

## 第四章 燃烧室的工作原理与特性

### 第四讲 燃烧室的工作特性

#### 4.4 燃烧室的工作特性

在实际使用中，发动机的工作范围很宽广，燃烧室的工作条件变化很大，这就会影响燃烧室的工作过程。例如，燃烧室进口的压力、温度、流速和空气流量等都会因发动机工作状态不同及飞机的飞行高度、速度不同而有所变化，这些变化必然会引起燃烧室工作性能的变化。我们把燃烧室性能随进口气流参数变化的规律，称为燃烧室的工作特性。燃烧室的工作特性主要有燃烧效率特性、熄火特性和流阻特性三方面的内容，燃烧室工作特性一般由试验获得。

##### 4.4.1 燃烧效率特性

燃烧室的燃烧效率特性一般是指燃烧效率与燃烧室的余气系数之间的关系。当然影响燃烧效率的因素不仅仅是余气系数，其他如燃烧室进口气流速度、温度和压力等都对其有不同程度的影响。

###### 4.4.1.1 燃烧效率的计算

燃烧效率 $\eta_b$ 是燃烧室的重要性能指标，下面介绍一种常用的计算 $\eta_b$ 的方法。

设燃烧室进口的空气流量为 $W_a$ ，温度为 $T_3^*$ ，燃料流量为 $W_f$ ，出口的燃气量为 $W_g$ ，

温度为 $T_4^*$ ，显然 $W_g = W_a + W_f$ 。

根据能量平衡关系（参见图 4-18），如果忽略燃烧室向外的散热量，不考虑在高温下燃烧，燃烧产物某些组分的热分解而吸收的热量，则对于燃烧室而言，进入燃烧室的总能量应等于流出燃烧室的总能量。

进入燃烧室的总能量为空气的总焓、燃料的总焓与燃料燃烧后放出的热量。流出燃烧室的总能量为燃气的总焓。于是有

$$W_a i_{3f}^* + W_f i_{3f}^* + W_f \xi_b H_f = W_g i_4^* \quad (4-14)$$

由于忽略了散热量，所以  $\eta_b = \xi_b$ 。则上式可改写为

$$W_a i_3^* + W_f i_{3f}^* + W_f \eta_b H_f = W_g i_4^* \quad (4-15)$$

因为焓值都是相对于某一基准温度而言的，因此，上式中的各个焓值都需用相同的基准温度来进行计算，一般用测定热值时的温度  $T_0$ （通常是 288.15 K）作为基准温度。所以上式可写成

$$W_a (i_3^* - i_0) + W_f (i_{3f}^* - i_0) + W_f \eta_b H_f = W_g (i_4^* - i_0) \quad (4-16)$$

于是燃烧效率  $\eta_b$  为

$$\eta_b = \frac{W_g (i_4^* - i_0) - W_a (i_3^* - i_0) - W_f (i_{3f}^* - i_0)}{W_f H_f} \quad (4-17)$$

由热力学可知，物质的热焓取决于物质的性质（在这里是定压比热）和温度。对于进口的空气和燃料来说，二者的成份是固定的，其性质是一定的，所以只要知道温度就可以确定它们的焓值。

但是对于出口的燃气来说，确定它的焓值就没有那么简单了，因为燃气是由多种不同性质的物质组成的混合物，而且随余气系数  $\alpha_b$  的不同，其成份及其比例会发生变化，因此燃气的焓值就成为余气系数的复杂函数，给确定燃气的焓值带来了困难。

为了解决这个问题，考虑到在通常的燃烧室工况下，余气系数  $\alpha_b > 1$ ，因此，可以把燃气人为地分为两部分，一部分为纯燃烧产物，即  $\alpha_b = 1$  时的燃气，另一部分则为未参与燃烧的剩余纯高温空气，如图 4-19 所示。

