



# Иркутский национальный исследовательский технический университет

## Военный учебный центр

### Модуль военно- технической (военно- специальной) подготовки

# Раздел 2. Основы конструкции воздушных судов и авиационных двигателей

## Лекция № 31

Тема 15. Общие сведения о конструкции  
газотурбинных двигателей.

# Учебные вопросы

Введение

15.6 Общие сведения о камерах сгорания. Классификация и основные параметры основных камер сгорания.

15.7 Конструкция основных камер сгорания.

15.8 Конструкция форсажных камер сгорания.

15.9 Общие сведения о турбинах и выходных устройствах ГТД.

15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.

# Введение

Как известно Воздушно-реактивные двигатели по принципу создания тяги бывают:

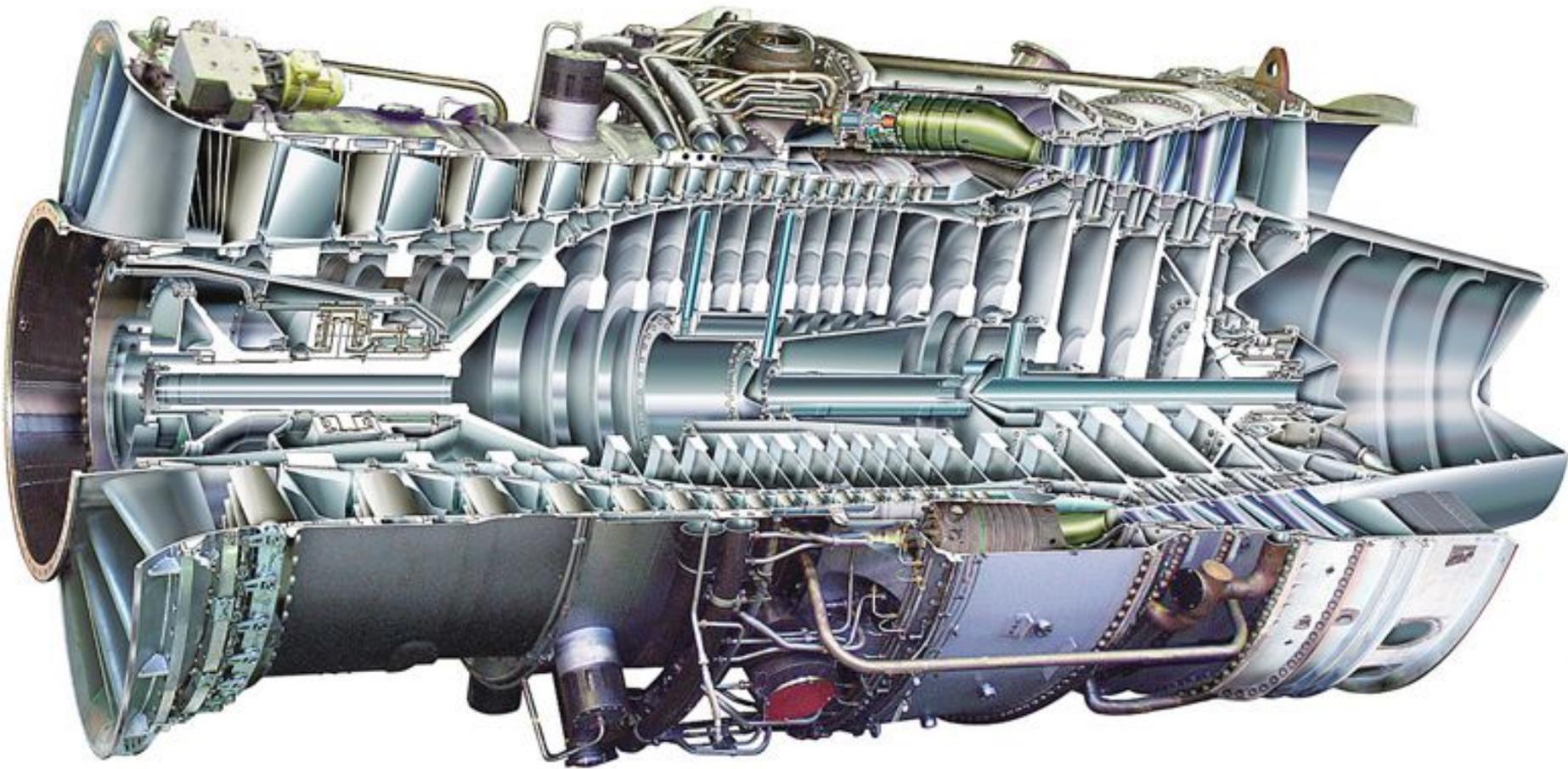
- Прямой реакции;
- Непрямой реакции.

И по наличию компрессора ВРД бывают:

- Турбореактивные (компрессорные);
- Бескомпрессорные.

Компрессорные двигатели отличаются тем, что для сжатия воздуха (перед подачей его в камеру сгорания) используются различного типа компрессоры, которые, в свою очередь, приводятся в действие газовыми турбинами. В камере сгорания, для увеличения внутренней энергии воздуха, он нагревается. Самым простым способом нагрева является сжигание в нем топлива, в качестве которого, в настоящее время используются углеводороды. После нагрева нагретый воздух поступает на турбину, приводящую в действие компрессор.

# Введение



## **15.6 Общие сведения о камерах сгорания.**

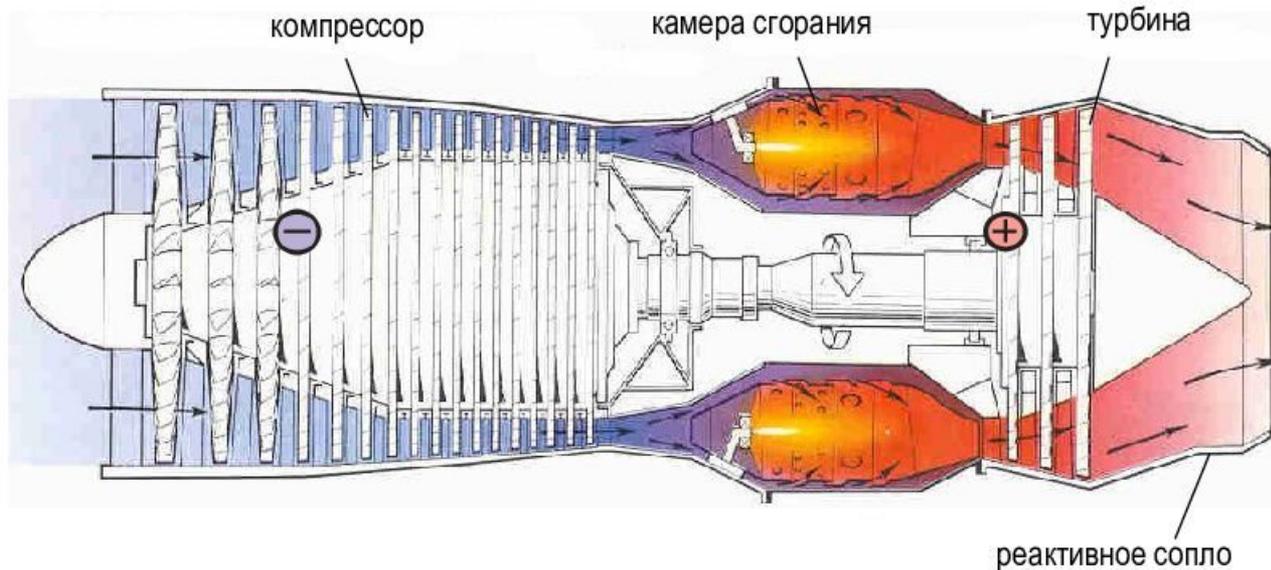
### **Классификация и основные параметры основных камер сгорания.**

Камеры сгорания авиационных ГТД являются одними из наиболее важных элементов, обеспечивающих выполнение основных требований к параметрам двигателя. Соответственно с этим к камерам сгорания соответствующие требования.

**Камера сгорания предназначена** для нагрева рабочего тела за счет сжигания в нем топлива.

# 15.6 Общие сведения о камерах сгорания. Классификация и основные параметры основных камер сгорания.

## Конструктивная схема одновального ТРД с осевым компрессором



## **15.6 Общие сведения о камерах сгорания.**

### **Классификация и основные параметры основных камер сгорания.**

#### **Требования к камерам сгорания:**

1. Минимальные габаритные размеры КС. Они влияют на продольные и поперечные размеры двигателя, и на его массу.
2. Высокая полнота сгорания топлива на всех режимах работы двигателя. Полнота сгорания топлива характеризуется коэффициентом полноты сгорания.
3. Минимальные потери полного давления в КС.
4. Широкие пределы устойчивого горения. Пределы устойчивого горения определяются условиями эксплуатации самолета. Пламя не должно гаснуть в заданном диапазоне изменения отношения топлива/воздух, давления, скорости и при попадании на вход двигателя воды, льда и посторонних предметов. В земных условиях розжиг должен быть обеспечен в диапазоне температур от минус 40° до плюс 40 °С.

## **15.6 Общие сведения о камерах сгорания.**

### **Классификация и основные параметры основных камер сгорания.**

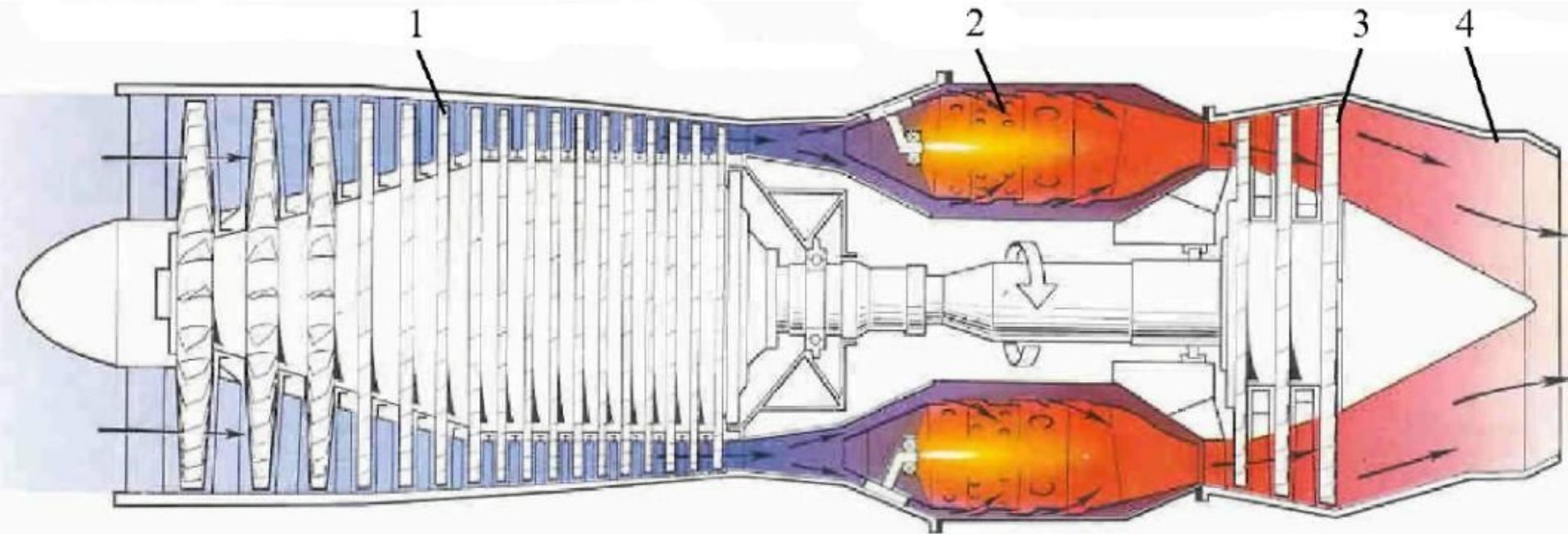
#### **Требования к камерам сгорания:**

5. Отсутствие пульсаций давления (вибрационного горения).
6. Равномерностью поля температур на выходе из КС.
7. Уровень выбросов дыма, несгоревшего топлива и газообразных веществ, загрязняющих атмосферу - оксидов азота, оксидов углерода, несгоревших углеводородов - должен соответствовать международным нормам ИКАО.
8. На элементах конструкции КС не должен откладываться нагар.
9. Быстрый и надежный пуск, устойчивую работу КС в различных эксплуатационных режимах.
0. Большой ресурс работы, удобство и безопасность эксплуатации камер сгорания.
1. Простоту конструкции и технологичность производства.
2. Простоту обслуживания и эксплуатации

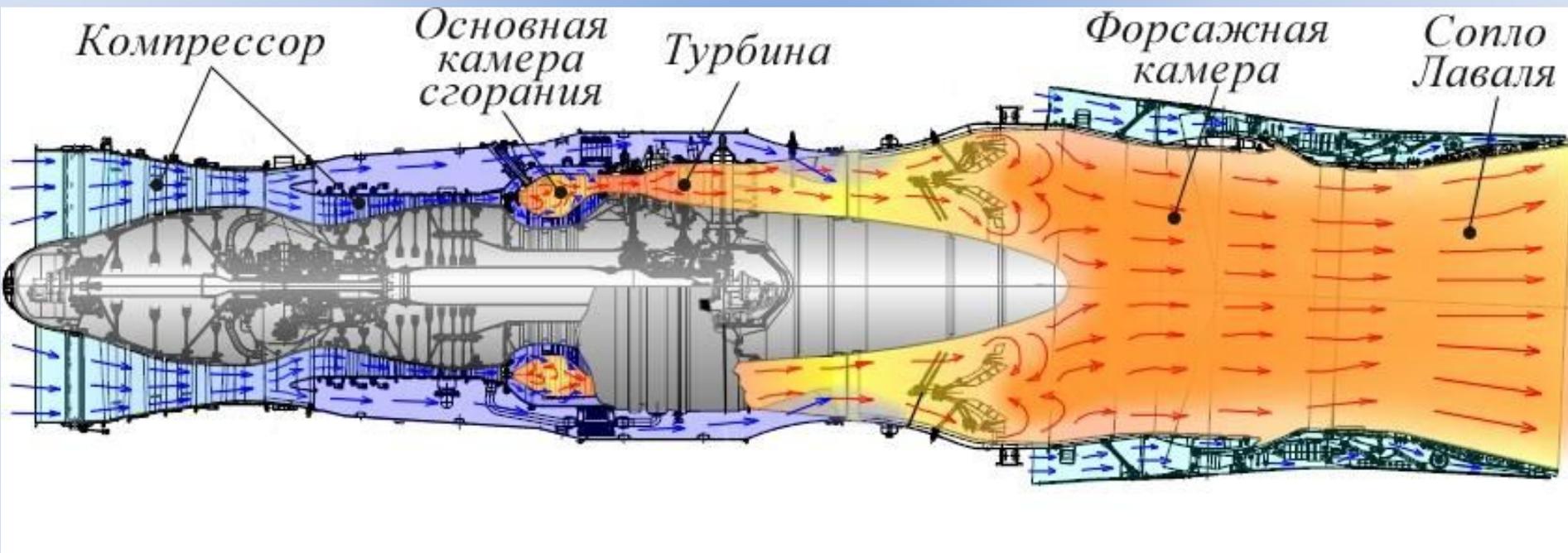
## **15.6 Общие сведения о камерах сгорания. Классификация и основные параметры основных камер сгорания.**

**По своему назначению** камеры сгорания, применяемые на ГТД воздушных судов военного назначения делятся на основные и форсажные. Основные камеры сгорания обеспечивают постоянную работу ТРД, форсажные позволяют резко увеличить тягу двигателя на относительно непродолжительное время.

# 15.6 Общие сведения о камерах сгорания. Классификация и основные параметры основных камер сгорания.



# 15.6 Общие сведения о камерах сгорания. Классификация и основные параметры основных камер сгорания.



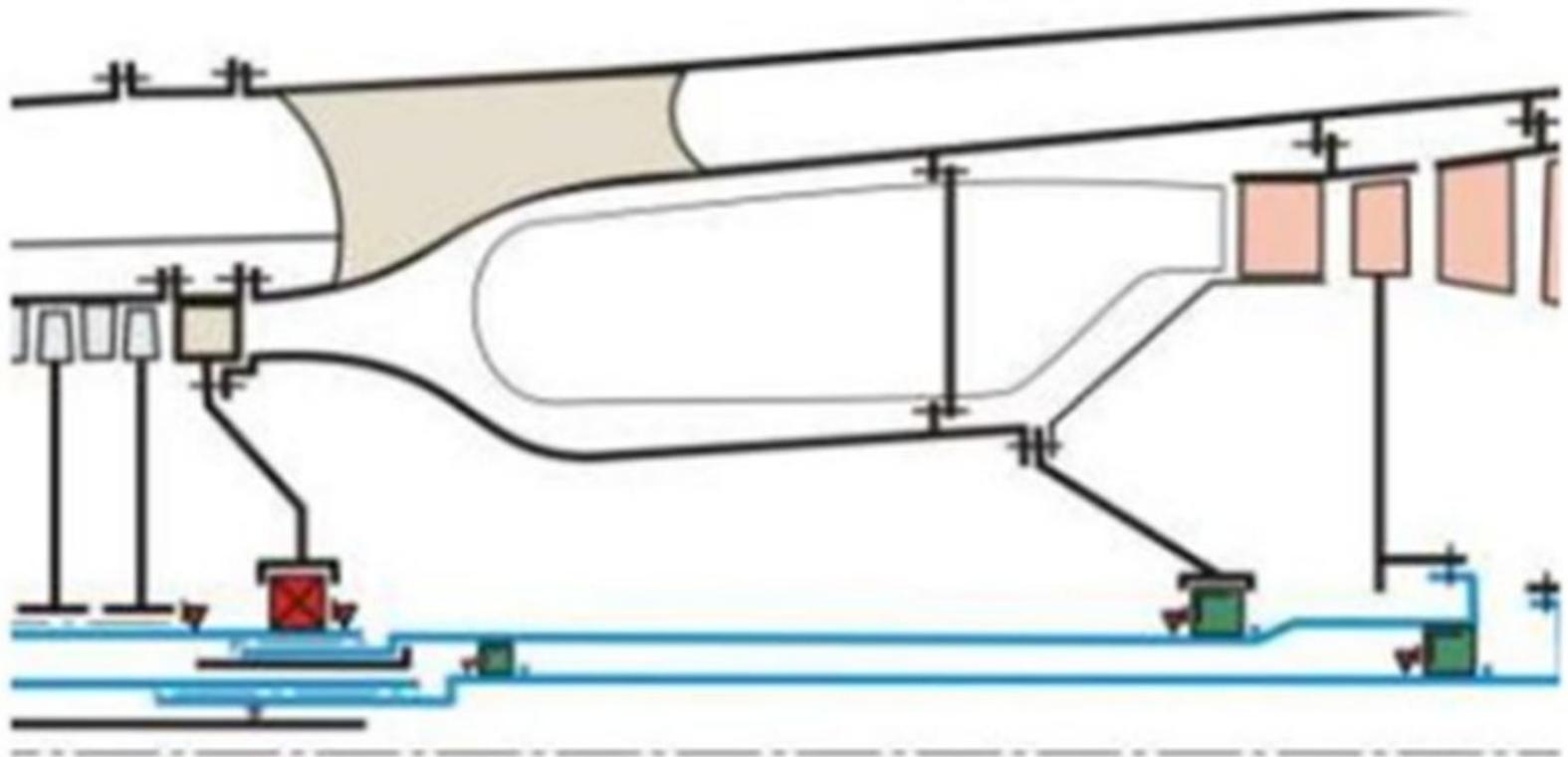
## **15.6 Общие сведения о камерах сгорания. Классификация и основные параметры основных камер сгорания.**

### **Классификация камер сгорания.**

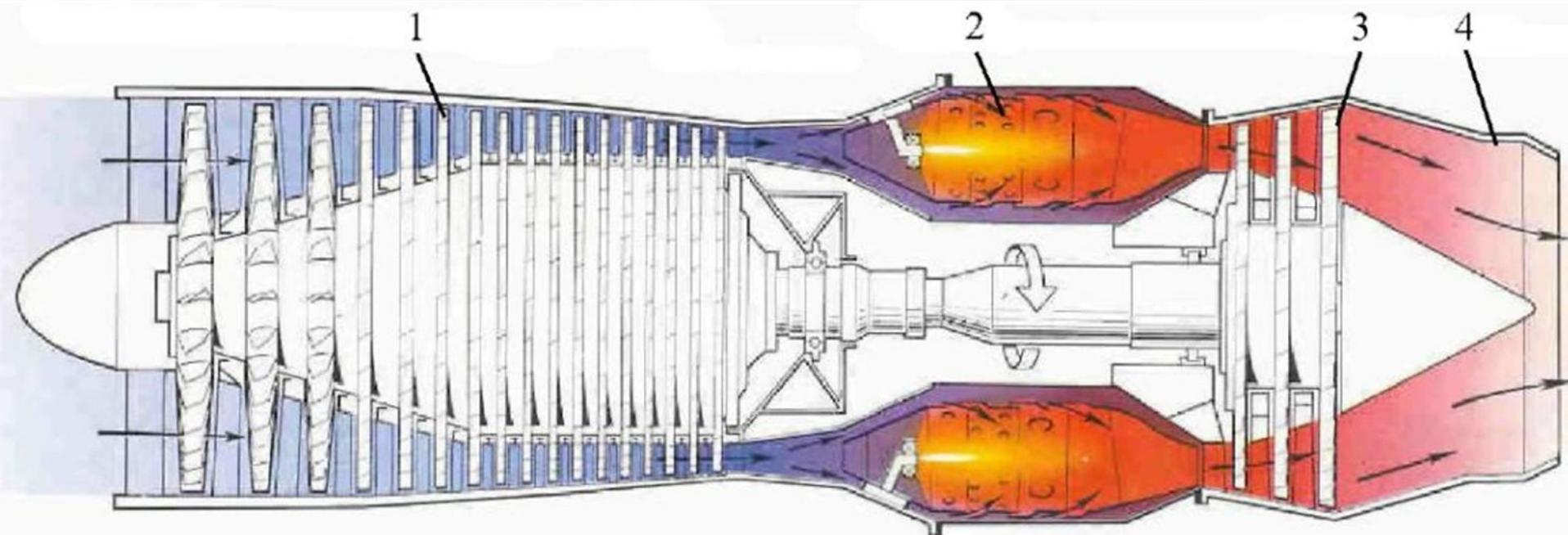
1. По направлению газового потока:
  1. Прямоточные;
  2. Противоточные.

