии с этапами их совершенствования.

1. **Двигатели первого поколения** (РД-10, РД-20, РД-45 и др. Отличались одноконтурной и одновальнoй схемой, невысокими значениями тяги ($P < 30,0$ кН) и степени повышения давлений ($\varphi=7$), малой экономичностью ($C_{уд} > 0,1$ кг/Н·ч).

2. **Двигатели второго поколения.** Появились в начале 60-х годов, отличительный признак—использование двухкаскадных роторов (Р11Ф-300), регулируемых направляющих аппаратов газотурбинного привода воздушного винта (АИ-20, АИ-24), по сравнению с двигателями первого поколения обладали более высокими показателями по тяге и степени сжатия ($P = 60...100$ кН, $\varphi=9...1$, повышенной экономичностью ($C_{уд} < 0,1$ кг/Н·ч).

3. **Двигатели третьего поколения** (НК-8, Д-20П, Д-30КУ) появились в 70-х годах прошлого века. Их отличительный признак — наличие второго контура, позволивший существенно повысить экономичность. Степень двухконтурности этих двигателей постепенно росла от 0,9 (Д-20П) до 2,4 (Д-30КУ), что позволило снизить удельный расход топлива с $C_{уд} = 0,068$ кг/Н·ч (Д-20П) до $C_{уд} = 0,0494$ кг/Н·ч (Д-30КУ).

3. **Двигатели четвертого поколения** (конструкции В. А. Лотарева (Д-36, Д-18), П. А. Соловьева (ПС-90) и др.). Эти двигатели появились конце 70-х, в начале 80-х годов. Они отличались высокими значениями степени

сжатия ($\varphi \approx 30$) и температуры газов перед турбиной ($T=1600$ К), умеренной степенью двухконтурности ($m \approx 4$), рядом конструктивных особенностей (модульностью, развитой системой диагностики технического состояния, возможностью корректировки радиальных зазоров по газовому тракту, интенсивным охлаждением деталей, соприкасающихся с горячими газами, наличием «бездымных» камер сгорания и пр.).

5. Двигатели пятого поколения находятся в стадии опытной доработки, ведется интенсивная проработка их концептуальных особенностей. Однако в ряде стран уже имеются двигатели пятого поколения.

Наметились два принципиальных подхода к проектированию двигателей пятого поколения:

а) для повышения экономичности двигателей, предназначенных для транспортной авиации, следует увеличивать φ при сохранении приемлемых по условиям продолжительной эксплуатации значений температуры газов.

б) для повышения тяговооруженности двигателей, предназначенных для военной авиации, необходимо следовать по пути дальнейшего повышения температуры газов. В ближайшие годы ее значение планируется довести до 2000 К.

Одно из вероятных направлений совершенствования двигателей пятого поколения — использование переменной степени двухконтурности, что позволяет эффективно эксплуатировать двигатели при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях полета. Не исключено также применение в этих двигателях альтернативных видов топлива, в частности, водородного.

6. Двигатели шестого поколения. Сегодня трудно представить детально облик этих двигателей. Развитие их конструкции пойдет, очевидно, в направлении дальнейшего повышения температуры газов, вплоть до ее стехиометрического значения ($T=2600$ К), что потребует широкого внедрения в конструкцию горячих узлов керамических деталей, принципиального изменения способов их охлаждения, разработки новых методов форсирования тяги. Вполне вероятным могут оказаться дальнейшая интеграция турбокомпрессора с ракетным газогенератором, появление так называемых комбинированных силовых установок, в которых углеводородное топливо будет использоваться на режимах взлета, набора высоты и посадки, ядерное топливо — на крейсерском режиме полета самолета, способного совершать продолжительный автономный полет без дозаправки.

При проектировании новых авиадвигателей принимаемые технические решения должны опережать результаты, достигнутые на современном этапе их развития. Поэтому, приступая к выполнению проекта по конструкции авиационных двигателей, необходимо стремиться учесть в разрабатываемой конструкции все современные достижения авиадвигателестроения, а также ориентироваться на перспективные разработки в этой области.

Можно выделить шесть функциональных областей применения авиационных двигателей, предопределяющих при комплексном подходе к проектированию конструктивный облик входящих в них узлов:

1) самолеты транспортной авиации, имеющие диапазон скоростей $M_{п}=0,6...0,9$ и использующие в основном схемы турбовинтовых (ТВД), двухконтурных (ТРДД) и винтовентиляторных (ТВВД) двигателей,

2) вертолеты, имеющие скорости полета 150...400 км/ч, использующие турбовальные схемы двигателей (чаще всего со свободной турбиной);

3) вспомогательные газотурбинные двигатели — ВГТД (в том числе пусковые и подъемные двигатели — ПД), которые не влияют непосредственно на маршевую скорость ЛА и предназначены для вспомогательных обслуживающих целей: запуск основных ГТД, питание систем кондиционирования ЛА и т. п. Наибольшее распространение для ВГТД и ПД получили схемы турбореактивных и двухконтурных двигателей;

4) самолеты боевой авиации, имеющие диапазон скоростей до $M=3$ и использующие схемы турбореактивных (ТРД или ТРДФ), двухконтурных (ТРДД, ТРДДФ или ТРДДи) и турбопрямоточных (ТРДПр) двигателей;

5) авиационные ракеты и беспилотные ЛА, используемые на скоростях $M_{п} = 0,6...3$ и базирующиеся на схемах турбореактивных двухконтурных, турбопрямоточных и ракетно-турбинных двигателей;

6) авиационно-космические комплексы (АКК), предназначенные для полетов со скоростями $M = 10...25$, использующие схемы гиперзвуковых ВРД, ракетно-турбинных двигателей (РТД) и авиационных двигателей со сжижением атмосферного кислорода АД (сж.).

Наряду с применением в авиации в последнее время расширяется использование ГТД во многих отраслях народного хозяйства. В этом случае идут по пути конвертирования авиационных ГТД из числа выработавших ресурс либо специально проектируют двигатели для наземного (морского) применения.

Многообразие функциональных областей применения авиадвигателей обуславливает широкий диапазон их характеристик. Так тяга двигателей варьируется от 300 Н до 300 кН, мощность — от 20 кВт до 15 МВт, внешний диаметр — от 0,3 до 2,5 м.

Получение максимального технического эффекта системы «двигатель - летательный аппарат» возможно лишь при всестороннем учете взаимного влияния элементов силовой установки (СУ) и планера ЛА. Как показывает опыт эксплуатации, существенное влияние на параметры СУ оказывают сопрягаемые с конструкцией планера воздухозаборник (ВЗ) и выходное устройство (ВУ) двигателя.

Обычно входное устройство конструктивно включается в компоновку ЛА, и поэтому при проектировании двигателя детальная проработка его элементов не производится. Однако с целью обеспечения оптимальной организации рабочего процесса ВЗ необходимо рассматривать совместно с двигателем как устройство, обеспечивающее минимальные потери давления на входе при заданном расходе воздуха. Чтобы снизить потери давления и

предотвратить неустойчивость режимов работы двигателя, воздухозаборники для сверхзвуковых самолетов делают с регулируемой геометрией. Широкое распространение получают воздухозаборники бокового типа. Они имеют меньшую длину воздухоподводящих каналов и менее чувствительны к изменению угла атаки и скольжению самолета. Опыт показывает, что проектирование ГТД с учетом эксплуатационных возможностей воздухозаборника позволяет практически полностью исключить потери тяги, связанные с неравномерностью потока воздуха, поступающего на вход в компрессор.

В свою очередь, проектирование выходного устройства должно быть тесно увязано с выбранным типом воздухозаборника. Это условие диктуется, по крайней мере, тремя обстоятельствами. Во-первых, характеристики расхода воздуха должны быть согласованы со всеми элементами проточной части, в том числе и с характеристиками выходного устройства; во-вторых, конструкция ВУ должна удачно компоноваться с кормовой частью ЛА и, наконец, выходное устройство для повышения маневренности самолета может выполнять функции, связанные с девиацией вектора тяги в полете или ее полным реверсированием. Все эти факторы заставляют рассматривать предполагаемую конструкцию выходного устройства в комплексе с особенностями двигателя, выбранной схемой его управления и назначением объекта.