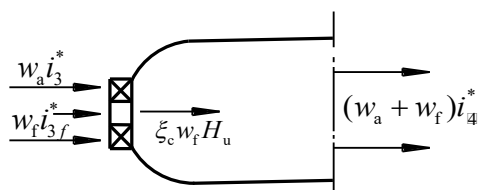


图 4-18 燃烧室能量平衡图

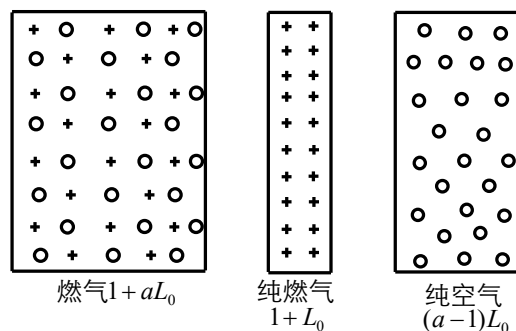


图 4-19 燃气一分为二的示意图

有了这样的思想，再根据余气系数的定义，就可以得到

$$W_g = W_{g(\alpha_b=1)} + W_a' \quad (a)$$

而 
$$W_g = W_f + W_a = W_f(1 + \alpha_b \cdot L_0) \quad (b)$$

$$W_{g(\alpha_b=1)} = W_f + W_a'' = W_f(1 + L_0) \quad (c)$$

式中， $W_a'$  为未参与燃烧的空气流量； $W_a''$  为完全参与燃烧的空气流量。将式 (b)、(c) 代入式 (a)，得

$$W_a' = W_f(\alpha_b - 1)L_0$$

所以 (a) 式又可写为

$$1 + \alpha_b L_0 = (1 + L_0) + (\alpha_b - 1)L_0$$

因此，燃气的总焓为

$$W_g i_4^* = W_{g(\alpha_b=1)} i_{4(\alpha_b=1)}^* + W_a' i_{4(f_b=0)}^* \quad (4-18)$$

即

$$(1 + \alpha_b L_0) i_4^* = (1 + L_0) i_{4(\alpha_b=1)}^* + (\alpha_b - 1) L_0 i_{4(f_b=0)}^* \quad (4-18a)$$

或

$$(1 + \alpha_b L_0) i_4^* = (1 + L_0) i_{4(\alpha_b=1)}^* - L_0 i_{4(f_b=0)}^* + \alpha_b L_0 i_{4(f_b=0)}^* \quad (4-18b)$$

令

$$(1 + L_0) i_{4(\alpha_b=1)}^* - L_0 i_{4(f_b=0)}^* = I_4$$

$I_4$  称为等温燃烧焓差。其定义为：在温度  $T_4^*$  下，1kg 燃料与  $L_0$  kg 空气完全燃烧产生的  $(1 + L_0)$  kg 纯燃烧产物的焓值与  $L_0$  kg 空气在同一温度下焓值的差值。

将等温燃烧焓差  $I_4$  的定义式代入式 (4-18b)，并乘以  $W_f$ ，得

$$W_g \cdot i_4^* = W_f \cdot \alpha_b L_0 \cdot i_{4(f_b=0)}^* + I_4 \cdot W_f \quad (4-19)$$

式中， $i_{4(f_b=0)}^*$  实际上就是温度为  $T_4^*$  时空气的总焓。

将式 (4-19) 代入式 (4-17)，并注意到  $W_g i_0 = W_a i_{0(f_b=0)} + I_0 W_f$ ，其中

$I_0 = (1 + L_0) i_{0(\alpha_b=1)}^* - L_0 i_{0(f_b=0)}^*$  是温度为  $T_0$  时对应于 1kg 燃料的等温燃烧焓差。所以有

$$\eta_b = \frac{W_a(i_4^* - i_3^*) + W_f(I_4 - I_0) - W_f(i_{3f}^* - i_0)}{W_f \cdot H_f} \quad (4-20)$$

或

$$\eta_b = \frac{\alpha_b L_0(i_4^* - i_3^*) + I_4 - I_0 - \Delta i_f}{H_f} \quad (4-21)$$