# 15.6 Общие сведения о камерах сгорания. Классификация и основные параметры основных камер сгорания.

прямоточная КС



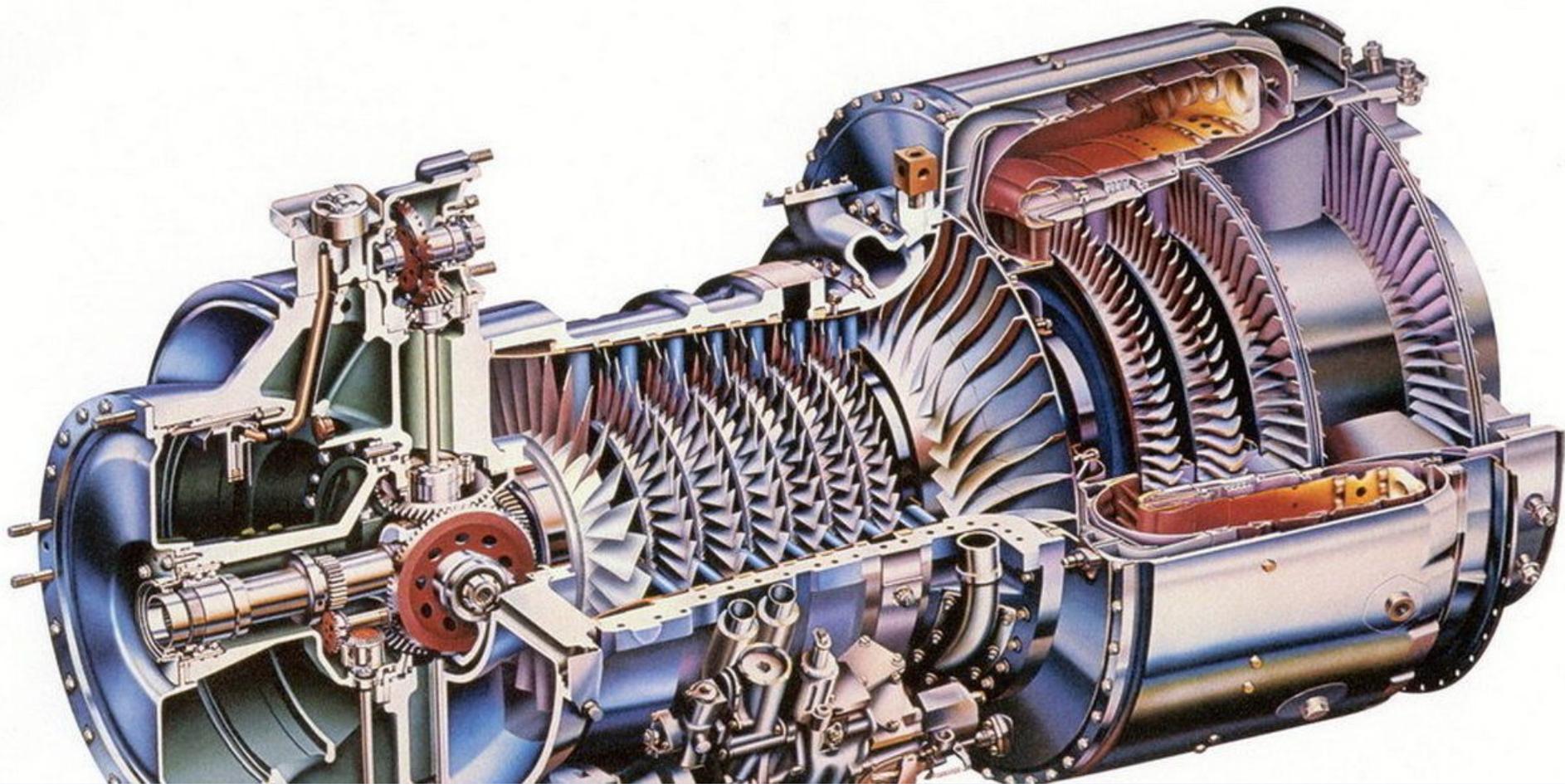
# 15.6 Общие сведения о камерах сгорания. Классификация и основные параметры основных камер сгорания.



# 15.6 Общие сведения о камерах сгорания. Классификация и основные параметры основных камер сгорания.



# 15.6 Общие сведения о камерах сгорания. Классификация и основные параметры основных камер сгорания.



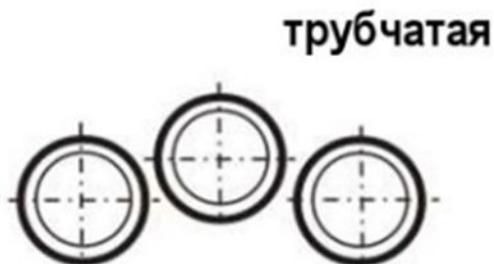
## **15.6 Общие сведения о камерах сгорания. Классификация и основные параметры основных камер сгорания.**

### **Классификация камер сгорания.**

1. По направлению газового потока:
  1. Прямоточные;
  2. Противоточные.
2. По конструктивной схеме:
  1. Трубчатые;
  2. Кольцевые;
  3. Трубчато-кольцевые.

