

## 第四章 燃烧室的工作原理与特性

### 第一讲 燃烧室的基本工作原理

发动机的燃烧室包括主燃烧室和加力燃烧室。主燃烧室位于压气机和涡轮之间，是航空燃气涡轮（涡扇）发动机的基本部件，是发动机的“心脏”。加力燃烧室位于涡轮和尾喷管之间，用以进一步增大发动机的推力。航空燃气涡轮发动机所用的燃料是液体燃料，其基本燃烧方式是雾化燃烧。

发动机工作时，在主燃烧室供入燃料，与来自压气机的高压空气混合，形成可燃混合气，并进行充分有效的燃烧，使燃气的总焓增加，从而提高燃气膨胀做功的能力。从燃烧室流出的高温、高压燃气推动涡轮做功后，在喷管中进一步膨胀加速产生推力。有些发动机为了在较短时间内进一步增大推力而在喷管前设置加力燃烧室，再次供入燃料，利用燃气中剩余的氧气再次进行燃烧，进一步提高燃气的总焓，以增大燃气的排气速度，从而达到进一步增大推力的目的。

可见，燃烧室的功用就是把燃料中的化学能经过燃烧释放出来，转为热能，使气体的总焓增大，提高燃气在涡轮和喷管中的膨胀做功能力。因此，它们工作的好坏，将直接影响到发动机工作的可靠性、安全与性能。在下面的分析中，为了方便与统一，把主燃烧室简称为燃烧室。

### 4.1 燃烧室的基本工作原理

#### 4.1.1 燃烧室的基本结构和类型

##### 4.1.1.1 燃烧室的基本结构

涡扇发动机（或双转子涡喷发动机）的燃烧室由下列基本部件组成：

（1）燃烧室壳体。分为燃烧室内、外套，用于承力与支撑、安装火焰筒或环形燃烧室等部件。外环的前端与压气机后机匣相连，后端与涡轮外环连接在一起；内套分为前、中、后三段，内套前端用螺钉和高压压气机最后一级整流叶片内端连在一起，后端也用螺钉和中套前端连在一起，前、中、后套不承力，它对轴承机匣起隔热作用。内套和外套组成环形气流通道的，其中外套前段与内套构成扩压器，以降低由压气机流来的高速气流的速度。

（2）火焰筒或环形燃烧室。燃烧在其内部进行，在壳体上开有许多大小不同的孔，用以通过不同用途的空气，保证燃烧充分、工作可靠。

（3）燃料喷嘴。用来供油，喷射燃料并使其雾化，一般设在火焰筒或环形燃烧室头部的中心部位。

(4) 点火装置。供起动时点火用，有的发动机直接使用电嘴，有的则使用小型预燃室。

#### 4.1.1.2 燃烧室的类型

发动机上的燃烧室大体上可分为三种类型，即单管燃烧室、筒环形燃烧室和环形燃烧室。

(1) 单管燃烧室。单管燃烧室的构成如图 4-1 (a) 所示。这种燃烧室的特点是迎风面积大、重量大、出口周向温度场不均匀、损失较大，为早期发动机所使用，多与离心式压气机组合使用。

(2) 筒环形燃烧室。这种类型的燃烧室由若干个火焰筒沿周向均匀排列于燃烧室壳体内、外套之间的环腔内，火焰筒的出口逐渐变为扇形，并且组成一个环面，如图 4-1 (b) 所示。此种燃烧室的特点是迎风面积较小、出口燃气周向温度场比单管燃烧室要好，但各火焰筒之间仍需联焰管连接，点火性能较差。当今航空燃气涡轮发动机中常用此种结构的燃烧室。

(3) 环形燃烧室。现代高性能涡扇发动机（或双转子涡喷发动机）都采用环形燃烧室，如图 4-1 (c) 所示。这种燃烧室的特点是组织燃烧的空间不是相互独立的火焰筒，而是一个环形，喷嘴均匀布置于其头部。其优点是结构紧凑、迎风面积最小、容积利用率高、出口周向温度场均匀、点火时容易传焰、点火可靠，有利于减少燃烧室的长度。短环形燃烧室正逐渐应用于新型发动机。