其中  $\Delta i_f = i_{3f}^* - i_0$  为 1kg 燃料进入燃烧室时的物理焓差，通常与其他项相比可以忽略不计。

但是当预先对燃料有加热时不能略去，可按  $\Delta i_f = c_{pf}(T_{3f}^* - T_0)$  进行计算。

所以，常用的  $\eta_b$  计算式为

$$\eta_b = \frac{\alpha_b L_0(i_4^* - i_3^*) + I_4 - I_0}{H_f} \quad (4-22)$$

需要再一次说明的是，式中  $i_3^*$ ， $i_4^*$  均是空气在燃烧室进、出口截面温度下的总焓值。

在发动机的热力计算及特性计算中，经常需要在已知  $T_3^*$ 、 $T_4^*$  及  $H_f$ 、 $\xi_b$  的条件下计算油

气比，这时，取  $\eta_b = \xi_b$ ，可将式 (4-22) 变为

$$f_b = \frac{1}{\alpha_b L_0} = \frac{i_4^* - i_3^*}{\xi_b H_f - I_4 + I_0} \quad (4-23)$$

为计算简便，常用  $i_3^* = I_0$ ，所以有

$$f_b = \frac{i_4^* - i_3^*}{\xi_b H_f - I_4 + i_3^*} \quad (4-24)$$

式中  $i^* = c_p T^*$ 。事实上，空气的定压比热  $c_p$  是温度的函数，所以计算中必须考虑  $c_p$  的变化，

为计算方便，将  $i^*$ 、 $I$  在不同温度下的值制成了专门的数表供计算中查取（见附表）。

类似地，在加为燃烧室中可用下式计算加力油气比，

$$f_{baf} = \frac{(i_7^* - i_{6B}^*) + \frac{(1 - \nu_{col})f_b}{1 + B}(I_7 - I_{6B})}{\xi_{b.af} H_f - I_7 + i_3^*} \quad (4-24a)$$

