

# О КАМЕРАХ СГОРАНИЯ СОВРЕМЕННЫХ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ



**Олег Юрьевич Бондарев**, специалист II уровня по визуальному и измерительному контролю, президент Промышленной ассоциации "МЕГА" в области технической диагностики

**Юрий Александрович Тарасенко**, специалист инженерно-авиационной службы ВВС



Камера сгорания авиационного газотурбинного двигателя - это своего рода его сердце. Не будет работать она (или будет работать плохо) - двигатель остановится со всеми вытекающими из этого последствиями. Из чего же проистекает эта ее уникальная необходимость?



Рис. 1. Индивидуальная камера сгорания двигателя Rolls-Royce RB.41 Nene

Авиационные ПТД, как известно, относятся к классу ВРД. Воздушно-реактивные двигатели обычно делят на два типа: прямой и непрямой реакции. Если говорить о двигателях прямой реакции, то есть таких, которые для создания тяги используют струю выходящих газов, то здесь основополагающим становится принцип реактивного движения.

Однако сам по себе этот принцип не подразумевает обязательное наличие камеры сгорания. Все природные движители такого типа, вполне естественно, ее не имеют. Осьминог, например, вполне, похоже, доволен своим водометом. Да и в технике таких примеров немало. Допустим, те же двигатели орбитальной ориентации космических кораблей и станций.

В простейшем определении реактивная тяга предполагает отделение от тела какой-то его части с определенной массой и определенной скоростью относительно этого тела. От величины этой массы и скорости как раз и зависит величина создаваемого импульса и в конечном итоге тяги.

Для воздушно-реактивного двигателя в его родной среде, атмосфере, упомянутая выше масса - это масса воздуха, проходящего через газозводушный тракт в единицу времени. Чем больше воздуха проходит через двигатель, тем больше тяга.

Такое положение, в частности, хорошо иллюстрируется на примере турбовентиляторных двигателей с большой степенью двухконтурности. Действенным и практически единственным способом увеличения расхода воздуха в этом случае является увеличение диаметра двигателя.

Однако этот способ увеличения тяги имеет свои границы. Ведь диаметр двигателя не может расти до бесконечности. Такие действия выливаются в итоге в увеличение лобового сопротивления и массы (плюс, конечно, габаритные размеры). А это первейшие враги летательного аппарата.

Второй фактор, напрямую влияющий на величину тяги, - это скорость, с которой воздух (или газ), проходящий через двигатель, выходит из него через выходное устройство (сопло). Ее тоже можно постараться увеличить.

Если не принимать во внимание камеру сгорания (отказаться от нее), то, казалось бы, реально это было бы сделать путем увеличения давления по тракту двигателя, с тем чтобы это давление срабатывало в выходном устройстве, и газ выходил из двигателя с большой скоростью, образуя реактивную тягу.

Например, если вообразить некий "идеальный" прямоточный двигатель без камеры сгорания, движущийся с большой скоростью, то воздух, попадающий в него, будет тормозиться с повышением давления. Это давление в идеале потом будет срабатывать в сопле, и мы получим реактивную тягу. Такой двигатель должен будет поддерживать определенную, изначально заданную скорость. Заметьте, без камеры сгорания.

Да, он должен. И теоретически (при определенных допущениях) это возможно. Но он не будет, потому что на практике (так сказать, "в железе") обязательно будут потери той механической энергии, которая была приобретена путем сжатия воздуха во входном устройстве двигателя. В итоге действительная скорость истечения окажется меньше заданной, что повлечет за собой уменьшение давления внутри "двигателя", что в свою очередь еще более затормозит его и так далее к закономерному итогу. В реальности такой двигатель не жизнеспособен.

Более того, если даже пренебречь потерями, он не сможет самостоятельно увеличить скорость. Ведь у него не будет никакого управляющего воздействия, которое бы смогло его к этому побудить (в реальной камере сгорания это подача топлива). Тем более что самостоятельно запуститься и выйти на нужный режим скорости он тоже не сможет, как и любой прямоточный двигатель.

Для того чтобы двигатель все-таки оживить, необходимо сообщить воздушному потоку, проходящему через него, дополнительную энергию, которой бы хватило на нейтрализацию неизбежных потерь и на разгон этого потока в сопле с целью получения достаточной тяги.

Вот эти функции как раз и выполняет камера сгорания ПТД. Она подводит к потоку тепловую энергию, получаемую в результате химической реакции окисления топлива кислородом воздуха, то есть попросту его сгорания.

Полноценный ВРД прямой реакции для обеспечения, так сказать, всережимности содержит в себе еще и компрессор с приводящей его турбиной. В итоге получаем газогенератор (компрессор - камера сгорания - турбина), основу любого современного ПТД. В английском для него даже существует характерное название - "core", один из переводов которого означает "ядро". А сердцем этого самого "ядра" как раз и является камера сгорания, дающая ему жизнь.

Именно благодаря ей современные ВРД достигают высоких уровней тяги. В том числе и турбовентиляторные двигатели целиком от нее зависят, хотя у них 80 % (и выше) тяги приходится на вентилятор, то есть второй контур, в котором камеры сгорания нет. Однако большой тяжелый вентилятор вращается турбиной, которая без КС не смогла бы выполнять свои полезные функции.

В газогенераторе высокоэнергетический поток газа, выходящий из камеры сгорания, может расходовать свою энергию двумя основными путями. Первый - когда ее малая часть используется для вращения турбины с целью привода компрессора, а остальная - для получения большой реактивной тяги.

В этом случае получаем, как уже выше говорилось, ВРД прямой реакции. К ним относятся все собственно реактивные двигатели - ТРД, ТРДФ, ТРДД (Ф), ТВРД, ПВРД и др.

Второй путь - это когда большая часть (то есть практически вся) энергии потока срабатывается именно на турбине, причем не только для обеспечения вращения компрессора, но и для получения полезной работы на валу двигателя (на основном или на валу свободной турбины).

Это уже будут так называемые ВРД непрямой реакции, которые для проявления своей "полезности" требуют наличия дополнительного движителя. Обычно это воздушный или несущий винт, а сами двигатели - ТВД или вертолетные ГТД (турбовальные двигатели).

