

## 第四章 燃烧室的工作原理与特性

### 第五讲 加力燃烧室的工作原理

#### 4.5 加力燃烧室的工作原理

现代的军用涡扇、涡喷发动机为了进一步在短时间内增大发动机的推力，大都采用复燃加力方案，因此要设置加力燃烧室，加力燃烧室已成为现代航空燃气涡轮喷气发动机的重要部件。

加力燃烧室位于涡轮和尾喷管之间，工作时利用燃气流中的剩余氧气重新喷入燃油进行再次燃烧，进一步增大燃气温度和排气速度，从而增大发动机的推力。

对于大部分发动机而言，复燃加力能较最大状态的推力可增加约 50%，对于涡轮风扇发动机而言，可增加 50%以上；而在高空、高速条件下加力时，推力可以增加 1~2 倍甚至更多。但增加推力是以较高的耗油率为代价的，且燃烧效率较低。据计算，加力时，推力增大 50%，相应的燃油流量增加约二倍左右。因此，加力燃烧室一般只是在军用飞机的起飞、爬升和战斗中急剧加速等短时的工作状态下才使用。

由于加力燃烧室所处的位置和工作条件与主燃烧室相比有较大的差异，因此加力燃烧室的工作有它自己的一些特点。下面就着重介绍加力燃烧室的工作特点。

##### 4.5.1 加力燃烧室的工作条件及对它的要求

###### 4.5.1.1 加力燃烧室工作条件的特点

加力燃烧室的位置和作用决定了加力燃烧室工作条件的特点，这些特点是：

(1) 加力燃烧室进口气流的总温高、总压低、气流速度大。

加力燃烧室的进口气流是混排涡扇发动机混合器后或涡喷发动机涡轮后的燃气，因此总压较低，气流速度大，而总温却比主燃烧室进口的气流高。进口总温高对组织燃烧有利，但气流速度大和总压低却对组织燃烧不利，尤其是在高空、低速的飞行条件下，进口总压会更低。

(2) 进入加力燃烧室的气流是在主燃烧室中已经燃烧过的燃气，因而含氧量低，惰性成分增加，不利于组织稳定的燃烧。

(3) 由于加力燃烧室出口只有可调喷管，没有其他旋转部件，因此出口气流温度不受过多限制，因而余气系数可以比较小，一般为 1.2 ~ 2.0 左右。在当前的材料性能及冷却技术不

断提高的条件下，出口温度  $T_{af}^*$  可以比  $T_4^*$  高得多，可达 2000 K 左右。

(4) 加力燃烧室总是在发动机最大状态下投入工作的，在整个飞行范围内进口气流速度和温度变化量不大，但进口压力的变化较大。

#### 4.5.1.2 对加力燃烧室的要求

对加力燃烧室性能的基本要求同主燃烧室一样，但根据加力燃烧室工作条件的特点，对它还有一些特殊的要求：

(1) 减小流体阻力。

由于加力燃烧室内气流速度大，而且其供油、点火及火焰稳定装置等部件在加力燃烧室不工作时产生较大的阻力与总压损失，为了提高发动机的性能，要求流体阻力尽可能地小。

(2) 提高燃烧效率，降低发动机的耗油率。

(3) 出口流场应均匀（包括压力、温度、速度场），以减小推力损失。

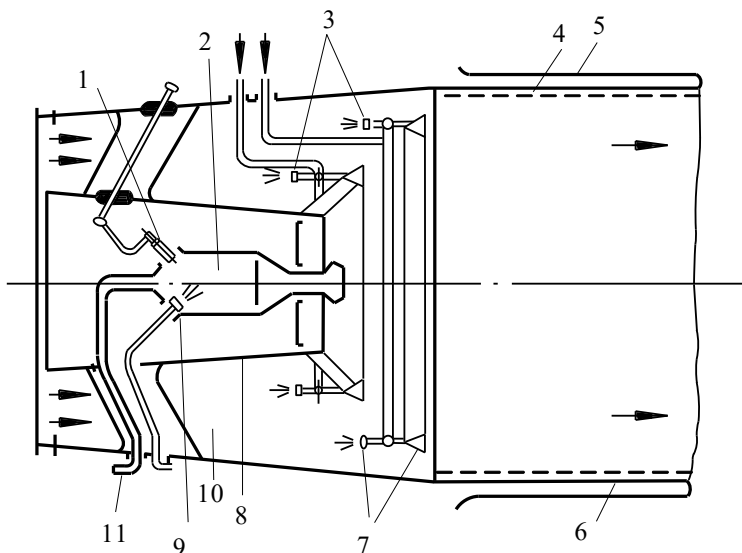
(4) 点火和燃烧稳定性好。

由于加力燃烧室工作时喷管最小截面面积都是处于最大位置状态（其道理将在第七章中阐述），若点火性能不好或加力燃烧室熄火，将对涡扇发动机（或双转子涡喷发动机）的压气机、风扇的稳定工作造成极为不利的影响。