其中,  $B$  为涡扇发动机的涵道比,  $v_{col}$  为相对提取的空气质量流量。

#### 4.4.1.2 典型的燃烧效率特性

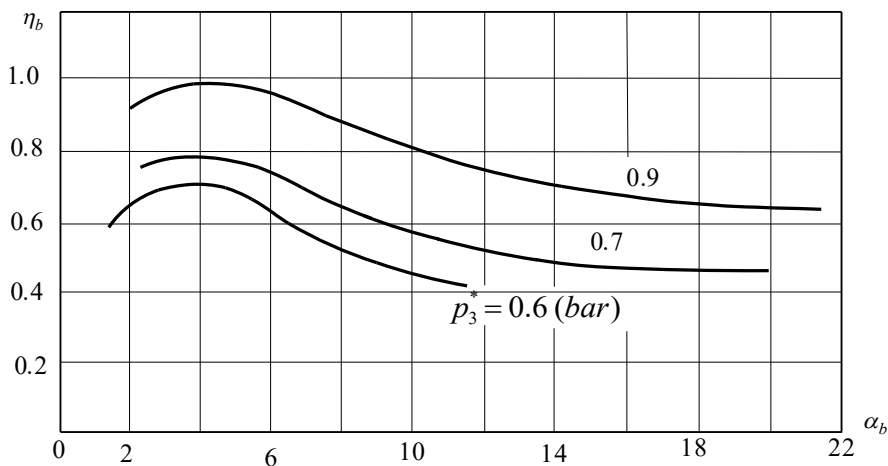


图 4-20 燃烧效率特性

燃烧效率特性通常是通过试验获得的。在燃烧试验器上, 保持进口流速、温度及压力一定的情况下, 改变供油量来改变余气系数, 通过测定  $T_4^*$  算出燃烧效率  $\eta_b$  值, 然后画成曲线, 即得燃烧效率特性。典型的燃烧效率特性如图 4-20 所示。由图 4-20 可以看出, 对于一定几何尺寸的燃烧室, 有一个燃烧效率最高的余气系数, 叫做最佳余气系数, 用  $\alpha_{b-opt}$  表示。通常,  $\alpha_{b-opt}$  值就是燃烧室设计状态下的余气系数。当燃烧室余气系数小于最佳值时, 也就是比最佳余气系数要富油时, 燃烧区的余气系数也比最佳  $\alpha$  要富油, 偏离了最有利的油气混合比, 燃烧速度减小使燃烧效率降低。当供油量增加很多时, 大量煤油蒸发吸热, 燃烧区混合气温度降低, 使燃烧速度进一步降低, 有一部分未燃烧的燃料被气流带走, 故燃烧效率进一步降低, 如图 4-20 曲线左支所示。同理, 当燃烧室余气系数大于最佳值时, 也就是比最佳  $\alpha_b$  要贫油时, 此时燃烧区的余气系数也比最佳  $\alpha$  要贫油, 同样也偏离了最有利的油气混合比, 燃烧速度减小也使燃烧效率降低。当供油量减小很多时, 喷嘴前油压降低, 燃料雾化质量变差, 使燃烧效率进一步降低, 如图 4-20 曲线右支所示。从图 4-20 还可以看出, 当混合气的压力和温度降低时, 会使燃烧效率降低。

#### 4.4.2 燃烧室熄火特性

由前面的分析可知, 当余气系数过大或过小时, 都有可能引起燃烧室熄火。过大的  $\alpha_b$  所引

起的叫贫油熄火，过小的  $\alpha_b$  所引起的叫富油熄火，混合气的余气系数只有在它们之间才能维持稳定地燃烧。这种能够维持稳定燃烧的余气系数的范围就是稳定燃烧的范围，常用  $\Delta\alpha_b$  来表示。在混合气初温、初压一定时，稳定燃烧范围随燃烧室进口气流速度的变化关系，称为熄火特性，或燃烧稳定特性。

典型的熄火特性如图 4-21 所示，它也是通过实验测得的。由图可见，随着燃烧室进口气流速度  $c_3$  的增大，稳定燃烧范围变小。这是因为气流速度增大时，火焰前锋不容易稳定，不容易形成稳定的点火源。 $c_3$  越大就越要求火焰中心区的余气系数接近火焰传播速度为最大值的余气系数，因而余气系数  $\alpha_b$  的变化范围越来越小。当  $c_3$  过小时，因为进入燃烧室的空气流量随之减小，使供油量也随之减少，因而燃油压力降低，雾化质量变差，点火源显著后移，这时，贫油程度不要很大就可使点火源丧失，导致熄火，因而贫油边界迅速缩小。

在燃烧室进口气流速度保持不变的条件下，混合气的初温、初压升高时，火焰传播速度增大，混合气稍富油或稍贫油一些，也能形成稳定的点火源，维持稳定的燃烧。所以，混合气的初温、初压升高，稳定燃烧范围增大。反之，稳定燃烧范围缩小。

图 4-22 表示的是某环形燃烧室的熄火特性，可见，环形燃烧室的稳定燃烧范围较大。

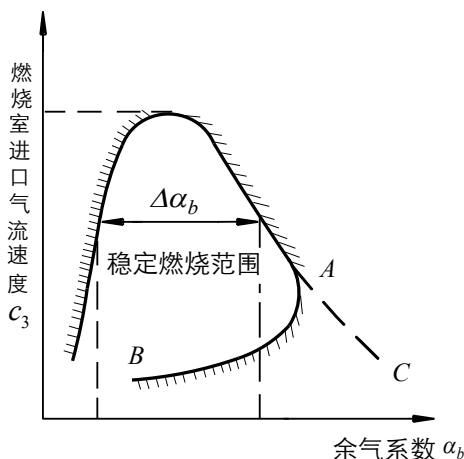


图 4-21 燃烧室的熄火特性

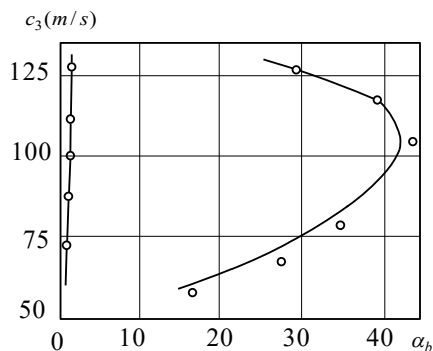


图 4-22 环型燃烧室的熄火特性

实验证明：混合气初压维持在 101325 Pa 以上变化时，它对稳定燃烧范围的影响还不算大；但是，当混合气初压低于 101325 Pa 后，初压下降，稳定燃烧范围将大为缩小。由此可知，飞机在高空飞行时，由于燃烧室进口的初温、初压都减小，燃烧室稳定燃烧范围将大为缩小，所以在高空燃烧室容易熄火。