Однако роль камеры сгорания ГТД вне зависимости от его типа неизменна и очень важна.

Само понятие "камера сгорания" довольно широко распространено в технике. Она есть в каждой тепловой машине (в том числе и у обычного автомобильного ДВС в его поршневых цилиндрах). Но конструкция, условия и принцип работы, конечно, у каждой машины свои.

Авиационный ГТД в силу своей специфики обладает так называемой камерой сгорания непрерывного действия (в отличие от ДВС), и как тепловая машина работает в соответствии с термодинамическим циклом Брайтона.

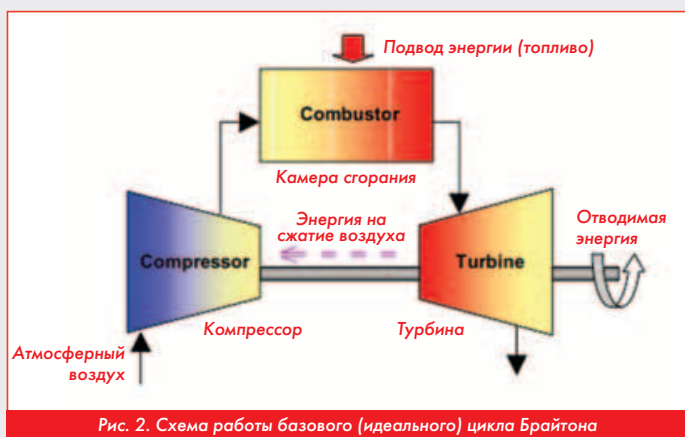


Рис. 2. Схема работы базового (идеального) цикла Брайтона

В этом цикле на участке Н-Кад происходит адиабатное сжатие воздуха сначала во входном устройстве (воздухозаборнике Н-В), затем в компрессоре. Затем на отрезке Кад-Г происходит подвод тепла к газовому потоку в камере сгорания. Это процесс изобарический, то есть давление в камере сгорания остается постоянным.

Затем на участке Г-Сад газ адиабатно расширяется, сначала в турбине (Г-Т), а затем в реактивном сопле (Т-Сад). Участок Сад-Н соответствует изобарному процессу отвода тепла в атмосферу. То есть это тот самый холодильник, без которого не обходится ни одна тепловая машина.

Однако описываемые процессы соответствуют идеальному циклу. В реальности в двигателе в качестве рабочего тела представлен не воздух, а газ, теплоемкость которого непостоянна. К тому же в реальном двигателе обязательно имеют место потери: гидравлические, механические и тепловые.

Поэтому реальный рабочий цикл несколько отличается от идеального.

На участках Н-К и Г-С процессы протекают не по адиабатам, а по более крутым политропам из-за того, что присутствуют ощутимые гидравлические потери, которые способствуют нагреву газа.

А интересующий нас участок К-Г, то есть тот, на котором, собственно, работает камера сгорания в реальном цикле, уже не горизонтален. Он принимает вид нисходящей линии.

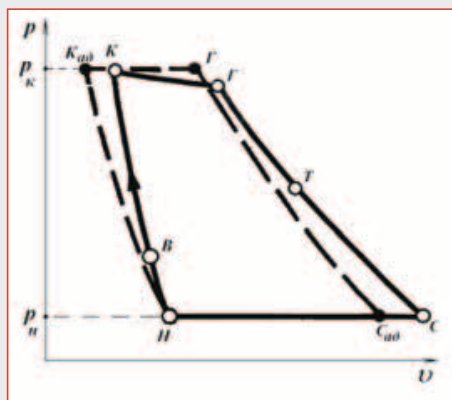


Рис. 3. Соотношение идеального и реального циклов Брайтона

Получается, что подвод тепла в камере сгорания ГТД происходит не при постоянном, а при падающем давлении. Это происходит из-за тех же гидравлических потерь, без которых, к сожалению, не обойтись, и к сокращению которых при создании камеры сгорания и доводке ее на стенде приходится уделять немало внимания. Кроме того, в реальной КС имеет место некоторое увеличение скорости потока газа, также влекущее за собой определенное падение давления.

Таким образом, камера сгорания ГТД работает на повышение энергоемкости газового потока через двигатель. Чем выше температура газов, выходящих из КС, тем выше в конечном итоге скорость их истечения из сопла двигателя (или же располагаемая мощность турбовального двигателя).

Возможно предположение, что не менее эффективно на скорость истечения (мощность ТВД) может повлиять повышение степени сжатия воздуха, поступающего в КС (то есть степени сжатия в компрессоре), однако это не совсем так.

Повышение степени сжатия в компрессоре означает увеличение срабатывания энергии газового потока на турбине. То есть турбина должна совершать большую работу для вращения компрессора с целью достижения большей степени сжатия воздуха в нем.

В этом случае газ, выходящий из камеры сгорания, в большей степени расширяется на турбине, и давление в нем падает, что вызывает снижение скорости истечения газа из сопла двигателя (или же доли энергии, срабатываемой на свободной турбине турбовального двигателя).

На практике, таким образом, получается, что при увеличении степени повышения давления в компрессоре скорость истечения газа из сопла увеличивается незначительно либо не увеличивается совсем, или даже может уменьшиться.

Поэтому основной целью увеличения степени сжатия в компрессоре является улучшение работы камеры сгорания в плане уменьшения расхода топлива по отношению к тяге, то есть повышение экономичности двигателя или повышение его к.п.д. А для увеличения скорости истечения газа из сопла двигателя (и в конечном счете тяги двигателя) используется более понятный путь - увеличение температуры газа, то есть температуры в камере сгорания двигателя.

Однако повышение температуры газа - путь очень непростой, потому что напрямую отражается на условиях работы камеры сгорания ГТД, и условия эти, мягко говоря, весьма специфичны и непросты, несмотря на кажущуюся иногда простоту устройства этого узла. Вот, к примеру, несколько цифр и фактов на этот счет.