(5) 防止振荡燃烧的发生。

#### 4.5.2 加力燃烧室的工作过程

加力燃烧室由扩压器、供油装置、点火装置、火焰稳定器、加力筒体等部件组成，如图 4-27 所示。



1-加力电嘴；2-预燃室；3-加力喷嘴；4-波纹壁；5-冷却管；6-加力筒壁；  
7-加力燃油总管；8-内锥体；9-预燃喷嘴；10-扩散段；11-空气导管

图 4-27 加力燃烧室结构简图

加力燃烧室的工作过程包括：

(1) 气流经扩压器减速

加力燃烧室的扩压器与主烧室的扩压器在原理上是相同的，目的都是使高速气流减速增压。在加力燃烧室的扩压器中一般还有整流支板，除起支承作用外还可对流向火焰稳定器的气流整流，有利于进气均匀。

(2) 供油

大多数加力燃烧室用直流式喷嘴，即在喷油环上和喷油杆上布置许多小孔作为喷嘴，喷射方向分为顺气流方向和逆气流方向，以使得燃料的分布更加合理，燃料与燃气混合得更加充分、均匀，有利于燃料的蒸发和掺混。

(3) 点火

加力燃烧室的点火与主燃烧室的点火有类似之处，也是靠外加点火源先将局部混合气点燃，然后火焰再扩展到整个空间。在加力燃烧室点火，有利的方面是气流温度高，但是气流速度大，压力低，燃气中含氧少都会造成点火困难。因此加力燃烧室的点火是一个很重要的问题，也是衡量发动机性能的一个重要方面。

目前使用的加力点火方法主要有预燃室点火、热射流点火、催化点火和电嘴直接点火等四种。

①预燃室点火。预燃室本身实际上是一个小燃烧室，预燃室工作后，即喷出一股能量较大的火舌来点燃加力燃烧室中的混合气。图 4-27 所示的点火装置即为预燃室。

②热射流点火。在加力供油的同时，在主燃烧室中部适当位置定量输入一股燃油。这股燃油被高温燃气点燃后成为一股能量强大的火舌，穿过涡轮，到达加力燃烧室，将加力燃烧室中的混合气点燃。为了点火可靠起见，一般在加力燃烧室再喷入一股燃油接力，如图 4-28 所示。这种点火方式结构简单，工作可靠，能获得良好的高空点火性能。但是，由于点火的