Наметилась тенденция перехода от традиционной круглой формы ВУ к плоскому двумерному соплу, которое дает ряд важных преимуществ по сравнению с осесимметричным соплом. Плоское сопло более рационально соединяется с обводами фюзеляжа, позволяет свести до минимума интенсивность инфракрасного излучения, струи выхлопных газов и тем самым уменьшить опасность поражения самолета ракетами с тепловыми головками самонаведения, а также обеспечить более гибкое варьирование тяги двигателя по величине и направлению. Принципиальная схема устройства плоского сопла показана на рис. 2.

Плоское сопло в дозвуковой и сверхзвуковой части имеет два ряда створок 1 и 2, обеспечивающих работу двигателя на максимальных нефорсированных (а) и форсированных (б) режимах. Изменение площади критического сечения на режимах прямой тяги осуществляется поворотом створки 1 относительно оси 3. При таком повороте передняя часть створки 1 одновременно изменяет площадь щелевого канала 4, служащего для выхода потока газов в обратном направлении на режимах частичного (в) или полного (г) реверса тяги. Изменение направления вектора тяги на угол менее 180° (при девиации вектора тяги) обеспечивается асимметричным отклонением створок 2, вращающихся относительно осей 5 на угол $\pm 20^\circ$.

Проведенные на двигателе Р-100 исследования показали, что представленные на рис. 2 варианты отклонения створок 1 и 2 обеспечивают не только получение оптимальных тяговых характеристик на всех режимах полета, но и позволяют эффективно управлять направлением вектора тяги при любых ее значениях, что способствует существенному повышению маневренности ЛА.

Предполагается, что в перспективе автоматическое регулирование двигателя и его элементов будет осуществляться бортовыми ЭВМ в соответствии с заданной программой регулирования силовой установки, скорректированной с управлением полета самолета по выбранной траектории, т.е. все системы регулирования двигателя, будут органически связаны с системами управления самолетом.

Комплексный, системный подход необходим и при разработке отдельных элементов двигателя. Так, эффективность газогенератора зависит от степени согласованности параметров узлов турбины и компрессора, формы и конструкции проточной части двигателя. В свою очередь, эффективность, например, компрессора определяется характером обтекания его лопаток потоком воздуха, обеспечивающего максимальный КПД и достаточную устойчивость на всех эксплуатационных режимах.

Таким образом, эффективность узлов оценивается по показателям всего двигателя в системе ЛА, а эффективность и целесообразность конструкции деталей, входящих в отдельные узлы, — по функциональным показателям этих узлов в системе двигателя.

Максимально полный учет всех сторон взаимосвязи и взаимовлияния различных факторов в процессе создания нового двигателя и предусматривается методологией системного подхода при его проектировании.

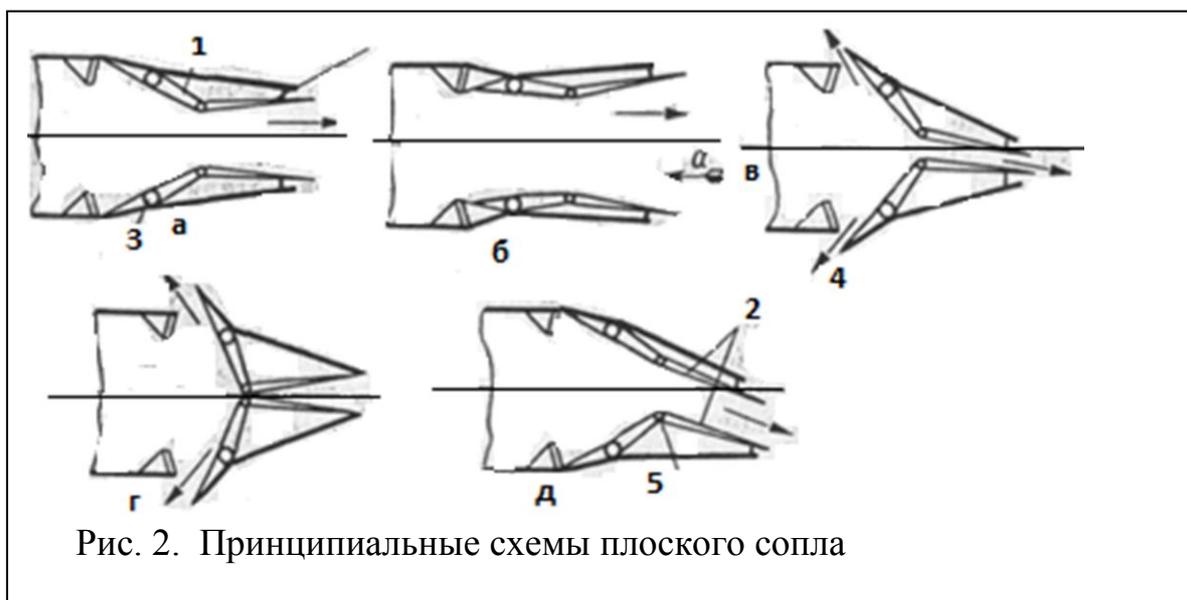


Рис. 2. Принципиальные схемы плоского сопла

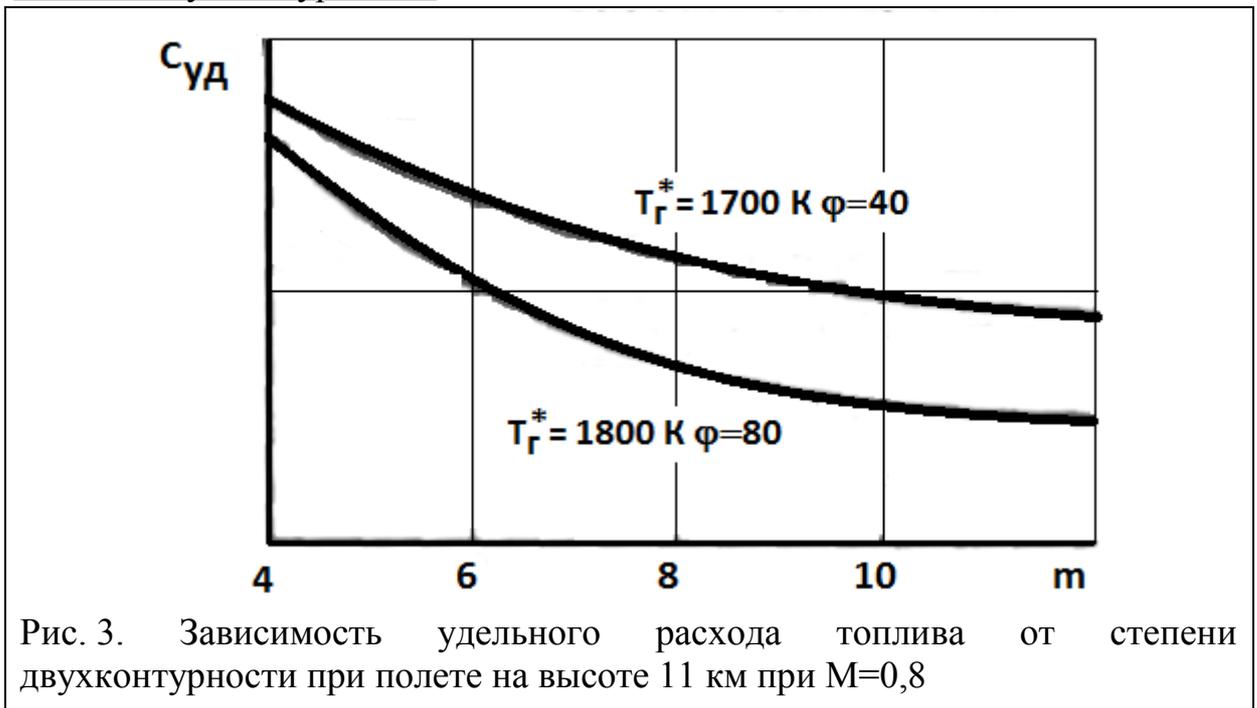
3.2 Турбовинтовентиляторные двигатели (ТВВД)

Новый класс ГТД — так называемые турбовинтовентиляторные двигатели (ТВВД) — по своему исполнению занимают промежуточное место между турбовинтовыми (ТВД) и двухконтурными (ТРДД) двигателями.

Основной конструктивной особенностью силовой установки с ТВВД является наличие винтовентилятора, соединившего в себе положительные признаки как воздушного винта ТВД, так и вентилятора ТРДД.