#### 4.4.3 燃烧室的流阻特性

燃烧室的流阻特性是指在燃烧室中因流动及燃烧过程所带来的压力损失对燃烧室性能的影响规律。

造成燃烧室总压损失的原因主要是以下几个方面：

- (1) 气流通过燃烧室头部进口扩压器时的扩压流阻损失；
- (2) 气流进入火焰筒前、后，经过表面缝隙和小孔时的摩擦损失；
- (3) 燃烧室中的回流、紊流和冷热空气掺混中，气流与气流之间相互作用的摩擦损失；
- (4) 对气流加热而引起的热阻损失。

其中以前三项流动损失为主，热阻损失为辅。而流动损失，主要与进口气流速度有关。

总的来说，总压损失越小越好，但这也不是绝对的。我们知道，燃烧室的基本任务是燃烧燃料，而为了稳定火焰和组织激烈的紊流燃烧，并使燃烧产物与二股气流迅速掺混，却都必须付出一定的总压损失为代价。此外，燃烧室的加热过程也必定引起热阻损失。可见，从根本原理上看，这些损失都是不可避免的，在某种意义上讲还可以说是有用的。因此，减小总压损失要靠良好地组织气流来把“有用的”损失合理地减小，更主要的是要把那些无用的总压损失减小到最低限度。

一般对燃烧过程而言，扩压器产生的总压损失是间接的或不必要的无用损失，应当尽量地减小，而火焰筒及旋流器等进气装置所引起的总压损失是直接的或有利于改善燃烧过程和掺混过程的，在一定意义上说是“有用的”损失，因此应当保持一定的数值，而并非越小越好，否则就可能无法满足所要求的燃烧室性能。

燃烧室的总压损失常用两种参数来表示：总压恢复系数 $\sigma_b$ 和阻力系数 $\psi_b$ ，即

$$\sigma_b = \frac{p_4^*}{p_3^*}$$

$$\psi_b = \frac{p_3^* - p_4^*}{\frac{1}{2} \rho c^2}$$

确定阻力系数的数值时，一般取燃烧室的进口截面或最大截面作为计算动压头 $\frac{1}{2} \rho c^2$ 的基准截面，可见，对同一流阻所得的阻力系数将因选取的基准截面不同而异。因此，在给出阻力系数的数值时，必须指明它是相对于哪个基准截面的数值。

压力损失对发动机的性能有很大的影响，研究表明，燃烧室总压恢复系数 $\sigma_b$ 每提高1%，发动机的单位推力可提高0.35%～0.45%，同时，发动机的经济性也可以得到相应的改善，所以总的来说，应尽量降低燃烧室的总压损失。

燃烧室阻力系数 $\psi_b$ 由流阻系数和加热阻力系数两部分组成，其中流阻系数与燃烧室气体流动的 $R_e$ 数有关，当 $R_e$ 数很大（ $R_e > 10^5 \sim 10^6$ ）时，流动进入自模化区，流阻系数是一个定值，它与燃烧室内的气流速度无关，而只与燃烧室的结构有关。可见，流阻系数可以作为一个衡量燃烧室结构在流动方面完善性的指标。

流阻系数一般是在冷吹风状态下用试验方法确定的，当  $R_e$  数大于临界  $R_e$  数时，它是一个定值。但是当进行燃烧时，除了会引起热阻损失外，还会对燃烧室的流动特性产生影响，这些都将使燃烧室的阻力系数有所增大。此时，加温比

$T_4^*/T_3^*$  越大，阻力系数的数值也就越大。不过在缺乏实验资料时，对于加温比不太大的涡轮喷气发动机主燃烧室，取冷态的数据用于热态，在大多数情况下不致引起过大的误差。