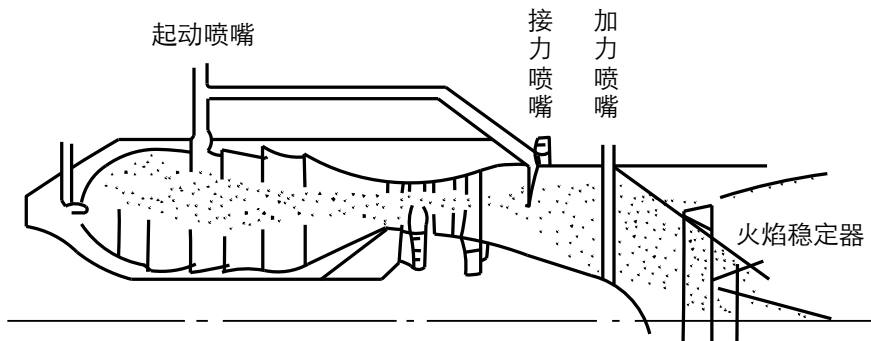


图 4-28 加力燃烧室热射流点火示意图

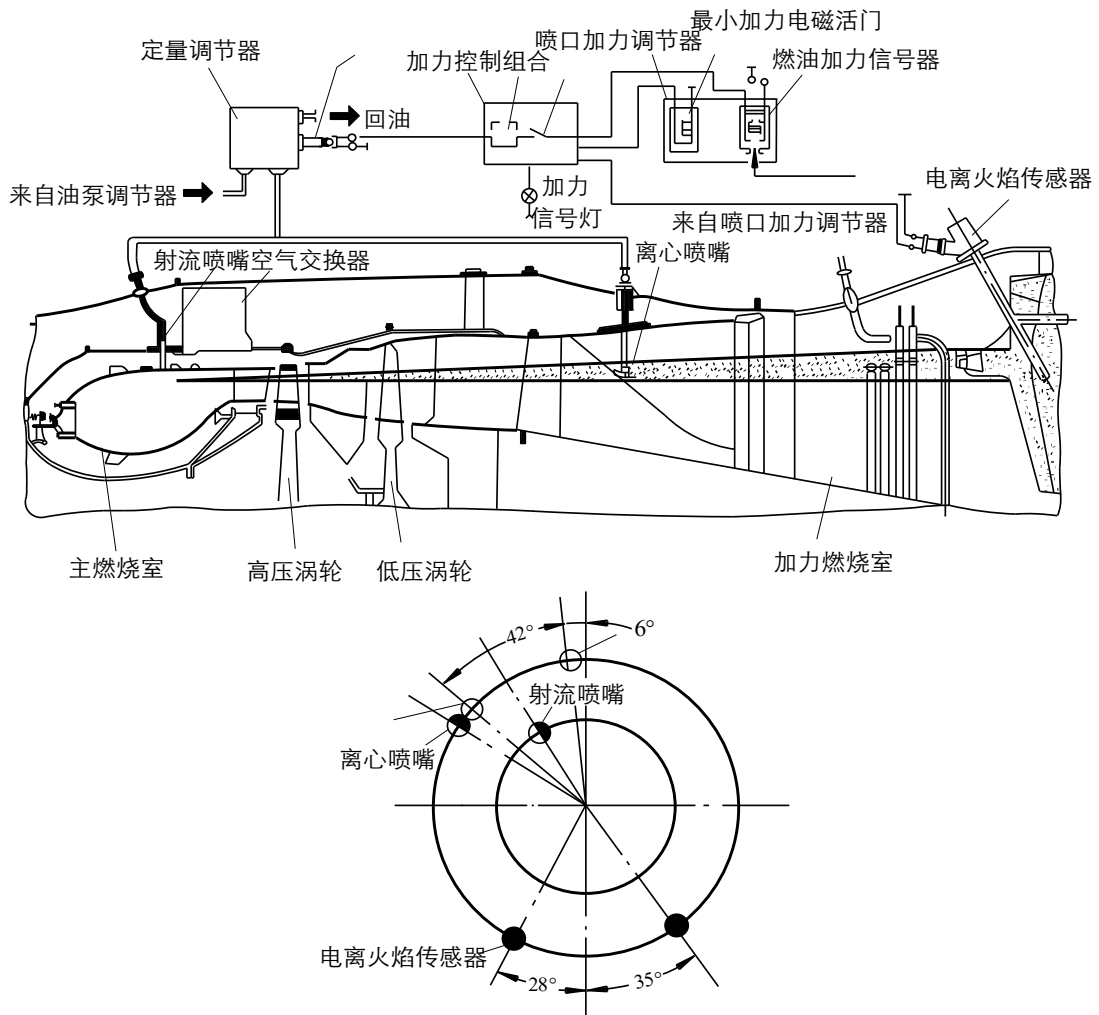


图 4-29 某涡扇发动机加力燃烧室热射流点火及控制系统简图

“火舌”要瞬时穿过涡轮，因而对涡轮的热强度有一定的要求。图 4-29 所示的是某低涵道比涡扇发动机的加力热射流点火及其控制系统简图。该型发动机由于是双涵道，内涵燃气与外涵空气经混合器混合后进入加力燃烧室，因此气流温度与单涵道涡喷发动机相比大大的降低，增加了点火的困难；而常用的预燃室式点火方式由于预燃室体积较大，增加了流动损失；同时，由于该型发动机的涡轮叶片采用了空心定向单晶叶片，叶片的热负荷承受能力大大增强，而且采用的是脉冲点火（为三次作用时间为  $0.3 \pm 0.1$  秒，间隔时间为  $0.5 \pm 0.2$  秒的脉冲），所以涡轮有较强的承受能力。针对这些情况，该型发动机采用热射流点火方式取得了较好的效果。

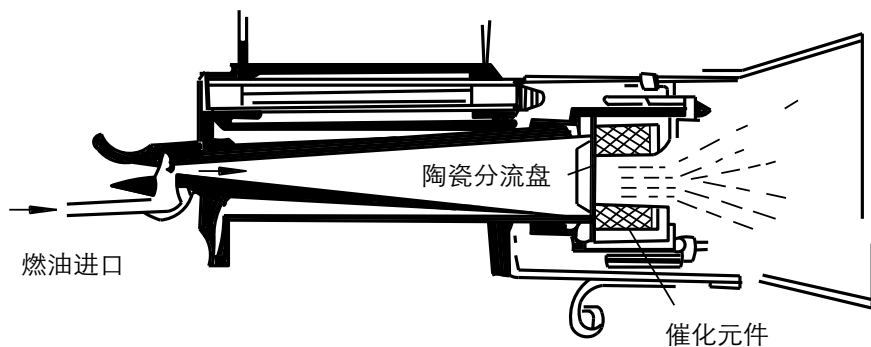
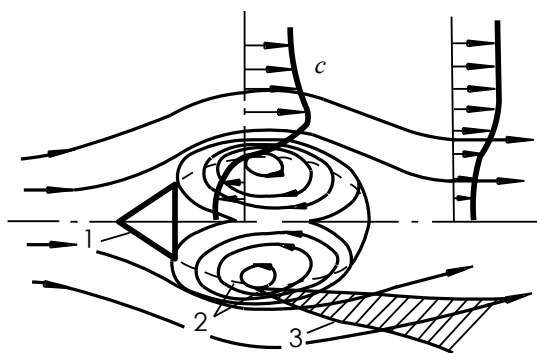


图 4-30 铂-铑催化点火器示意图

③催化点火和电嘴点火。催化点火是一种较新的点火技术，是靠由铂-铑丝编织的网对流过它的混合气产生电离现象，进行催化作用，使进入点火器的混合气自发点火燃烧，于是形成的火舌从点火器喷出，将加力燃烧室中的混合气点燃，如图 4-30 所示。这种点火方法简单，效果也好，只是在使用较久后，铂-铑丝表面会被油垢污染覆盖，混合气被阻隔，将影响点火的可靠性。斯贝发动机用的就是这种点火器。