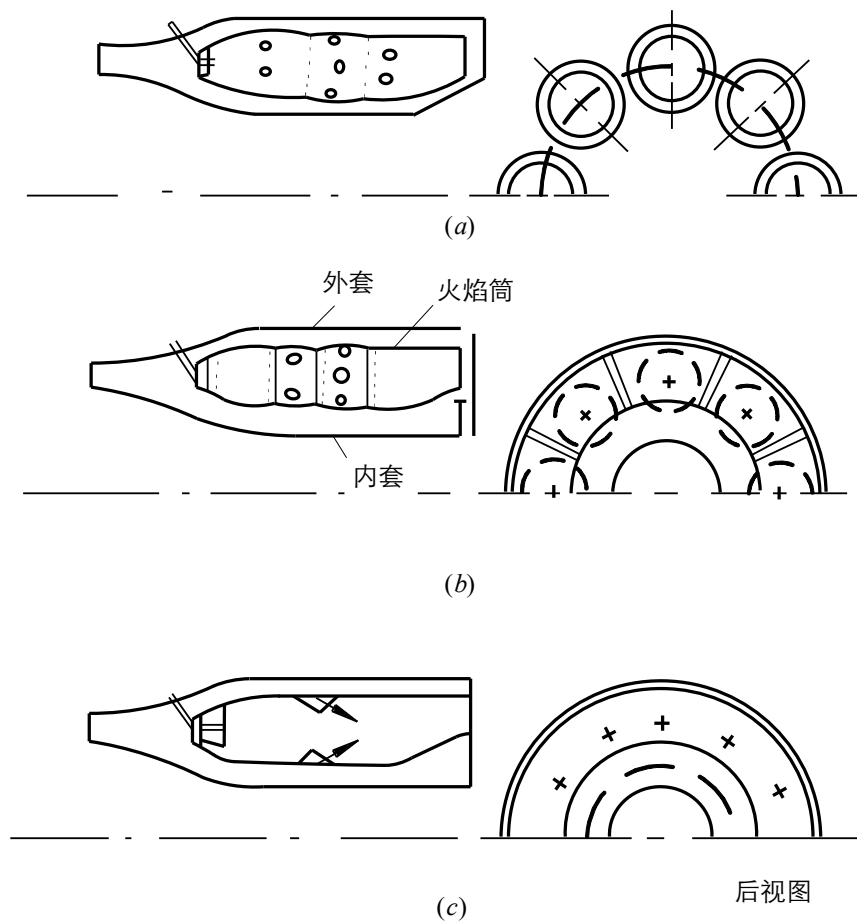


图 4-1 燃烧室的分类

#### 4.1.2 燃烧室工作的基本原理

不论是何种类型的燃烧室，虽然其结构形式有所差异，但是其基本的工作情形都是相同的。

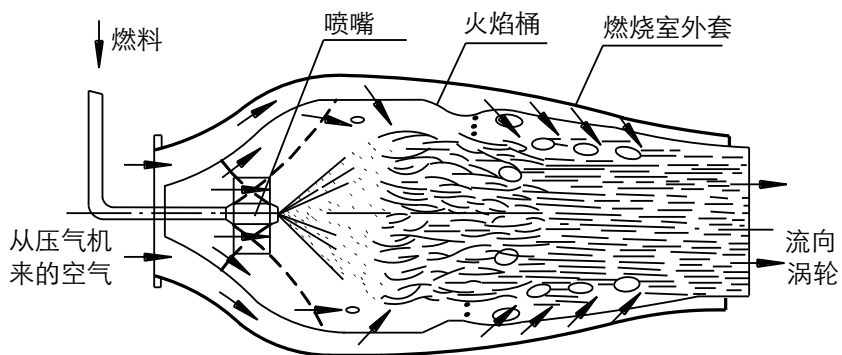


图 4-2 燃烧室工作原理示意图

典型的燃气涡轮发动机燃烧室工作原理的简图如图 4-2 所示。

发动机工作时，经压气机压缩的空气进入燃烧室，一边向后流动，一边与从喷嘴喷出的燃料混合，组成混合气。

发动机起动时，混合气由点火装置产生的火花点燃；起动后，点火装置不再工作，燃烧室内的新鲜混合气全靠由已燃混合气回流的火焰引火而燃烧。

气体流入燃烧室后，在头部扩散形通道内，速度下降，压力、温度升高。在燃烧区内，混合气进行燃烧，使气体的温度迅速上升。由于气体受热膨胀，气体的速度又逐渐增大。冷却掺混区内，虽然还有一部分燃料仍在进行补充燃烧，但是由于大量的第二股冷空气的掺入，气体的温度逐渐降低。因为燃烧室的横截面积沿轴向不断减小，气体的速度继续增加，压力也相应地不断下降。