На раннем этапе развития реактивной авиации наличие воздушного винта у самолета позволило обеспечить высокие значения тягового КПД и экономичности на малых скоростях полета 650 км/ч. Однако при более высоких скоростях КПД воздушного винта резко снижался и при $M=0,7$ эксплуатация винтомоторных самолетов оказывалась практически невозможной.

Пришедшие на смену ТВД двухконтурные двигатели позволили при сохранении низких расходов топлива несколько повысить скорость полета, и дальнейшее снижение $C_{уд}$ происходило в основном за счет увеличения степени повышения давления воздуха в компрессоре, температуры газа и степени двухконтурности.



Повышение φ привело к необходимости увеличения числа ступеней компрессора и турбины, что повлекло за собой значительное увеличение массы всего двигателя. Однако получаемый выигрыш в $C_{уд}$ при $\varphi > 40$ заметно снижается. Расчеты показывают, что для высоты 11 км, $M=0,8$ и $T_g = 1600$ К при $m=10$ увеличение φ от 30 до 40 приводит к снижению $C_{уд}$ на 4%, а от 50 до 60 — всего лишь на 1,5%. Кроме того, значительное повышение температуры воздуха за компрессором при реализации высоких φ неизбежно требует дополнительного охлаждения отбираемого для обдува горячих деталей турбины воздуха в теплообменнике внешнего контура, который, загромождая канал, способствует потере тяги, что снижает экономичность двигателя. Таким образом, эффективность повышения еще более уменьшается.

Другое направление по снижению $C_{уд}$ — повышение температуры газов перед турбиной для достижения оптимальных значений φ . Однако здесь возможности ограничены требованиями высоких надежности и ресурса, и в ближайшем будущем ожидать значительного повышения экономичности за счет этого фактора вряд ли целесообразно. Таким образом, наиболее реальным направлением практического снижения расхода топлива в ТРДД остается

повышение степени двухконтурности. Из представленной на рис. 3 зависимости для $C_{уд}$ следует, что за счет повышения степени двухконтурности можно получить значительно больший выигрыш в $C_{уд}$, чем при возрастании ϕ . Однако при существенном увеличении относительного количества воздуха, пропускаемого через внешний контур ТРДД, увеличивается высота лопатки

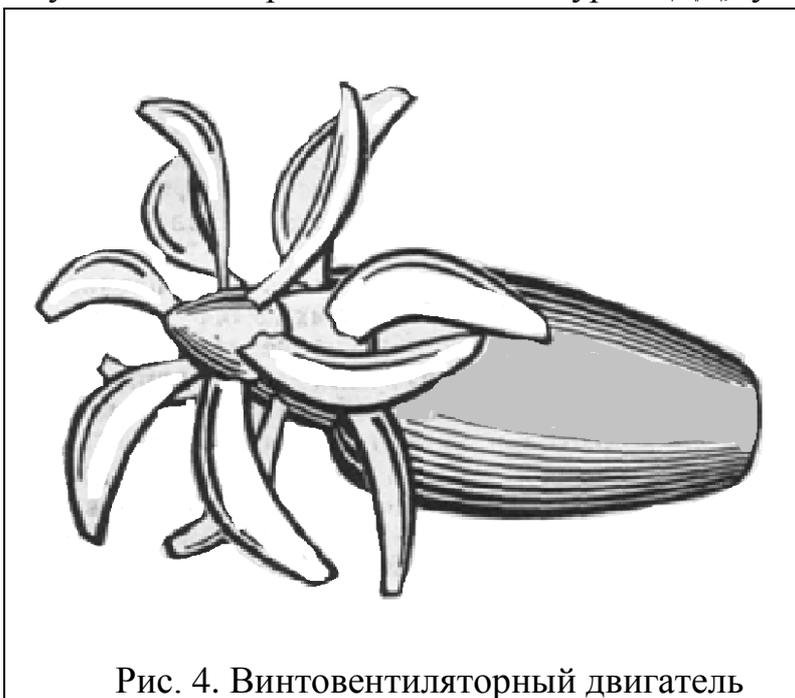


Рис. 4. Винтовентиляторный двигатель

вентилятора, снижается ее прочность и при $m > 7$ возникает необходимость в редукторном приводе вентилятора для согласования режимов его работы с приводной турбиной. При сверхвысоких значениях степени двухконтурности ($m > 20$) лопатка становится подобной лопасти воздушного винта со всеми присущими ей недостатками (значительные инерционные нагрузки

при повышенных окружных скоростях, резкое возрастание потерь при обтекании аэродинамического профиля лопатки трансзвуковым потоком воздуха и т. п.).

В результате исследований в области совершенствования воздушных винтов в начале 80-х годов фирмой Гамильтон Стэндартз был создан винтовентилятор, появление которого значительно расширило возможности винтомоторной авиации и сделало ее конкурентоспособной по экономичности с ТРДД, даже на околосвуковых скоростях полета. В конструкции винтовентилятора удалось соединить достоинства воздушного винта, работающего в свободном потоке, и вентилятора ТРДД с большей степенью двухконтурности. Конструктивно винтовентилятор (рис. 4) представляет собой многолопастной воздушный винт малого диаметра с загнутыми концами лопастей. Увеличенное против обычного для ТВД число лопастей позволяет снизить нагрузку на каждую лопасть, а наличие саблевидности в совокупности с использованием тонких аэродинамических профилей существенно повышает $M_{кр}$ в каждом сечении лопасти и минимизирует потери, связанные со сжимаемостью потока.

Представленные графики (рис.3) показывают, что по сравнению с двухконтурными двигателями ТВВД обеспечивает при $M_p = 0.8$ повышение полетного КПД примерно на 20%.

Во избежание перекрытия лопастей в прикорневой зоне их шаг t выбирается достаточно большим, обычно $t/b = 0.6 \dots 0.7$ (b — длина хорды лопасти). Увеличенный шаг t необходим также для обеспечения возможности

разворота в обратное положение загнутых концевых участков лопастей при реверсировании тяги.

По условиям прочности и необходимости ограничения потерь окружная скорость концевых участков лопастей должна составлять 250 м/с, что обеспечивает значение φ не менее 1,3...1,4. Относительный диаметр втулки (отношение диаметра втулки к концевому диаметру лопасти) для винтовентиляторов из условия оптимизации их аэродинамического нагружения обычно составляет 0,4...0,45. Затенение кольцевого проходного сечения воздушного потока от лопаток винтовентилятора, как правило, не превышает 2...3%. Степень двухконтурности ТВВД зависит от конструктивного исполнения винтовентилятора и обычно колеблется в пределах от 20 до 100.

Для вывода ТВВД в широкую эксплуатацию необходимо решить ряд научно-технических проблем, к числу которых относятся:

- 1) создание работоспособной конструкции винтовентилятора, обладающего КПД не ниже 0,8 на крейсерском режиме при $M=0,8$;
- 2) обеспечение достаточной прочности тонкой саблевидной лопасти, имеющей малую относительную толщину, в условиях аэродинамического воздействия спутной струи от пилона и фюзеляжа. При использовании силовой установки с ТВВД толкающего типа необходимо, нейтрализовать вредное влияние на прочность винтовентилятора горячей струи отработанных газов;
- 3) создание новой конструкции газогенератора, оптимизированной



Рис. 5. Самолет Ан-70 с винтовентиляторными двигателями

для наиболее эффективной реализации достоинств ТВВД, либо модификация существующих ТВД и ТРДД с целью получения их удачной компоновки с винтовентилятором;

- 4) выбор оптимальной схемы интеграции конструкции двигателя и самолета для снижения повышенного шума и вибрации винтовентилятора.

Перечисленные проблемы в большой степени уже решены. Предприятие Ивченко-Прогресс уже разработало двигатель такого типа, который установлен на самолет Ан-70 (рис. 5).