# 15.6 Общие сведения о камерах сгорания.

## Классификация и основные параметры основных камер сгорания.

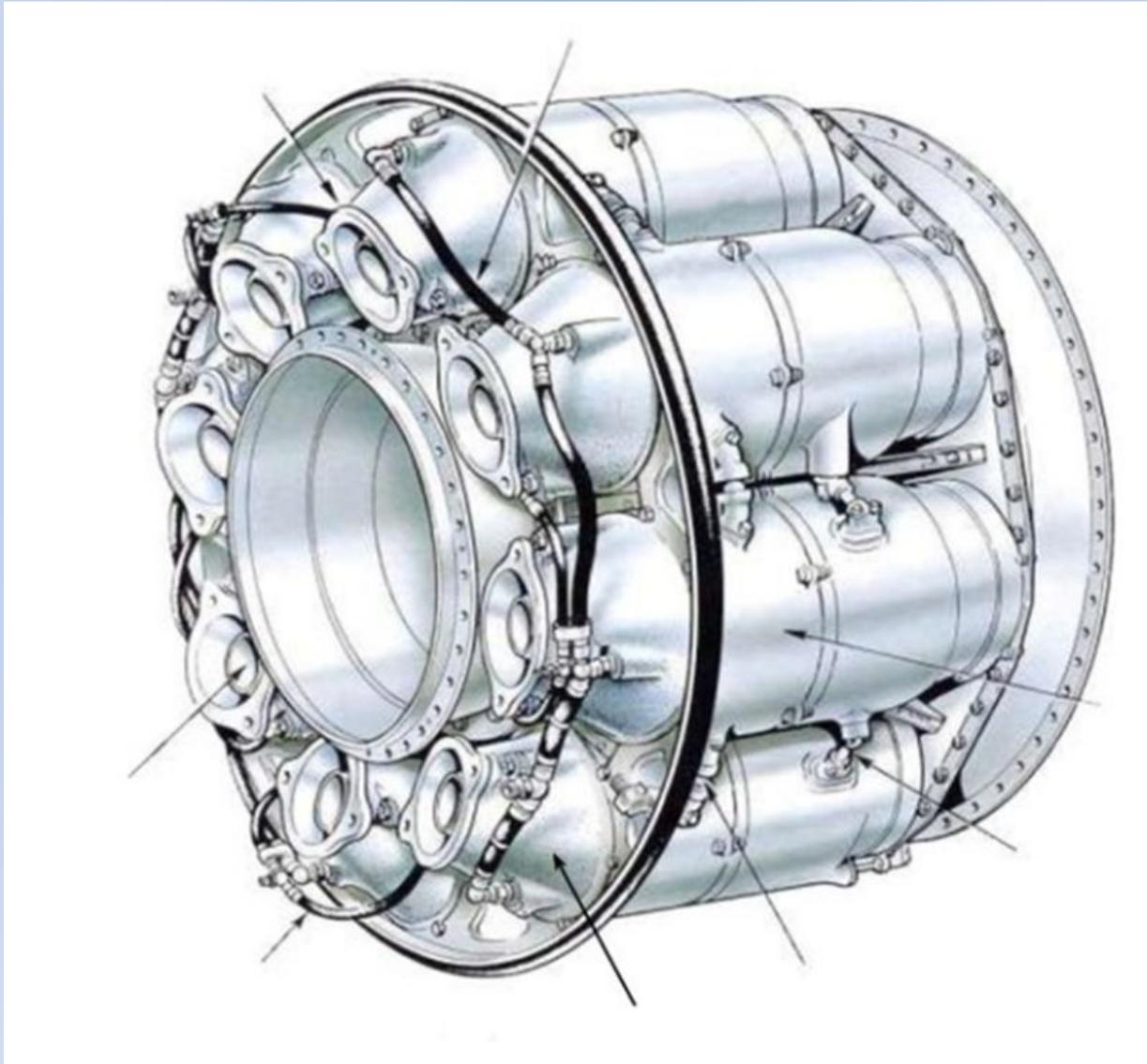


Простота доводки  
Ремонтная технологичность

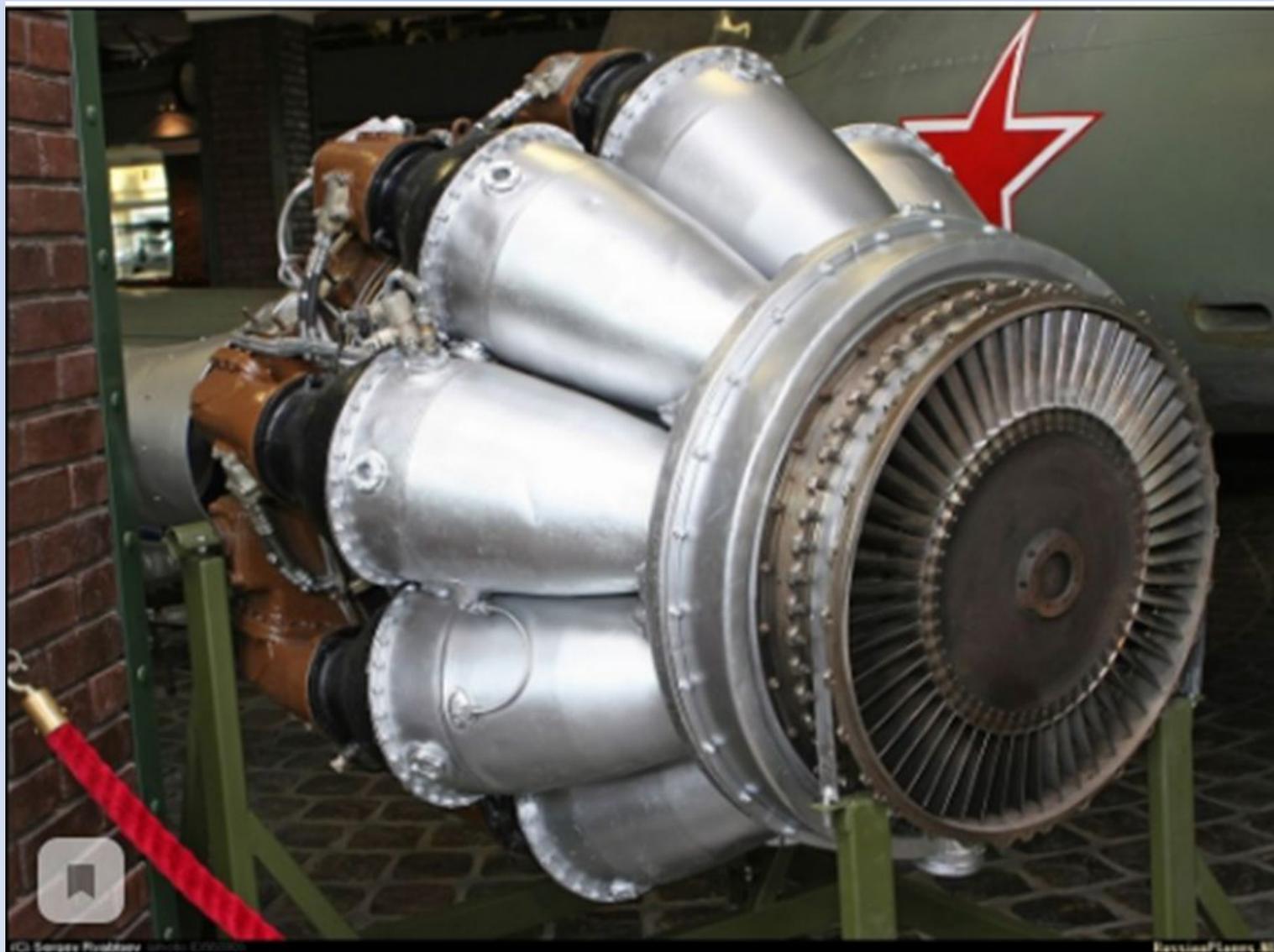


Неравномерность на выходе  
Масса, габариты  
Высокие гидр.потери

# 15.6 Общие сведения о камерах сгорания. Классификация и основные параметры основных камер сгорания.



# 15.6 Общие сведения о камерах сгорания. Классификация и основные параметры основных камер сгорания.

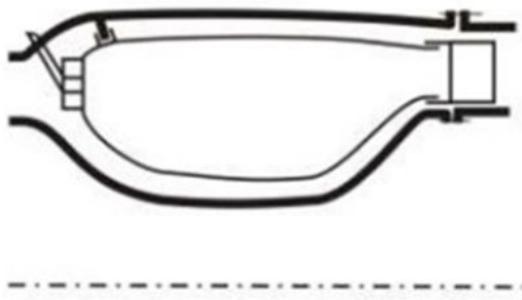


# 15.6 Общие сведения о камерах сгорания. Классификация и основные параметры основных камер сгорания.

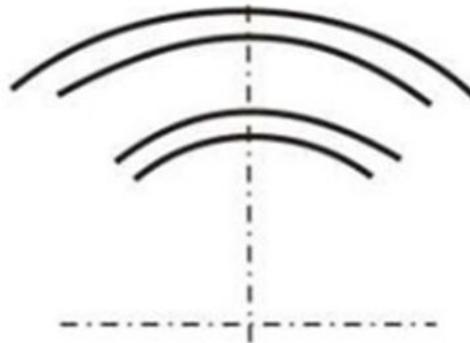


# 15.6 Общие сведения о камерах сгорания.

## Классификация и основные параметры основных камер сгорания.



кольцевая

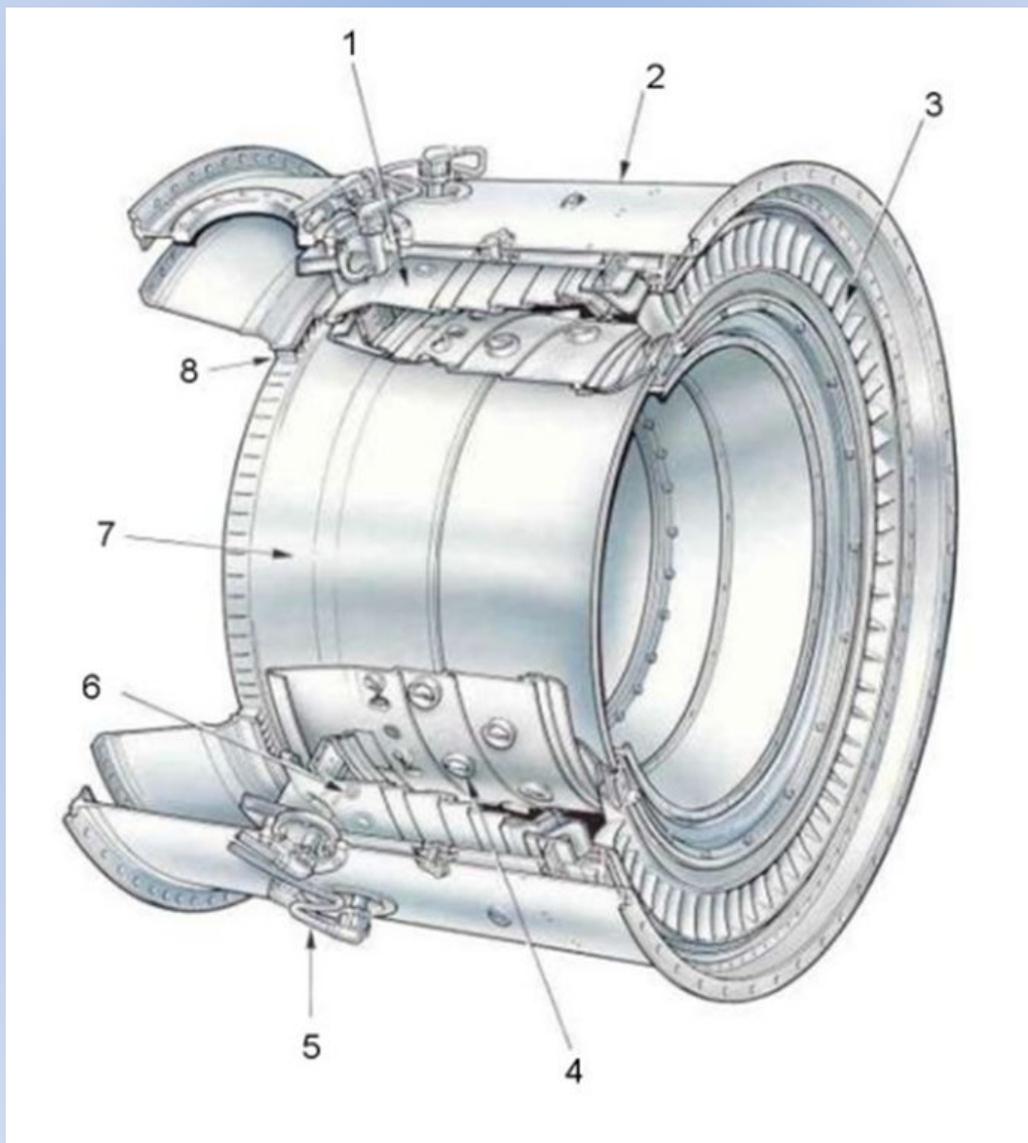


Мин.размеры  
Равномерность на выходе  
Мин.потери



Низкая жесткость

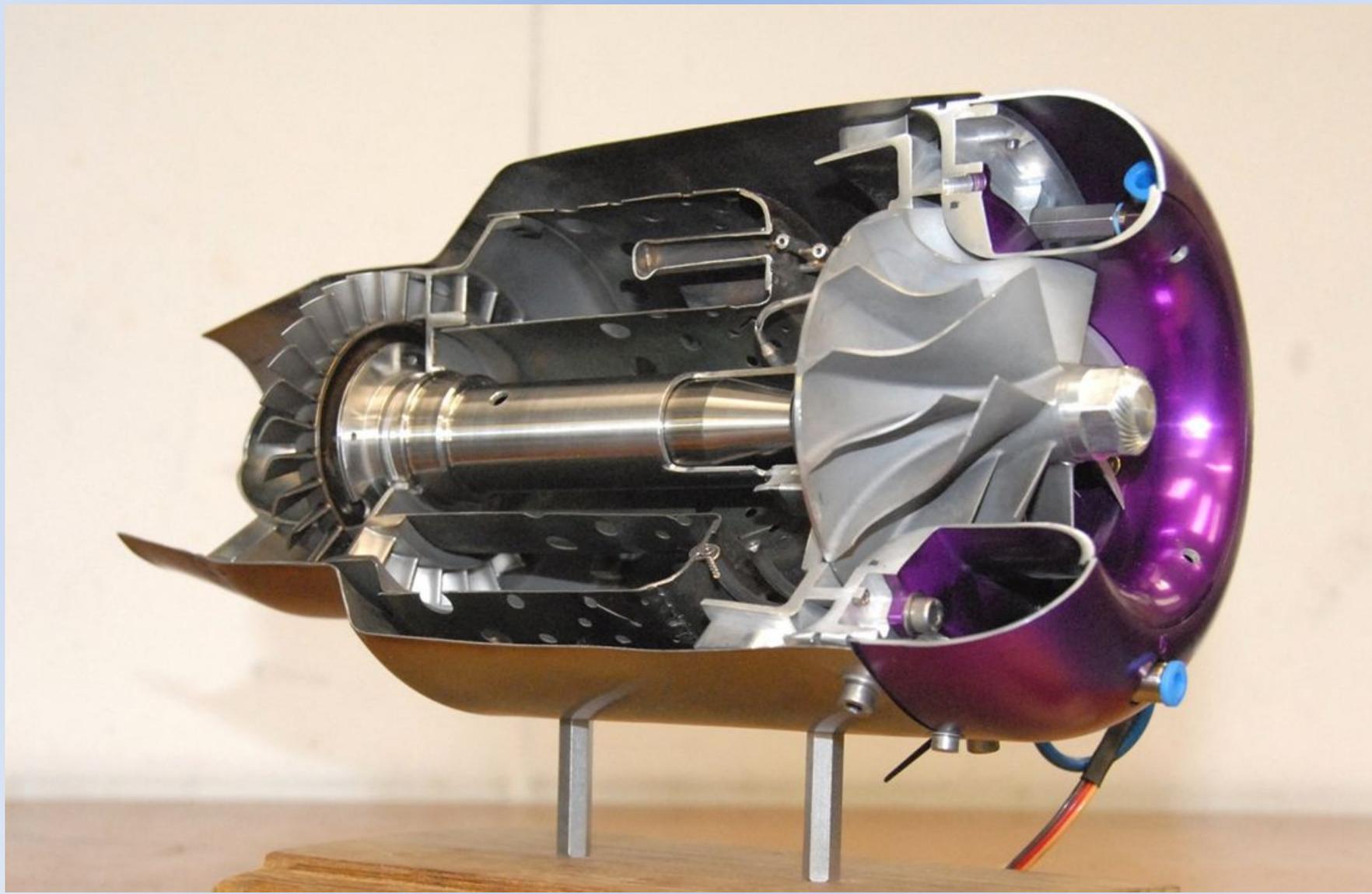
# 15.6 Общие сведения о камерах сгорания. Классификация и основные параметры основных камер сгорания.



# 15.6 Общие сведения о камерах сгорания. Классификация и основные параметры основных камер сгорания.

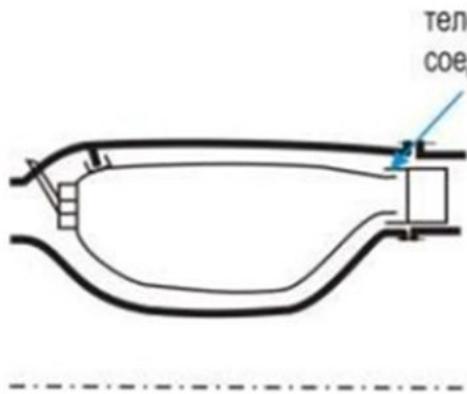


# 15.6 Общие сведения о камерах сгорания. Классификация и основные параметры основных камер сгорания.



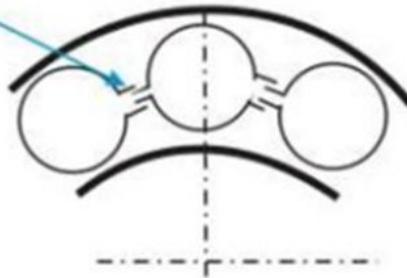
# 15.6 Общие сведения о камерах сгорания.

## Классификация и основные параметры основных камер сгорания.



телескопическое  
соединение

Трубчато-кольцевая

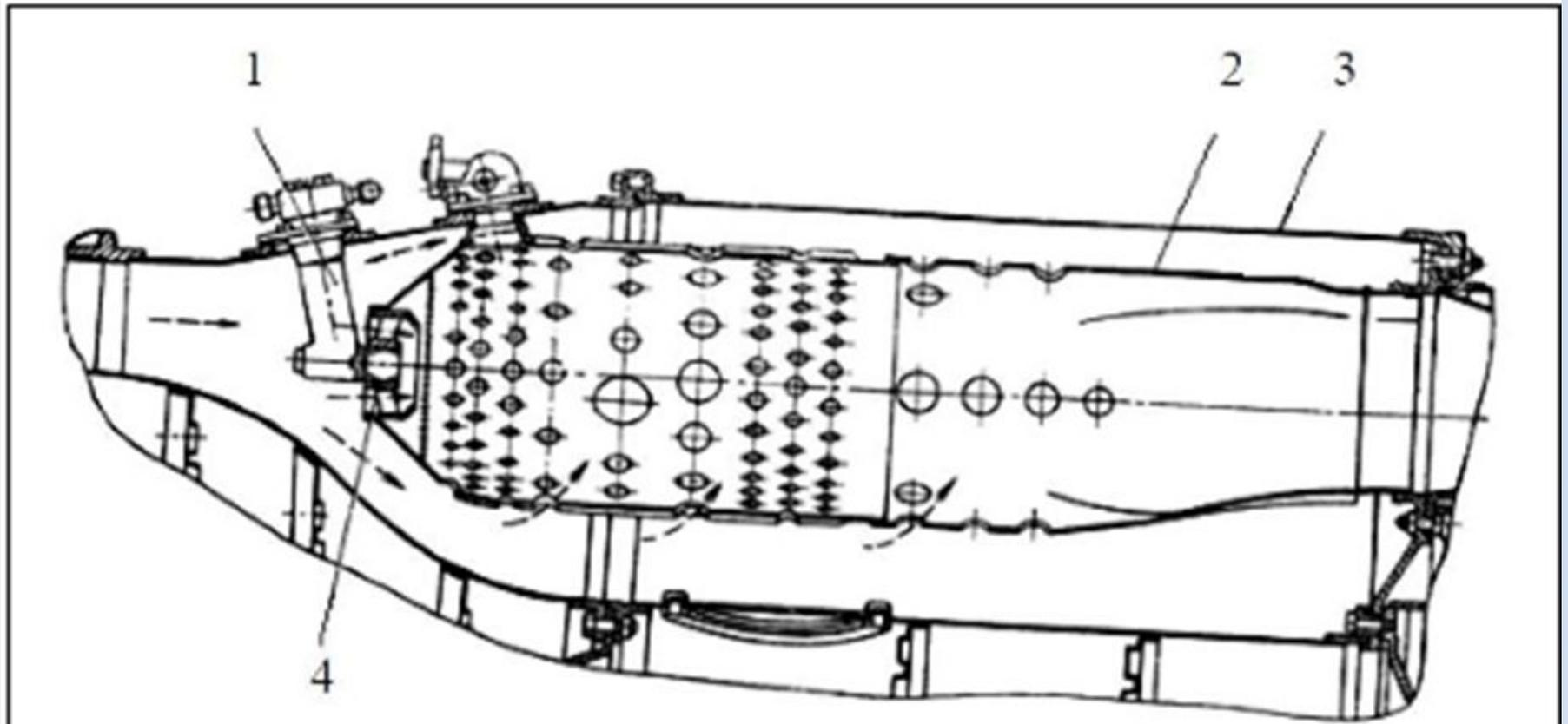


Простота доводки



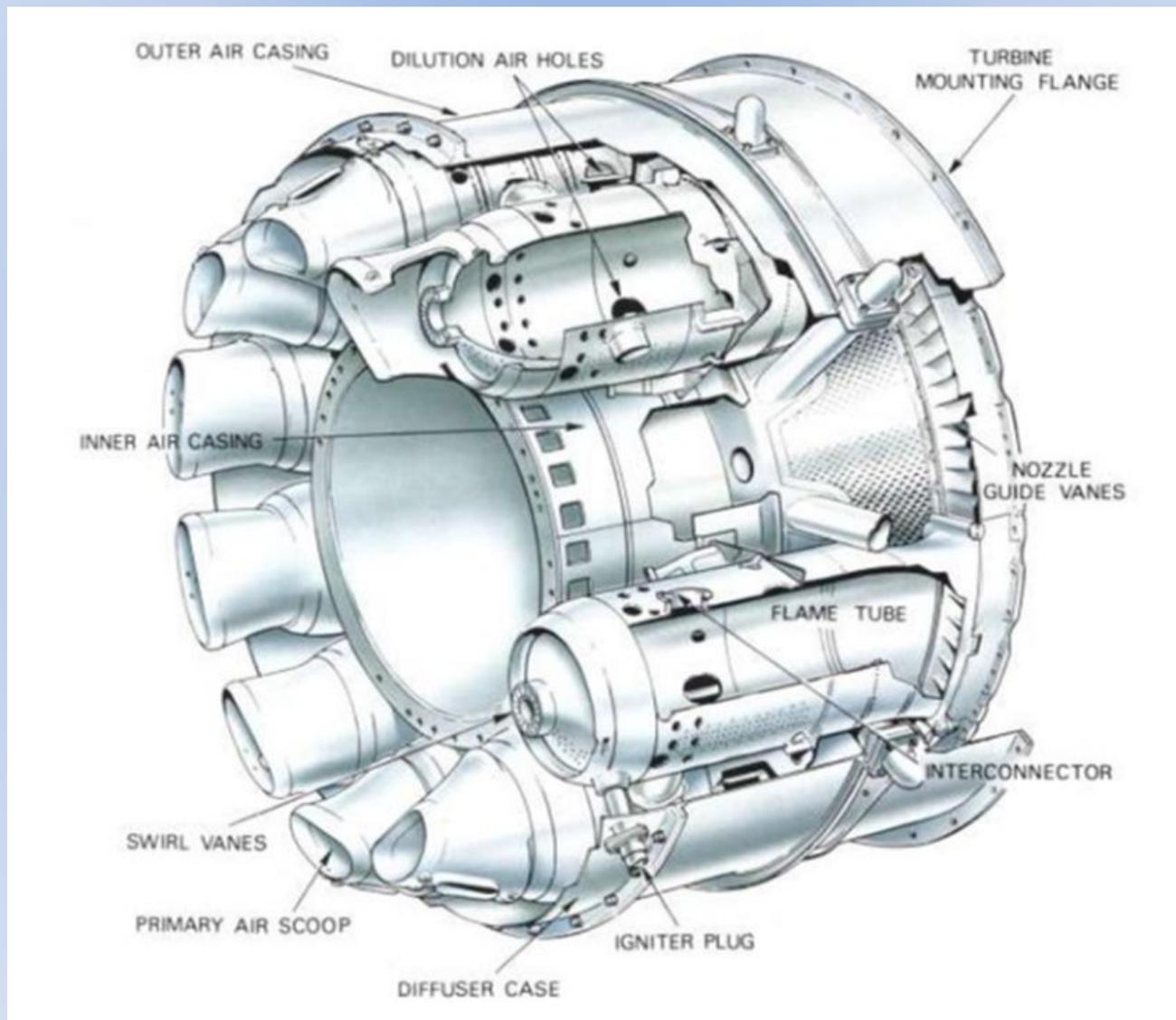
Неравномерность на выходе  
Масса, габариты  
Высокие гидр.потери

# 15.6 Общие сведения о камерах сгорания. Классификация и основные параметры основных камер сгорания.



Трубчато-кольцевая камера сгорания:  
1 – форсунки; 2 – жаровая труба; 3 – кожух камеры  
сгорания; 4 – стабилизатор (завихритель)

# 15.6 Общие сведения о камерах сгорания. Классификация и основные параметры основных камер сгорания.



# 15.6 Общие сведения о камерах сгорания. Классификация и основные параметры основных камер сгорания.



## **15.6 Общие сведения о камерах сгорания. Классификация и основные параметры основных камер сгорания.**

### **Классификация камер сгорания.**

3. По числу зон горения:
  1. Однозонные;
  2. Двухзонные.
4. По способу подачи топлива:
  1. Высокого давления;
  2. Низкого давления.

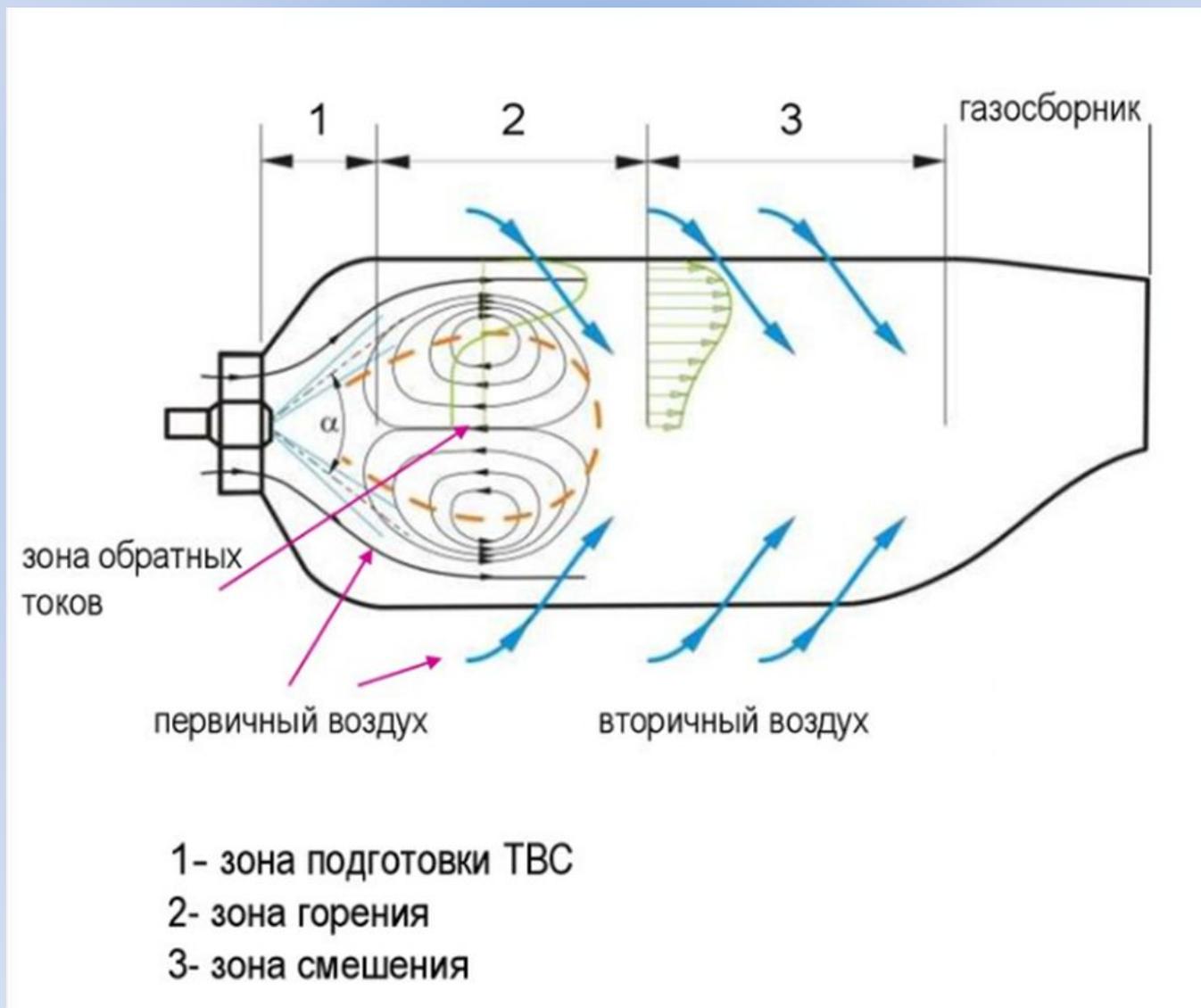
## **15.6 Общие сведения о камерах сгорания.**

### **Классификация и основные параметры основных камер сгорания.**

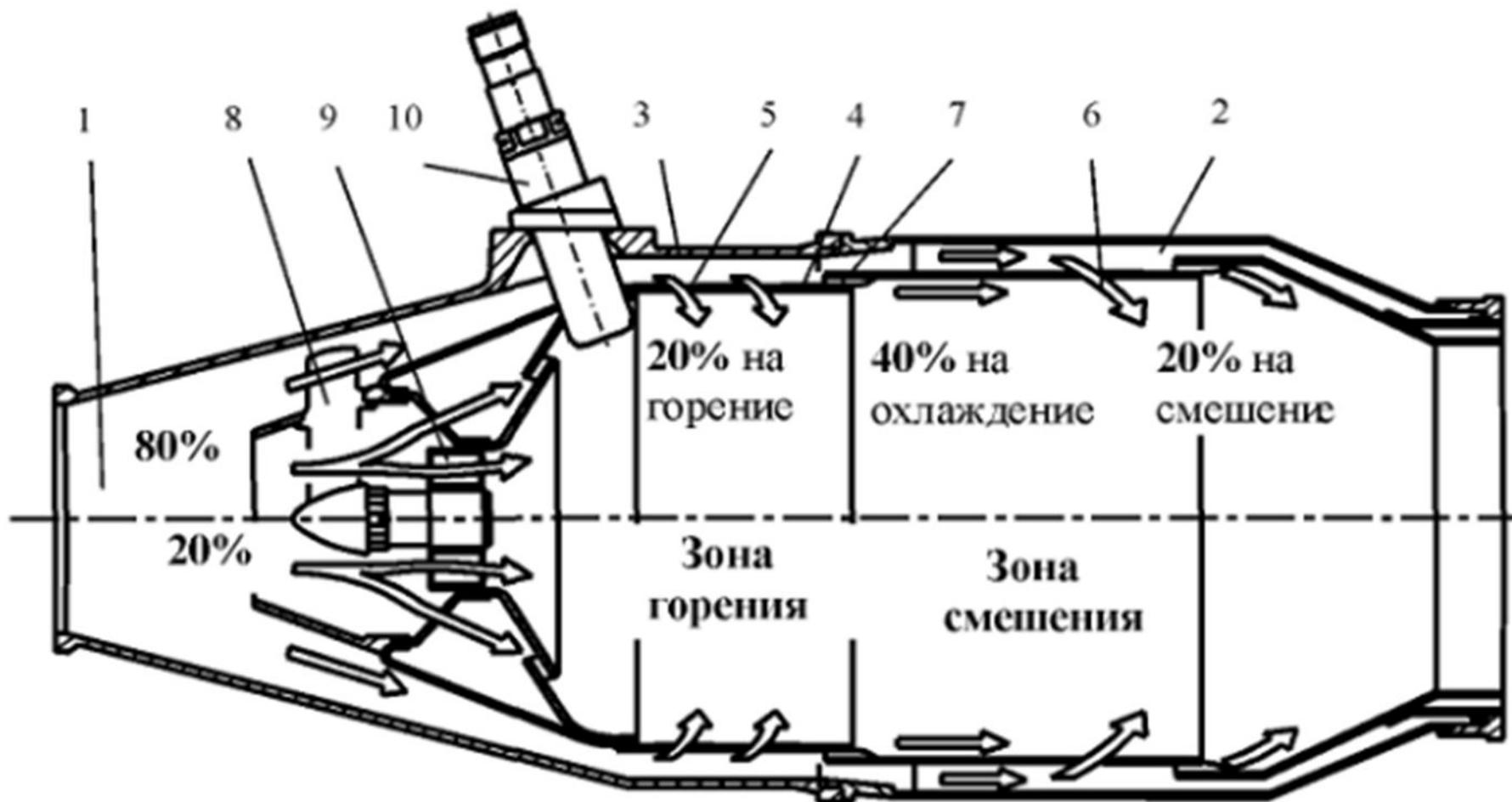
Для обеспечения указанных выше требований в камере сгорания процесс горения топлива организуется специальным образом. В наиболее общем случае процесс горения должен обеспечивать минимальный размер факела (влияет на размеры камеры сгорания), максимальное сгорание топлива (влияет на температуру горения и экономичность двигателя в целом), охлаждение частей камеры сгорания (для обеспечения долговечности) и т.д.