Воздушный поток, поступающий на вход в камеру сгорания, может иметь температуру до 700 °С и давление до 45 атм. Внутри нее (в факеле) температура может достигать величины порядка 2200 °С, а на выходе из него - 1650 °С. Тут уместно вспомнить, что температура плавления материалов, из которых изготовлены узлы, где происходит непосредственное горение топлива (так называемая жаровая труба), имеет величину около 1300...1350 °С.

Эта величина, правда, при нормальных условиях работы не достигается в результате правильно используемых методов охлаждения. Тепло передается элементам конструкции камеры сгорания ГТД двумя основными путями: конвективным (при непосредственном соприкосновении горячих газов со стенками КС) и способом непосредственного излучения факела пламени. В процессе работы температуры корпусов КС достигают величин порядка 350...400 °С, а жаровых труб - 750...950 °С.

Разделение потока на отдельные струи при прохождении различных элементов конструкции КС, работа форсунок, различного рода завихрителей и смесителей в сочетании с определенной неравномерностью поля температур и нагрева отдельных деталей способствует возникновению коробления (как крайний случай даже прогаров) элементов КС.

Перед создателями камер сгорания ГТД стоит также задача обеспечения так называемого устойчивого горения в потоке (а значит, надежности работы). Это приходится делать в условиях, которые для нормального горения и надежного распространения пла-

мени, мягко говоря, малопригодны. Скорости потока очень высоки (иной раз больше скорости распространения пламени), а состав топливо-воздушной смеси часто может находиться вне концентрационной зоны распространения пламени.

При всех этих экстремальных условиях нагреваемые узлы (особенно жаровые трубы) ощутимо меняют свои размеры (ведь тела, как известно, при нагревании расширяются) как в радиальном, так и в осевом отношении. Это заставляет конструкторов принимать специальные меры для компенсации теплового расширения этих узлов во избежание их деформации и потери надежности и корректной работоспособности (чаще всего используется что-то типа скользящего соединения).

Кроме того, при таких высоких температурах создаются отличные условия для газовой коррозии металлов, из которых изготовлены теплонапряженные детали. Ведь они постоянно омываются химически активными газами под большим давлением (до 40 атм) и с большой скоростью потока. В этих условиях возможно существенное сокращение ресурса и надежности КС.

Короче говоря, условия работы камеры сгорания ГТД очень тяжелы и сложно организованы. Для надежности и эффективности работы в ней как бы поддерживается определенный, достаточно тонкий баланс между происходящими процессами, их параметрами и конструктивными особенностями ее элементов. В случае изменения какой-либо составляющей этого баланса могут в конечном итоге измениться все характеристики работы КС. Поэтому при ее разработке практически всегда имеет место определенный консерватизм.

Реальная камера сгорания ГТД должна удовлетворять следующим требованиям:

- Высокая эффективность сгорания топлива. Характеризуется специальным коэффициентом полноты сгорания, который для современных двигателей на расчетных режимах достигает величин 0,98...0,99 и более.

- Малые гидравлические потери полного давления. Для современных камер сгорания авиационных двигателей эти потери равны в среднем 3...5 % (хотя могут быть и больше 10 %).

- Быстрый и надежный запуск, устойчивая работа на различных режимах и во всем предусмотренном диапазоне изменения состава топливо-воздушной смеси (максимальное расстояние между так называемыми бедным срывом и богатым срывом в соответствии с коэффициентом избытка воздуха  $\alpha$ , характеризующим соотношение количества топлива и воздуха в топливо-воздушной смеси), а также в различных погодных условиях (например, попадание воды, града с входящим потоком).

- Высокая теплонапряженность КС. Это параметр, характеризующий полноту использования объема камеры для процессов горения и получения тепловой энергии. Чем выше теплонапряженность, тем меньше размеры и, соответственно, вес камеры.

- Малая величина показателя неравномерности поля температур на выходе из камеры сгорания. Этот показатель очень важен для определения условий работы турбины. Его делят на две составляющие - окружную неравномерность, которая более важна для лопаток соплового аппарата, и радиальную неравномерность, актуальную для вращающихся рабочих лопаток. В камерах сгорания авиационных ГТД этот показатель достигает 15...20 % (и более) и может быть задан определенной величиной (для правильного формирования величины нагрузок на лопатки).

- КС должна иметь хорошее охлаждение, обеспечивающее низкую температуру элементов. Она также должна быть максимально проста по конструкции и в эксплуатации, иметь достаточный ресурс и обладать высокой технологичностью производства.

- На стенках КС не должно быть нагарообразования и коксовых отложений. Величина вредных выбросов и образование дыма должны быть минимальны. Для этих характеристик предусмотрены специальные показатели: индексы эмиссии, параметры эмиссии и число дымности SN.

Основная цель при разработке и создании перспективных КС - это рост температуры и теплонапряженности, снижение гидравлических потерь и количества вредных выбросов.

В общем случае камера сгорания ГТД представляет собой кольцеобразный узел, передняя часть которого соединена с компрессором, а задняя переходит в турбину, перенаправляя на нее газовый поток.

Это так называемая встроенная камера. Входной ее диаметр обычно не превышает диаметр компрессора, а выходной - турбины. Бывают еще и выносные камеры, однако применяются они практически только на стационарных ГТУ (то есть не авиационного назначения).

Внутренний корпус (кожух) этого кольца (для современных двигателей) опоясывает (и отделяет от горячей части) вал, соединяющий турбину и компрессор, подшипниковые опоры, коммуникации систем и т.д. (в зависимости от конкретной конструкции).

Внешний корпус является, по сути дела, внешним корпусом двигателя. А между этими корпусами (внутри) расположены жаровые трубы. Жаровая труба - это конструктивный узел, в котором непосредственно и происходит процесс горения. По форме она на самом деле напоминает трубу.

Внешний и внутренний корпуса в сочетании с некоторыми другими элементами на входе в камеру сгорания формируют диффузор, в котором происходит торможение воздушного потока с повышением его давления.

Все камеры сгорания в принципиальном плане похожи друг на друга, однако существует их деление по определенным, достаточно существенным признакам. Один из принципов классификации камер сгорания ГТД - это деление их по общей компоновке. Сегодня существует три типа компоновок: трубчатая (или индивидуальная), трубчато-кольцевая и кольцевая.