4. Примеры конструкций некоторых современных ГТД

4.1 *Авиационный турбореактивный двухконтурный двигатель V2500*

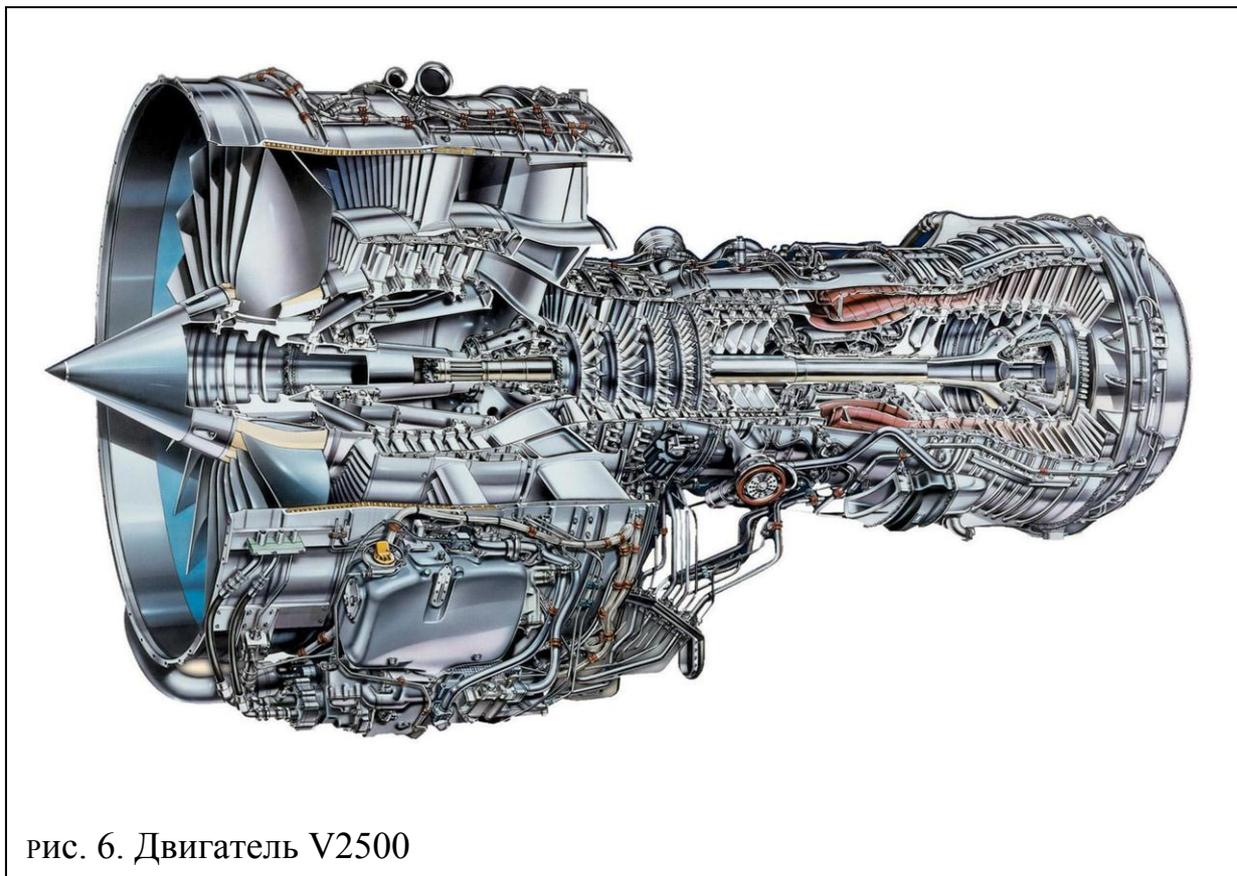


рис. 6. Двигатель V2500

Двигатель V2500 разработан и изготовлен International Aero Engines в рамках глобального партнерства среди аэрокосмических лидеров, включая «Pratt&Whitney, Rolls-Royce, японской корпорации MTU Aero Engines. International Aero Engines предназначен для использования для семейства аэробусов Airbus A320. Двигатели V2500 построены с использованием самых современных технологий и обеспечивают тягу от 97900 до 146800 Н с низкими выбросам загрязняющих веществ (<http://www.pw.utc.com/products/commercial/v2500.asp>).

4.2 **Авиационный** **турбореактивный** **двухконтурный**
двигатель Д-436-148

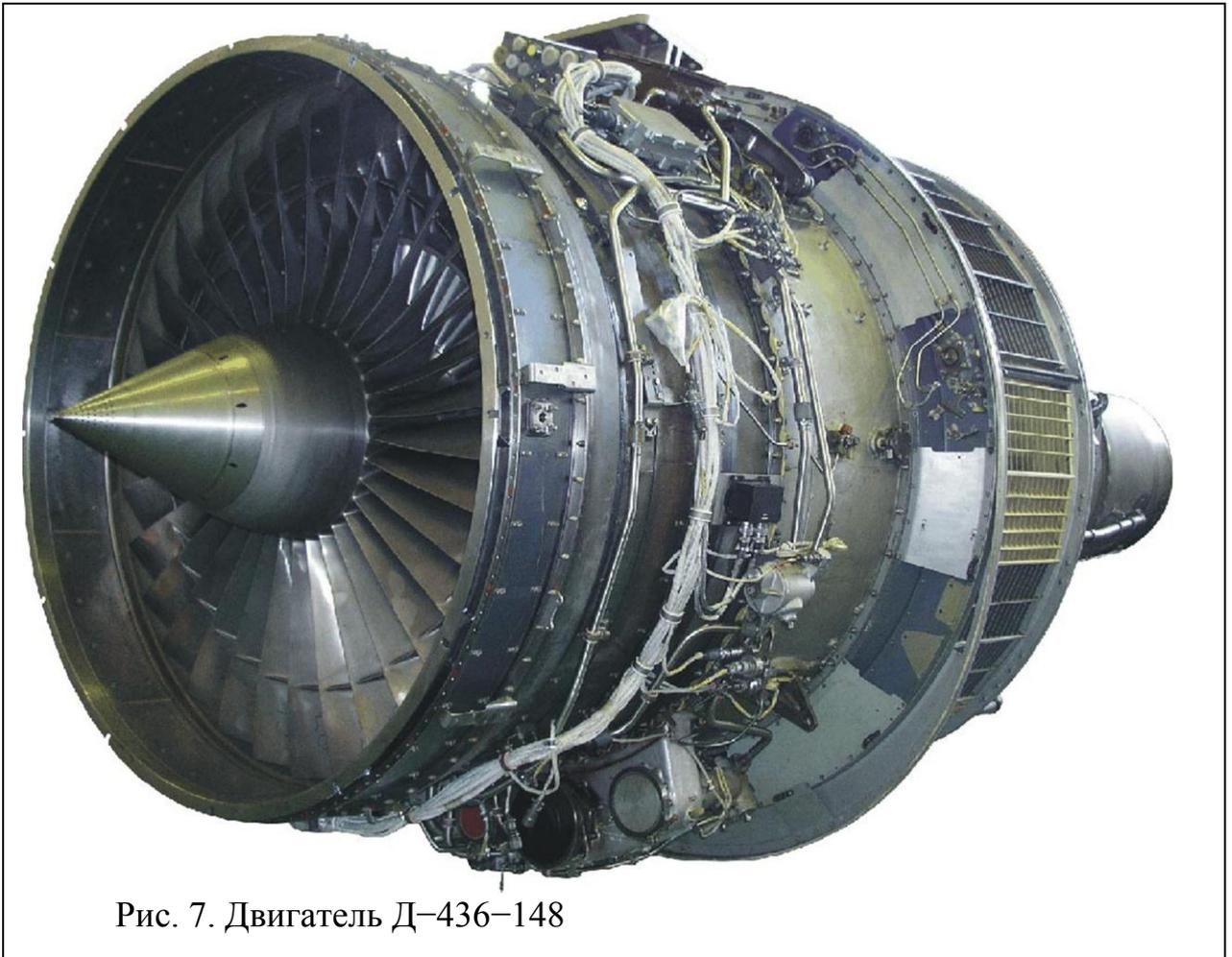


Рис. 7. Двигатель Д-436-148

Двигатель Д-436-148 устанавливается на региональные пассажирские самолеты Ан-148. Соответствует действующим нормам Стандарта ИКАО по экологии. Тяга двигателя на взлетном режиме 63000 Н. Масса двигателя 1400 кг. Информация заимствована из официального сайта ГП "Запорожское машиностроительное конструкторское бюро "Прогресс" имени академика А.Г.Ивченко (<http://www.ivchenko-progress.com>).