由于电嘴点火是用高能电嘴产生的火花直接点火，所以要求功率比较大。



1-火焰稳定器；2-回流区边界；3-燃烧区

图 4-31 V 型火焰稳定器附近气流的分布情况

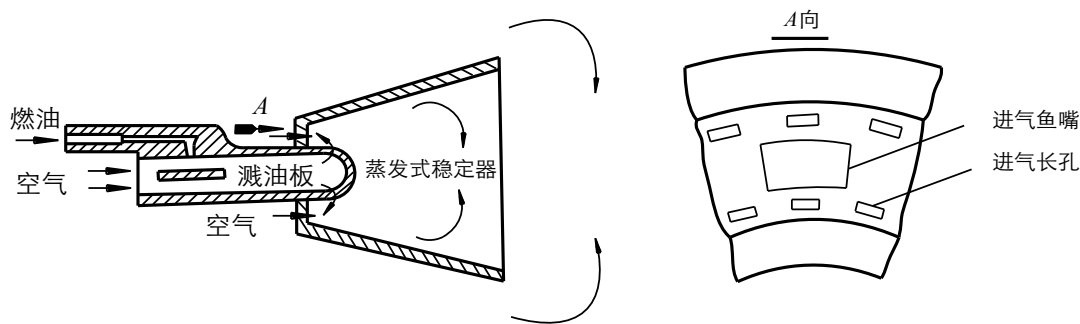


图 4-32 蒸发式火焰稳定器

#### (4) 稳定燃烧

与主燃烧室工作一样，火焰稳定也是加力燃烧室的关键问题。加力燃烧室中也是用建立回流区的方法来使火焰稳定的，其机理与主燃烧室中的火焰稳定完全

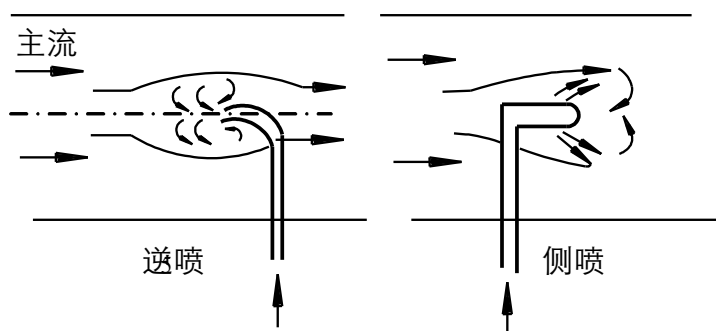


图 4-33 气动式火焰稳定器

相同。常见的火焰稳定器是  $V$  形火焰稳定器，如图 4-31 所示。这种稳定器形成的回流区的范围和强度比主燃烧室的小。除此之外，还有蒸发式火焰稳定器（见图 4-32）、气动式火焰稳定器（见图 4-33）等。值得一提的是我国在 20 世纪 80 年代初研制成功的沙丘驻涡火焰稳定器，与同样阻塞比的  $V$  形火焰稳定器相比，阻力下降 75%~80%，贫油稳定极限大幅度扩展，点火性能也有明显改善，可点燃气流速度比  $V$  形火焰稳定器高出 40% 左右，燃烧效率有所提高，在低温和低压下仍能保持其原有的性能，已在某型涡喷发动机的加力燃烧室中得到实际应用。

### 4.5.3 振荡燃烧概述

振荡燃烧是在气流中燃烧时气柱的一种脉动现象，是一种不稳定燃烧，其频率范围很宽。振荡燃烧常常发生在加力燃烧室和冲压发动机的燃烧室中，而在主燃烧室的振荡燃烧现象是很少见的。图 4-34 表示的发动机燃烧室在飞机飞行包线中可能出现燃烧不稳定性的区域。

#### 4.5.3.1 振荡燃烧的类型

在加力燃烧室的燃烧过程中，出现燃气压力脉动现象是经常的，即使在正常燃烧时，也有压力脉动，不过这时脉动的振幅较小，一般其幅值不超过平均压力的 2%。微小的压力脉动，对加力燃烧室的工作并无妨碍，属正常现象。但是，当振幅值超过平均压力的 10% 时，情况就不同了，它将影响加力燃烧室的正常工作，这种情况称为振荡燃烧。

一般将振荡燃烧按压力脉动频率可分为三类。

##### （1）高频振荡燃烧

压力脉动频率在 300~3000 Hz 之间，压力振幅较大的振荡燃烧，称为高频振荡燃烧。

加力燃烧室出现高频振荡燃烧时，声音尖叫，刺耳难听，俗称“声啸”。高频振荡燃烧虽然还不至于使加力燃烧室熄火，但可能激起零件或薄壳颤振，在较大的振动应力作用下而破坏，也可能使筒体过热而烧坏。

##### （2）中频振荡燃烧

压力脉动频率在 50~300 Hz 之间，压力振幅较大的振荡燃烧，称为中频振荡燃烧。

加力燃烧室出现中频振荡燃烧时，燃烧极不稳定，严重时熄火。燃烧不稳定还会引起发动机转速摆动，加力推力减小；也会使筒体过热。加力燃烧室筒体零件可能被振松、振裂，还可能激起喷管颤振。