Организация горения осуществляется разбиением внутреннего пространства на соответствующие зоны. Зоны камеры сгорания обеспечивают распределение поступающего воздуха для выполнения соответствующих задач.

# 15.6 Общие сведения о камерах сгорания. Классификация и основные параметры основных камер сгорания.



# 15.6 Общие сведения о камерах сгорания. Классификация и основные параметры основных камер сгорания.



## **15.7 Конструкция основных камер сгорания.**

**Состав типовой основной камеры сгорания.**

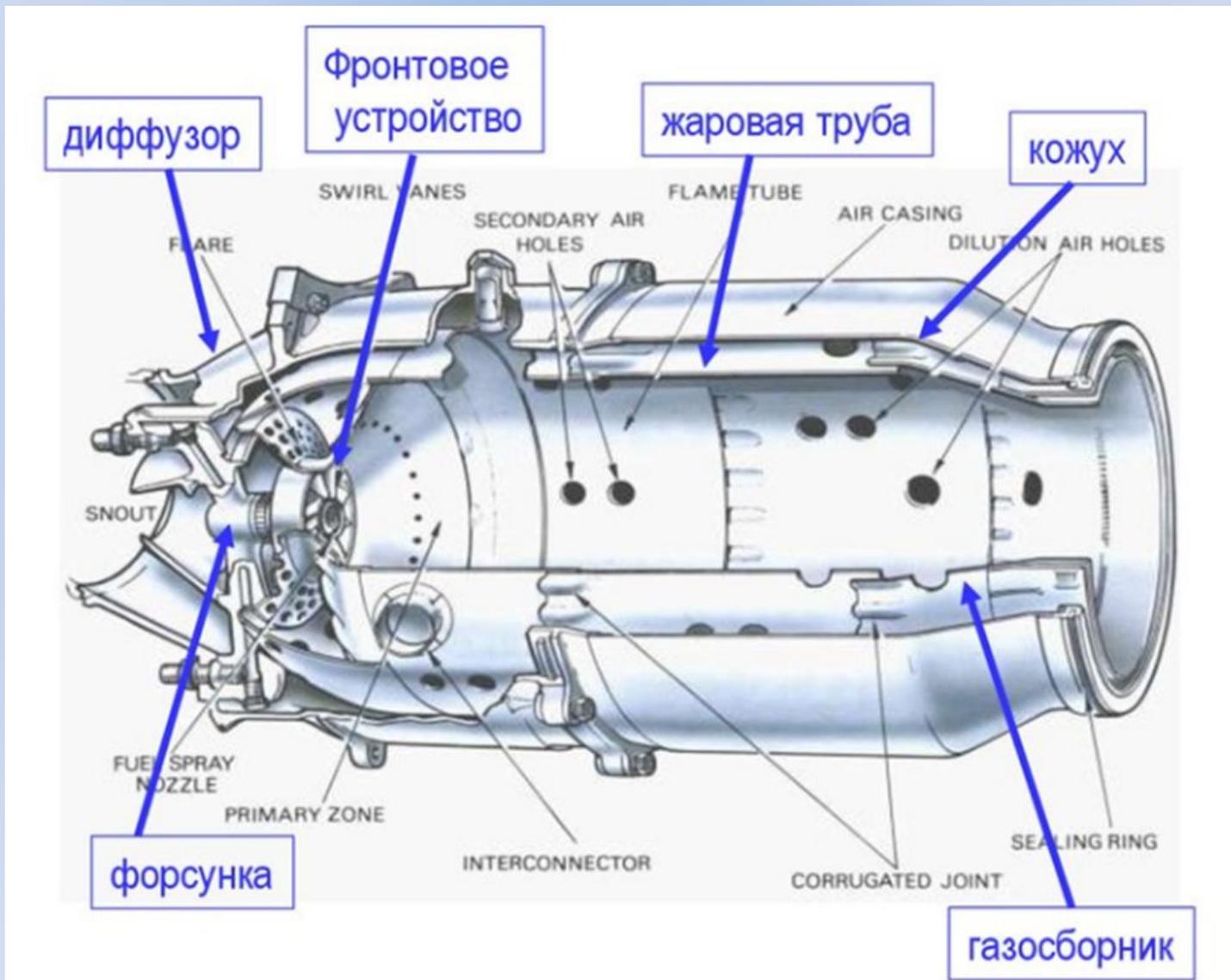
**Основными элементами трубчатой камеры сгорания**

**являются:**

- 1. Кожух (корпус);**
- 2. Жаровая труба;**
- 3. Фронтное (фронтальное) устройство;**
- 4. Диффузор;**
- 5. Газосборник.**

# 15.7 Конструкция основных камер сгорания.

## Состав типовой основной камеры сгорания.



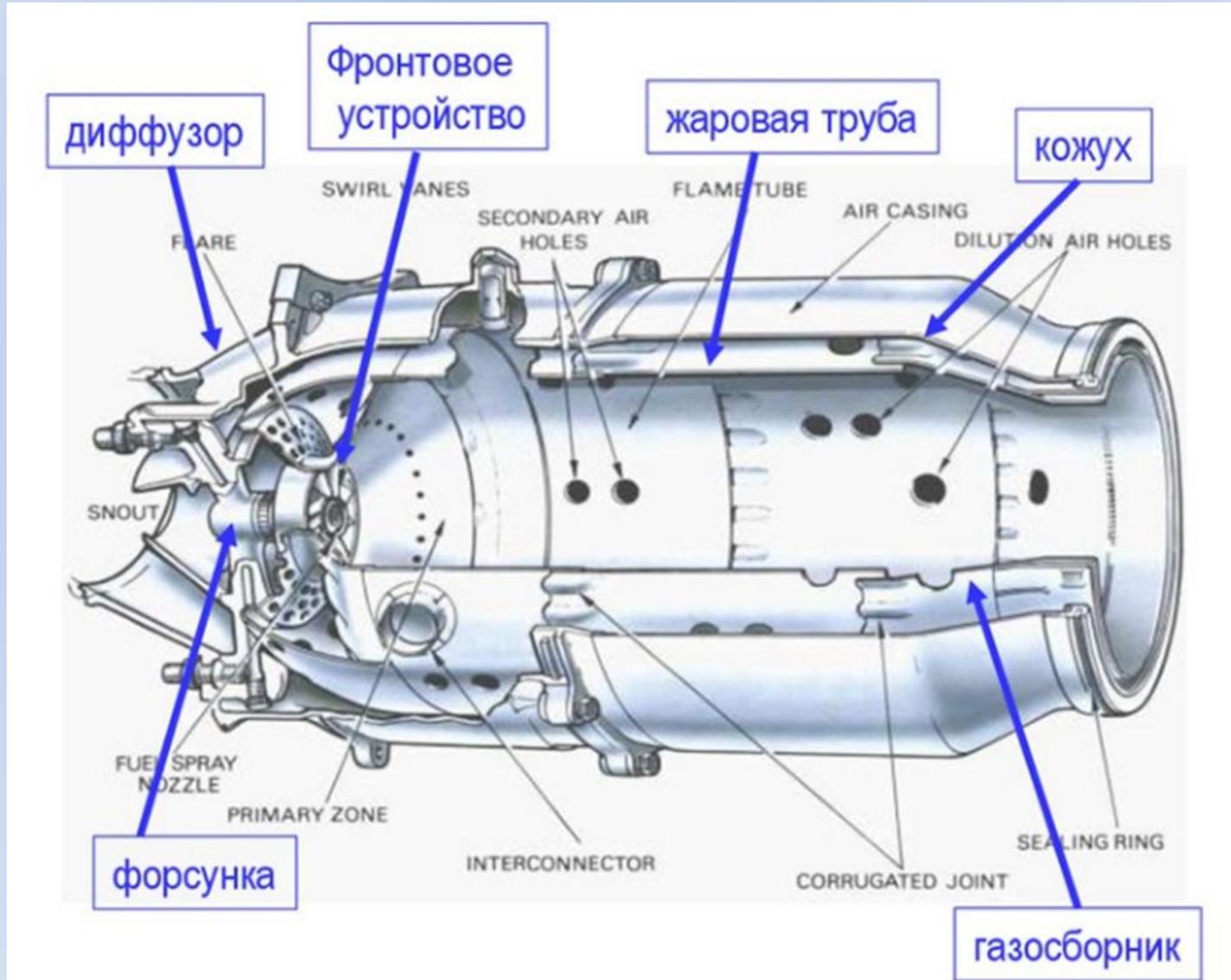
## 15.7 Конструкция основных камер сгорания.

### Состав типовой основной камеры сгорания.

**Кожух** – является основным силовым элементом камеры сгорания. Кожух крепится к элементам двигателя. В камерах сгорания кольцевого и трубчато-кольцевого типа кожух является частью корпуса двигателя и включен в его силовую схему. В трубчатых и трубчато-кольцевых камерах сгорания кожух состоит из наружного (внешнего) кожуха, который является внешним корпусом двигателя и внутренним кожухом, который отделяет вал двигателя от горячей зоны камеры сгорания.

# 15.7 Конструкция основных камер сгорания.

## Состав типовой основной камеры сгорания.



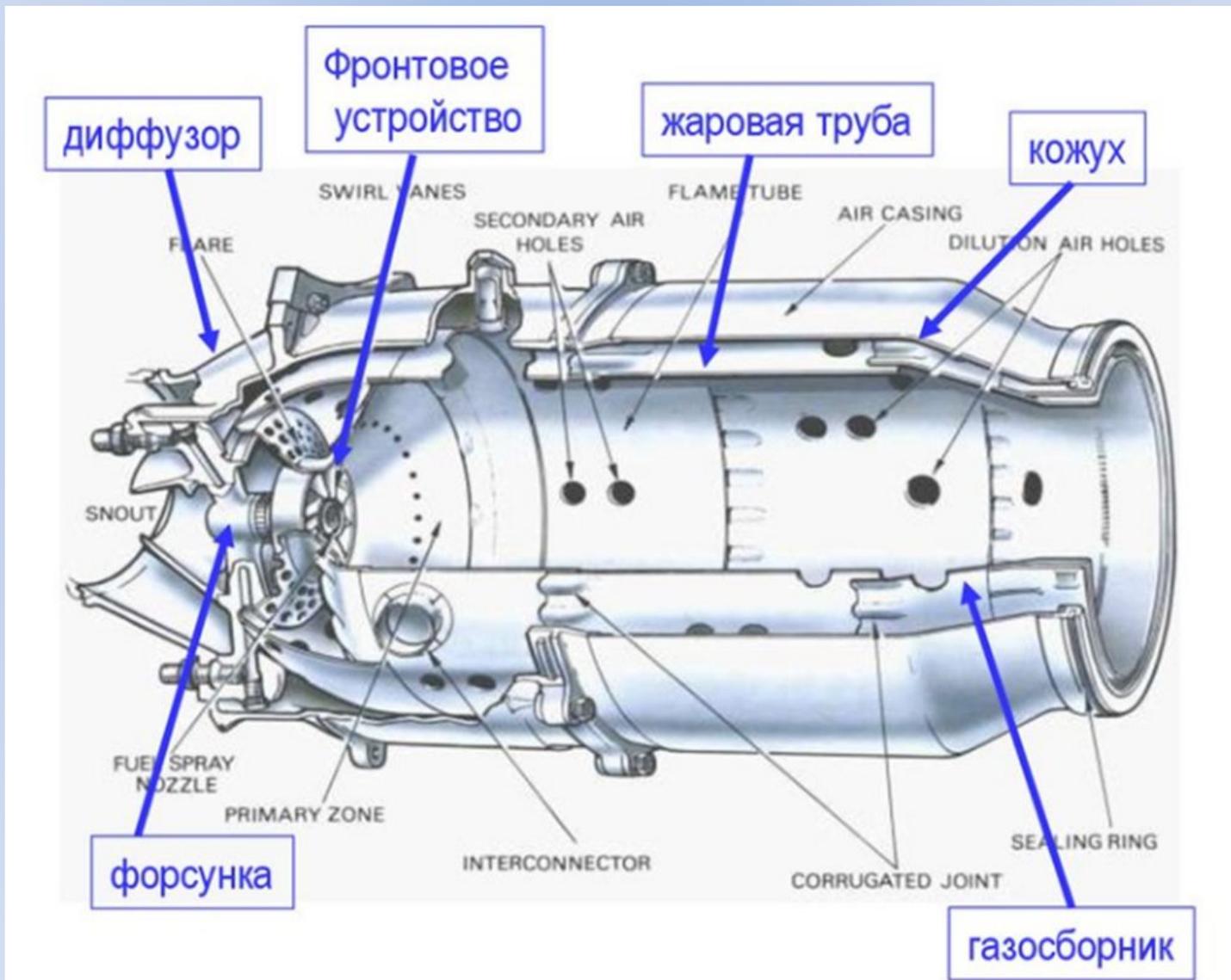
## 15.7 Конструкция основных камер сгорания.

### Состав типовой основной камеры сгорания.

**Жаровая труба** – это конструктивный узел в котором непосредственно происходит процесс горения. В кольцевых камерах сгорания горение организуется между внутренним и наружным корпусами, расположенных между внутренним и наружным кожухами. Для обеспечения равномерности процесса горения жаровые трубы (кроме кольцевых камер сгорания) соединены между собой пламяперебрасывающими патрубками.

# 15.7 Конструкция основных камер сгорания.

## Состав типовой основной камеры сгорания.



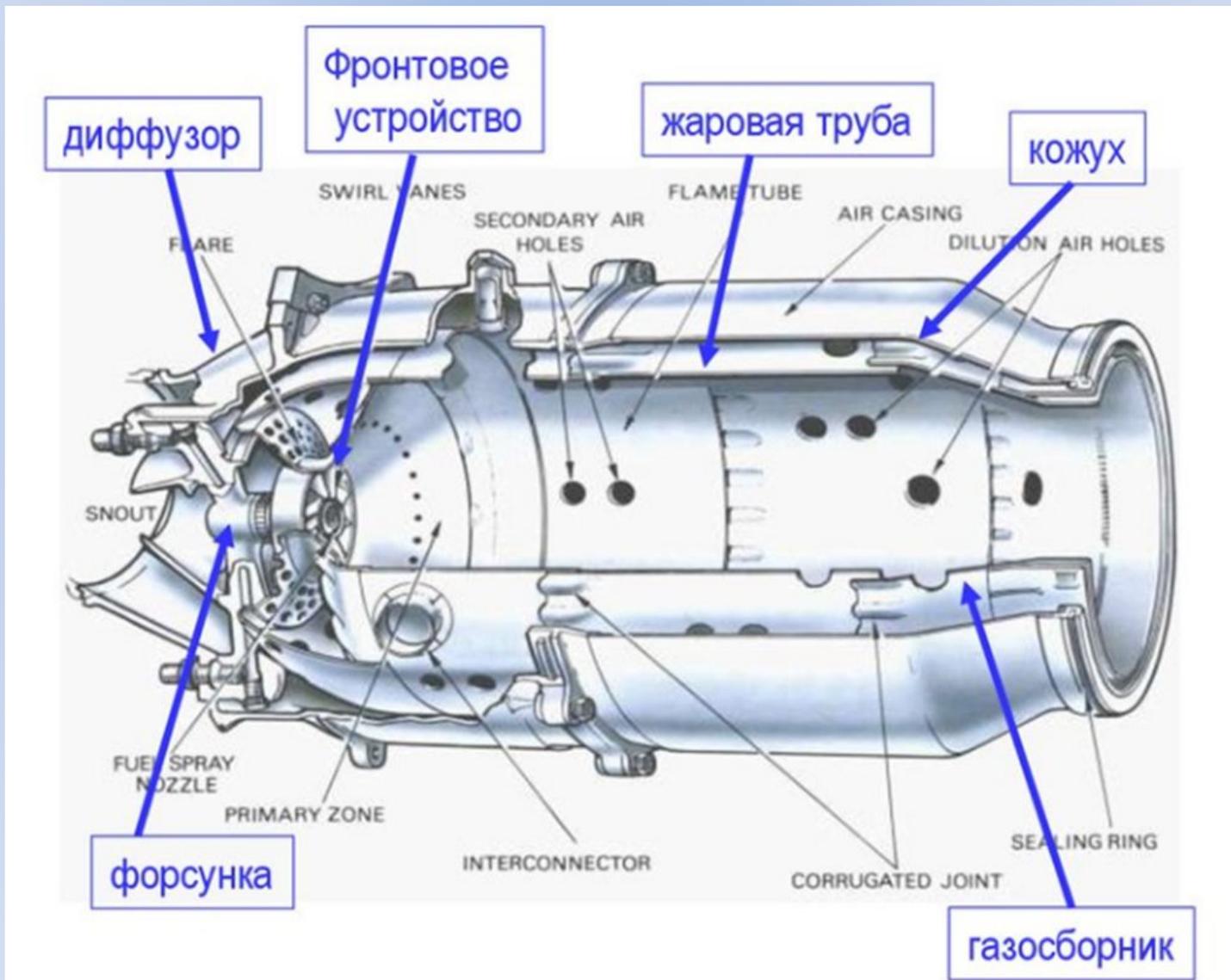
## 15.7 Конструкция основных камер сгорания.

### Состав типовой основной камеры сгорания.

**Фронтное устройство** предназначено для разделения воздушного потока на первичный и вторичный и завихрения первичного воздушного потока. Конструкция фронтного устройства обеспечивает организацию зоны горения топливо-воздушной смеси. Для завихрения воздушного потока используются различные подходы: с лопаточным завихрителем, со щелевой головкой, с конусным стабилизатором и пр.