取燃烧室进口截面 3 作为基准截面，由式 (4-9) 可得总压恢复系数和阻力系数之间具有如下的关系：

$$\sigma_b = 1 - \frac{\gamma}{2} \psi_{b3} M_3^2 \quad (4-25)$$

由式 (4-25) 可知，燃烧室总压恢复系数是燃烧室阻力系数和进口气流  $M$  数的函数。从式 (4-25) 可得出如下结论：当  $M_3$  的值较小时，可以允许有较大的  $\psi_b$  值，并不会造成很大的总压损失；但当  $M_3$  的值较大时，它的影响显著，这时即使采用不大的  $\psi_b$  值也会引起较大的总压损失，使  $\sigma_b$  下降很多，更不用说采用大的  $\psi_b$  值了。图 4-23 给出了式 (4-25) 所表明的上述关系。

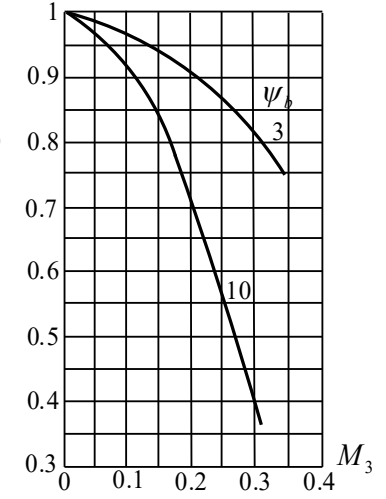


图 4-23 总压恢复系数随进口气流  $M$  数变化的关系曲线

由上面的分析可以看出，降低  $\psi_b$ ，特别是降低进口气流  $M$  数对提高  $\sigma_b$  是有利的，但降低进口气流  $M$  数要受到径向尺寸和压气机出口参数的限制，过分减小  $\psi_b$  则可能削弱燃烧及掺混过程，因此两方面的问题要综合考虑，以获得良好的燃烧和尽可能小的压力损失。

燃烧室的流阻特性可以通过燃烧压力损失  $\Delta p_{34}^* (= p_3^* - p_4^*)$ 、阻力系数  $\psi_b$ 、最大截面平均气流速度  $c_M$  和最大截面面积  $A_M$  之间的关系来表示。

取燃烧室的最大截面（用下标  $M$  表示）为基准截面，则由阻力系数的定义得

$$\psi_{bM} = \frac{\Delta p_{34}^*}{\frac{1}{2} \rho_M c_M^2} \quad (4-26)$$

最大截面的流量即燃烧室流量  $W_a = \rho_M c_M A_M$ ，由于燃烧室内的气流  $M$  数不大，可近似认为是不可压流，因此假设  $p_3 = p_3^*$ ，且  $\rho_M = \rho_3 = p_3 / RT_3$ ，代入式 (4-26) 得

$$\psi_{bM} = \frac{\Delta p_{34}^*}{\frac{p_3}{2RT_3} \left( \frac{W_a}{\rho_M A_M} \right)^2} = \frac{\Delta p_{34}^* / p_3^*}{\frac{R}{2} \left( \frac{W_a \sqrt{T_3}}{p_3 A_M} \right)^2}$$

所以



$$\frac{\Delta p_{34}^*}{p_3^*} = \frac{R}{2} \psi_{bM} \left( \frac{W_a \sqrt{T_3}}{p_3 A_M} \right)^2 \quad (4-27)$$