Трубчатая (индивидуальная) камера сгорания несколько выбивается из приведенного выше определения ее как кольца с двумя корпусами, потому что состоит из нескольких отдельных секций, каждая из которых имеет свой собственный трубообразный корпус и расположенную внутри него жаровую трубу.

Жаровые трубы соединены между собой так называемыми пламяперебрасывающими патрубками, служащими для передачи факела пламени в соседние трубы при запуске и в случае погасания одной из труб. Живучесть двигателя с такой камерой достаточно высока. Плюс такая конструкция облегчает эксплуатацию и ремонт двигателя. Каждую индивидуальную КС можно снять для ремонта, не разбирая весь двигатель.

Из-за небольшого объема дводка такой КС при ее разработке достаточно легка. Такая камера хорошо komponуется с центробежным компрессором. Это одна из главных причин ее использования на ранних ТРД, имеющих такой компрессор.

Примером может служить британский двигатель Rolls-Royce RB.41 Nene, устанавливаемый на самолет

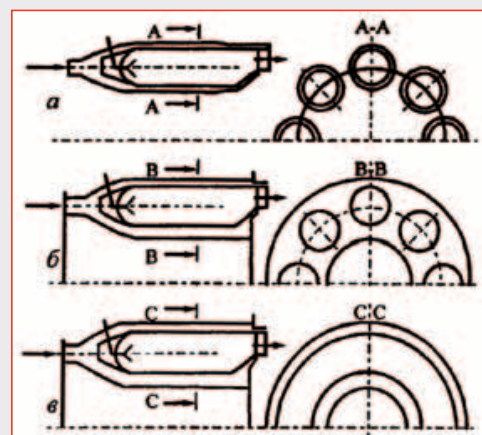


Рис. 4. Конструктивные схемы камер сгорания: а - трубчатая; б - трубчато-кольцевая; в - кольцевая

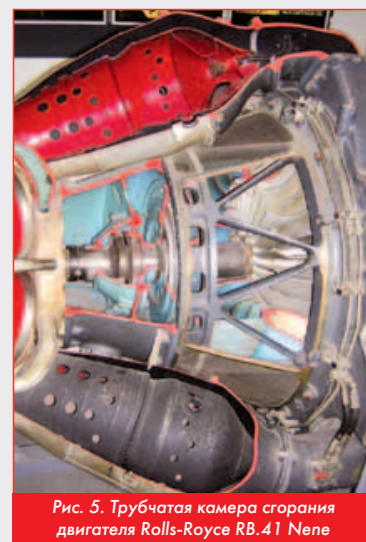


Рис. 5. Трубчатая камера сгорания двигателя Rolls-Royce RB.41 Nene

Hawker Sea Hawk, и его последователь, советский двигатель ВК-1 (или РД-45, с форсажем - ВК-1Ф/РД-45Ф), для самолетов МиГ-15, МиГ-17, Ил-28, Ту-14. Или же чехословацкий Motorlet M-701, установленный на массовом учебно-тренировочном самолете Aero L-29 Delfin.

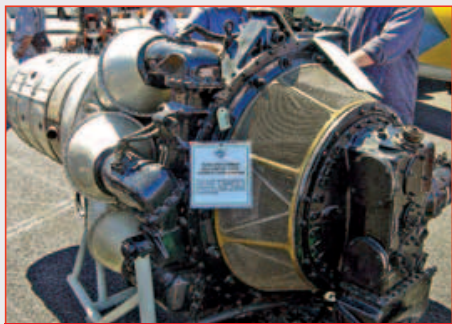


Рис. 6. Двигатель Rolls-Royce RB.41 Nene



Рис. 7. Самолет HAWKER SEA HAWK

Трубчатая КС в силовую схему двигателя не входит. В конструкциях различных двигателей может быть от 6 до 22 индивидуальных камер.



Рис. 8. Двигатель РД-45



Рис. 9. РД-45 с трубчатой камерой сгорания

Однако такая камера сгорания обладает очень существенным недостатком - неравномерностью поля температур, давлений и скоростей газового потока на

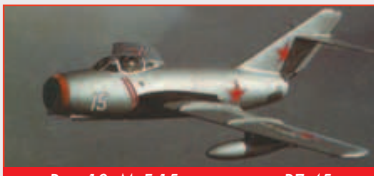


Рис. 10. МиГ-15 с двигателем РД-45



Рис. 11. Двигатель Motorlet M701



Рис. 12. L-29 Delfin



Рис. 13. Работа двигателя РД-45. Видна неравномерность работы отдельных жаровых труб

ранения несколько жаровых труб (для АЛ-21Ф-3 - 12 штук, на других двигателях обычно от 9 до 14), расположенных по окружности (по кольцу) внутри общего корпуса (или кожуха), который обычно включен в общую силовую схему двигателя. Жаровые трубы соединены пламя перебарсывающими патрубками. В своей выходной части они также соединены специальным общим коротким патрубком, носящим название "газосборник".



Рис. 14. Двигатель АЛ-21Ф-3 (компоновка С) для самолетов Су-17М



Рис. 15. Истребитель-бомбардировщик Су-17М4 с двигателем АЛ-21Ф3

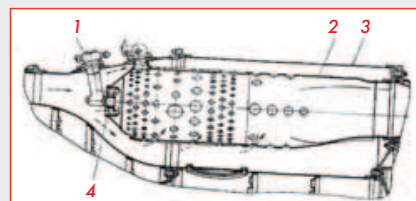


Рис. 16. Трубно-кольцевая камера сгорания: 1 - форсунки, 2 - жаровая труба, 3 - кожух камеры сгорания, 4 - стабилизатор (завихритель)

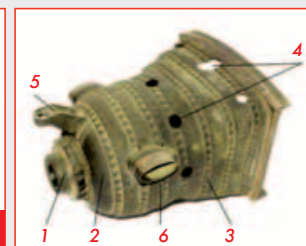


Рис. 17.