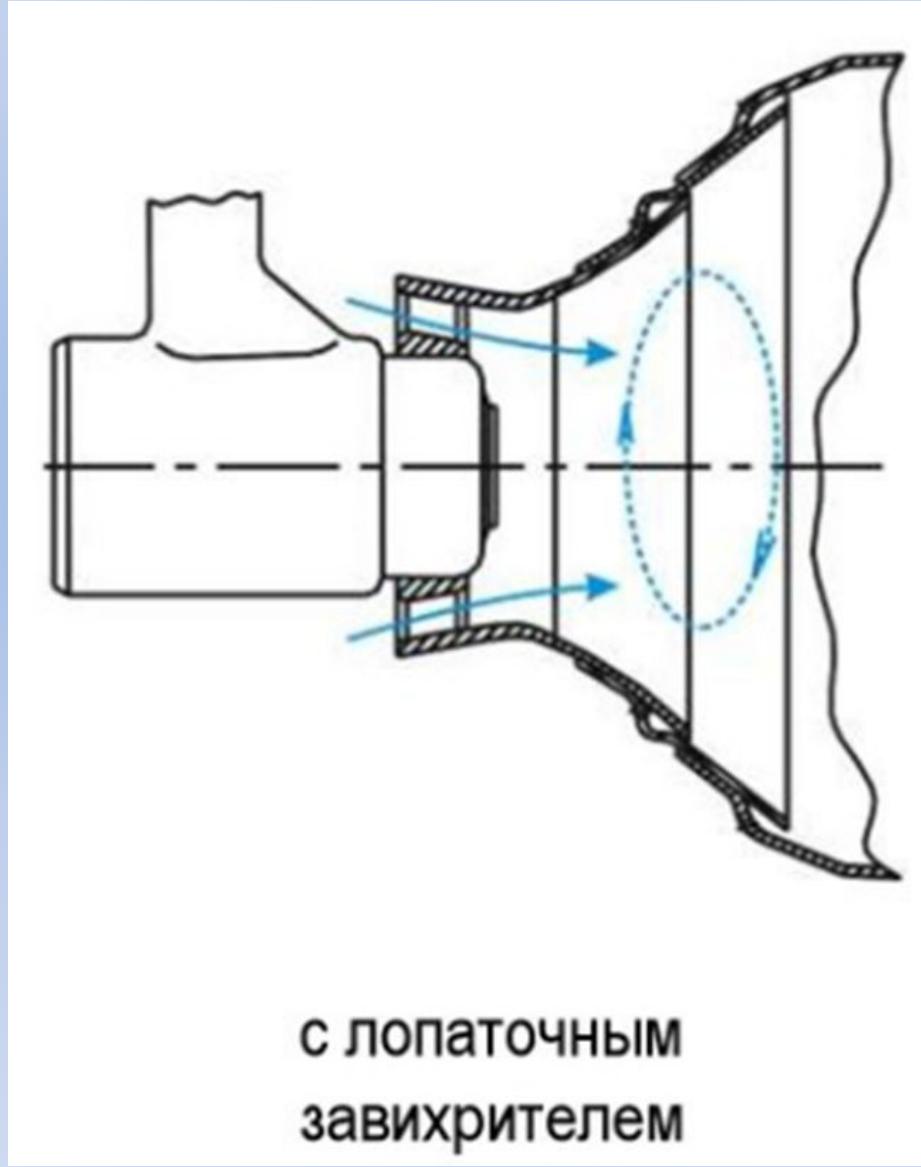
# 15.7 Конструкция основных камер сгорания.

## Состав типовой основной камеры сгорания.



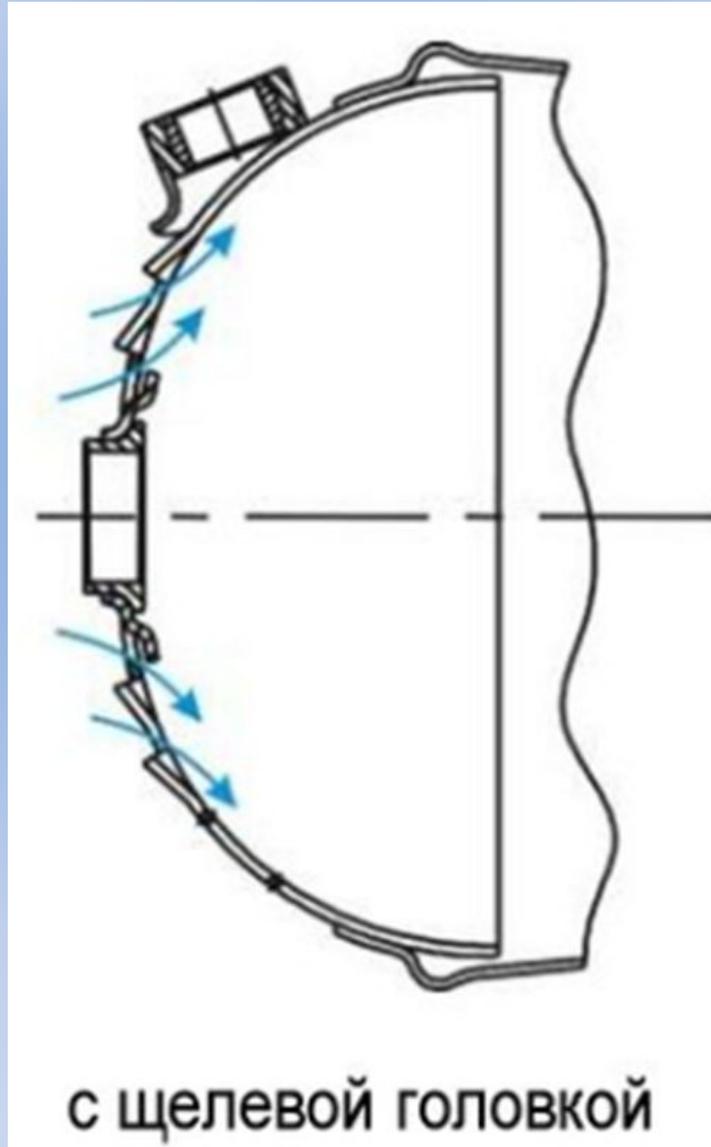
# 15.7 Конструкция основных камер сгорания.

Состав типовой основной камеры сгорания.



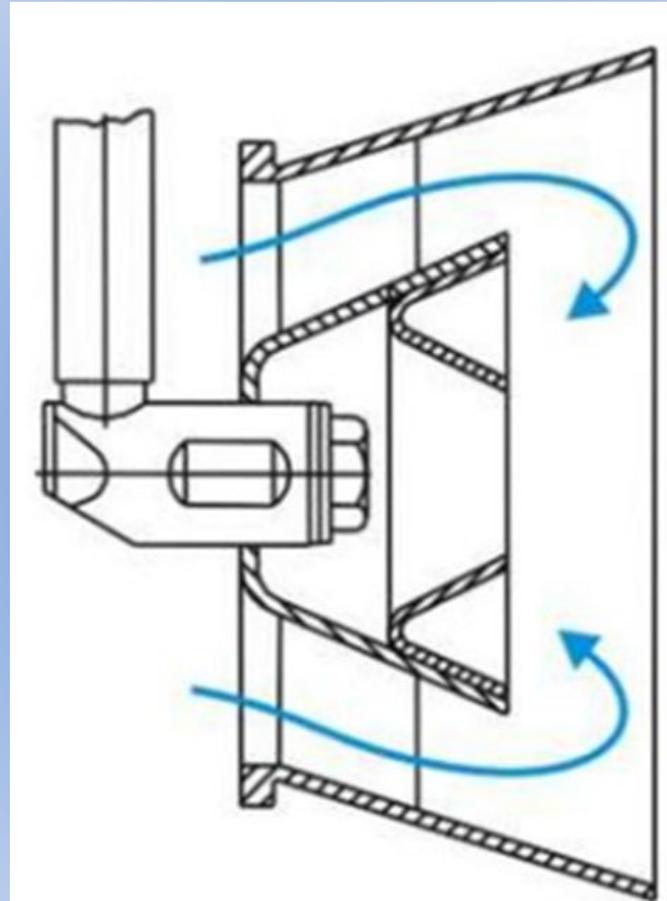
# 15.7 Конструкция основных камер сгорания.

Состав типовой основной камеры сгорания.



# 15.7 Конструкция основных камер сгорания.

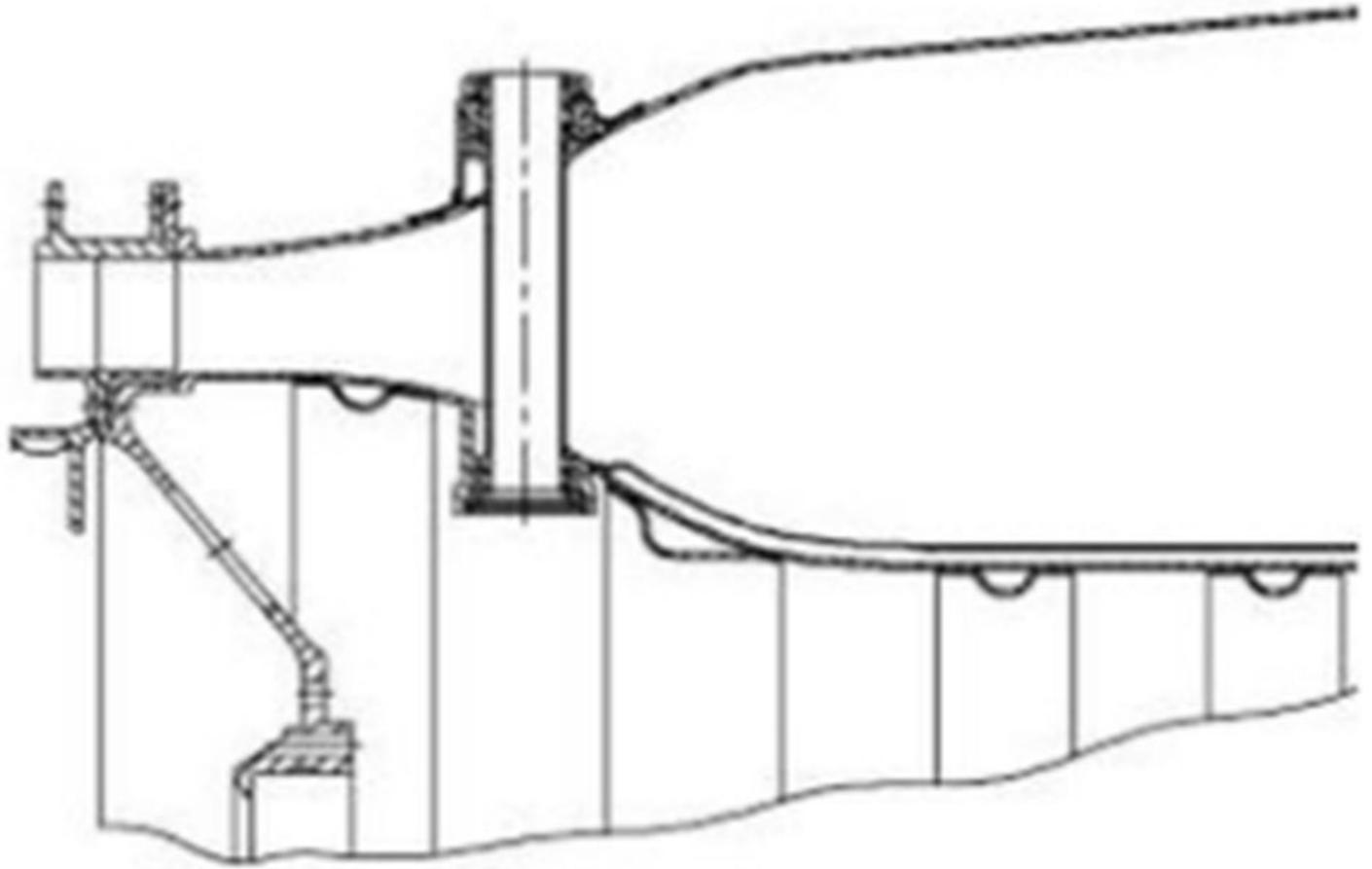
Состав типовой основной камеры сгорания.



с конусным стабилизатором

## 15.7 Конструкция основных камер сгорания.

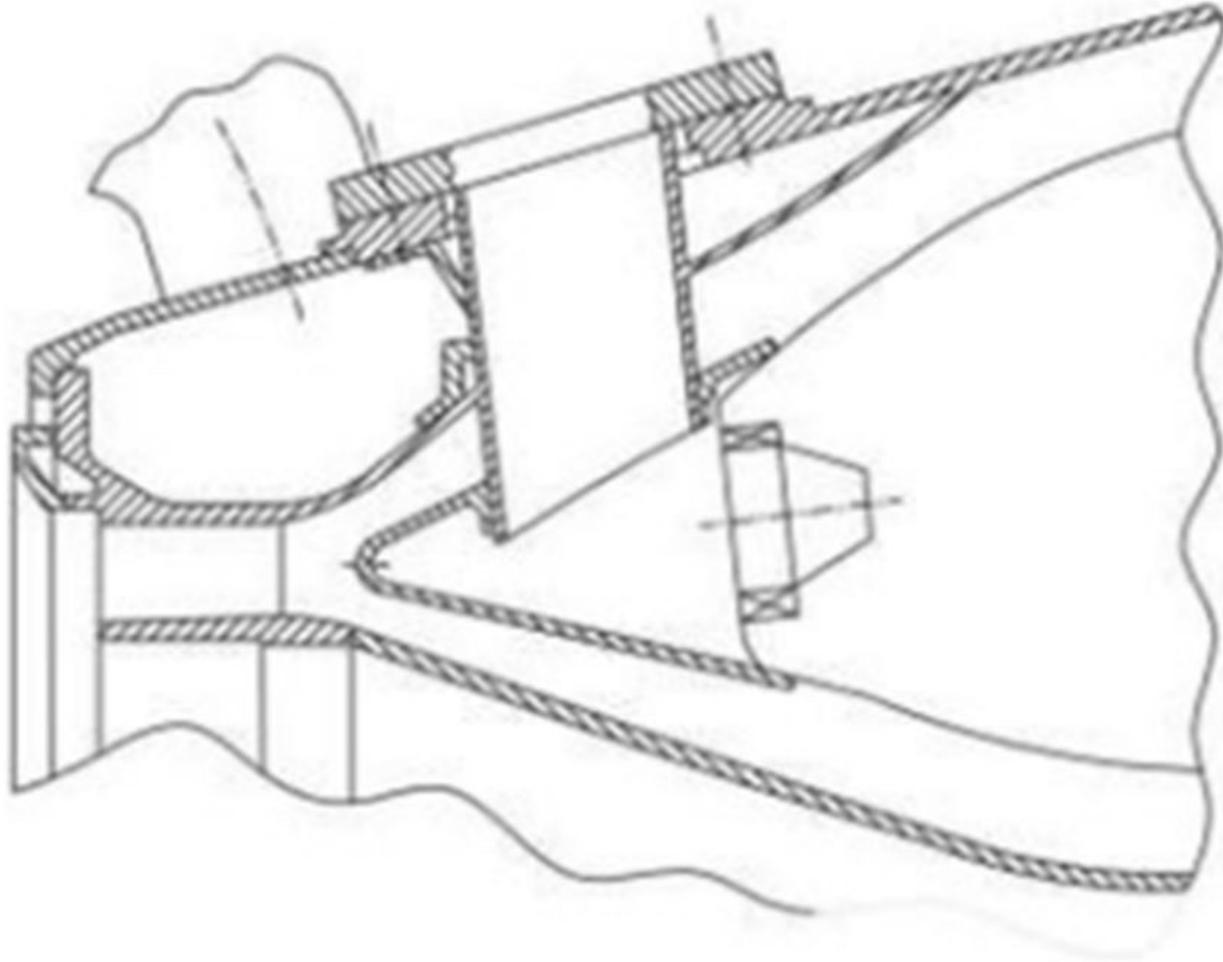
Состав типовой основной камеры сгорания.



с изогradientным изменением площади

# 15.7 Конструкция основных камер сгорания.

Состав типовой основной камеры сгорания.



с разделителем потока (кольцевые КС)

## 15.7 Конструкция основных камер сгорания.

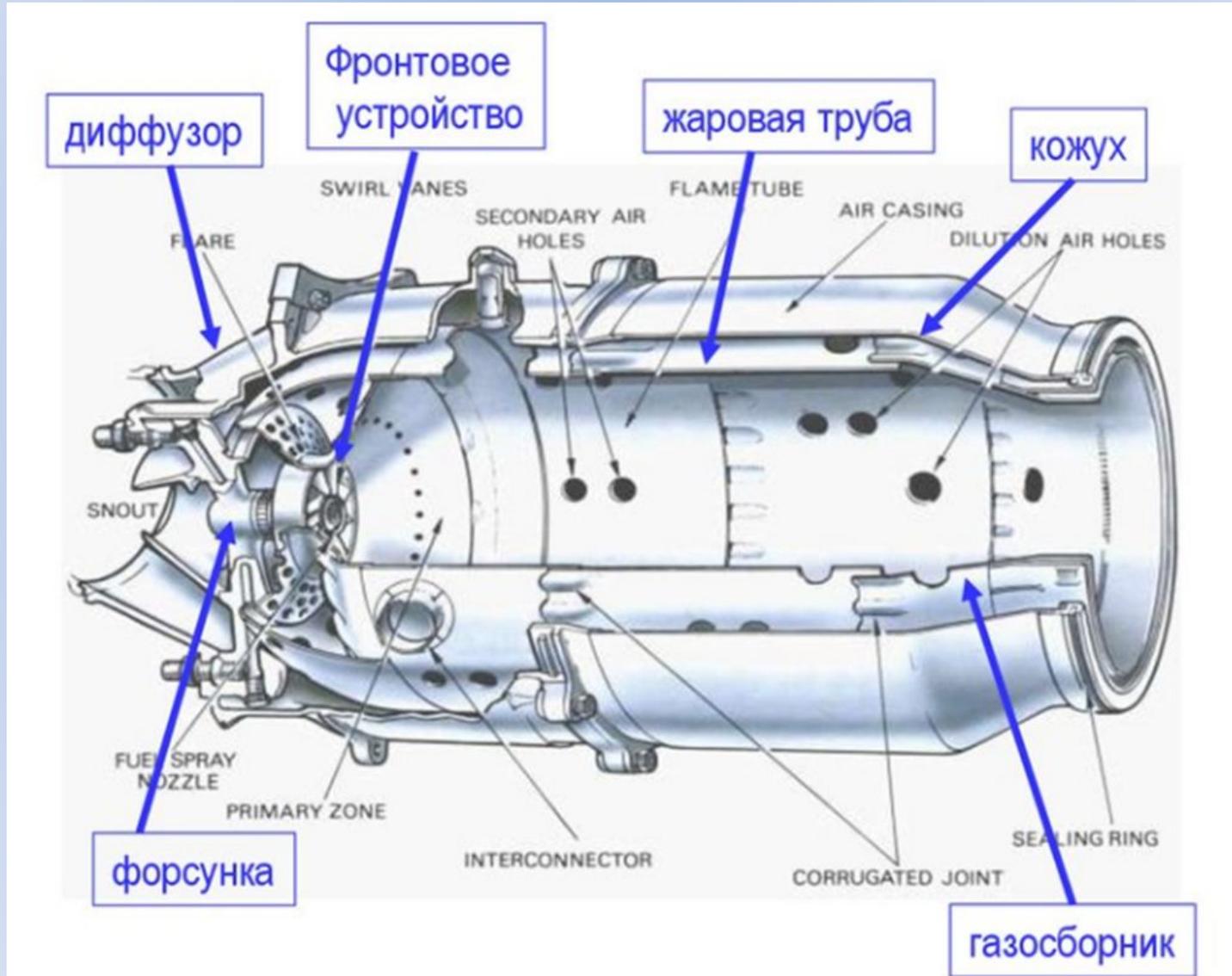
### Состав типовой основной камеры сгорания.

**Диффузор** предназначен для снижения скорости воздушного потока, поступающего в камеру сгорания. Конструкция диффузоров разнообразна. Для торможения воздушного потока могут использоваться расширяющиеся каналы (например, с изогradientным изменением площади), с разделителями потока, с внезапным расширением и пр.