式 (4-27) 给出了燃烧室总压损失、阻力系数、进口气流参数和最大截面面积之间的关系。

主要是三个组合参数：一个是  $\Delta p_{34}^*/p_3^*$ ，即总压损失占进口总压的百分比；另一个是阻力系

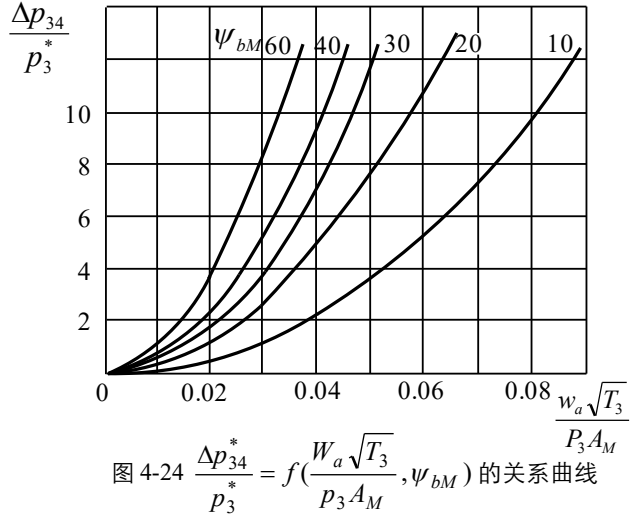
数  $\psi_{bM}$ ；再一个是  $\frac{W_a \sqrt{T_3}}{p_3 A_M}$ ，这个参数

可以看成是基准截面的平均气流速度  $c_M$  的度量，因为

$$\frac{W_a \sqrt{T_3}}{p_3 A_M} = \frac{W_a}{\frac{p_3}{RT_3} A_M} \frac{1}{R \sqrt{T_3}} = \frac{c_M}{R \sqrt{T_3}} \quad (4-28)$$

28)

这三个组合参数的关系曲线如图 4-24 所示。它们的选取要综合考虑，才能使设计的燃烧室在较小的损失下获得良好的性能。



#### 4.4.4 燃烧室的使用特性

当燃烧室在燃气涡轮发动机系统中工作时，燃烧室的工作条件就取决于发动机的工作状态。当发动机的工作状态改变时，其进口参数（如进口气流速度，进口气流压力和温度）以及余气系数等的变化并不是独立的，而是相互联系与影响的，因此，分析燃烧室的特性变化时，必须同时考虑上述所有各参数的变化，才能正确地掌握燃烧室的性能。

燃烧室作为发动机的心脏，预防燃烧室熄火对于保证发动机工作可靠与飞机飞行安全都是至关重要的，因此必须对燃烧室的熄火问题给予足够的重视。

##### 4.4.4.1 燃烧室的稳定工作范围随发动机工作条件的变化规律

当飞行高度、飞行速度和发动机转速变化时，发动机的工作状态也随之改变。这会使燃烧室的进口气流速度、压力、温度发生变化，影响燃烧区的气流速度和火焰传播速度，从而引起稳定燃烧范围发生变化。实验表明，进口气流速度受发动机转速变化的影响最大。

##### (1) 飞行高度变化时，稳定燃烧范围变化的情形

当发动机的转速不变，飞行高度升高时，燃烧室进口气流速度的变化不大，但是混合气的初温、初压却随大气温度和压力的降低而降低；同时，空气密度随高度的升高而减小，使发动机的空气流量减小，供油量也相应减小，喷嘴前油压降低，燃料雾化质量变差。这些都

使稳定燃烧范围随飞行高度升高而不断缩小（如图 4-25 所示），特别是贫油极限边界，随着飞行高度的升高而急剧减小。这是因为贫油燃烧时，供油量本来就较小，高度升高后，供油量就更小，使燃料的雾化质量变得更差的缘故。因此，飞机在高空飞行时，若燃烧室余气系数变化过大，容易超出稳定燃烧范围而引起发动机熄火停车。