##### （3）间歇振荡燃烧

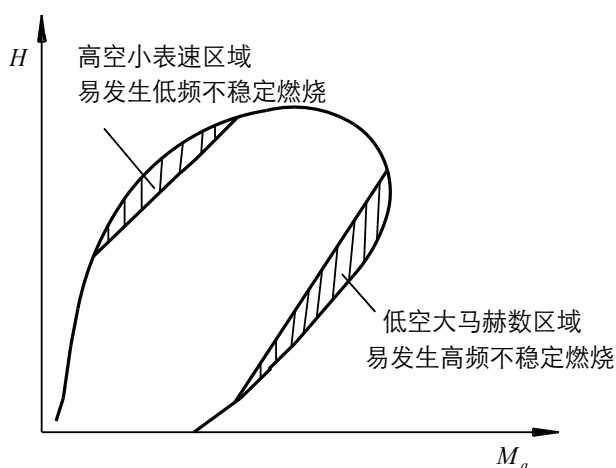


图 4-34 飞行包线中的不稳定燃烧区

这是一种无固定频率的振荡燃烧，也叫松弛振荡燃烧，燃烧过程中出现这种现象时，波形周期长短不同，在波峰上重叠有高频振幅的小波动，压力波振幅值很大。这种振荡燃烧危害很大，轻则熄火，重则使筒体振裂。

#### 4.5.3.2 产生振荡燃烧的原因

高、中频振荡燃烧是发生在加力燃烧室中的一种振荡过程。实验表明，在某一个系统中，自激振荡的发生和发展必须满足下述两个条件：第一，必须从外界向系统输入足够大的能量。这里所说的足够大，一方面是指足以克服阻止振荡的各因素（粘性、流动阻力及其他）；另一方面，还应能足以补偿将燃气排出系统所消耗的能量；第二，为了激起系统的自激振荡，必须有良好的反馈，也就是说，外界向系统输入的能量随时间的变化，足以引起系统压力的振荡，并且还应进而导致压力振荡的增强。

对于加力燃烧室这个特定的系统来说，如果具备了上述两个条件，也就会产生振荡燃烧。在加力燃烧室中，第一个条件是存在的，足够大的能量的来源就是燃烧区中的放热量。至于第二个条件，就要根据具体情况来分析。

研究表明，高、中频振荡燃烧属于声振的范畴。所谓声振，是气流中声波振动的简称。根据声波产生的原理可知，声振与气体压力的振动是同时发生的。在加力燃烧室中，气流始终存在着微弱的声振，当其到达火焰前锋时，会引起火焰前锋的位置及其形状发生改变，最终导致单位时间内放热量的改变，从而使加热量脉动。如果加热量脉动的频率和相位与声振某种振型的频率和相位相同或相近，则会发生共振，使压力振幅增大。

然而，更主要的反馈来源于燃气的速度和压力脉动。来自涡轮的燃气，其速度和压力具有强烈的脉动。气流速度的脉动会使火焰稳定器后缘上的火焰一会儿中断，一会儿复燃；同时，还会使混合气一会儿贫油，一会儿富油。这些都会给燃烧过程的稳定性带来明显的影响，因而它是使能量反馈的重要因素。压力脉动是能量反馈的又一个重要因素。由于加力燃烧室中的 $\alpha_{baf}$ 较小，当 $\alpha_{baf}$ 进一步减小和涡轮后的燃气压力升高时，火焰前锋供给的能量会大大增加，

当 $\alpha_{baf} < 1.2 \sim 1.3$ 时，火焰前锋供给的能量会大于消耗的能量，声振的振幅会急剧增大到危险值，从而出现振荡燃烧。至于振荡燃烧属高频还是中频，完全由加力燃烧室的声振特性所决定。

间歇振荡燃烧（又叫放炮），多数发生在临近富油熄火（或贫油熄火）之前。在混合气比较富油的情况下，火焰稳定器附近局部区域的混合气的余气系数可能接近或超出富油极限而产生爆燃，振灭火焰；当这团混合气团排出后，火焰稳定器后局部区域的混合气余气系数又暂时恢复正常，重新点着。但又接着出现富油混合气团，再爆燃，再次振灭火焰，如此重复，出现放炮现象。以后，如再增加供油量，就会很快达到富油熄火极限。

严格地说，放炮不是一种声频振荡燃烧现象。它不过是油气混合气团的爆燃所引起的无规则的脉冲，而声频振荡则是有一定的频率和振幅的声振。二者没有多少相似之处。

#### 4.5.3.3 防止振荡燃烧的措施

由上面的分析可知，间歇振荡燃烧是在混合气接近富油或贫油极限的情况下发生的，一般

不属于声振振荡燃烧，因此，无法从构造上采取措施来预防。在使用中，注意使用范围，不要使加力燃烧室在富油边界（或贫油边界）工作。下面主要介绍在构造上防止声振振荡燃烧采取的措施。

为了防止声振振荡燃烧的发生，从原理上讲，主要应从两方面着手：一方面应尽量减少声振振源的能量；另一方面增加振动阻尼，使振荡的能量逐渐减小，振幅也随着减小，这样可以防止振荡燃烧的产生和发展。

构造上采取的措施，很难严格区分哪些是为了减小声振振源能量，哪些是为了增加阻尼振动的。大致可以区分如下：

#### （1）减小声振振源能量采取的措施

将燃料喷嘴沿轴向错开排列，一部分加力喷嘴在后。这样，压力波的脉冲便不会同时作用在所有的加力喷嘴，供油量也就不会发生较大的变化，大大地削弱了加热量的脉动。另外，即使发生供油量的脉动，由于错开排列，使两组供油量的脉动有一定的相位差，这也有利于削弱加热量的脉动。