**Газосборник** предназначен для окончательного смешения первичного и вторичного потоков воздуха. Он расположен в задней части камеры сгорания.

# 15.7 Конструкция основных камер сгорания.

## Состав типовой основной камеры сгорания.



## **15.7 Конструкция основных камер сгорания.**

### **Состав типовой основной камеры сгорания.**

Кроме указанных элементов в камере сгорания устанавливаются и **дополнительные элементы**, обеспечивающие подачу топлива в камеру сгорания, воспламенение топлива и охлаждение элементов камеры сгорания и подвода воздуха в различные зоны. Кроме того дополнительные элементы обеспечивают взаимное крепление частей камеры сгорания и собственно двигателя.

## **15.7 Конструкция основных камер сгорания.**

### **Состав типовой основной камеры сгорания.**

**Топливные форсунки** предназначены для подготовки к подаче и подачи топлива к подаче в зону горения.

**Форсунка топливная** — устройство для распыливания жидкого топлива, подаваемого в камеру сгорания двигателя.

Характеризуется коэффициентом расхода, углом топливного факела, качеством распыливания и распределения топлива в факеле.

Различают 2 основных типа топливных форсунок:

1. механические
2. пневматические.

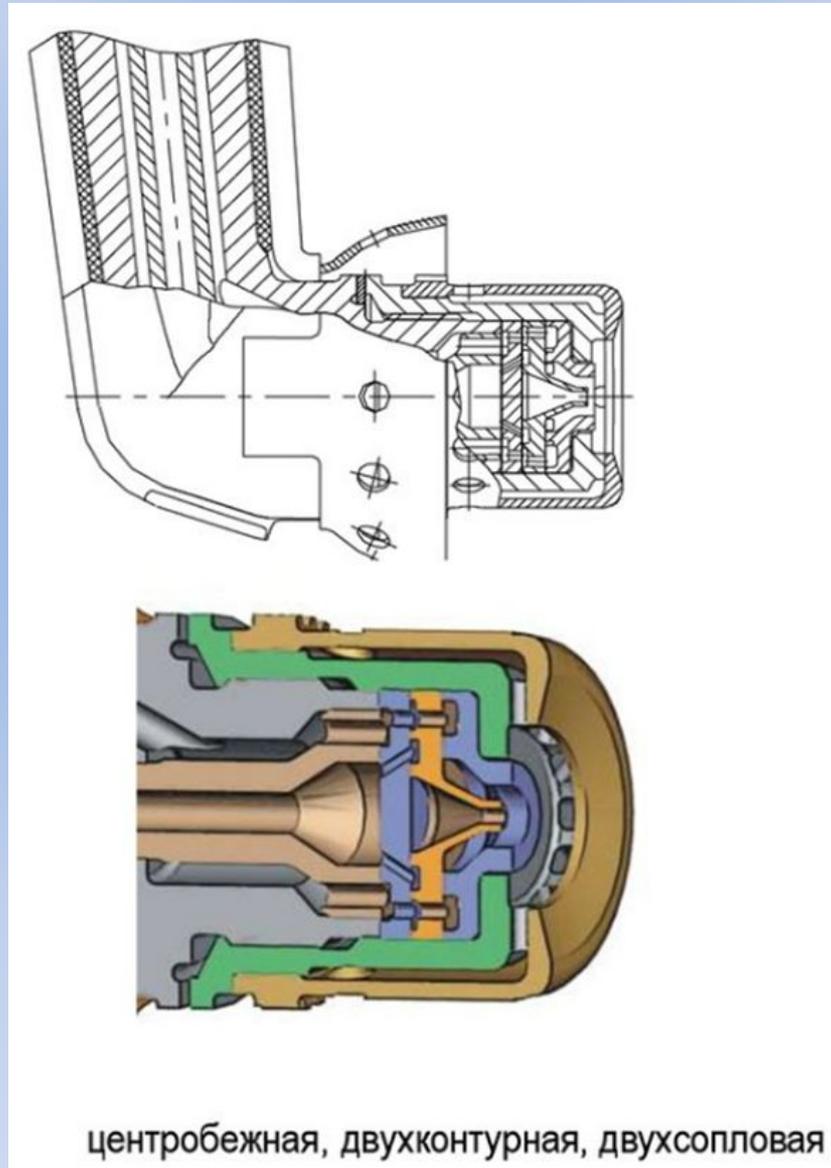
## **15.7 Конструкция основных камер сгорания.**

### **Состав типовой основной камеры сгорания.**

**В механических форсунках** для дробления топлива используется его кинетическая энергия, в пневматических — кинетическая энергия воздушного потока. В авиационных ГТД применяются главным образом механические форсунки (центробежные или струйные), при распыливании топлива которыми существенную роль играет также обтекание форсунки газом.

# 15.7 Конструкция основных камер сгорания.

Состав типовой основной камеры сгорания.



## 15.7 Конструкция основных камер сгорания.

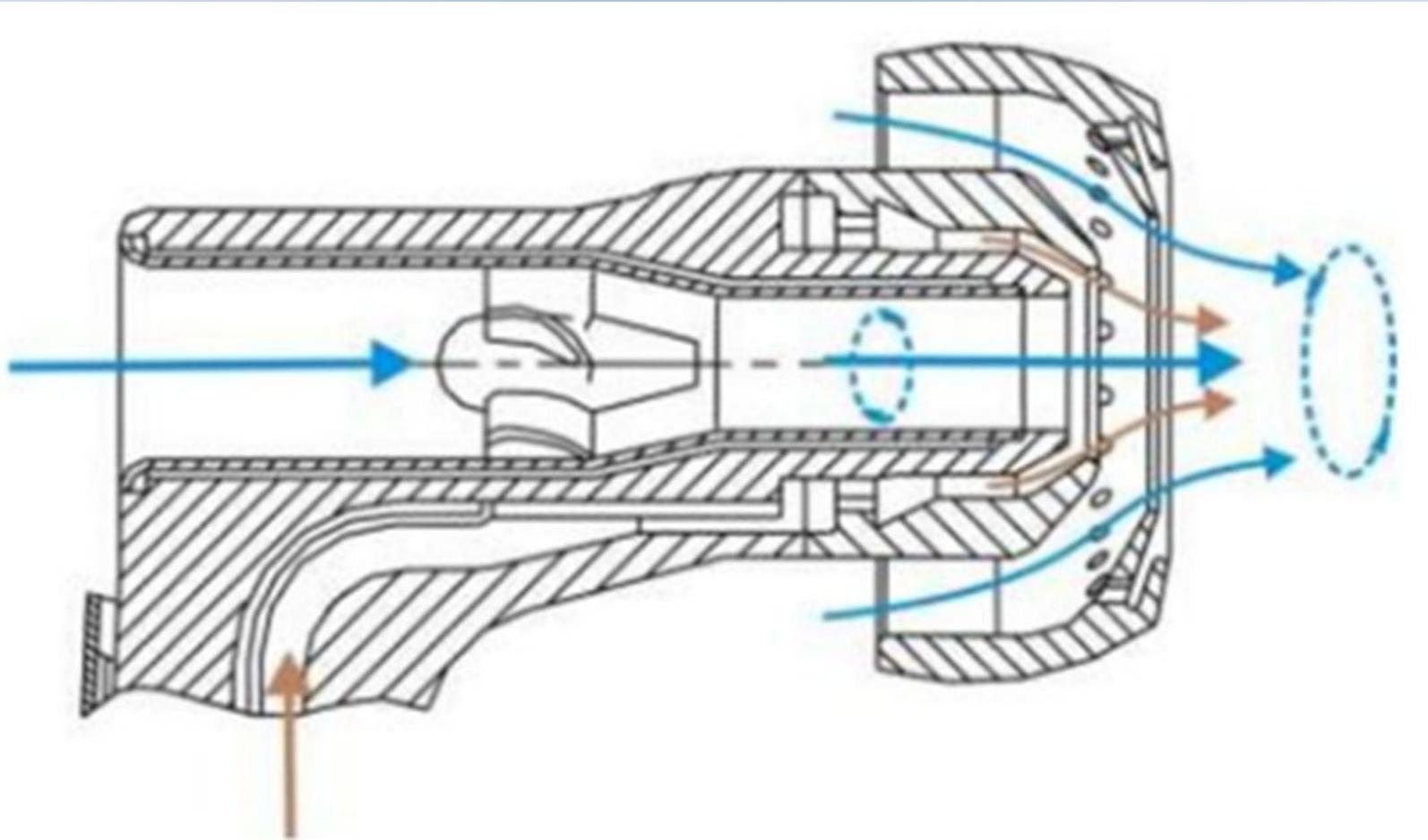
### Состав типовой основной камеры сгорания.

В центробежных форсунках топливо закручивается и вытекает из сопла форсунки, образуя полый факел. В струйных форсунках незакрученный поток топлива истекает через цилиндрическое или профилированное сопло. Широкое применение нашли регулируемые центробежные форсунки: двухсопловые, двухступенчатые и др. В них можно увеличивать площадь сопла или коэффициент расхода по мере возрастания давления топлива. Так, в двухсопловой форсунке при запуске двигателя топливо подаётся только через внутреннее сопло; при увеличении давления топлива включается наружное сопло. Таким образом, достигается широкий диапазон изменения расхода топлива при требуемом качестве распыливания.

Топливные форсунки работают совместно с фронтальным устройством.

# 15.7 Конструкция основных камер сгорания.

Состав типовой основной камеры сгорания.



одноконтурная пневматическая

## **15.7 Конструкция основных камер сгорания.**

### **Состав типовой основной камеры сгорания.**

**Система воспламенения (зажигания)** топлива обеспечивает розжиг топливо-воздушной смеси при запуске двигателя. Для запуска газотурбинного двигателя необходимо принудительно, от внешнего источника энергии раскрутить вал турбины компрессора, подать в камеру сгорания определённое количество топлива, воспламенить его. При этом процесс максимально автоматизируется, с целью обеспечения заданной устойчивости протекания процедуры запуска и предотвращения механических и тепловых перегрузок элементов двигателя.

## **15.7 Конструкция основных камер сгорания.**

### **Состав типовой основной камеры сгорания.**

**Система воспламенения (зажигания)** состоит из агрегата зажигания (индукционной катушки), преобразующего напряжение бортовой сети в переменный ток высокой частоты, и свечей зажигания.

## 15.7 Конструкция основных камер сгорания.

### Состав типовой основной камеры сгорания.

В системах зажигания ГТД используются три типа свечей:

1. искровые свечи, в которых выделение энергии, необходимо для воспламенения топливоздушной смеси, происходит между электродами, разделенными газовыми промежутком;
2. свечи поверхностного разряда – полупроводниковые свечи, рабочая поверхность которых обладает полупроводниковыми свойствами;
3. эрозионные свечи – их рабочая поверхность образована керамическим изолятором, металлизированным за счет эрозии материала электродов.

# 15.7 Конструкция основных камер сгорания.

Состав типовой основной камеры сгорания.



## 15.7 Конструкция основных камер сгорания.

Состав типовой основной камеры сгорания.



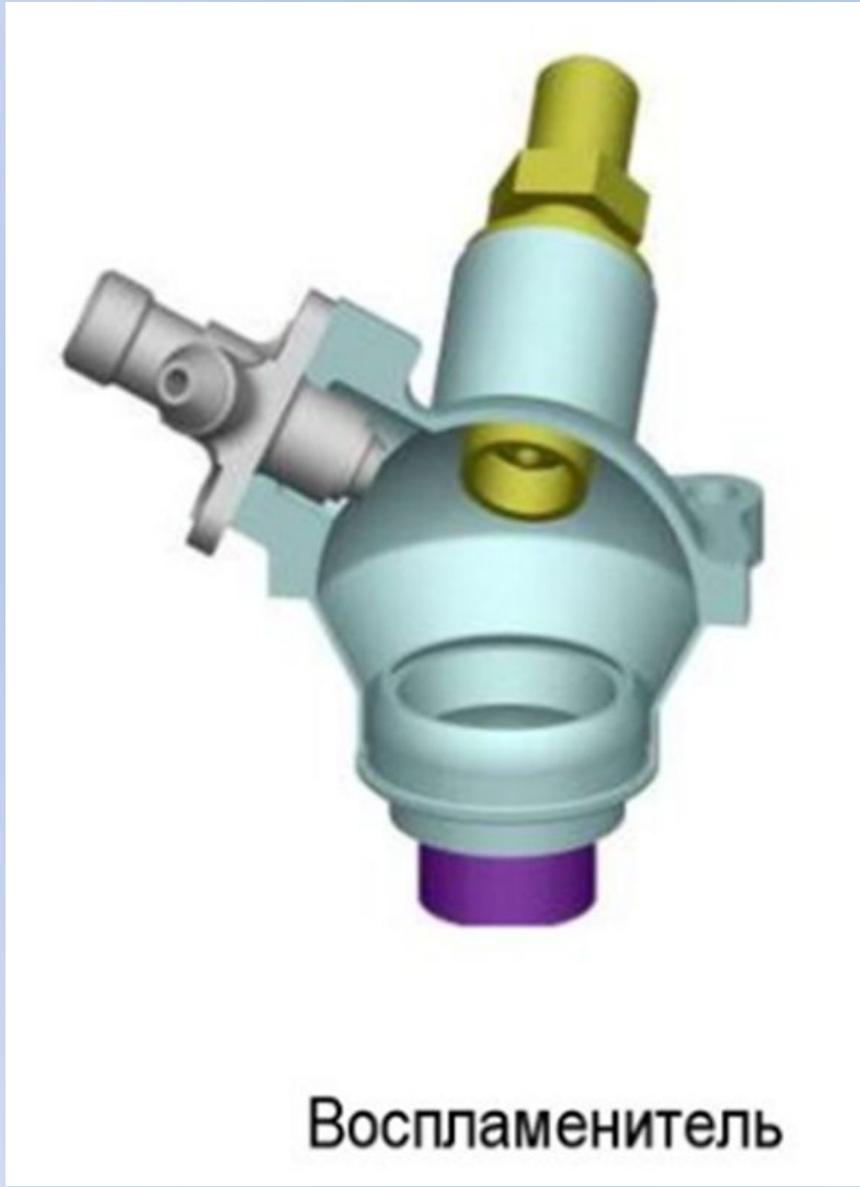
## **15.7 Конструкция основных камер сгорания.**

### **Состав типовой основной камеры сгорания.**

На некоторых типах двигателей применяются специальные воспламенители. Их отличие заключается в том, что они представляют собой камеру, в которой расположена свеча зажигания и собственная топливная форсунка с подводом пускового топлива. При работе воспламенителя топливо-воздушная смесь в камере сгорания разжигается не от свечи, а от пламени, исходящей из воспламенителя.

## 15.7 Конструкция основных камер сгорания.

Состав типовой основной камеры сгорания.



Воспламенитель

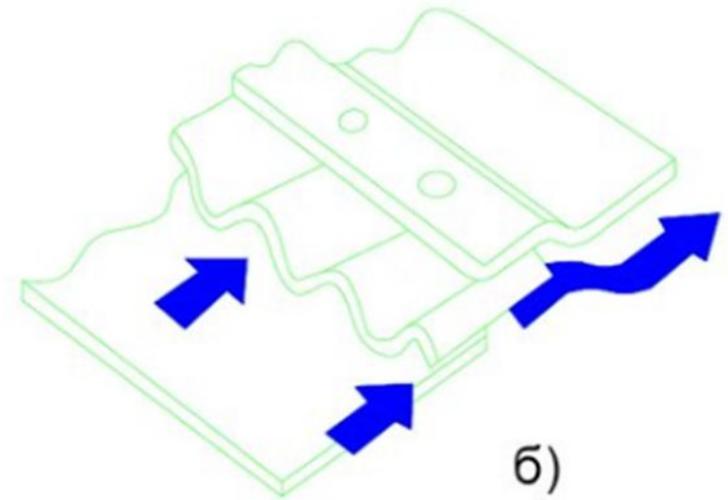
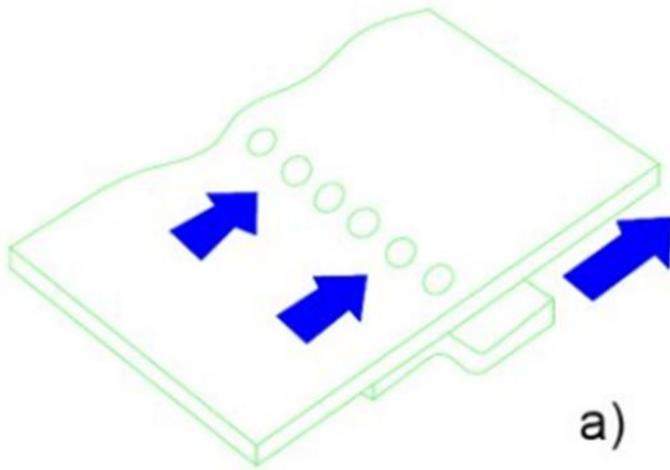
## **15.7 Конструкция основных камер сгорания.**

### **Состав типовой основной камеры сгорания.**

**Система охлаждения** элементов и подвода воздуха в различные зоны камеры сгорания предназначена для организации горения и охлаждения различных элементов камеры сгорания. Охлаждение элементов осуществляется вторичным воздухом, имеющим температуру значительно ниже, чем в собственно камере сгорания. Подача воздуха может реализовываться различными способами. Для охлаждения частей камеры сгорания наиболее часто применяют конвективно-пленочное охлаждение.

# 15.7 Конструкция основных камер сгорания.

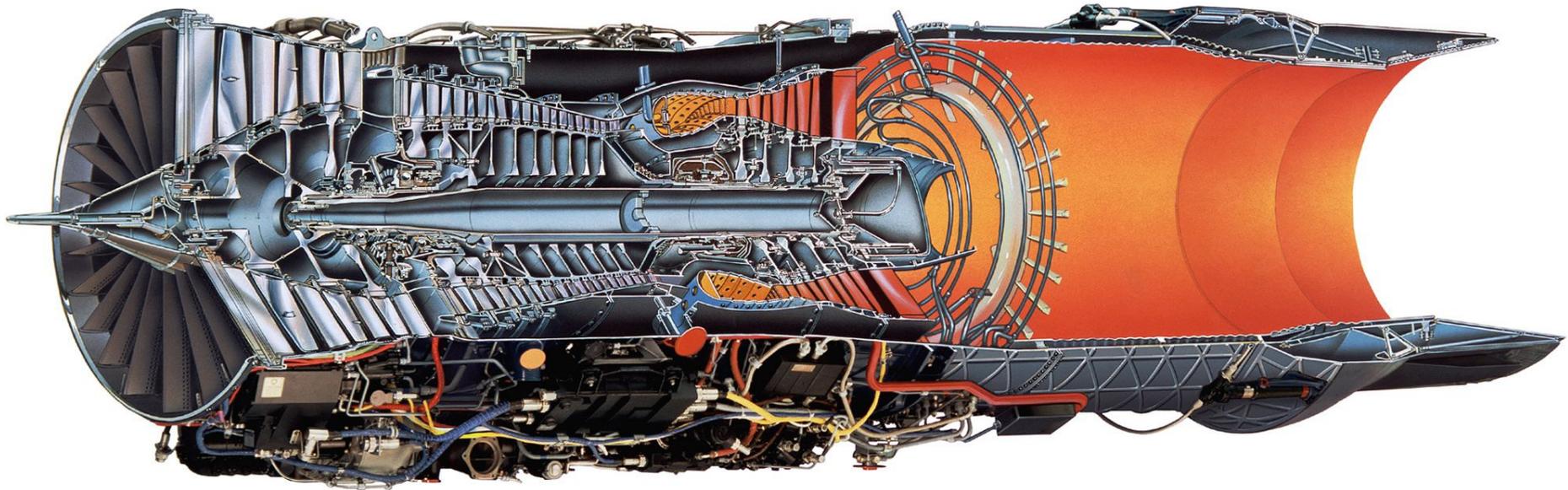
Состав типовой основной камеры сгорания.