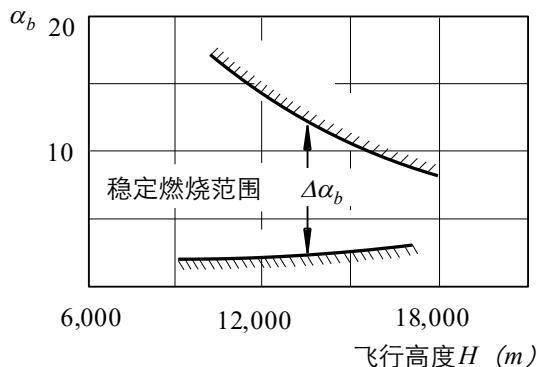


图 4-25 燃烧室稳定燃烧范围随飞行高度的变化

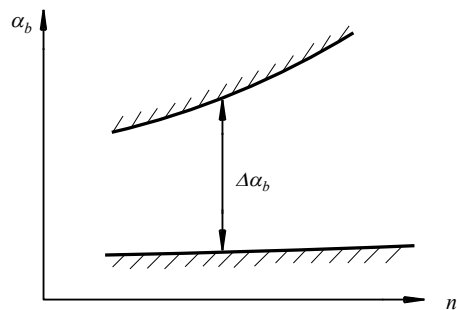


图 4-26 燃烧室稳定燃烧范围随转速的变化

## (2) 飞行速度变化时，稳定燃烧范围变化的情形

发动机的转速不变，飞行速度减小时，燃烧室进口气流速度的变化不大。然而由于冲压比减小，混合气的初温、初压降低；同时，由于发动机的空气流量减小，供油量也相应减小，喷嘴前油压相应降低，燃料雾化质量变差。因此，稳定燃烧范围随飞行速度的减小而减小。

## (3) 发动机转速变化时，稳定燃烧范围变化的情形

发动机的转速增大时，压气机增压比增大，空气流量增大。前者使混合气的初温、初压升高。后者使供油量相应地增多，喷嘴前油压增大，燃料的雾化质量变好；同时，空气流量增大又会使燃烧室进口气流速度相应地增大，从而增大了燃烧区局部气流速度。将这些因素综合起来分析，一方面，初温、初压升高和雾化质量变好，使火焰传播速度增大，有利于稳定燃烧；另一方面，燃烧区局部气流速度增大，又不利于稳定燃烧。稳定燃烧范围具体怎样变化，要看这两方面的影响哪一个起着主导作用而定。随着转速的增加，对贫油极限来说，初温、初压的升高和雾化质量的改善，使火焰传播速度的增大对稳定燃烧的影响比局部气流速度的增大对稳定燃烧的影响大，所以贫油极限的数值是随着转速的增大急剧增大的；对富油极限来说，由于雾化质量在小转速时已经较好，转速再增大，雾化质量的提高对火焰传播速度的影响不太大，而局部气流速度的增大，对稳定燃烧不利，所以富油极限的数值随转速的增大稍有增大。由此可见，随着发动机转速的增大，因贫油极限的数值增大得比富油极限的快，所以稳定燃烧范围增大（见图 4-26）。发动机用小转速工作时，若燃烧室余气系数变化过大，容易超出稳定燃烧范围而引起发动机熄火停车。

### 4.4.4.2 发动机工作时，易导致燃烧室熄火的条件

以上分析了燃烧室的稳定燃烧范围随着发动机工作条件的变化规律，在使用中，为确保燃烧室的稳定工作，还必须要分析一下在哪些条件下容易导致燃烧室熄火，以便在使用维护工

作中给予充分注意并积极采取有效措施，防止燃烧室熄火的发生。

(1) 在高空猛收油门或收油门断加力时，由于供油量变化较大，使燃烧室的余气系数变化超出稳定燃烧范围，易造成燃烧室贫油熄火。

(2) 在高空小速度飞行时，操纵飞机的动作过猛，飞行姿态变化剧烈，会使进入发动机的空气流量突然减小过多，造成燃烧室富油。本来在高空、小速度条件下燃烧室的稳定燃烧范围较小，结果可能使燃烧室富油熄火。

(3) 当压气机或超音速进气道发生失速、喘振等不稳定现象时，会造成进入发动机的空气流量振荡，并在短时间内空气流量下降过多（严重时流量突然中断），结果造成燃烧室余气系数剧减，燃烧室富油熄火。

(4) 当飞机发射武器或编队飞行时吸入大量含氧量极少的废燃气，对于燃烧室来说混合气含氧量少，会造成燃烧室无法保证正常燃烧。

实际飞行中，各种因素的影响是很复杂的，一些特殊情况的出现也可能造成燃烧室熄火，例如，零过载燃料失重；燃料中水分在高空遇冷结冰堵塞油滤；油箱内增压空气压力过小；燃料系统故障等，都有可能造成供油不足、供油中断或供油过多而发生熄火停车现象，因此在维护使用中需加强对燃油系统的检查。