5. Применение ГТУ в стационарной энергетике

В конце 40-х и в 50-е годы европейские фирмы и, в меньшей степени, американские создавали мощные ГТУ для несения базовой нагрузки с максимально возможным КПД. Так как температура газа перед турбиной ограничивалась определенными пределами, высокая мощность и экономичность установок достигалась в результате усложнения цикла и введения регенерации тепла уходящих из турбины газов. Таким образом, были созданы отдельные ГТУ мощностью 20—30 тыс. кВт, экономичность которых соответствовала экономичности паротурбинных агрегатов мощностью до 50 000 кВт. На рис. 8 представлена схема отечественной стационарной базовой ГТУ мощностью 50 000 кВт. Расчетные параметры установки: температуры газа за камерами сгорания 800 и 770 °С, общая степень повышения давления 18, степень регенерации 6,75%, КПД при полной нагрузке 33,5%, при 50%-ной нагрузке — 27%, без регенерации — 26%.

Опыт эксплуатации этой установки, а также многих зарубежных ГТУ, выполненных по сложным схемам, показал, что вследствие ненадежности отдельных элементов установки и невозможности учесть отдельные потери,

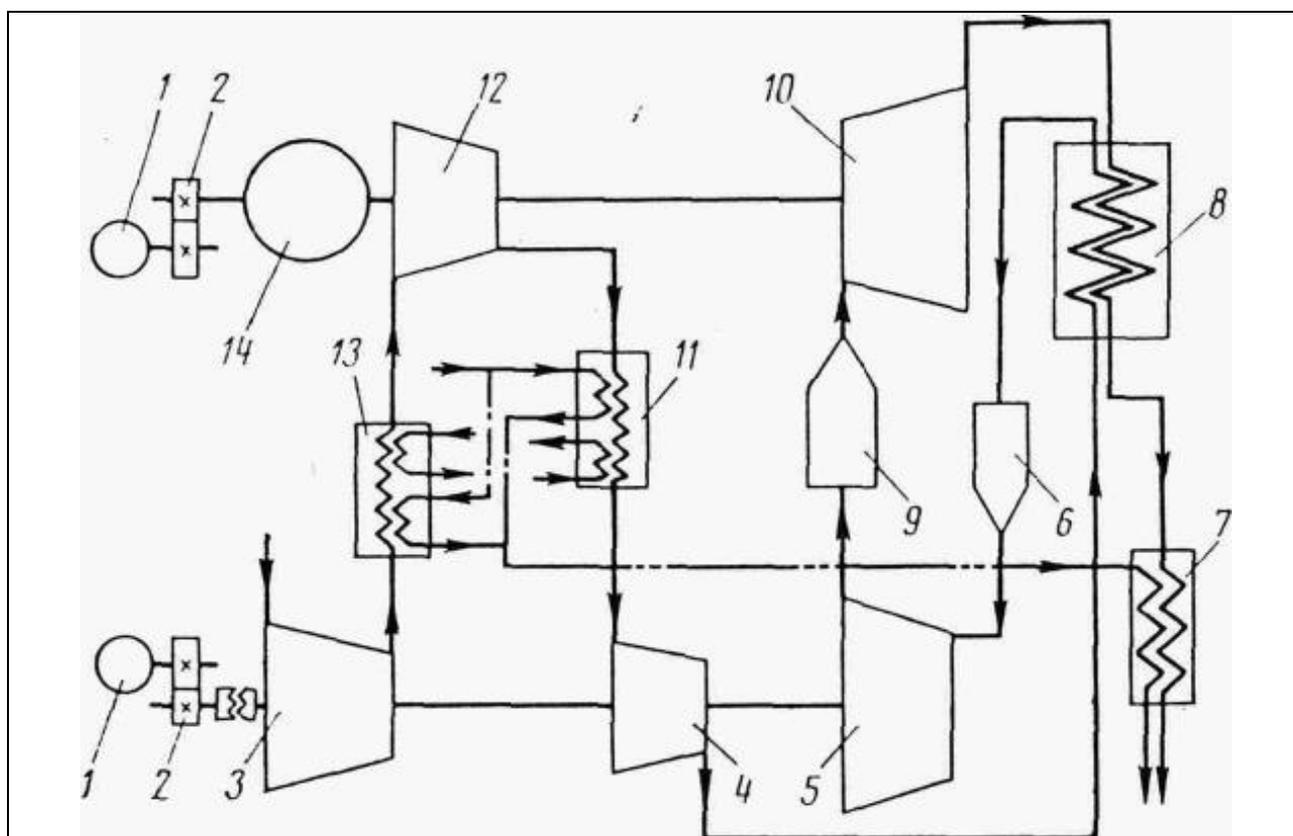


Рис. 8. Схема ГТУ мощностью 50000 кВт: 1 — пусковой электродвигатель; 2 — редуктор; 3 — компрессор низкого давления; 4 — компрессор высокого давления; 5 — турбина высокого давления; 6 — камера сгорания высокого давления; 7 — теплофикационный подогреватель; 8 — регенератор; 9 — камера сгорания низкого давления; 10 — турбина низкого давления; 11 — воздухоохладитель высокого давления; 12 — компрессор среднего давления; 13 — воздухоохладитель низкого давления; 14 — генератор

экономические преимущества подобных установок не могут быть полностью реализованы. Дальнейший же рост единичных мощностей и экономичности паровых турбин значительно опередил ГТУ и практически исключил их использование в большой энергетике как базовых установок, тем более, что единственным реальным видом топлива для ГТУ на сегодняшний день и, очевидно, на ближайшие годы является природный газ и дистиллатное жидкое топливо. Поэтому в последние годы наметился переход к применению газовых турбин в большой энергетике в качестве пиковых агрегатов.

Для современного газотурбостроения характерны рост начальной температуры газа, увеличение степени повышения давления и использование простых схем без регенерации (изредка с промежуточным охлаждением воздуха между компрессорами). Охлаждение высокотемпературных элементов и применение новых жаропрочных сплавов позволили поднять начальную температуру газа для базовых ГТУ до 870°C , для пиковых до 960°C . Степень повышения давления в одном корпусе компрессора достигла восьми. При простейшей схеме ГТУ эти параметры, обеспечивают КПД установки 23—26%.

Способность газовых турбин к быстрому пуску и набору нагрузки, компактность агрегатов и малая металлоемкость позволяют использовать ГТУ в качестве пиковых агрегатов. Мощность установок для крупных энергосистем достигает 100 000/сет. На рис. 9 дана схема ГТУ Ленинградского, металлического завода (ЛМЗ). Температура за обеими камерами сгорания равна 750°C , общая степень повышения давления больше 25 КПД равен 28%, продолжительность пуска из холодного, состояния до номинальной мощности составляет 45 мин.

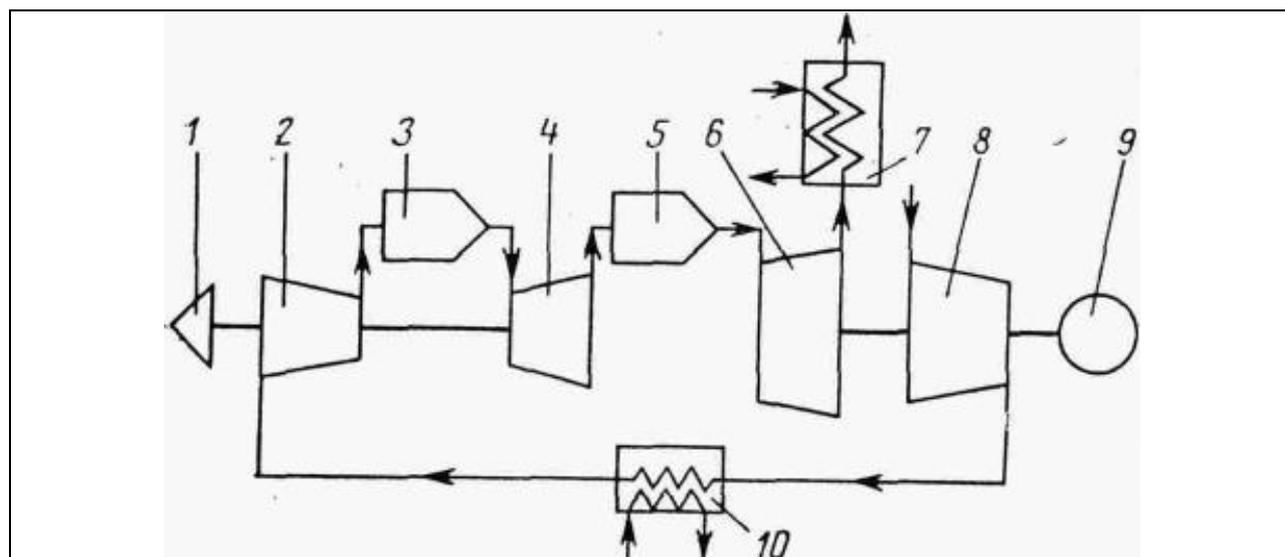


Рис. 9. Схема ГТУ мощностью 100000 квт типа ГТ-100-750-2 ЛМЗ: 1 — пусковая турбина; 2 — компрессор высокого давления; 3 — камера сгорания высокого давления; 4 — турбина высокого давления; 5 — камера сгорания низкого давления; 6 — турбина низкого давления; 7 — теплофикационный подогреватель; 8 — компрессор низкого давления; 9 — генератор; 10 — воздухоохладитель

Для уменьшения капиталовложений в здание электростанции и ускорения ввода установок в эксплуатацию конструкции турбоагрегатов изготавливают блочными. Блоки располагаются в специальных боксах и легко могут транспортироваться в собранном виде или крупными узлами.