采用流量较小的加力喷嘴，增加加力喷嘴的数目。这样，可以减小燃料分布不均匀的程度，从而防止产生放炮现象。

#### （2）增加阻尼采取的措施

将两个或两个以上的稳定器，沿轴向前后错开安装。这样，当混合气的余气系数不均匀而引起振荡燃烧时，可以使一个火焰稳定器附近的混合气贫油，另一个火焰稳定器附近的混合气富油，从而造成一个加热量的脉动对另一个加热量的脉动起阻尼作用。

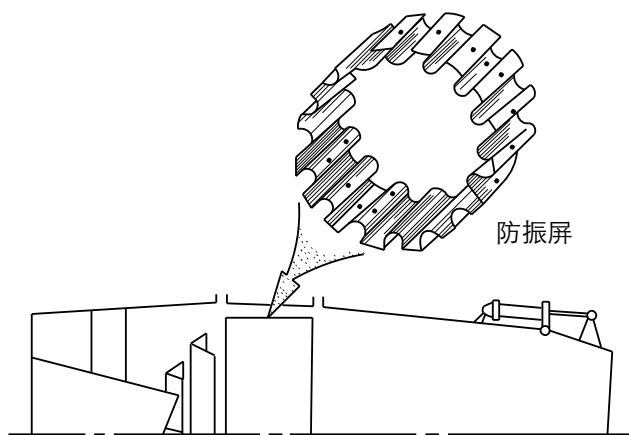


图 4-35 加力燃烧室中的防振屏

在加力燃烧室内安装防振屏，如图 4-35 所示。在防振屏内是参与燃烧的燃气，温度高，音速大（即声波的传播速度大），纵向谐振频率高；在防振屏外，是未参与燃烧的燃气，此处的温度低，音速小，纵向谐振频率低，两种谐振频率不同的声波，可互相干扰；防振屏上开有一些小孔可加强防振屏内、外声波的干扰，以削弱振荡能量和压力振幅。此外，还将防振屏做成波纹表面，使在高振荡燃烧时，横向振型和径向振型产生的压力波从防振屏不同的部位反射回来也会相互干扰，这种相互干扰也大大地削弱了高频振荡燃烧的声压的振幅，从而可以防止振荡燃烧。

## 4.6 燃烧室的冷却

目前耐热合金材料（镍基、钴基）的耐热温度约为  $1010^{\circ}\text{C}$ ，低于燃烧室的工作温度，特别是远远低于燃烧区的温度。即使目前已使用的陶瓷基复合材料的工作温度极限也只是  $1400^{\circ}\text{C}$ ，而现正在研究的陶瓷基复合材料的使用范围也就  $1650\sim 2000^{\circ}\text{C}$ 。通常认为燃烧室或



火焰筒壁面温度应比材料的耐热温度低 100~200K，燃烧室的工作才是安全的。因此，不论是主燃烧室，还是加力燃烧室都应对其壁面进行冷却，使燃烧室的壁面温度低于壁面材料的耐热温度。

我们知道，提高发动机性能的有效途径是提高涡轮前的燃气温度  $T_4^*$  和压气机的增压比  $\pi_c$ 。从 20 世纪 50 年代到 90 年代，短短 40 多年间涡轮前燃气温度  $T_4^*$  从 1200K 增加到 1800K，大约以每年 15°C 左右的速率在提高。压气机增压比  $\pi_c$  从 5 增大到 25，增加近 5 倍。推重比由 4 增大到 10。据预测，再过 10 多年， $\pi_c$  约为 30，增加并不多。但涡轮前燃气温度  $T_4^*$  将达到 2400K，增加 600°C，相当于接近前 40 年的增加量。届时，推重比可达到 15~20。

对于燃烧室来说，随着发动机性能的提高，意味着参与燃烧的空气流量增大，使其在燃烧室内接近于化学恰当比燃烧，因而参与冷却与掺混的空气流量减少，图 4-36 表示的是燃烧室温升与可供冷却火焰筒壁面的空气量的关系曲线。同时，压气机出口即燃烧室进口的空气温度  $T_3^*$  升高，冷却空气的冷却能力降低，图 4-37 给出的是  $T_3^*$  升高与所需冷却空气量的关系曲线。这些都使得燃烧室的工作环境变得越来越恶劣，也给燃烧室的冷却提出了更高的要求。