### 4.1.3 对燃烧室的要求及基本参数

根据燃烧室的功用和工作情形，对燃烧室有下列的基本要求。

#### 4.1.3.1 点火可靠

点火可靠是对燃烧室工作的最基本要求。发动机在地面工作时，由于燃烧室进口的压力、温度都较高，进气速度不太大，点火起动并不困难。但是在空中点火（尤其是高空熄火后再重新起动）时，此时压力、温度都比较低，且发动机处于“风车”状态，进气速度比较大，处于不利于点火的条件下工作，要实现可靠地点火就显得比较困难。所以，对于燃烧室来说，点火可靠是针对一定的外界条件而言的。在外界条件一定时，影响点火可靠性的主要因素就是燃油和空气的比例。在研究燃烧室的性能时，通常有两个参数反映燃油和空气比例，它们分别是混合气余气系数和油气比，下面讨论这两个参数的定义和物理意义。

##### (1) 余气系数

余气系数的定义式为

$$\alpha = \frac{W_a}{W_f \cdot L_0} \quad (4-1)$$

式中， $L_0$  为理论空气量，即完全燃烧 1kg 燃料时从理论上所需要的空气量。燃料的种类不同，

其理论空气量  $L_0$  的数值也不相同，对于常用的航空煤油， $L_0 = 14.7 \text{ kg/kg}$ 。关于  $L_0$  的计算可参考有关资料。

$W_a$  为实际参与燃烧的空气流量。

$W_f$  为加入燃烧室的燃油流量，即耗油量。

由定义式可知， $W_f \cdot L_0$  为加入燃烧室的燃油要完全燃烧时所需要的理论空气量，那

么参与燃烧的空气流量  $W_a$  与  $W_f \cdot L_0$  之比就表示了燃油和空气组成的混合气的比例。显然：

当  $\alpha = 1$  时，说明完全燃烧  $W_f$  的燃油所需的理论空气量恰好与参与燃烧的实际空气量相等，从理论上说，混合气既不贫油也不富油，此时的混合气称作为化学恰当比的混合气；

当  $\alpha > 1$  时，意味着要完全燃烧  $W_f$  的燃油，混合气中的空气有富余，也即是混合气中燃油量相对偏少，故称之为贫油混合气， $\alpha$  大于 1 越多，混合气越贫油；

当  $\alpha < 1$  时，说明要完全燃烧  $W_f$  的燃油，混合气中空气量偏少，或者说是混合气中燃油量相对富余，故称之为富油混合气， $\alpha$  比 1 越小，混合气越富油。

## (2) 油气比

油气比的定义是燃油和空气组成的混合气中燃油与空气的流量之比，即

$$f = \frac{W_f}{W_a} \quad (4-2)$$

油气比十分直观地表明了燃油与空气的比例。

油气比与余气系数的关系为  $f = \frac{1}{\alpha L_0}$ 。显然，当  $\alpha = 1$  时，对于常用的航空煤油， $f = 0.068$ ；若  $f > 0.068$ ，则说明混合气富油，反之，当  $f < 0.068$  时，说明混合气贫油。

除了用余气系数、油气比表示混合气的贫富油程度外，还可用量比  $\phi$  来表示。当量比  $\phi$  为实际燃料量与理论燃料量之比，即

$$\phi = \frac{W_f / W_a}{1 / L_0} = \frac{1}{\alpha} \quad (4-3)$$

可见，当量比  $\phi$  与余气系数  $\alpha$  互为倒数。

在一定的进口条件下，混合气过分贫油或过分富油都不能使燃烧室正常点火，所以点火性能也可用混合气的贫油极限与富油极限之间的变化范围大小来表示。显然，这一变化范围越大，燃烧室的点火性能就越好。

### 4.1.3.2 燃烧稳定

燃烧稳定是指燃烧室内混合气被点燃后，在规定的全部飞行高度、速度范围内都不熄火。通常燃烧室工作时，进口气流的压力、温度较高，一般是能够稳定燃烧的。但是，在某些情况下，火焰有被吹熄的危险。例如，在空中飞行时，由于气象条件恶化或压气机喘振造成燃烧室进口气流不稳定；飞机作机动飞行时进口流场畸变，使燃烧室进口处气流不均匀；歼击机发射武器时，使发动机进口的气体中含有大量燃气，造成燃烧室内混合气中氧气不足而瞬时富油；机动飞行时操纵过猛，也会使燃烧室内混合气瞬时过分富油或贫油。与点火的可靠性