ГТУ служат также приводом центробежных нагнетателей магистральных газопроводов. Как правило, эти установки выполняют по простейшей схеме со свободной силовой турбиной. Техничко-экономические расчеты показывают, что в установках этого типа целесообразно применять регенераторы, однако для упрощения оборудования и сокращения начальных капиталовложений многие приводные ГТУ выпускают без регенераторов.

6. Использование авиационных газотурбинных двигателей в стационарных условиях

Раньше основными препятствиями для применения авиационных двигателей в стационарной практике всегда являлся малый ресурс работы относительно низкая экономичность и ограниченная мощность в одном агрегате. В 70-е года прошлого века ресурс авиационных газотурбинных двигателей был увеличен от нескольких сотен до 2500—4000 ч. В настоящее время ресурс увеличен значительно и некоторых двигателей достигает 15000-20000 ч при полной нагрузке и заметно увеличивается при работе на частичных нагрузках.

Повышению долговечности авиационных двигателей в наземных установках способствует также более спокойная их работа — отсутствие резких тепловых ударов и более постоянная нагрузка по сравнению с авиационными двигателями.

Базовые ГТУ на электростанциях должны работать до 100 тыс. ч, поэтому авиационные двигатели не могут быть использованы в этой области; ресурс работы пиковых ГТУ составляет 10—20 тыс. ч. Поэтому если ресурс работы двигателя оказывается меньше требуемого, то возможна их замена в течение всего срока работы, что может быть выполнено достаточно оперативно компактности двигателей.

КПД авиационных двигателей при промышленном их исполнении на клеммах генератора в прошлом равнялся 23—26%. Сейчас эта величина значительно выше и достигает 40%.

Мощность авиационных двигателей с одновальным турбокомпрессором достигает 10000 кВт, с двухвальным турбокомпрессором – 20000 кВт в одном агрегате. При этом имеется возможность многократного увеличения мощности установки путем параллельной работы нескольких двигателей на один электрический генератор.

Турбовинтовые двигатели с высокооборотной силовой турбиной соединяют с электрогенератором через соответствующий понижающий редуктор. Турбореактивные двигатели используют в качестве турбокомпрессора — энергия струи выпускных газов срабатывается в специальной силовой турбине, соединенной с электрическим генератором непосредственно, или через редуктор. При этом турбореактивный двигатель

механически не связан с силовой турбиной. Такая схема позволяет направлять выпускные газы от нескольких двигателей к одной общей силовой турбине.

Использование авиационных двигателей в энергетических установках обеспечивает им ряд преимуществ по сравнению с паровыми турбинами или ГТУ традиционных конструкций. В первую очередь — это низкая стоимость двигателя благодаря массовости его производства, малые размеры и небольшая масса установки, отсутствие потребности в охлаждающей воде. Эти показатели обеспечивают малые затраты на капитальное строительство здания, легкость и простоту фундаментов, компактность станции в целом. Стоимость установленного киловатта составляет U_3 — $3/4$ от соответствующей суммы для паросиловых установок.

Отличительной особенностью ГТУ на базе авиадвигателей является исключительно быстрый их пуск и набор ими мощности. Если время пуска из холодного состояния до принятия полной нагрузки в наиболее маневренных стационарных ГТУ равно десяткам минут, то для установки с авиационными двигателями оно доходит до 3—5 мин.

Турбокомпрессоры можно ремонтировать на специализированном предприятии, так как демонтаж дефектного двигателя и замена его новым занимает всего несколько часов вследствие малой массы и отсутствия необходимости в центровке валов (турбокомпрессоры связаны с силовой турбиной только по газовому тракту). Силовые турбины работают при относительно низких начальных температурах и давлениях, благодаря чему обеспечение их прочности не вызывает затруднений и ресурс их работы практически не ограничивается.

Малая инерция роторов авиационных двигателей и отсутствие механической связи турбокомпрессора с генератором требуют небольших по мощности пусковых устройств. Перечисленные преимущества двигателей подобного типа, а также ряд положительных свойств, характерных для всех ГТУ—повышение мощности в холодное время года, возможность автоматизации работы агрегата и дистанционного управления им, малое количество вспомогательных механизмов, небольшой обслуживающий персонал, — позволили широко использовать ГТУ на базе авиационных двигателей в качестве пиковых установок. Их размещают на мощных паротурбинных станциях в виде пикового резерва и непосредственно на местах потребления энергии в районе понизительных электроподстанций. Включаются они автоматически при падении частоты в сети или дистанционно — с центрального диспетчерского пункта (часто отстоящего на сотни километров) по радио или телефону при полностью автоматизированной станции без обслуживающего персонала.

По пути создания таких установок пошли ведущие английские турбостроительные фирмы АЕ1, Инглиш Электрик, Бристоль — Сиддли, американские — Купер—Бессемер, Дженерал—Электрик, Пратт — Уитни и др. Турбостроительные фирмы изготавливают к этим ГТУ силовые турбины, выпускные трубопроводы и вспомогательное оборудование.

7. Современное состояние

В последние 10-20 произошли существенные изменения во всех аэрокосмических технологиях охватывающих выработку электроэнергии и энергетических систем и, особенно, в производстве и проектировании газотурбинных двигателей. Этот взлет произошел одновременно в различных направлениях и толчком к этому послужили следующие обстоятельства:

1. Увеличение энергопотребления развивающимися странами,
2. Необходимость производства энергии отдельными установками мощностью 10 кВт -1 мВт,
3. Децентрализация рынка продажи электроэнергии и повышение стандартов жизненного уровня,
4. Глобальные изменения климата потребовали производить энергию с высокой эффективностью и низким уровнем вредных выбросов.
5. Значительно возросшие воздушные перевозки,
6. Необходимость создания надежных источников энергии для мощных компьютерных систем и отдаленных фермерских хозяйств,
7. Микро и нано-технологии.

Хотя газовые турбины и не могут удовлетворить всем требованиям, они все же в большой степени покрывают их. На рис.1 показано небольшое сравнение коммерческих авиационных двигателей и мощных газотурбинных установок. Хотя авиационные двигатели традиционно лидируют по всем параметрам, новое поколение ГТУ быстро достигает той же эффективности, используя ту же технологию.

Сердцем газотурбинных двигателей является камера сгорания и турбина высокого давления. Конструкция высокоэффективных и глубоко охлаждаемых газовых турбин была основана на глубоких исследованиях аэродинамики, теплообмена, напряженного состояния и долговечности и материалов. Однако десятилетия требуются для изучения и создания качественных устройств с точки зрения аэродинамики и систем охлаждения, организации горения. Поэтому не остается времени на дальнейшее совершенствование технологии. Так как производительность и эффективность всегда была мерилем совершенства, то сейчас фокус должен быть перемещен на надежность, длительность работы, точный мониторинг состояния оборудования, своевременное обслуживание и ремонт, и конечно, стоимостные показатели изделия.