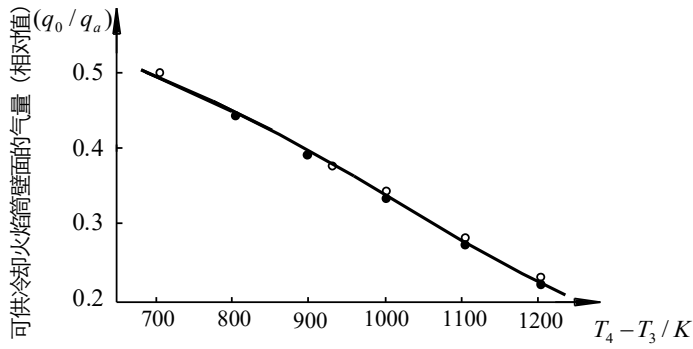


图 4-36 燃烧室温升 ( $T_4^* - T_3^*$ ) 与可供冷却空气量的关系曲线

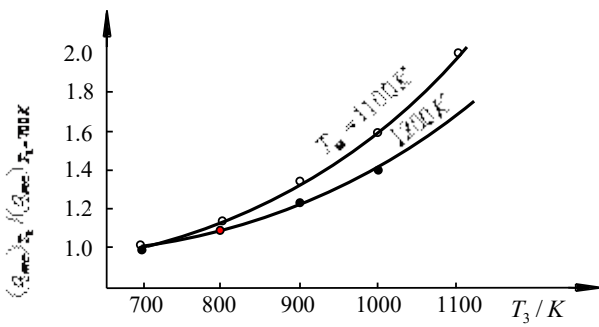
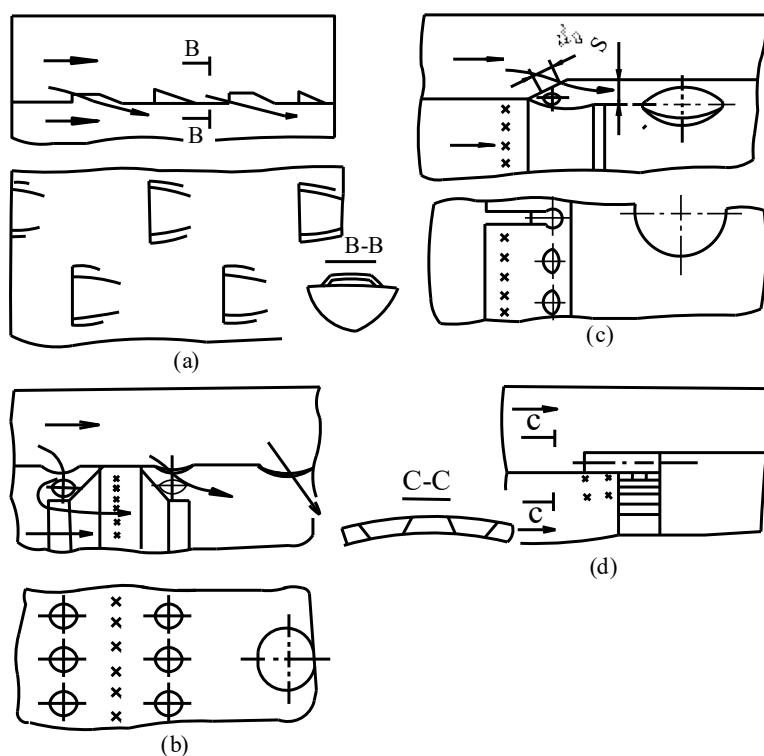


图 4-37 燃烧室进口温度  $T_3^*$  与所需冷却空气量的关系曲线

### 4.6.1 主燃烧室的冷却

主燃烧室的冷却方式主要有：气膜冷却、对流冷却（含冲击冷却）和发散冷却。其他的多种冷却方式是在上述三种基本冷却方式的基础上复合而成的。如复合气膜冷却（是对流、冲击及气膜的组合冷却形式）、多孔层板发散冷却（是强对流、多孔发散冷却的组合方式）、分块或瓦块式火焰筒（是火焰筒结构的改进加上先进冷却技术）以及复合材料及隔热涂层（采用耐高温陶瓷材料及涂层）等。



(a) “搓板”式冷却；(b) 用型面环冷却；  
(c) 用环形缝冷却；(d) 波纹板式冷却

图 4-38 气膜冷却结构及原理示意图

气膜冷却是现代燃烧室中采用最普遍的一种冷却方式，其冷却原理是冷却气流从气膜冷却孔进入，贴着火焰筒内壁面流动，在火焰筒壁面的燃气侧形成气膜，将高温燃气与壁面隔离，以达到保护火焰筒壁面的目的，具体冷却结构形式如图 4-38 所示。这种结构的特点是结构简单，重量轻，耗

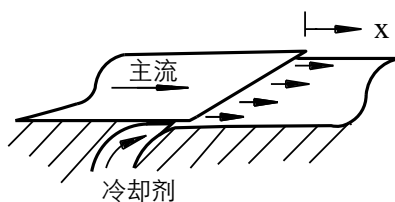
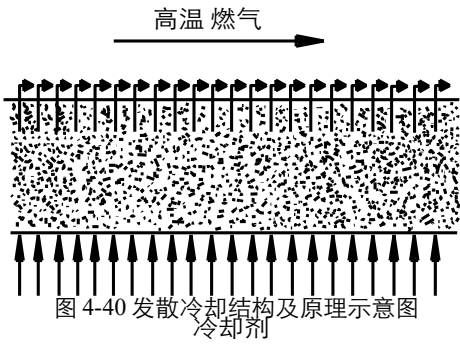


图 4-39 对流冷却结构及原理示意图

气量比对流冷却稍少，冷却效率比对流冷却稍高。

对流冷却的冷却原理是冷却气流通过对流换热带走火焰筒壁面的热量，冷热气流不掺混，冷却结构形式如图 4-39 所示。特点是结构简单（散热片式加工量大，重量重），耗气量多，冷却效率很低。

发散冷却是一种最理想的冷却方式，它的冷却原理是冷却气流从燃烧室壁面上的许多发汗孔流入燃烧室，在内壁面形成贴壁“空气毯”，隔离高温燃气与内壁面的对流换热，并通过冷却空气与壁面内部带走热量，实施对燃烧室壁面的冷却保护，该冷却结构的形式如图 4-40 所示。其特点是壁温分布均匀，耗气量少，冷却效率高，但冷却小孔易堵，加工量大。