На рис. 17 дан пример жаровой трубы трубчато-кольцевой КС: 1 - место установки форсунки; 2 - передняя стенка с завихрителем; 3 - отверстия для охлаждающего воздуха; 4 - отверстия для вторичного воздуха; 5 - кронштейн; 6 - пламяперебарсывающий патрубок. Он облегчает формирование более равномерного поля температур перед турбиной по окружности фронта потока газа.

Трубно-кольцевые камеры сгорания по своим выходным параметрам, сложности доводки и удобствам эксплуатации и ремонта занимают промежуточное положение между трубчатыми камерами и следующим конструктивно-компоновочным видом - камерами кольцевыми.

Кольцевые камеры сгорания ПТД имеют одну жаровую трубу, которая выполнена в виде кольца и концентрически расположена между наружным и внутренним корпусами КС. Она состоит из средней части, выполненной в виде наружной и внутренней поверхностей (их еще называют смесителями), выходного газосборника и фронтного устройства (передняя часть) с местами (горелками) для установки форсунок и устройствами подачи воздуха в жаровую трубу. Таких мест может быть довольно много - от 10 и до 132 (на реальных двигателях, в том числе наземных ГТУ) и даже более (в экспериментальных КС).

Из всех упомянутых камер кольцевая - самая совершенная в плане равномерности поля температур. Кроме того, она имеет минимальную длину и суммарную площадь поверхности, и поэтому она самая легкая (около 6...8 % от массы двигателя), обладает минимальными потерями давления (гидравлическими потерями) и требует меньшего количества воздуха для охлаждения.

Однако такая камера сложна в доводке, обеспечении устойчивого горения и прочности, особенно при больших размерах и

высоком давлении потока газа. Кроме того, возможности ремонта ее достаточно малы и в основном требуют разборки двигателя. Хотя осуществление контроля вполне возможно с использованием современных бороскопических устройств. Положительные качества более существенны, и поэтому кольцевые камеры сгорания используются практи-



Рис. 18. Кольцевая камера сгорания двигателя НК-32 (самолет Ту-160)



Рис. 19. Двигатели НК-32 на самолете Ту-160. Послеполетный осмотр

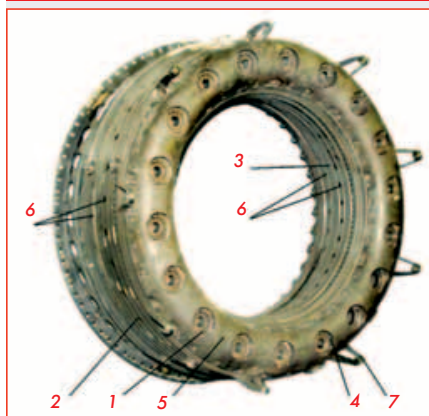


Рис. 20. Жаровая труба кольцевой камеры сгорания: 1, 4 - места расположения форсунок; 2, 3 - наружный и внутренний смесители; 5 - фронтное устройство; 6 - отверстия для подвода вторичного воздуха

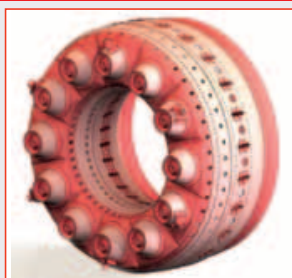


Рис. 21. Пример компьютерной модели кольцевой камеры сгорания двигателя АИ-25 (внешний вид)



Рис. 22. Компьютерная модель кольцевой камеры сгорания двигателя АИ-25 (разрез)

чески на всех современных турбореактивных двигателях.

Кроме того, существует деление камер сгорания ГТД по направлению потока газа. Это камеры прямоточные и противоточные (их еще называют петлевыми или полупетлевыми). В прямоточных направлении движения газа в камере сгорания совпадает с его направлением движения по тракту двигателя, а в противоточных эти направления противоположны.

Иза-за этого в петлевых камерах потери давления значительно выше, чем в прямоточных. Но при этом осевые размеры в них ощутимо меньше. Петлевые камеры очень хорошо сочетаются с центробежным компрессором, и при этом их можно расположить над (вокруг) турбиной. Это, конечно, влечет за собой увеличение поперечных размеров, но при этом осевые ощутимо уменьшаются.

Одним из достоинств петлевых камер сгорания является значительное уменьшение воздействия теплового излучения факела пламени на сопловой аппарат турбины, который в этом случае находится вне "зоны прямой видимости" по отношению к ядру пламени.

Прямоточные камеры используются в мощных самолетных двигателях в сочетании с осевым компрессором. Петлевые же применяются в основном на малогабаритных двигателях, таких как верто-

летные ГТД, вспомогательные силовые установки (ВСУ), двигатели беспилотников и т.д.

Камеры сгорания ГТД делятся также по принципу образования топливо-воздушной смеси. Камеры с внешним смесеобразованием (или испарительные камеры) предполагают предварительное испарение топлива и смешение его с воздухом до подачи в зону горения.

Такого рода КС позволяет значительно улучшить экологические показатели двигателя, потому что она обладает высокой полнотой сгорания.

Но при этом система предварительного испарения достаточно сложна, и

существует опасность коксования ее трубопроводов (то есть отложения смолистых фракций топлива), что может повлечь за собой перегревы и прогары, которые в конечном итоге способны привести к взрыву двигателя. Поэтому двигатели с испарительными КС мало применяются на практике, однако примеры такие есть: вертолетный ГТД Т-700-GE-700 (General Electric, США), а также ВСУ ТА-6.

Основная масса ГТД - это двигатели с внутренним смесеобразованием. В них топливо распыливается с помощью специальных форсунок в виде капель диаметром около 40...100 мкм. Далее оно, смешиваясь с воздухом, попадает в зону горения.

В последние два десятилетия утвердилось и еще одно деление камер сгорания, связанное с экологическими показателями двигателя, то есть с эмиссией вредных веществ в атмосферу.

Это конструкторские разработки камер сгорания с двумя зонами горения, каждая из которых оптимизирована для работы на определенных режимах. Существуют двухзонные КС, в которых зоны горения расположены одна за другой последовательно, и двухъярусные, в которых зоны горения расположены одна над другой, то есть параллельно.