Воздушно-реактивные двигатели к концу 80-х гг. достигли высокого термогазодинамического совершенства. Дозвуковые турбореактивные двухконтурные двигатели при высокой степени повышения давления в цикле (до 30 только в компрессорах и до 50 с учётом динамического сжатия в полёте при числе Маха в полёта $M = 0,8—0,85$) имеют КПД = 0,42—0,43, что превышает коэффициенты полезного действия, достигаемые в других транспортных тепловых машинах с простым рабочим циклом. Значение КПД у

современных турбореактивных двигателей с форсажной камерой и турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой при высоких скоростях полёта ($M = 2—3$) равно 0,4—0,5. Такие значения эффективного коэффициента полезного действия при высоких полётных коэффициентах полезного действия обеспечивают современным воздушно-реактивным двигателям высокие значения полного коэффициента полезного действия, который имеет тенденцию к росту при увеличении скорости полёта летательного аппарата.

Таблица 1

Параметры современных ГТУ и ГТД

| Параметр | Большие коммерческие самолеты | Энергетическая газотурбинная установка |
|--|-------------------------------|--|
| Общая степень повышения давления | 40 | 20 |
| Степень повышения давления в компрессоре высокого давления | 20 | 20 |
| Количество ступеней компрессора | 10 | 18 |
| Температура газа перед турбиной | 1700 to 1750 К | 1500 to 1700 К |
| Количество ступеней турбины высокого давления | 2 | 3-4 |
| Термодинамический КПД турбины высокого давления (adiabatic) | 87 to 91 | 85 to 90 |
| Количество ступеней турбины низкого давления | 6 | - |
| Использование 3D CFD аэродинамических расчетов | Полное | Частичное |
| Относительный расход воздуха на охлаждение турбины (по отношению к компрессорному расходу воздуха) | 20 to 23% | 5 to 20% |
| Общий ресурс работы (в часах) | 20,000 | 50,000 to 72,000 |
| Ресурс работы при максимальной температуре металла (в | 300 | 50,000 to 72,000 |

| | | |
|--------------------------------------|---------|---------|
| часах) | | |
| Максимальная температура металла | 1400K | 1250K |
| $N_{\text{ох}}$ в продуктах сгорания | ~200ppm | <25 ppm |

8. Проектирование двигателя

Газотурбинный двигатель в последние 10-20 лет проектируется на основе много дисциплинарного подхода. Проектировочные методы в каждой дисциплине (подсистеме) базируются на исходных принципах физики и опыте эксплуатации предыдущих конструкций экспериментальном и с учетом возможностей материалов и удовлетворения условиям безопасности. Двигатель никогда не проектировался слишком консервативно. Всегда предусматривались либо завышенные или заниженные требования в каждом корректном случае в зависимости от назначения и условий использования. Для каждого конкретного двигателя устанавливался набор квалификационных параметров, который спускался к исполнителям каждой проектировочной подсистемы. Например, определялся расход охлаждающего воздуха в процентах от производительности компрессора или расход топлива и т.д. Прорыв в проектировании заключается в использовании все новых технологий и знаний для удовлетворения все возрастающих значений квалификационных параметров.



Рис. 10. Многодисциплинарный подход проектирования газовой турбины

Успехи в компьютерном проектировании двигателя, а также и в физическом моделировании, дают возможность создавать одновременно достаточное количество конкурирующих проектов двигателя, что позволяет найти оптимальный вариант конструкции двигателя при заданном наборе ограничений и пограничных условий.

В ближайшей перспективе методы вычислительной динамики жидкости (CFD) и численные методы теплообмена будут основными при проектировании двигателя. В общем виде проект будет выполняться, используя параметрическую базу данных, на основе автоматизированной оптимизации. Время выполнения проекта будет составлять **12-24** месяцев по сравнению с настоящим временем проектирования, равным нескольким годам.

Рассмотрим общие положения, необходимые для понимания того, как создаются новые образцы двигателей.

Проектирование начинается обычно с получения от потребителя технического задания (ТЗ) на двигатель, где изложены необходимые требования к данным будущего двигателя. Задается величина тяги (или мощности) для нескольких высотных и земных точек, указывается тип двигателя, его масса (вес), габаритные размеры, ресурс, положение центра тяжести и др.

Фирма-разработчик прорабатывает техническое задание, согласовывает с заказчиком высотно-скоростные характеристики, определяет основные параметры цикла двигателя, приступает к составлению нескольких вариантов эскизного проекта двигателя, которые изучаются, всесторонне рассматриваются, и один из них принимается как основной и утверждается к дальнейшей разработке. В свою очередь, разработчик выдает технические задания организациям, проектирующим и изготовляющим агрегаты и приборы.

При прочих равных условиях из двух двигателей, очевидно, лучшим будет тот, у которого суммарная масса (вес) двигателя и топлива, необходимого для заданного времени полета, будет минимальной. Отсюда требование к высоким параметрам цикла, высоким значениям КПД его агрегатов. Хорошие данные по массе могут быть получены в результате применения ряда принципов проектирования, которые рассматриваются в этой книге, а также применения новых материалов, например, титановых сплавов (там, где это возможно по температурным условиям) применения жаропрочных сплавов для деталей, имеющих высокую температуру нагрева, увеличения удлинения лопаток первых ступеней компрессора, применения точной штамповки, фасонной прокатки, точного литья, поверхностной обработки деталей (хромирование, анодирование и др.).

Чрезвычайно важно при создании нового двигателя иметь опытные образцы и результаты лабораторных испытаний его узлов и деталей. Такая предварительная проработка дает возможность более обоснованно выбрать конструкцию узлов, их технологию, материалы для деталей, увязать работу отдельных узлов двигателя между собой.

К числу общих требований, которым должен удовлетворять новый двигатель, относятся:

1. Обеспечение надежной работы на установившихся и переходных режимах на земле и в полете в широком диапазоне климатических условий и сохранение стабильными во времени эксплуатации его основных показателей;

2. Тяги или мощности и расхода топлива;
3. Обеспечение надежного запуска в различных климатических условиях, а также повторного запуска в полете;
4. Удобство осмотра в процессе эксплуатации двигателя без снятия двигателя с самолета его отдельных деталей (рабочих лопаток компрессора и турбины, деталей камеры сгорания, форсажной камеры и др.), для чего предусмотрены специальные окна, позволяющие проверить все части двигателя визуально, с помощью специальных приборов и путем получения рентгеновских снимков;
5. Возможность профилактического обнаружения дефектов путем контроля появления стружки в масле, контроля тряски двигателя и др.; выполнение регламентных работ, предусмотренных инструкцией по эксплуатации.

Улучшение параметров цикла, повышение КПД работы агрегатов необходимо для увеличения удельной тяги (или удельной мощности), снижения удельной массы (удельного веса) двигателя. Улучшение параметров цикла проводится путем глубокой исследовательской конструкторской, технологической проработки и применения новых высококачественных материалов.

Рабочее проектирование ведется на основе эскизной компоновки и заключается в конструктивной и прочностной проработке всех узлов двигателя и его деталей. Проводится также расчет деталей на колебания (лопатки, диски и др.), определяется критическое число оборотов ротора, находятся резонансные режимы, и если они совпадают с рабочим числом оборотов, при котором будет работать двигатель, то прорабатываются способы отстройки от опасных резонансных режимов.

После выполнения рабочих компоновок выполняются рабочие чертежи, одновременно ведутся подробные расчеты деталей на прочность и уточняются расчеты на колебания. Параллельно прорабатываются чертежи технологическими и металлургическими службами, составляются спецификации, ведется подготовка производства. В процессе выполнения рабочих чертежей ведется непрерывная увязка размеров, вносятся поправки в выпущенные рабочие чертежи и по выпущенным чертежам снова вычерчиваются сборочные чертежи узлов и сборочный чертеж всего двигателя, что позволяет выявить имеющиеся ошибки, вовремя учесть их и внести исправления. При этом проверяются отдельные осевые и диаметральные зазоры и посадки, величина которых может меняться при работе из-за температурных деформаций и других причин.

По выполнении этих работ чертежи передаются в производство, составляется технологический процесс изготовления деталей двигателя, ведется проектирование и изготовление приспособлений, режущего и мерительного инструмента, делается заказ на изготовление поковок, штамповок, заготовок и начинается процесс производства двигателя, в котором принимают участие высококвалифицированные рабочие, техники и инженеры. Сборка первого опытного образца двигателя ведется

высококвалифицированным персоналом, затем двигатель поступает на испытания.