一样，燃烧稳定性也用在一一定的进口气流条件下，稳定燃烧的混合气贫油、富油极限之间的范围表示。通常，把能够维持稳定燃烧的混合气贫、富油极限间的范围叫做稳定燃烧范围。稳定燃烧范围越大，表示燃烧稳定性越好，即燃烧室内火焰越不容易被吹熄。通常，稳定燃烧的范围大于可靠点火的范围。

#### 4.1.3.3 燃烧完全

燃油燃烧时，绝大部分的燃油通过燃烧把化学能转变成为热能，提高了燃气的总焓。但是也有一部分燃油来不及燃烧而随着气流流出燃烧室。为了衡量燃烧完全的程度，常用燃烧完全系数（ $\xi_b$ ）或燃烧效率（ $\eta_b$ ）来表示。

##### （1）燃烧完全系数 $\xi_b$

燃烧完全系数的定义式为

$$\xi_b = \frac{Q_1}{Q_0} \quad (4-4)$$

式中， $Q_1$ 为燃油燃烧时的实际放热量，但忽略由燃烧室壳体向外部的散热量。实际放热量较难确定，一般用燃气分析方法，根据燃气成分确定。也可用测燃气温度的方法测定。

$Q_0$ 为燃油完全燃烧时的放热量， $Q_0 = W_f \cdot H_f$ 。其中， $H_f$ 是燃油的低热值，对于常用的航空煤油， $H_f = 42900 \times 10^3 J/kg$ 。

1kg 燃料完全燃烧后，将燃烧产物冷却到起始温度时所放出的热量，叫做燃料的热值，单位为  $J/kg$ 。起始温度根据测量条件来规定，通常定为  $25^\circ C$ 。燃烧产物冷却到  $25^\circ C$  时，碳氢燃料燃烧后所生成的水蒸汽就要凝结成水，还要放出热量，把水蒸汽冷凝成水时放出的热量计算在内的热值，称为燃料的高热值。不包含水蒸汽冷凝成水时放出的热量的热值，称为燃料的低热值。

发动机工作时，1kg 燃料的实际放热量要小于燃料的热值。因为燃烧室的温度很高，不仅存在着燃料与氧化剂的化合反应，还存在着燃烧产物离解的逆向反应。而且燃料与空气也不能混合到绝对均匀，即使有足够的空气量，混合气中仍可能出现个别富油的区域，使燃料不能完全燃烧。所以燃烧完全系数不可能达到 1。

##### （2）燃烧效率 $\eta_b$

燃烧效率的定义为：燃料实际用于加热混合气的热量（即增加气体的总焓）与这些燃料完

全燃烧时所放出的热量之比。即

$$\eta_b = \frac{(W_a + W_f) \cdot i_4^* - (W_a \cdot i_3^* + W_f \cdot i_{3f}^*)}{W_f \cdot H_f} \quad (4-5)$$

式中,  $i_3^*$ 、 $i_4^*$  分别为燃烧室进、出口截面处工质的单位热焓;

$i_{3f}^*$  为燃油喷入燃烧室时的单位热焓。

燃烧效率  $\eta_b$  除考虑在燃烧过程中未释放出的那部分热量损失外, 还包含了未用于加热气  
体而散失的热量。因此, 它比燃烧完全系数  $\xi_b$  更为确切地衡量燃烧完全的程度。但是由于散  
失的热量通常很小, 往往可以忽略, 故在应用中二者可以通用。

#### 4.1.3.4 总压损失小

气流流经燃烧室时会产生流动损失, 燃料燃烧加热气体时也有热阻损失, 这不可避免地  
使气流的总压下降, 使燃气在涡轮和排气装置中膨胀做功的能力减小, 影响发动机的性能,  
所以, 应尽量减小气流在燃烧室中的总压损失。

燃烧室的压力损失主要包括气流流动过程中由于摩擦、掺混、突扩和进气等造成的流阻损  
失, 以及由于燃烧加热引起的热阻损失等。

常用燃烧室的总压恢复系数  $\sigma_b$  和阻力系数  $\psi_b$  来衡量气流流经燃烧室时流动损失的大  
小。

总压恢复系数  $\sigma_b$  为

$$\sigma_b = \frac{p_4^*}{p_3^*} \quad (4-6)$$

式中,  $p_4^*$ 、 $p_3^*$  分别为燃烧室出口、进口截面处气流的总压。

用总压恢复系数  $\sigma_b$  可以直观地反映出燃烧室总压损失的程  
度。主燃烧室的总压恢复系数  $\sigma_b$  约为 0.93 左右。

阻力系数  $\psi_b$  是燃烧室的总压损失 ( $p_3^* - p_4^*$ ) 和参考截面气流动压头之比, 即

$$\psi_b = \frac{p_3^* - p_4^*}{\frac{1}{2} \rho_m c_m^2} \quad (4-7)$$

式中,  $\frac{1}{2} \rho_m c_m^2$  为燃烧室参考截面 (一般指最大截面或进口截面) 的平均动压。

阻力系数  $\psi_b$  和总压恢复系数  $\sigma_b$  有以下关系:

