# КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

***Камеры сгорания*** предназначены для преобразования химической энергии топлива в тепловую энергию газового потока путем горения.

При этом должно выполняться основное требование: ***обеспечены устойчивый процесс горения и высокая полнота сгорания топлива*.** Важное значение имеет также требование безотказного запуска (розжига) камер сгорания в условиях полета. Это необходимо для обеспечения повторного запуска двигателя при его самовыключении в воздухе и для надежного включения форсажа.

Существуют два типа авиационных камер сгорания: основные и форсажные.

***Основные*** камеры сгорания работают при температурах 1800 – 2000 0С. Допустимая температура газа на выходе из основных камер сгорания ограничивается возможностями материала и способом охлаждения лопаток турбины. Основные камеры сгорания работают в течение всего полета самолета, они надежны, имеют КПД в пределах 0,96.

***Форсажные*** камеры сгорания работают при больших температурах и скоростях газа. Они предназначены для увеличения тяги во время взлета и при совершении маневра во время полета.

# Типы основных камер

Все многообразие камер сгорания укладывается в три схемы: индивидуальные или трубчатые, трубчато-кольцевые и кольцевые.

***Трубчатые камеры сгора-***

***ния*** (рис. 7.1) применяются на авиадвигателях как с центробежным, так и с осевым компрессорами. Каждая из таких камер работает индивидуально, они не входят в силовую схему двигателя и являются быстросъемными (их можно снять с двигателя или установить, не разбирая самого АД). На двигатель устанавливают несколько (от 9 до 14) трубчатых камер сгорания по периметру. Основными частями камер сгорания являются кожух *1* и жаровая труба *2*.

1 2

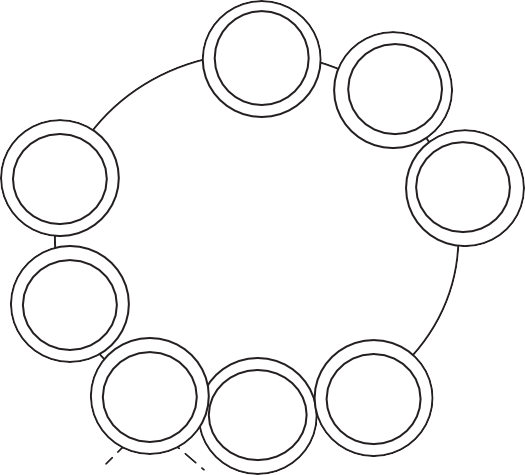


Рис. 7.1. Расположение трубчатых камер сгорания на двигателе

***Трубчато-кольцевая камера сгорания*** (рис. 7.2) состоит из нескольких жаровых труб *1*, размещенных в общем кольцевом кожухе *2*.

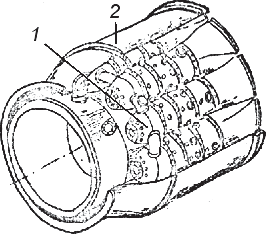
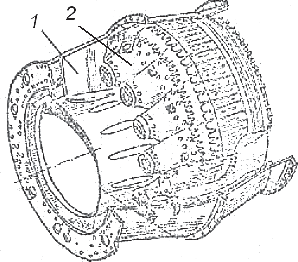
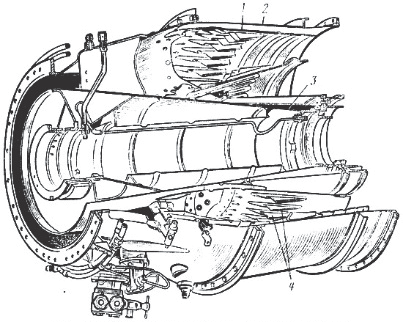


Рис. 7.2. Конструктивные варианты трубчато-кольцевых камер сгорания

***Кольцевая камера сгорания*** (рис. 7.3) состоит из кольцевого кожуха, расположенного вокруг вала двигателя, внутри кожуха находится также кольцевая жаровая труба, опирающаяся в передней части на топливные форсунки, корпуса которых выполняются силовыми.

Существуют смешанные конструкции камер сгорания, содержащие элементы трубчатой и кольцевой камер сгорания, в которых отдельные жаровые трубы переходят в кольцевую жаровую трубу.



1 2

3

4

Рис. 7.3. Конструкция кольцевой камеры сгорания:

1 – наружный кожух; 2 – жаровая труба; 3 – внутренний кожух; 4 – сопла

Кольцевая камера сгорания получила наибольшее распространение в современном авиадвигателестроении.