## 15.8 Конструкция форсажных камер сгорания.

**Форсажная камера** (форкамера или **ФК**) — камера сгорания в турбореактивном двигателе, расположенная за его турбиной.

## 15.8 Конструкция форсажных камер сгорания.



## 15.8 Конструкция форсажных камер сгорания.

В турбореактивном двигателе имеется избыток кислорода в камере сгорания, но этот резерв мощности не удаётся реализовать простым увеличением подачи горючего — из-за конструктивных ограничений (по температуре, температура газов перед турбиной обычно составляет 1200-1600 К) лопаток турбины, на которые поступают горячие газы. Для повышения тяги турбореактивного двигателя используют форсажную камеру, расположенную между турбиной и соплом турбореактивного двигателя, путём дополнительного впрыска и сжигания топлива. Внутренняя энергия рабочего тела (газов) перед расширением в сопле повышается, в результате чего скорость его истечения существенно возрастает, и тяга двигателя увеличивается, в некоторых случаях более чем в 1,5 раза (максимальная теплотворная способность керосина составляет 2200 К (1927°C)). В современных двигателях температура газов перед турбиной достигает 1800-1900 К (1527-1627°C).

## 15.8 Конструкция форсажных камер сгорания.

Топливо в форсажной камере распыляется форсунками и поджигается свечами, как и при запуске ГТД. В дальнейшем, после розжига ФК, процесс горения поддерживается самостоятельно. Причём, в зависимости от типа двигателя, может просто подаваться определённое количество форсажного топлива (нерегулируемый форсаж), или подача форсажного топлива может плавно регулироваться в некоторых пределах перемещением РУД. Для нормального горения топливной смеси, позади турбины устанавливается стабилизатор, функция которого заключается в снижении скорости потока до околонулевых значений (завихрения за стабилизатором).

## **15.8 Конструкция форсажных камер сгорания.**

**Состав форсажной камеры сгорания:**

1. Корпус;
2. Диффузор (стабилизатор);
3. Форсажные топливные форсунки.

# 15.8 Конструкция форсажных камер сгорания.

 gandoza  
3D Models



## 15.8 Конструкция форсажных камер сгорания.

ТРД и ТРДД с форсажной камерой, как правило, оборудованы сложной автоматикой, в том числе автоматически регулируемым соплом, состоящим из подвижных створок, которые служат для регулировки сечения сопла на разных режимах полёта, и автоматическим воздухозаборником, для регулирования подачи воздуха в двигатель в зависимости от скорости полёта и режима работы двигателя.

## 15.8 Конструкция форсажных камер сгорания.

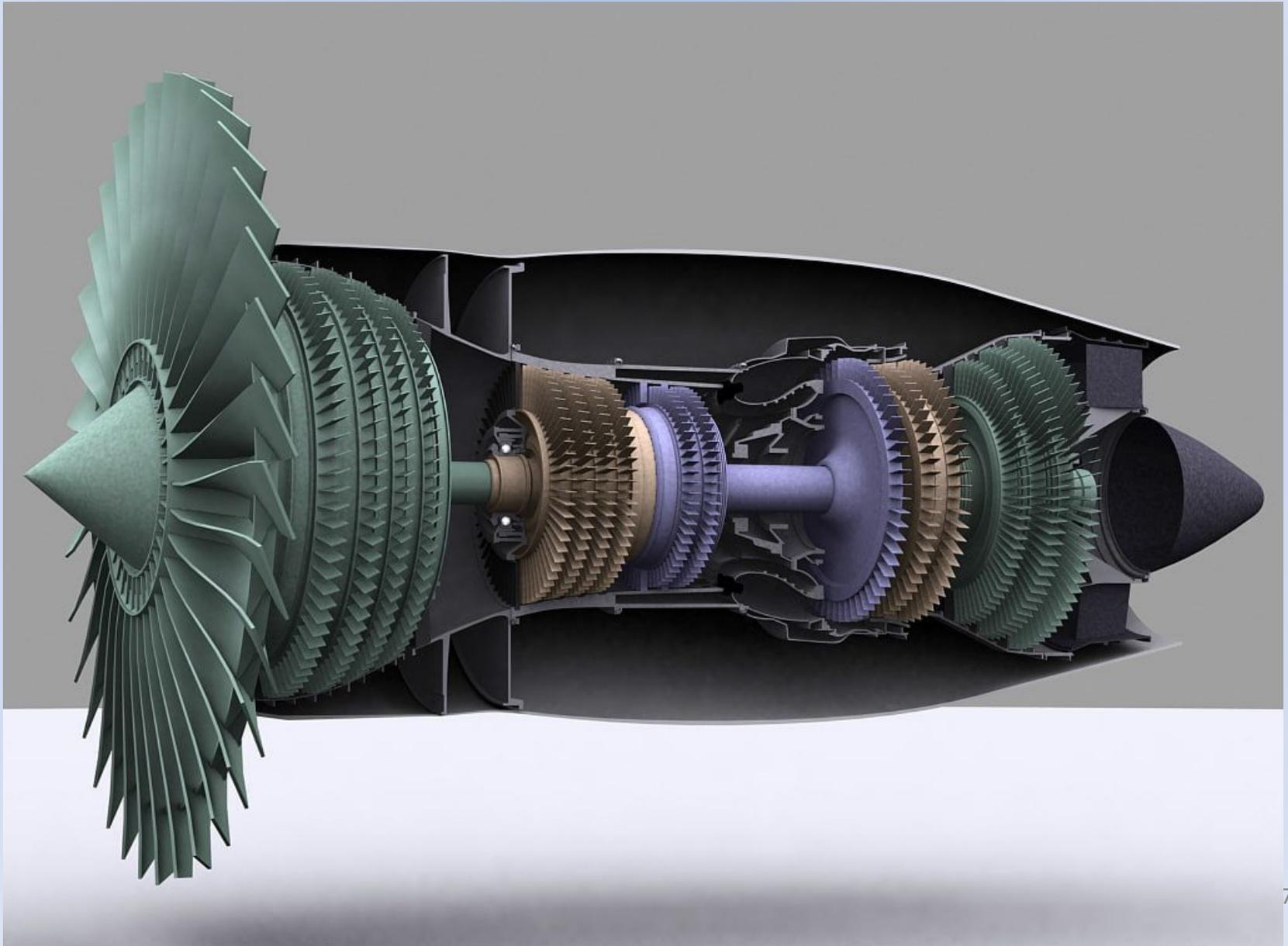
Ввиду того, что включение форсажа всегда сопровождается интенсивным расходом топлива и повышением тепловых и механических нагрузок на двигатель, такие двигатели обычно устанавливаются на самолётах военного назначения для обеспечения такой ценой превосходства в бою. Применение форсажной камеры в двигателях необходимо для поддержания высокой тяги. Включение форсажа значительно увеличивает тягу, что используется продолжительно как правило, для полётов на сверхзвуковых скоростях.

Истребители пятого поколения имеют возможности крейсерского полета на сверхзвуковых скоростях без использования форсажа.

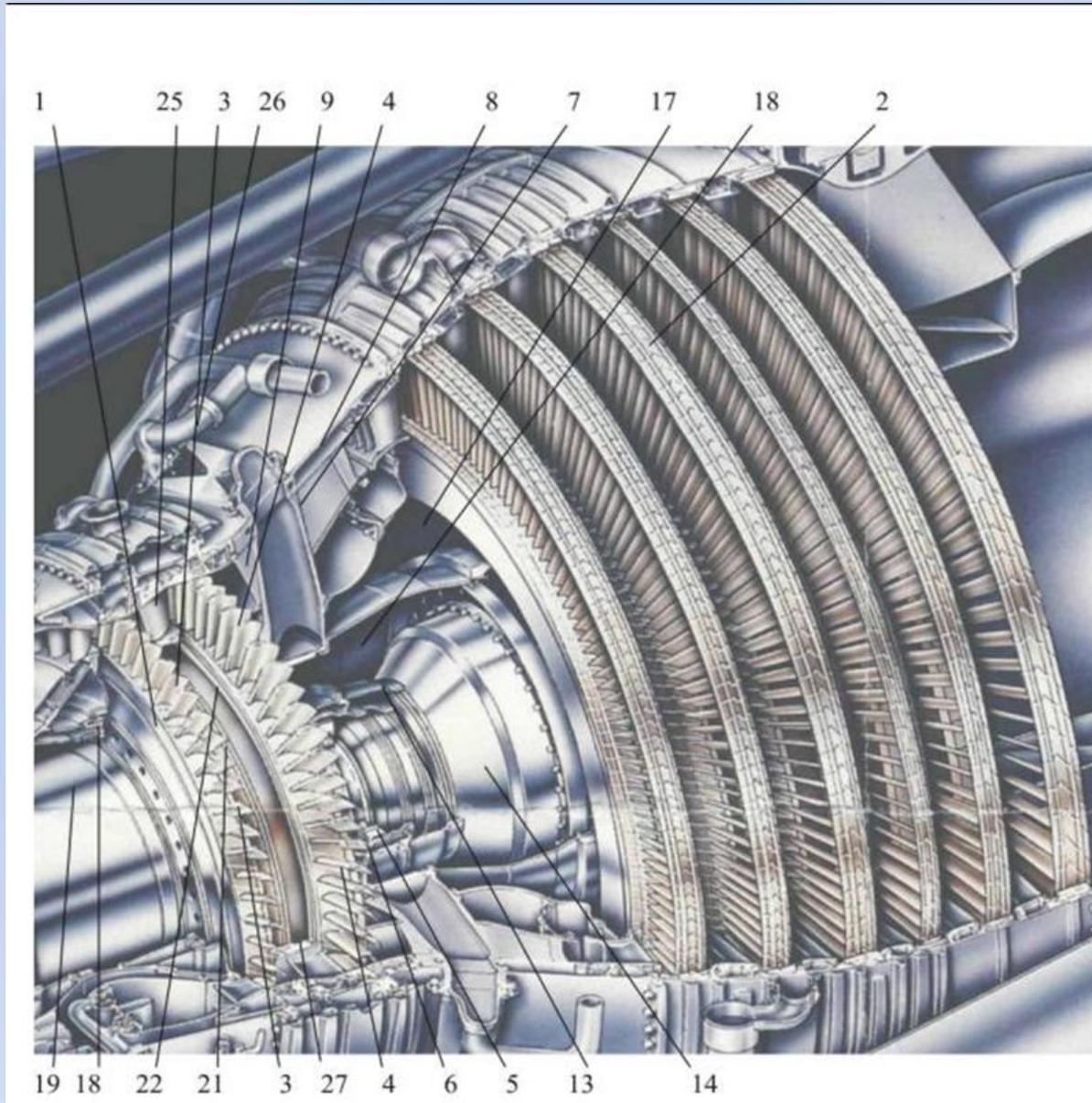
## 15.9 Общие сведения о турбинах и выходных устройствах ГТД.

Турбина в авиационных ГТД предназначена для привода во вращение компрессора и для получения мощности, необходимой для вращения винта в ТВД или ТВВД или несущего винта в вертолётных двигателях. Кроме того, незначительная часть мощности турбины используется для привода агрегатов самолета и двигателя. Для получения мощности в турбине происходит преобразование энергии сжатого и нагретого газа в механическую работу на её валу.

## 15.9 Общие сведения о турбинах и выходных устройствах ГТД.



# 15.9 Общие сведения о турбинах и выходных устройствах ГТД.



## **15.9 Общие сведения о турбинах и выходных устройствах ГТД.**

**Основными требованиями к турбинам ГТД являются:**

1. **высокий КПД;**
2. **малые затраты мощности на охлаждение лопаток;**
3. **минимально возможные масса и габариты при данных параметрах;**
4. **надежность работы (при высокой температуре газа) на всех эксплуатационных режимах;**
5. **малая стоимость изготовления (зависящая, кроме других параметров, от числа ступеней).**

## **15.9 Общие сведения о турбинах и выходных устройствах ГТД.**

**Выходное устройство ГТД – это часть газотурбинной силовой установки, расположенная за турбиной.**

## 15.9 Общие сведения о турбинах и выходных устройствах ГТД.



## 15.9 Общие сведения о турбинах и выходных устройствах ГТД.

В общем случае выходные устройства газотурбинного двигателя могут включать:

1. затурбинный диффузор;
2. газоотводящее устройство (удлинительную трубу), которое подводит газ от турбины двигателя к реактивному соплу;
3. камеру смешения (она применяется в ТРДД со смешением потоков 1 и 2 контуров, чтобы максимально выровнять температуру газа перед реактивным соплом и снизить потери выходного импульса);
4. реактивное сопло (нерегулируемое или с системами регулирования и охлаждения);
5. реверсивное устройство, девиатор тяги (устройство для управления вектором тяги двигателя);
6. шумоглушители.

## 15.9 Общие сведения о турбинах и выходных устройствах ГТД.

Назначения выходных устройств многообразны и определяются выполняемыми ими функциями. Но во всех случаях основное назначение – эффективное преобразование с минимальными потерями располагаемого теплоперепада (потенциальной энергии газа) в кинетическую энергию направленного движения газового потока (реактивную струю).

## 15.9 Общие сведения о турбинах и выходных устройствах ГТД.

Кроме того, на выходные устройства газотурбинных двигателей возлагается еще ряд важных задач:

1. участие в обеспечении необходимых законов регулирования двигателя путем управления площадью проходных сечений реактивного сопла;
2. обеспечение минимального аэродинамического сопротивления кормовой части силовой установки;
3. управление вектором тяги (вплоть до реверсирования);
4. снижение уровня шума двигателя за счет уменьшения шума реактивной струи;
5. экранирование прямого инфракрасного излучения высокотемпературных элементов газогенератора (снижение инфракрасной заметности).

## 15.9 Общие сведения о турбинах и выходных устройствах ГТД.

К выходным устройствам газотурбинных двигателей предъявляются следующие требования:

1. минимальные потери эффективной тяги во всем эксплуатационном диапазоне высот и скоростей полета;
2. минимальные потери тепла через стенки и минимальный нагрев элементов конструкции летательного аппарата;
3. надежная работа в химически активной, высокотемпературной газовой среде;
4. минимальные масса и габариты (не более 4...10% от массы двигателя).

## 15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.

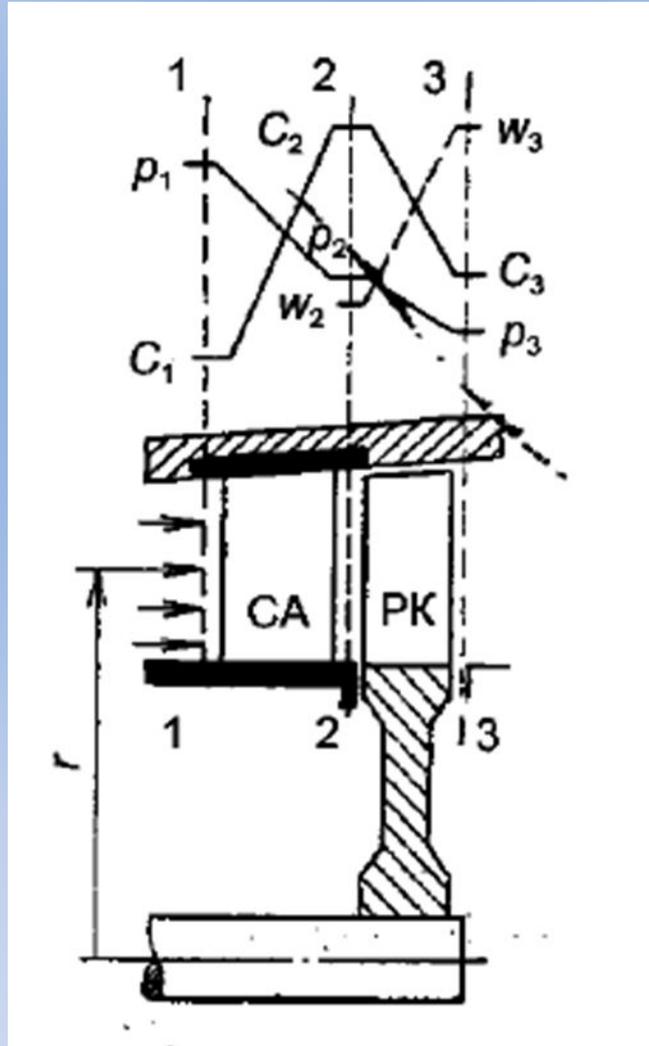
Как и компрессоры, газовые турбины конструктивно могут быть осевыми и центробежными. В авиационных ГТД нашли широкое применение только *осевые* одно- и многоступенчатые турбины. При этом, как и многоступенчатый компрессор, многоступенчатая турбина может быть разделена на несколько групп ступеней (каскадов), расположенных на соосных валах. Процесс расширения газа в многоступенчатой турбине ГТД состоит из ряда последовательно протекающих процессов расширения в отдельных ступенях. Поэтому ниже изложение теории газовых турбин ГТД начинается с изложения принципа работы и основных параметров ступени газовой турбины.

## **15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.**

**Ступень газовой турбины в ГТД состоит из неподвижного соплового аппарата(СА) и расположенного за ним вращающегося рабочего колеса (РК).**

# 15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.

## Ступень газовой турбины



## **15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.**

К основным параметрам газовых турбин относятся:

### **Геометрические параметры:**

1. наружный и внутренний диаметры проточной части на выходе из ступени;
2. средний диаметр проточной части;
3. относительный диаметр втулки, равный обычно от 0,8...0,85 в первых ступенях многоступенчатых турбин до 0,6...0,55 в последних ступенях;
4. высоту лопаток (на выходе из венца);
5. удлинение;
6. относительную высоту лопаток.

## **15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.**

К основным параметрам газовых турбин относятся:

### **Газодинамические параметры:**

1. Степень понижения давления в ступени;
2. Адиабатная работа расширения газа в ступени;
3. Действительный теплоперепад;
4. Адиабатный КПД ступени турбины;
5. КПД ступени турбины;
6. Мощностной КПД ступени турбины;
7. Степень реактивности ступени;

# **15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.**

К основным параметрам газовых турбин относятся:

## **Кинематические параметры**

1. Окружная скорость на среднем диаметре лопаток турбины.
2. Направление и величина скорости газа на выходе из ступени.
3. Коэффициент нагрузки ступени. Это коэффициент определяет работу, которую можно получить в ступени при данной окружности скорости.

# 15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.

## Классификация газовых турбин.

Ступени турбины принято разделять на **активные** и **реактивные**. В рабочем колесе активной ступени турбины относительная скорость практически остается (по модулю) постоянной (так как давление газа перед и за РК одинаково). В реактивной же ступени (а именно такие ступени применяются в авиационных ГТД) давление газа в рабочем колесе падает и, соответственно, относительная скорость газа растет. Обычно течение газа в решетке РК дозвуковое, и тогда для увеличения скорости газа межлопаточные каналы РК должны быть суживающимися.