$$\psi_b = \frac{p_3^*(1 - \sigma_b)}{\frac{1}{2} \rho_m c_m^2} \quad (4-8)$$

由于在燃烧室最大截面处气流速度很低, 可以作为不可压流处理, 所以  $p_3^* \approx p_m$ 。又因气流马赫数  $M = c / \sqrt{\gamma RT}$ ,  $p = \rho RT$ , 代入上式可得

$$\psi_b = \frac{1 - \sigma_b}{\frac{\gamma}{2} M_m^2}$$

$$\text{或} \quad \sigma_b = 1 - \frac{\gamma}{2} \psi_b M_m^2 \quad (4-9)$$

#### 4.1.3.5 燃烧室出口温度场应符合要求

燃烧室出口的高温燃气流向涡轮导向器和工作叶轮。为了使高速转动的涡轮有较好的工作条件, 对燃烧室出口燃气温度的分布有一定的要求, 这对于延长涡轮寿命和保证涡轮安全可靠地工作是极为重要的。温度分布的具体要求是: 沿径向的均温度不超过规定值, 沿周向分布均匀, 在整个出口截面上燃气最高温度  $T_{4\max}^*$  与平均温度  $T_{4cp}^*$  之差超过规定值。从涡轮叶片来说, 对燃烧室出口径向温度分布的要求如图 4-3 所示。涡轮叶片的叶根、叶尖头温度低一些, 这是由于工作叶轮高速旋转时产生很大的惯性离心力是通过叶根传到轮盘上的, 因此根承受的应力最大, 而叶尖最薄, 强度、刚度较差, 动应力较大。在离叶尖约 1/3 处, 燃气温度可以达到最高值。这样, 使整个工作叶片接近于等强度。

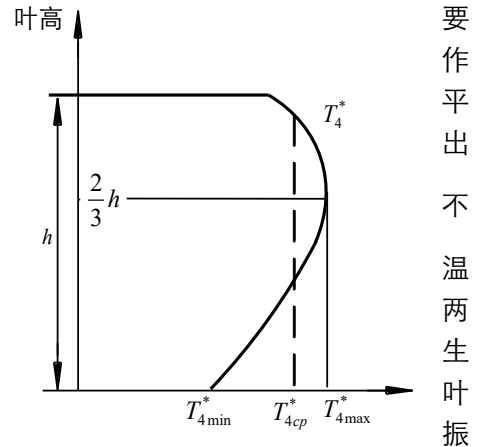


图 4-3 沿涡轮叶片高度理论上要求的温度分布



通常用温度不均匀系数  $\delta_b$  来衡量燃烧室出口温度场的均匀度：

$$\delta_b = \frac{T_{4\max}^* - T_4^*}{T_4^* - T_3^*} \quad (4-10)$$

式中， $T_{4\max}^*$  为燃烧室出口燃气最高总温；

$T_4^*$  为燃烧室出口燃气平均总温；

$T_3^*$  为燃烧室进口气流平均总温。

一般要求  $\delta_s$  小于等于 0.2~0.3。

加力燃烧室出口虽然没有旋转部件，但是也要求出口温度分布均匀。因为温度分布不均匀会使喷管出口流速不均匀，导致推力损失。

#### 4.1.3.6 尺寸小、重量轻

为了提高发动机的推重比和增加飞机的机动性，应尽量减小燃烧室的尺寸和重量。缩短燃烧室长度不仅可以减轻燃烧室的重量，而且还可以缩短压气机与涡轮之间的距离，从而可以减轻机匣和转子的重量。从燃烧室的发展来看，近代燃烧室无论是长度还是直径都减小了许多，如比较典型的是目前采用的突扩短环形燃烧室，如图 4-4 所示。