В кольцевой камере сгорания успешно сочетаются преимущества всех камер сгорания:

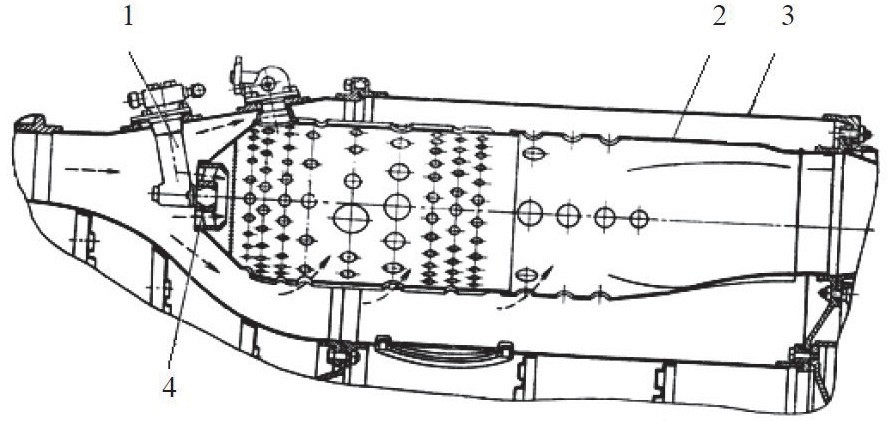
* компактность, малые диаметральные размеры;
* включение внешних и внутренних стенок камер сгорания в силовую схему АД;
* легкое воспламенение форсунок от соседних при срыве пламени на одной из них;
* отсутствие газосборника на входе в турбину;
* небольшие тепловые и гидравлические потери. Принципиальная схема камеры сгорания приведена на рис. 7.4.

Рис. 7.4. Конструкция камеры сгорания:

1 – форсунки; 2 – жаровая труба; 3 – кожух камеры; 4 – стабилизатор пламени (завихритель)

По способу подачи топлива в камеры сгорания различают:

* подачу топлива через форсунки с распылением под высоким давлением от 40 до 60 кг/см2;
* подачу топлива под низким давлением с применением испарительного устройства.

Широкое применение получил первый способ – подача топлива посредством форсунок, так как при втором способе подачи топлива происходит коксование топлива в испарительном устройстве.

По направлению подачи топлива из форсунок в камеру сгорания различают:

* камеры с подачей по направлению основного потока;
* камеры с подачей топлива против потока движения воздуха.

На современных двигателях применяется исключительно подача топлива по потоку воздуха, как более эффективная.

# Организация горения в камерах сгорания

От организации процесса горения в камерах сгорания зависят надежность, эффективность, КПД всего авиадвигателя.

Процесс горения во всех камерах сгорания, несмотря на разнообразие конструктивных схем, происходит на основе двух принципов:

1. разделение потока воздуха на первичный *G*вI и вторичный *G*вII;
2. стабилизация пламени за счет создания зон обратных токов.

В камеру сгорания из компрессора воздушный поток поступает со скоростью 150 – 200 м/с (540 – 720 км/ч) и большим давлением. Организовать процесс горения в воздухе, имеющем такую скорость, сложно. Поэтому все основные камеры сгорания имеют во входной части диффузор, в котором скорость воздушного потока снижается, предварительно затормозившись до скорости 40 – 60 м/c. Попав в лопаточный завихритель, воздух вторично тормозится до скорости 20 – 30 м/c. Двойное торможение потока необходимо для предупреждения уноса пламени потоком воздуха за пределы камеры, так как даже после двойного торможения скорость потока воздуха может превышать скорость распространения фронта пламени.

Устойчивость пламени и стабильность горения зависят в основном от количества подаваемого топлива для сгорания его в воздушном потоке.

Для расчета оптимальных параметров горения в камерах сгорания вводят коэффициент избытка воздуха , который представляет собой от- ношение действительного количества воздуха, участвующего в процессе горения *G*в*g* , к количеству воздуха, теоретически необходимого для обес- печения полного сгорания топлива *G*в*т* .

Основные камеры сгорания работают при очень высоких значениях коэффициентов избытка воздуха , достигающих 2,5 – 3,5. Такие значения

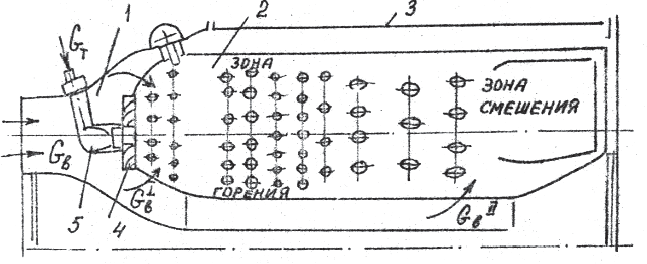
, т.е. большой избыток воздуха, необходимы для обеспечения безопасной работы турбины.