### Кое-что о процессах в камере сгорания ГТД

Горение, как уже было сказано, происходит непосредственно в жаровой трубе, которая собой ограничивает так называемое огневое пространство. Работает она в очень жестких условиях. В общем-то, это даже мягко сказано, если принять во внимание хотя бы тот факт, что температура плавления материала, из которого она изготовлена, значительно ниже температуры факела пламени. Как же она справляется с этим? Все дело в правильной организации процессов горения и охлаждения.

Основную и решающую роль в этих процессах играет воздух. Он питает кислородом сам процесс горения и служит средством охлаждения и теплоизоляции для элементов камеры сгорания ГТД.

Скорость воздуха, поступающего из-за компрессора в КС, достигает 150...180 м/с. На такой скорости процесс горения затруднен, и велики потери полного давления. Для преодоления этих неприятностей как раз и существует диффузор. В нем скорость потока существенно снижается до 40...50 м/с.

Далее поток делится на две части. Меньшая часть (около 30...40 %) непосредственно после диффузора попадает внутрь жаровой трубы и называется "первичным воздухом". Этот воздух обычно, входя в жаровую трубу, проходит в ее фронтальном устройстве специальный узел, именуемый завихрителем, который еще больше тормозит его и способствует перемешиванию с распыляемым топливом.

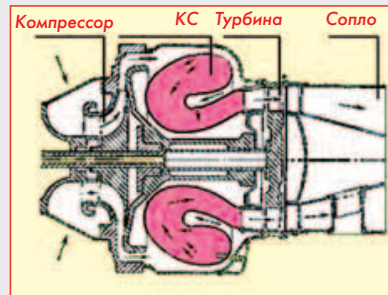


Рис. 23. Пример компоновки петлевой камеры сгорания

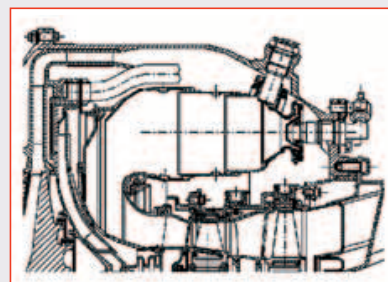


Рис. 24. Петлевая камера сгорания вертолетного ГТД

Есть и "вторичный воздух". Его поток проходит по кольцевым каналам между внутренним и наружным корпусами и жаровой трубой. Точнее говоря, это воздух без той части, которой так и не доводится участвовать в процессе горения (не попадает в жаровую трубу). Эта самая часть составляет около 10 % общего расхода через КС (растет с увеличением температуры горения) и, проходя кольцевые каналы, далее используется для охлаждения турбины.

А собственно вторичный воздух попадает в жаровую трубу в различных ее зонах и на различных этапах процесса горения через специальные отверстия, служащие для правильного формирования потоков внутри трубы, эффективного охлаждения стенок ее и корпуса КС и получения в конечном итоге нужной температуры газа на выходе из камеры сгорания с учетом равномерности ее распределения по потоку.

Сама по себе жаровая труба обычно представляет из себя этукую "дырчатую конструкцию" со множеством отверстий различных размеров и конфигурации. Они могут представлять из себя как пропилы или просечки, так и отверстия круглой или овальной формы, обычные, с окантовкой (по типу манжеты), с отбортовкой или с патрубками. Все эти отверстия подчинены определенной системе. Они рассчитываются или (что чаще) подбираются опытным путем при доводке камеры сгорания на стенде.

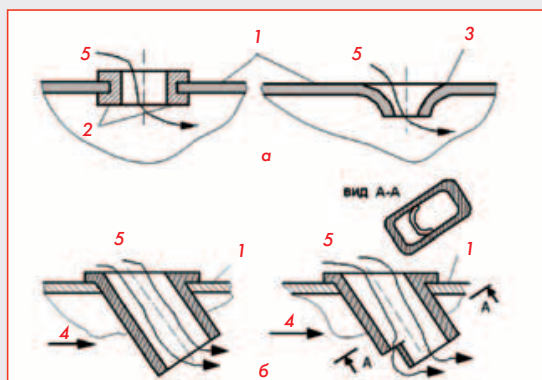


Рис. 25. Конструкция отверстий для подвода воздуха в стенках ЖТ:  
 а - окантовка манжетой (слева) и отбортовка (справа);  
 б - щелевые патрубки: обычный (слева) и с защитой передних кромок от прогара (справа).  
 1 - стенка жаровой трубы, 2 - манжета, 3 - отбортовка, 4 - газовый поток, 5 - поток вторичного воздуха

Боковые стенки жаровой трубы часто называют смесителями из-за наличия отверстий, которые смешивают в определенном порядке потоки воздуха.

Процессы горения и взаимного перемешивания потоков происходят в условно названных зонах. В общем-то, несмотря на условность, зоны эти определяют

ся при расчете и доводке камеры сгорания ГТД и в соответствии со своим расположением и размерами имеются на самом деле, хотя четкого их разграничения и деления не существует.

В передней части жаровой трубы расположена зона горения. Здесь происходит подвод первичного воздуха и топлива и приготовление топливно-воздушной смеси. Воздух турбулизуется при помощи различного рода завихрителей, топливо распыляется форсунками, происходят процессы перемешивания, испарения и воспламенения.

Первичный воздух поступает постепенно (через фронтное устройство, завихрители и далее через вышеупомянутые отверстия) по длине жаровой трубы (в передней ее части) для обеспечения оптимальности процессов.

В зависимости от конструкции двигателя зона горения может быть удлинена. Тогда выделяют еще промежуточную зону горения, в которой завершается сгорание топлива. В эту зону поступает и вторичный воздух, также участвующий в процессе горения.

Далее расположена зона смешения (или разбавления). В этой зоне в жаровую трубу через все те же спецотверстия в ней поступает вторичный воздух, который уже не участвует в процессе горения. Он, перемешиваясь с газом, формирует окончательную температуру на выходе из камеры сгорания и поле ее распределения (поле температур).