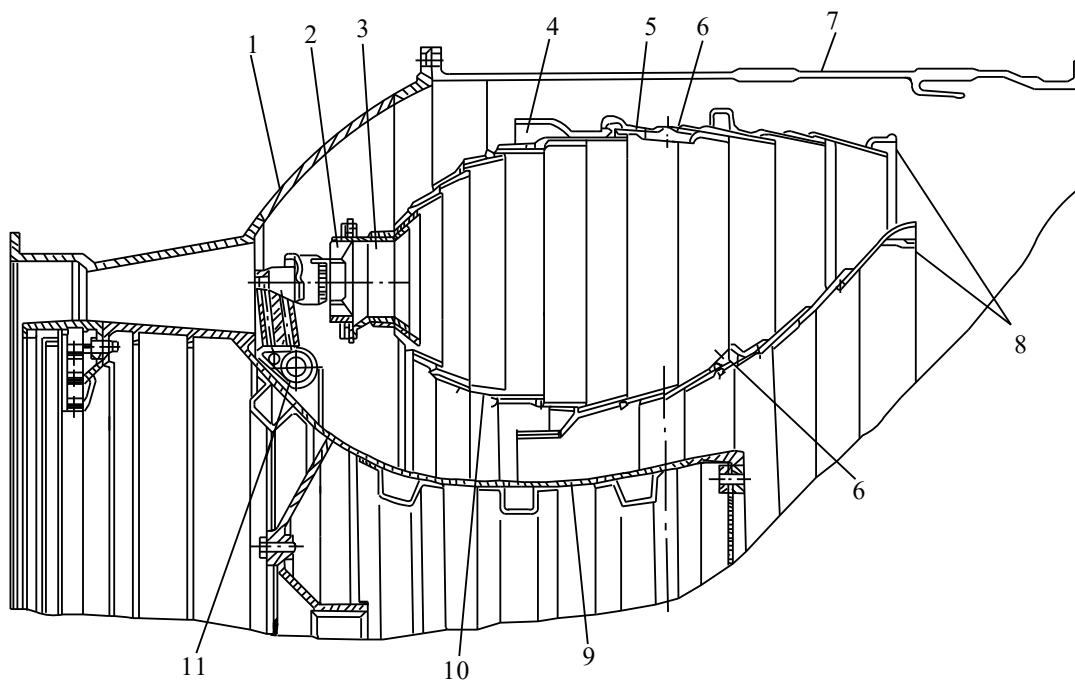


图 4-4 某型发动机的环形燃烧室

燃烧室尺寸小，意味着一个好的燃烧室应能在较小的空间内，在单位时间内烧掉尽可能多的燃料。

常用容热强度  $Q_{V_b}$  来衡量燃烧室容积的利用程度。它的定义是：每单位燃烧室容积内，在单位压力下，每小时燃料燃烧所放出的热量。即

$$Q_{V_b} = \frac{3600\eta_b W_f H_f}{p_3^* V_b} \quad [kJ/(m^3 \cdot Pa \cdot h)] \quad (4-11)$$

式中， $V_b$  为燃烧室容积 ( $m^3$ )。

显然，容热强度是一个反映燃烧室结构紧凑性的特性指标。因为这个指标越高，意味着燃烧同样数量的燃料，所需要的燃烧空间的容积就越小，也就是说，燃烧室的尺寸和重量都比较小。

也可以用火焰筒容积来定义容热强度，即

$$Q_{V_f} = \frac{3600\eta_b W_f H_f}{p_3^* V_f} \quad [kJ/(m^3 \cdot Pa \cdot h)] \quad (4-12)$$

式中， $V_f$  为火焰筒容积 ( $m^3$ )。

现代燃气涡轮发动机主燃烧室的容热强度  $Q_{V_b} = (7 \sim 20) \times 10^2 kJ/(m^3 \cdot Pa \cdot h)$ ，火焰筒的容热强度  $Q_{V_f} = (1.2 \sim 6.5) \times 10^3 kJ/(m^3 \cdot Pa \cdot h)$ 。

#### 4.1.3.7 排气污染少

随着飞机推进系统环境条例的制定，对发动机排气中一氧化碳、不完全燃烧的碳氢化合物、氮氧化物和发烟度等项指标都有了更为严格的要求。因此，为了在所有工作状态下不严重牺牲发动机性能而又保证排气污染少，近年来燃烧室的设计思想发生了很大的变化，出现了一些新颖的结构。例如燃烧分区。

除上述要求之外，还有耐久性、可维修性和可靠性等方面的要求，如寿命长，可达性好，易于修理，可靠性好等等。