Испытания первого опытного образца нередко показывают, что характеристики отдельных узлов двигателя не имеют достаточной согласованности, некоторые узлы и детали оказываются недостаточно прочными и при испытаниях ломаются. Устранение этих дефектов, установление причин поломок деталей, их упрочнение достигаются в процессе доводки двигателя. При этом нередко предлагаются весьма оригинальные способы устранения дефектов, в этом участвует обычно весь коллектив: конструкторы, технологи и высококвалифицированные рабочие.

Летные испытания двигателя начинаются непосредственно после обеспечения надежной работы двигателя в течение минимально необходимого числа часов (обычно 25 ч). Государственные стендовые и летные испытания являются заключительным этапом доводки двигателя, после чего он передается в серийное производство.

В заключение необходимо остановиться на вопросе надежности двигателя.

Принято считать, что надежность закладывается при проектировании двигателя, обеспечивается при его изготовлении и поддерживается в эксплуатации. Отметим кратко наиболее важные положения, которые должны иметь в виду конструктор, технолог и персонал, эксплуатирующий двигатель. Ниже в соответствующих главах даются более подробные указания при рассмотрении отдельных деталей и узлов ГТД.

Статистика показывает, что примерно 60% отказов ГТД в эксплуатации вызывается разрушением и поломкой деталей из-за недостаточной их прочности. Из этого количества примерно 70% деталей разрушается вследствие их вибраций. При проектировании двигателей должно быть уделено большое внимание расчету деталей на прочность и на колебания, как это рассмотрено ниже в соответствующих главах.

При проектировании должны быть выбраны такие формы деталей, которые давали бы наибольшую долговечность; концентрации напряжений в них должны быть по возможности меньшими; допускаемые напряжения и коэффициенты запаса прочности нужно выбирать с учетом температуры нагрева и времени работы деталей. Материал для деталей и способ их изготовления нужно выбирать такими, чтобы остаточные напряжения, возникающие при обработке деталей, были возможно меньшими или совершенно отсутствовали. Необходимо создавать условия, при которых детали могли бы нормально работать (предусматривать отвод тепла от них, вводить специальное охлаждение, обеспечить хорошую центровку деталей — создавать, например, ротор с неизменной уравновешенностью, применять специальные меры для устранения колебания деталей путем введения демпфирующих устройств и многие другие приемы).

При изготовлении деталей двигателя необходимо выдержать их геометрические размеры с большой точностью для получения нужных посадок и зазоров; выдержать нужную чистоту обработки, что определяет во многих

случаях усталостную прочность деталей, обеспечить заданную твердость и качественное нанесение покрытий, правильно применять термообработку. Необходимо при сборке двигателя провести тщательную балансировку роторов и обеспечить правильные приемы сборки, для затяжки ответственных гаек и винтов применять тарированные усилия, и др. В эксплуатации необходимо применять масло и топливо, рекомендованные для двигателя, соблюдать правила его эксплуатации, проводить, как указывалось выше, профилактические осмотры его деталей, контролировать наличие стружки в масле и амплитуду вибрации корпусов, так как изменение амплитуды вибрации характеризует уравновешенность ротора. В эксплуатации применяются устройства, позволяющие не только обнаружить стружку в масле, но и определить материал стружки. Имеются приборы, позволяющие определить семь различных материалов стружки, что позволяет судить о месте износа.

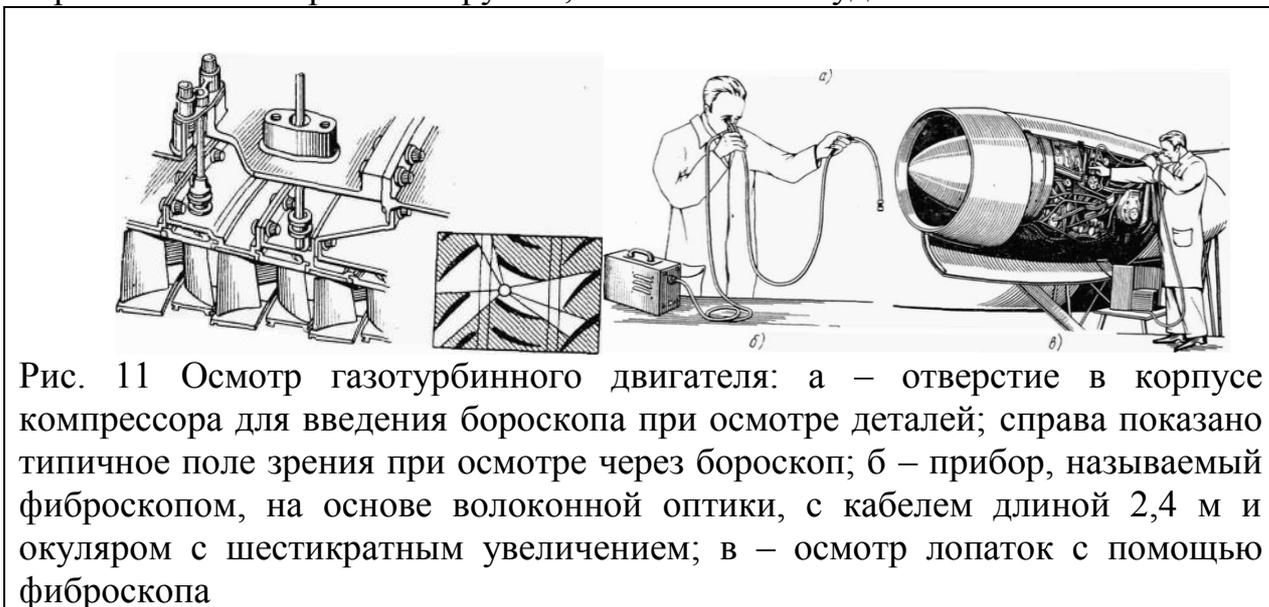


Рис. 11 Осмотр газотурбинного двигателя: а – отверстие в корпусе компрессора для введения бороскопа при осмотре деталей; справа показано типичное поле зрения при осмотре через бороскоп; б – прибор, называемый фиброскопом, на основе волоконной оптики, с кабелем длиной 2,4 м и окуляром с шестикратным увеличением; в – осмотр лопаток с помощью фиброскопа

Для осмотра деталей двигателя без его разборки применяются специальные лучки, размещенные так, что, открыв их, можно осмотреть детали с помощью специального прибора — бороскопа (рис. 1.17). Он имеет гибкий участок проводника из волокон с полным внутренним отражением. Поворачивая бороскоп и перемещая его, можно осмотреть лопатки компрессора и турбины, их входные и выходные кромки, корневую часть и обнаружить трещины, забоины и другие дефекты. С помощью бороскопа можно осмотреть камеры сгорания и другие детали. Такое наблюдение за состоянием двигателя позволяет принять меры к устранению неисправностей или во время направить его в ремонт, не допуская поломки его узлов и деталей.

Иностранные фирмы работают над созданием так называемых «блочных» двигателей. ГТД разделяется на несколько узлов, которые контролируются в эксплуатации с помощью указанных выше способов. При выявлении дефектов в узле он может быть заменен новым, что выполняется без снятия двигателя с самолета. Это возможно при большой точности производства и при высоком качестве балансировки роторов.

9. Вопросы по материалу лекций

1. Почему КПД компрессора ниже КПД турбины?
2. Для чего периодически проверяется масло двигателя на предмет инородных включений?
3. Какие выгоды и недостатки ГТД, работающих по циклу со сжиганием топлива при постоянном объеме?
4. Почему в дизелях и ДВС устанавливают воздушные фильтры, а в ГТУ и ГТД нет?
5. Почему в ГТД на выходе из турбины устанавливают реактивное сопло, а в ГТУ – диффузор?
6. Почему КПД первых ГТУ был очень низким?
7. Зачем в ГТД применяют двух и трех-вальные ротора турбокомпрессоров?
8. Почему современные ГТД исполняются в двухконтурными?
9. Почему сложные схемы ГТУ с регенерацией теплоты редко используются в настоящее время?
10. Почему в ГТУ часто используют охладитель воздуха между компрессорами низкого и высокого давлений?
11. Почему регенератор теплоты уходящих газов размещается в цикле после компрессора, а не перед ним?
12. Почему с увеличением температуры газа одновременно стремятся увеличить степень сжатия воздуха в компрессоре?
13. Почему число ступеней осевого компрессора больше числа ступеней газовой турбины?