Другая важная функция вторичного воздуха - это охлаждение элементов камеры сгорания. Во время процессов в жаровой трубе достигаются температуры продуктов сгорания 2000...2200 °С. Однако для обеспечения нормальной работоспособности и долговре-

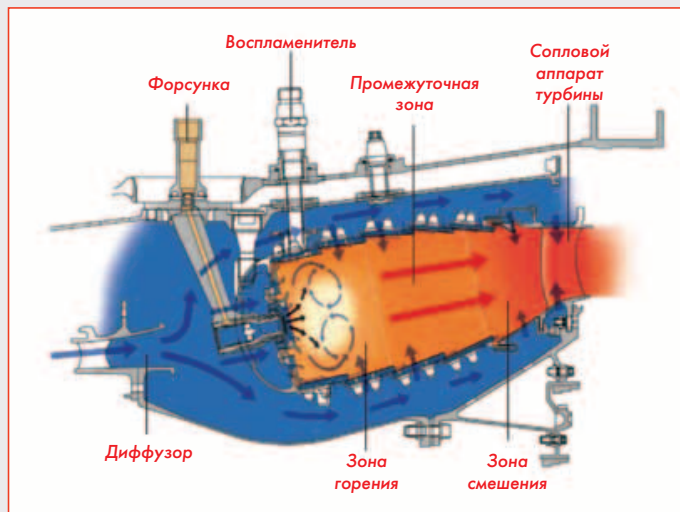


Рис. 26. Процессы в камере сгорания ГТД

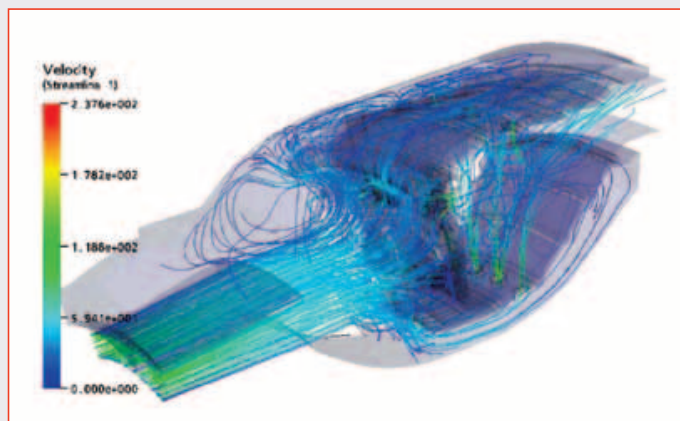


Рис. 27. Компьютерное моделирование воздушных потоков в жаровой трубе

менной надежности температура стенок жаровых труб не должна превышать величины 900...950 °С (градиент не более 50 °С/см).

Эти условия выполняются благодаря охлаждению вторичным воздухом. На современных ГТД используется так называемое комбинированное конвективно-пленочное воздушное охлаждение. Часть воздуха выполняет свои функции с использованием конвективного охлаждения. Например, воздух, проходящий по кольцевым каналам между жаровой трубой и корпусом КС, охлаждает стенки жаровой трубы снаружи, а тот воздух, который поступает через отверстия и щели внутрь трубы и распространяется там вдоль ее стенок, формирует что-то вроде воздушной пленки-завесы с гораздо более низкой температурой, нежели температура зоны горения.

Эта пленка значительно уменьшает конвективный поток тепловой энергии. Воздух - плохой проводник тепла, то есть таким способом воздушная пленка предохраняет стенки жаровой трубы от перегрева.

При этом, правда, она практически не влияет на лучистый поток энергии. Ведь нагрев поверхностей в двигателе происходит не только в результате конвекции, но и благодаря тепловому излучению нагретых продуктов сгорания.

Охлаждающий воздух может попадать в зону горения как параллельно потоку (в этом случае - это струйное комбинированное охлаждение, рис. 28),

так и перпендикулярно ему. Это так называемое комбинированное перфорированное охлаждение. Здесь воздух подается через систему небольших отверстий в стенке трубы (перфорацию).

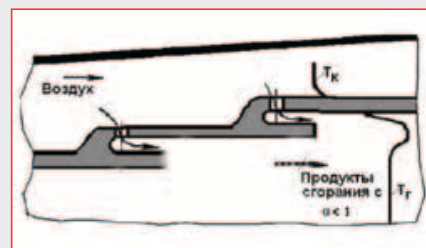
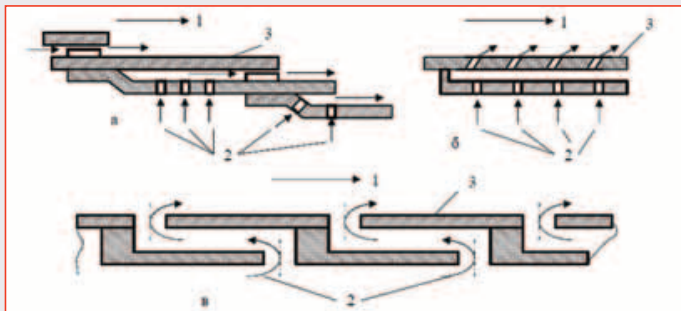


Рис. 28. Принципы охлаждения стенок КС ГТД



**Рис. 29. Принципы охлаждения в камере сгорания:**  
 а) пленочное охлаждение с орошением; б) перфорированное охлаждение с орошением; в) конвективно-пленочное охлаждение.  
 1 - газовый поток; 2 - отверстия для подвода и отвода охлаждающего воздуха; 3 - внутренняя стенка жаровой трубы

Подобным образом охлаждаются все элементы жаровой трубы, как стенки, так и фронтовое устройство, и варианты исполнения охлаждающих каналов различны. Форсунки, через которые осуществляется подвод топлива, тоже нуждаются в охлаждении, которое осуществляется всё тем же воздухом, а также проходящим через них топливом. Оно снимает лишнее тепло с форсунки и, далее распыляясь, сгорает в жаровой трубе.

**О форсунках**

Конструкция и принцип действия форсунок могут быть различными, но главная цель - это качественное распыливание. Чем мельче капли, тем быстрее и лучше они испаряются, и тем выше полнота сгорания, а значит, и качество работы камеры сгорания.