Максимальная скорость сгорания и устойчивое горение топливовоздушной смеси реализуются при составе смеси с * =* 0,9 – 0,95, т.е. в горении участвует одна треть от всего воздушного потока. При  = 2,5 – 3,5 топливовоздушная смесь не воспламеняется и не горит. Поэтому на входе в камерах сгорания поток воздуха разделяется на ***первичный***, который участвует в процессе горения в жаровой трубе, и ***вторичный***, который служит для охлаждения стенок жаровой трубы и кожуха, а также для снижения температуры газов на входе в турбину.

Первичный воздух входит в жаровую трубу камеры сгорания и составляет примерно 30 – 35 % от общего количества воздуха, поступающего в камеру сгорания. Топливовоздушная смесь внутри жаровой трубы воспламеняется при коэффициенте избытка воздуха 0,5 <  < 1,4.

При  < 0,5 получается слишком богатая топливом топливовоздушная смесь и воспламенения не происходит (происходит *богатый* срыв пламени); при  > 1,4 топливовоздушная смесь слишком бедна топливом и происходит ***бедный*** срыв пламени в жаровой трубе.

Организация процесса горения в камере сгорания показана на рис. 7.5. Первичный воздух из входного диффузора *1* поступает через передние ряды отверстий в стенке жаровой трубы *2* непосредственно к месту расположения топливной форсунки *5*. В этой зоне происходит воспламенение и горение топливовоздушной смеси. Для обеспечения устойчивого и полного сгорания топлива создается зона обратных токов пламени: часть первичного воздуха поступает в зону горения через лопаточный завихритель *4*. Поступивший через завихритель воздух закручивается и образует вращающийся вокруг оси камеры воздушный вихрь. У оси жаровой трубы создается область пониженного давления, куда устремляется поток из средней части камеры.



***4***

Рис. 7.5. Схема организации горения в камере сгорания

Этот эффект создает зону обратных токов. При этом обеспечивается устойчивое горение, высокая скорость сгорания, широкий диапазон устойчивого горения.

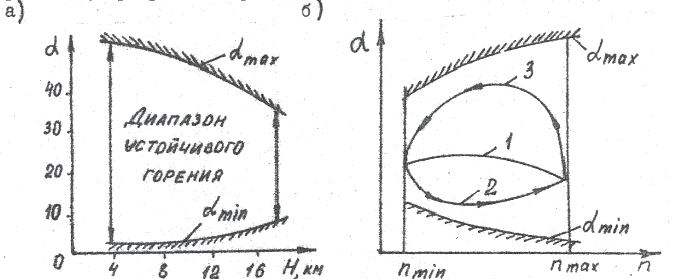
Температура газов в зоне горения (одна треть длины жаровой трубы) достигает 1800 – 2700 0С. В пределах этой зоны ***горения*** процесс сгорания топлива заканчивается.

Вторичный воздух подводится через задние ряды отверстий жаровой трубы (в зону ***смешения***) и смешивается с продуктами сгорания. Получающаяся газовая смесь имеет меньшую температуру, чем в зоне горения. В зоне смешения часть топлива, не успевшая сгореть в зоне горения, уже не сможет сгореть, так как температура газов в зоне смешения резко снижена.

Кожух камеры сгорания охлаждается также вторичным воздухом до температуры, допустимой для материала кожуха.

Для оценки надежности работы основных камер сгорания важнейшее значение имеют так называемые ***срывные*** характеристики (рис. 7.6).

Они устанавливают границы срыва пламени в камерах сгорания в зависи- мости от основных параметров: коэффициента избытка воздуха , частоты вращения ротора *n*, скорости полета, давления и температуры воздуха на входе в камеру сгорания. Снижение давления и температуры воздуха с увеличением высоты полета отрицательно сказывается на процессе горе- ния: уменьшается степень турбулентности потока в зоне обратных потоков и ухудшается испарение топлива. Эти явления приводят к сужению диапа- зона устойчивой работы камер сгорания на больших высотах (рис. 7.6, *а*).



а)



40

30

20

10

0

б)



max

min



min

4

8

12 16 H, км

*n*min

*n*max

*n*

Диапазон устойчивого горения

max

Рис. 7.6. Срывные характеристики камер сгорания в зависимости: а – от высоты полета; б – от частоты вращения ротора

На ***установившихся*** режимах работы камер сгорания коэффициент

 изменяется в сравнительно небольших пределах (линия 1 на рис. 7.6, *б*). При резком перемещении *ручки управления двигателем* (РУД) на увеличе- ние подачи топлива (линия 2) или на уменьшение подачи топлива (линия

1. коэффициент  изменяется в широком диапазоне.

Для исключения возможности срыва пламени при резком перемеще- нии РУД двигатель снабжается устройствами, не допускающими умень- шения расхода топлива через форсунки ниже некоторого минимально до- пустимого значения, выбранного с таким расчетом, чтобы соответствую- щие ему значения  в любых условиях полета не превышали max.

На некоторых самолетах имеются автоматические устройства, не позволяющие летчику на больших высотах переводить РУД в положение

«полетный малый газ».