## **15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.**

### **Классификация газовых турбин.**

**По направлению движения потока различают осевые и радиальные (центростремительные) турбины. В осевых газовых турбинах поток движется в основном вдоль оси газовой турбины, в радиальных – практически перпендикулярно к ней. Осевые газовые турбины используются практически во всех типах ГТД.**

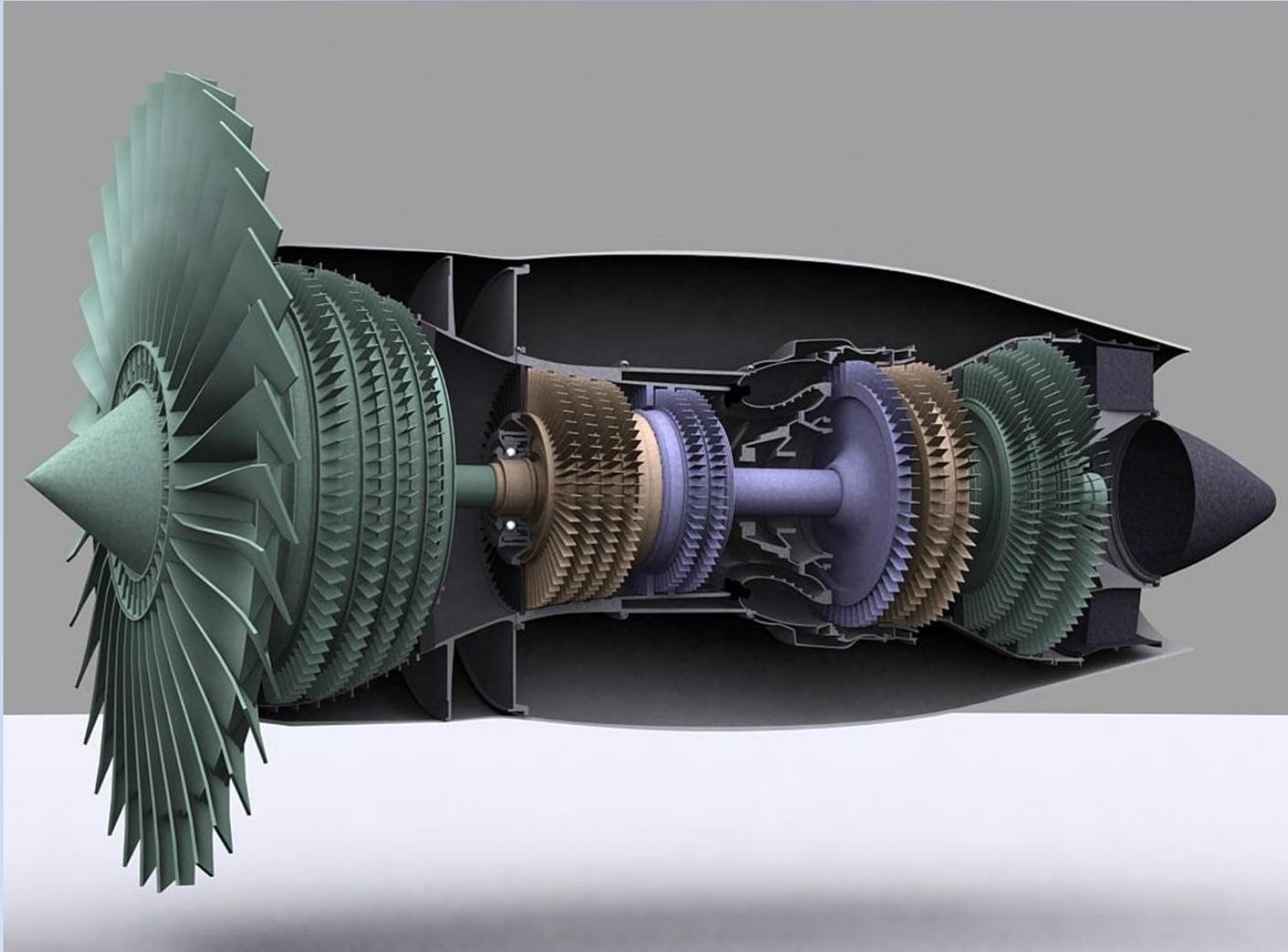
## **15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.**

### **Классификация газовых турбин.**

**По числу каскадов различают одно- двух- и трехкаскадные турбины. Однокаскадными в настоящее время являются в основном турбины ГТД небольшой тяги, а также ВСУ. Большинство газовых турбин современных ГТД – двухкаскадные. В некоторых ТРДД применяют трехкаскадные схемы.**

# 15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.

## Классификация газовых турбин.



## **15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.**

В конструктивном отношении газовые турбины имеют много общего с окружными компрессорами. Она состоит из ротора и статора. Главными элементами ротора являются рабочие лопатки, воздействуя на которые поток газа заставляет вращаться турбину и механически связанные с ней узлы двигателя. Главными элементами статора являются лопатки сопловых аппаратов, неподвижно закрепленные в корпусе.

## **15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.**

По схеме преобразования энергии газовая турбина обратна осевому компрессору. Поступающий на турбину предварительно сжатый и нагретый газ в сопловом аппарате расширяется, его скорость увеличивается. Кинетическая энергия, полученная в сопловом аппарате, преобразуется в рабочем колесе в механическую работу вращения вала турбины.

## **15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.**

Осевые турбины, как и компрессоры, могут выполняться одно-двух- и многоступенчатыми. Число ступеней определяется назначением и конструктивной схемой турбины, величиной теплоперепада и другими факторами.

## **15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.**

Как указывалось выше ступень газовой турбины состоит из соплового аппарата и расположенного за ним рабочего колеса. Лопатки соплового аппарата образуют криволинейные суживающиеся каналы (сопла). Это обеспечивает предварительный разгон потока газа перед подачей его на рабочее колесо. В процессе разгона потенциальная энергия потока частично преобразуется в кинетическую, при этом давление и температура газа снижаются. На выходе из соплового аппарата скорость потока больше чем на входе.

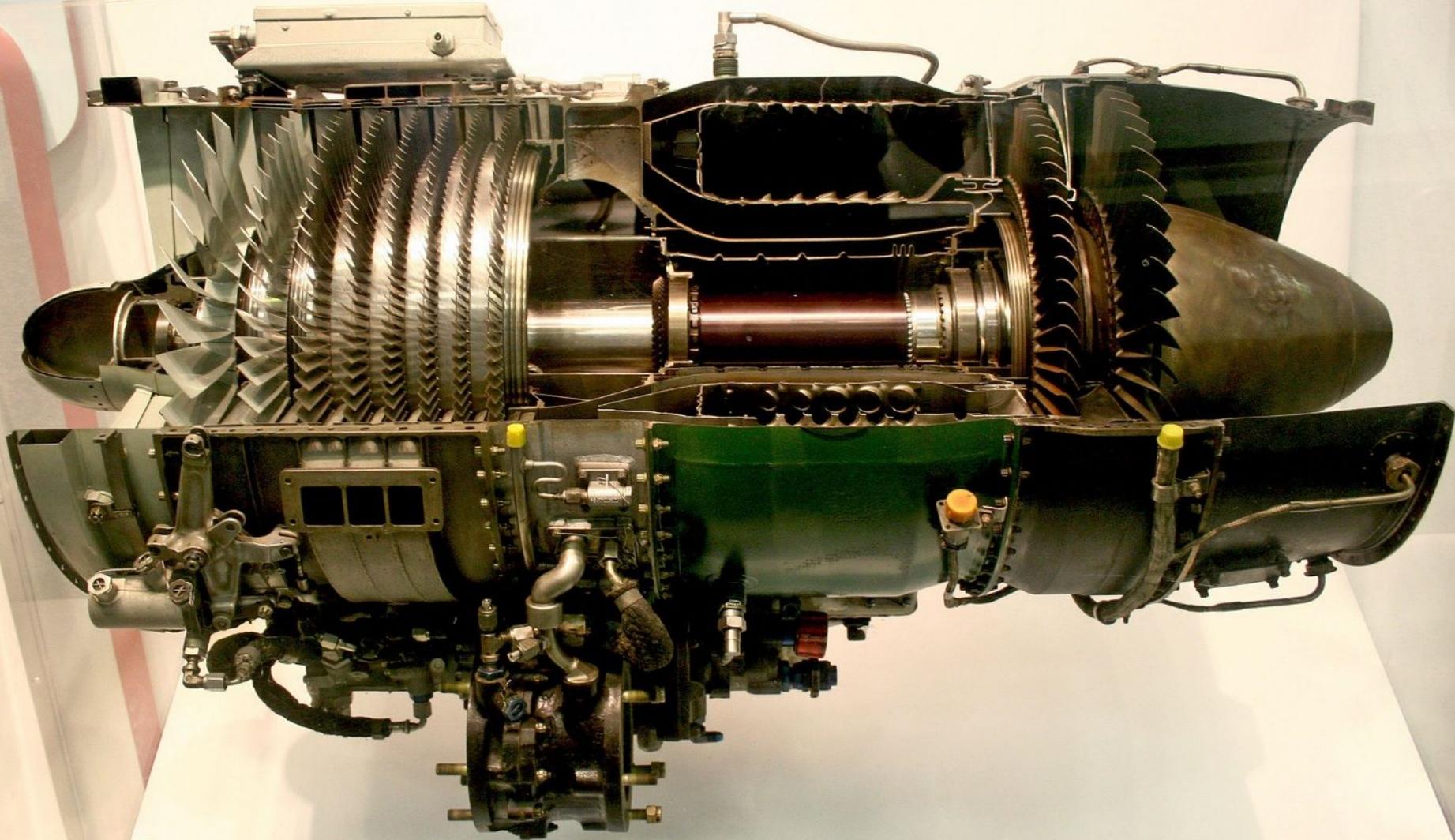
## **15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.**

Конструктивные компоновки газовых турбин определяются формой проточной части, а также числом ступеней и каскадов. Проточная часть многоступенчатой турбины должна быть расширяющейся и может быть выполнена при постоянных среднем, наружном или внутреннем диаметрах ступеней.

## **15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.**

Основными элементами конструкции роторов газовых турбин являются рабочие лопатки, диски и валы. В межлопаточных каналах, образуемых рабочими лопатками, осуществляется преобразование энергии газового потока. Диски служат для размещения лопаток и воспринимают нагрузки, возникающие при вращении ротора. Валы обеспечивают передачу крутящего момента к компрессору или редуктору, а также служат для размещения подшипников, через которые производится передача нагрузок на корпус двигателя.

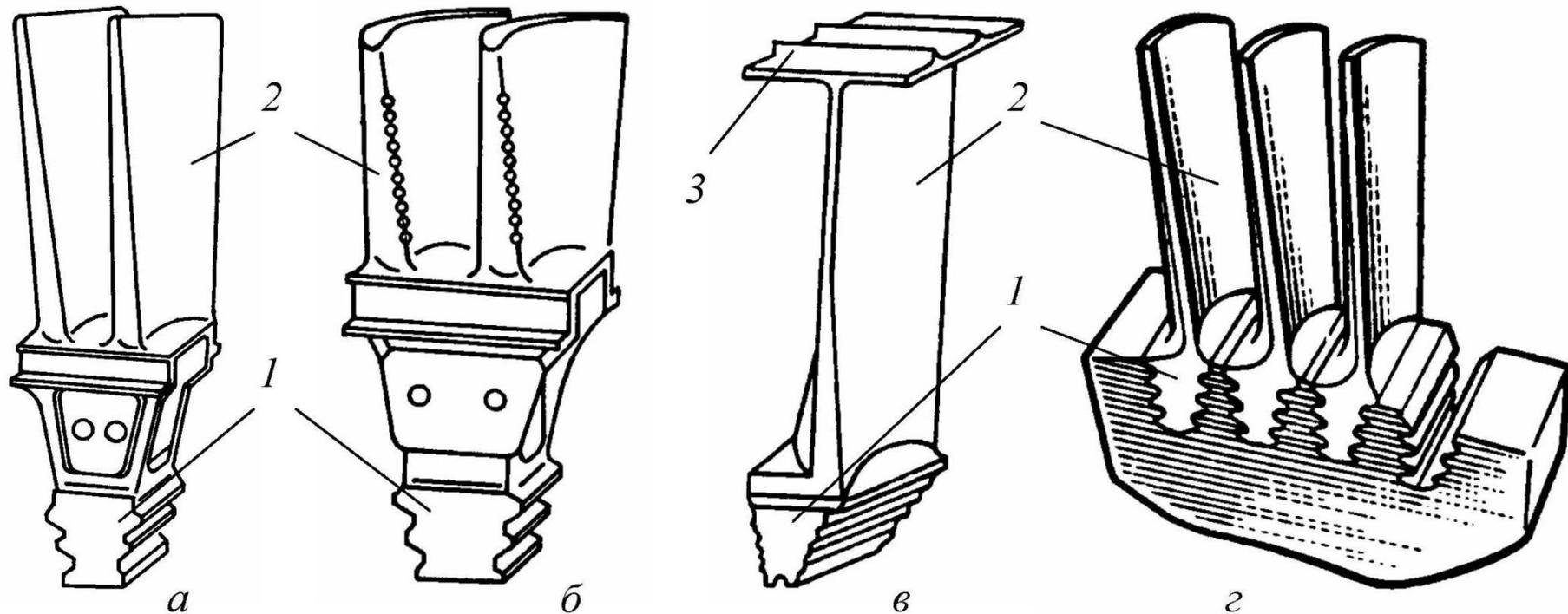
# 15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.



## **15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.**

**Рабочие лопатки крепятся к диску турбины с помощью специальных замков (как и в компрессоре). В связи с большими нагрузками (в т.ч. и температурными) замки конструктивно отличаются от компрессора. Наиболее часто используемыми замками являются замки типа «елочка».**

# 15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.



# 15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.

Рабочие лопатки с элементами крепления для газовых турбин



# 15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.



## **15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.**

Основными элементами конструкции статоров газовых турбин являются сопловые лопатки, корпуса сопловых аппаратов, предназначенные для размещения сопловых лопаток, и корпуса опор, обеспечивающие силовую связь между корпусами подшипников и наружным корпусом двигателя.

В задней части турбины располагается обтекатель диска турбины (стекатель).

Корпусы сопловых аппаратов представляют собой тонкостенные оболочки с фланцами в местах монтажных и технологических разъемов.

# 15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.



## **15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.**

При использовании углеводородного топлива может быть получена температура 2500..2800К. Лопатки турбины выдерживают температуру до 1250К. Обеспечить работоспособность деталей турбины при больших температурах можно только с помощью охлаждения.

Охлаждению в различной степени подвергаются практически все детали турбины. Основной тип системы охлаждения современных турбин – открытая воздушная система: для отвода тепла используется воздух, отбираемый от компрессора и выпускаемый затем в проточную часть турбины. Эта система относительно проста и надежна.

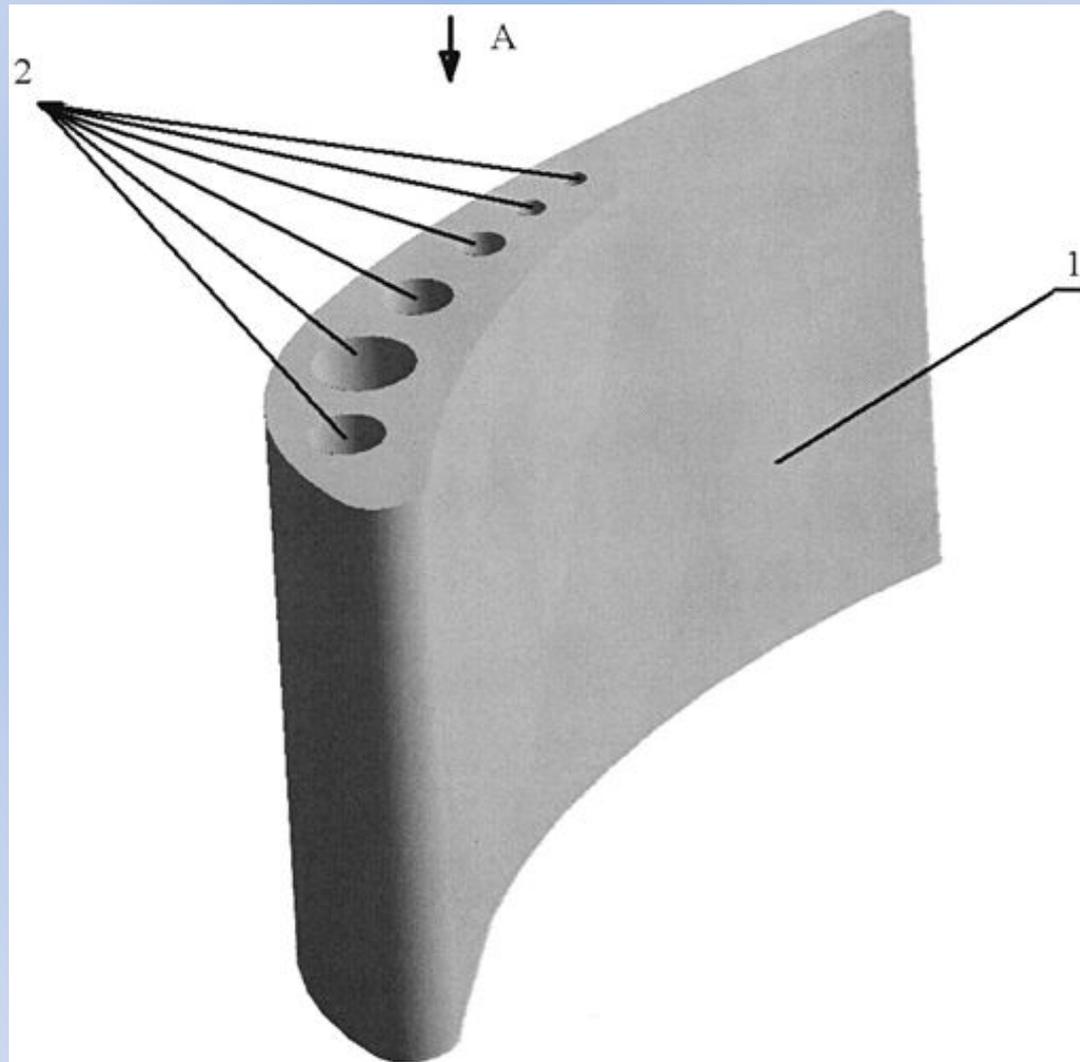
## **15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.**

Существует два основных способа воздушного охлаждения: внутреннее конвективное и заградительное. Наиболее широко конвективное охлаждение применяется в рабочих и сопловых лопатках турбины. К ним относятся лопатки с различными вариантами внутренних каналов.

## **15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.**

**Конвективное охлаждение** применяется и в других элементах турбины. Так в конструкции ротора вращающиеся дефлекторы образуют вместе с диском каналы для охлаждающего воздуха, а в конструкции статора между корпусом и проточной частью турбины создаются полости, продуваемые охлаждающим воздухом.

# 15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.



Фиг. 1

## **15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.**

Более эффективным является **заградительное воздушное охлаждение**, обеспечивающее уменьшение теплоподвода к детали от горячего газа. Наиболее распространенным типом заградительного охлаждения является пленочное, когда между охлаждаемой деталью и газовым потоком создается пелена охлаждающего воздуха.

Кроме указанных способов, в настоящее время **применяется комбинированное конвективно-пленочное охлаждение**, которое позволяет обеспечить работоспособность лопаток турбины при температурах 1550...1650К.

# 15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.



# 15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.



## **15.10 Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.**

Дальнейшим развитием пленочного охлаждения является **проникающее (пористое) охлаждение**. Воздух, проходя через пористую оболочку лопатки (поры или системы отверстий), отбирает от нее тепло и создает вокруг лопатки защитный слой. При таком методе охлаждения рабочие температуры могут быть увеличены до 1650...1750К.

## Выводы по лекции

При рассмотрении лекционного материала были изучены:

1. Общие сведения о камерах сгорания. Классификация и основные параметры основных камер сгорания.
2. Конструкция основных камер сгорания.
3. Конструкция форсажных камер сгорания.
4. Общие сведения о турбинах и выходных устройствах ГТД.
5. Назначение, классификация и основные параметры газовых турбин. Схема и принцип действия осевой газовой турбины.

# Вопросы для контроля

1. Назначение камер сгорания ГТД.
2. Общие требования к камерам сгорания ГТД.
3. Классификация камер сгорания.
4. Основные элементы трубчатой камеры сгорания.
5. Дополнительные элементы трубчатой камеры сгорания и их назначение.
6. Понятие «форсажная камера сгорания».
7. Назначение форсажных камер сгорания.
8. Состав форсажной камеры сгорания.
9. Назначение газовой турбины ГТД.
0. Основные требования к газовым турбинам.
1. Понятие выходного устройства ГТД.
2. Состав выходного устройства ГТД.
3. Требования, предъявляемые к выходным устройствам.
4. Понятие и состав ступени газовой турбины.

## **Вопросы для контроля**

5. Основные параметры газовых турбин.
6. Конструкция газовой турбины.
7. Охлаждение элементов газовой турбины.

## Задание на самоподготовку:

1. Учебники:
  1. [4], стр. 211..214, 223..231
2. Дополнительная литература:
  1. [12];
  2. [14].
3. Конспект лекций.