Качество распыла зависит в том числе и от скоростей струи топлива и потока воздуха за компрессором. Возможен распыл, когда топливо подается под большим давлением в относительно медленно движущийся воздух. Такого действия форсунки именуются механическими. Если же давление топлива невысокое, а скорость потока большая, то это пневматические форсунки.

Наиболее заметным представителем механических форсунок являются широко распространенные центробежные форсунки. В них топливо подается под большим давлением тангенциально и, закручиваясь, выходит наружу в виде конуса (пелены).

Собственно распыливание происходит под действием центробежных сил в конусе. Он разрывается на капли, которые перемешиваются с первичным воздухом. Центробежным силам противостоят силы поверхностного натяжения керосина в конусе.

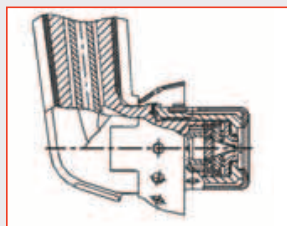
Форма конуса, толщина пелены и в конечном итоге качество распыла в такой форсунке сильно зависят от давления подачи топлива. Это главный недостаток центробежных форсунок.

Удовлетворительное распыливание возможно при давлениях порядка 100...150 кПа, а хорошее и отличное - при 6...12 МПа. Однако режимы работы современного авиационного двигателя (а значит, и расход топлива) имеют достаточно большой диапазон, и при глубоком дросселировании двигателя (то есть уменьшении расхода топлива) часто просто невозможно обеспечить хороший распыл топлива, а значит, и надежную работу двигателя.

Например, по существующим расчетам при давлении топлива на номинальном режиме около 6...12 МПа (то есть с хорошим распылом) давление на малом газе будет порядка 4...5,8 кПа. А при таком давлении не может быть достигнут даже удовлетворительный распыл, то есть топливного конуса за форсункой не получится.

Для преодоления этого недостатка применяют так называемые двухступенчатые (двухканальные) форсунки. У них есть два сопла. На режимах малого газа и запуска работает центральное сопло (первая ступень), имеющее меньшие размеры и обеспечивающее хорошее распыливание при малых расходах топлива.

А на повышенных режимах подключается второе сопло (вторая ступень), и они работают одновременно. Таким образом, на всех режимах обеспечивается хороший



**Рис. 30. Двухступенчатая механическая форсунка**

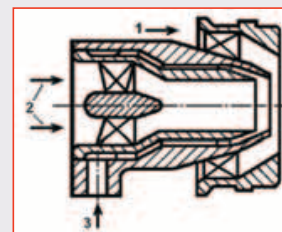
распыл. При этом, однако, для заполнения топливом коллектора второй ступени через специальный распределительный клапан требуется время, что может вызвать неустойчивость режима горения. Это основной недостаток двухступенчатой центробежной форсунки.

К механическим относятся также струйные форсунки. Они, по сути дела, представляют собой жиклер и обладают довольно большой дальностью. Для сравнительно коротких основных камер сгорания современных ПГД это неудобно, поэтому на них они практически не применяются.

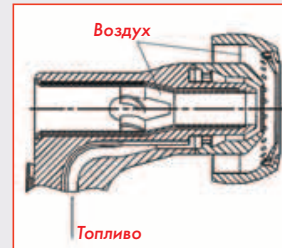
Разновидность струйной - испарительная форсунка. У нее жиклер помещен в испарительную трубку, которая обогревается горячими газами для испарения топлива. У этих форсунок есть положительные стороны, такие как простота, отсутствие необходимости высокого давления топлива, меньшее выделение вредных окислов азота и самое главное положительное свойство - одинаковое распределение топлива в зоне горения, то есть равномерное поле температур на выходе из камеры сгорания, что очень важно для турбины.

Но при этом немало и отрицательного. Такая форсунка чувствительна к составу смеси и к сорту топлива. Испарительная трубка недолговечна, возможны прогары. Плохой запуск двигателя в высотных условиях. Запустить камеру сгорания можно только от факельного воспламенителя, подогревающего испарительную трубку.

На авиационных ВРД с большой степенью повышения давления в компрессоре (к таким относятся современные двигатели для большой коммерческой авиации) большое распространение получили так называемые аэрофорсунки, относящиеся к пневматическим (рис. 31). В них поступающее топливо 3 разбивается на мельчайшие капли двумя завихренными потоками воздуха, внутренним 2 и наружным 1. Такая форсунка не требует для работы высокого давления в топливной магистрали, что благоприятно сказывается на надежности и ресурсе топливных насосов, а также уменьшает их массу.



**Рис. 31. Схема аэрофорсунки**



**Рис. 32. Один из образцов аэрофорсунки**

Распыливание и перемешивание топлива с воздухом в них чрезвычайно эффективно, что ощутимо снижает уровень образования окислов азота и сажи в процессе горения. Уменьшение количества сажи в свою очередь уменьшает уровень теплового излучения, что помогает более эффективно охлаждать стенки жаровой трубы.

Кроме того, аэрофорсунки обеспечивают постоянное одинаковое распределение топлива в жаровой трубе при любом расходе. А это позволяет предсказывать и поддерживать постоянство поля температур на выходе, что облегчает доводку камер сгорания на стенде.

*(Окончание в следующем номере.)*

**Официальный поставщик  
 технических видеоэндоскопов XLGO+ в России,  
 дистрибьютор компании General Electric  
 по направлению визуально-измерительного контроля**

**ООО "Мега Инжиниринг":**

**Москва, 129343, Проезд Серебрякова, д. 2/1  
 Многоканальный телефон: 8 (495) 600-36-42  
 Факс: 8 (495) 600-36-43**

**Бесплатный телефон по России: 8 (800) 555-31-42**

**Срочные вопросы: 8 (985) 970-97-19**

**Интернет: [www.mega-ndt.ru](http://www.mega-ndt.ru), [www.xlg3.ru](http://www.xlg3.ru)**

**E-mail: [info@mega-ndt.ru](mailto:info@mega-ndt.ru)**