此外，还有一些先进的冷却结构形式，多孔层板发散冷却结构是其中的一种，比较典型是 Transply 和 Lamilloy 冷却结构（见图 4-41），其冷却原理是冷却空气从火焰筒二股通道经有规律分布的小孔流入，然后在下层板上的小槽道中或小凸台之间流动，再经该层板的小孔进入下层的冷却通道，直至从最下层的按一定规律排布的小孔流出，在燃气侧壁面表面形成气膜层，该结构的换热物理模型如图 4-42 所示。另一种是席壁冷却结构，一种近似于发散壁的新型全气膜席壁冷却结构方案。该冷却结构是由一

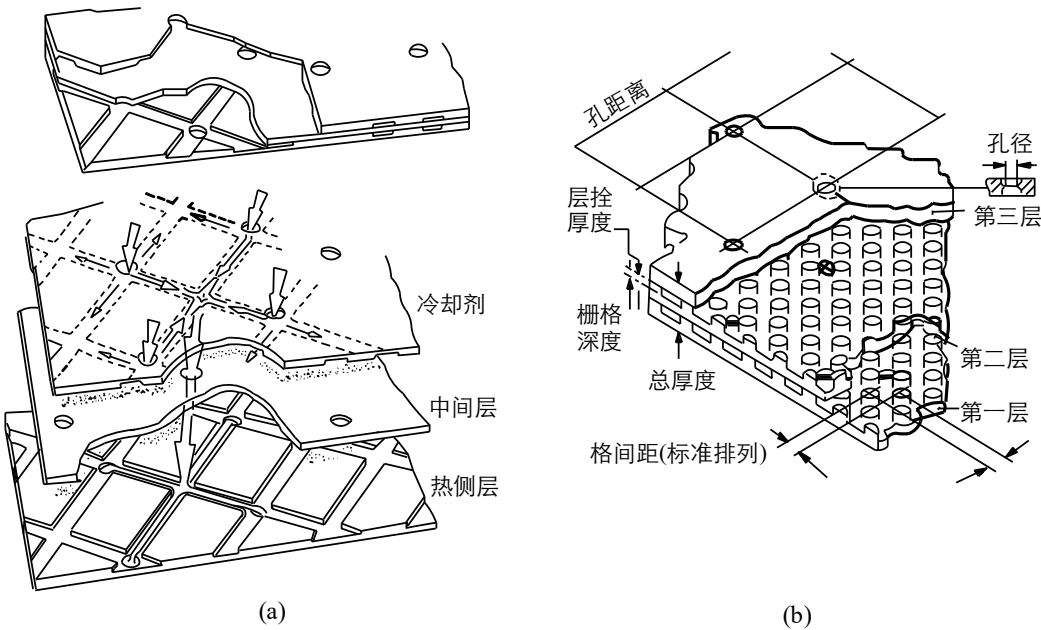
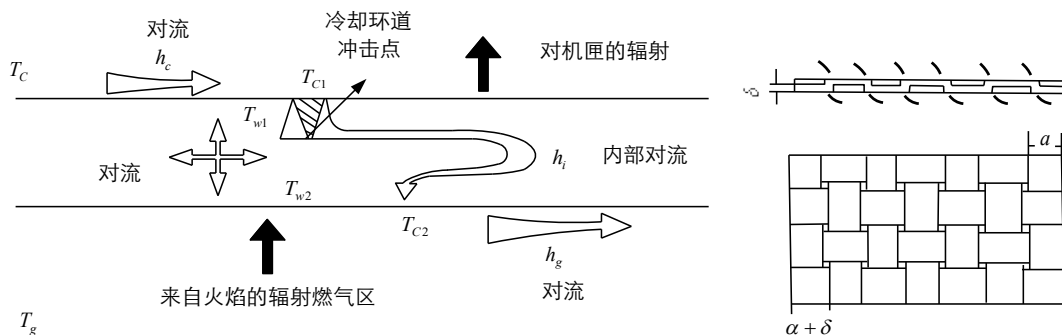


图 4-41 多孔层板冷却结构及原理示意图

定宽度（ $a = 3 \sim 5mm$ ）、厚度（ $\delta = 0.9 \sim 0.6mm$ ）的高温合金条编织而成的，并在编织过程中自然形成许多分布均匀的方形冷却小孔，具体结构和冷却形式如图 4-43 所示。该结构的

冷却机理是二股通道流来的冷却空气从编成的冷却小孔进入，与小孔侧表面对流换热，带走



4-42 多孔层板冷却结构换热示意图

图 4-43 席壁冷却结构及原理示意图图

热量，并在内表面形成均匀气毯，从而对内壁面实施更有效的保护，该结构的换热模型如图 4-44 所示。计算与对比实验研究表明，该结构能节省冷却空气量 20% 左右，壁温降低 200K 左右，且轴向分布较原型均匀、温度梯度较小。在席壁冷却结构的基础上，结合冲击、对流冷却，还构思出了一种新的冷却结构—燃烧室新型迷宫复合冷却结构。分块式火焰筒，又称浮壁式火焰筒是为满足高性能发动机燃烧室的高工作温度、低排放、少冷却空气量和长工作寿命要求而最新发展的一种先进冷却技术（逆向平行流翅壁冷却技术）和创新火焰筒结构相结合的新型部件技术。

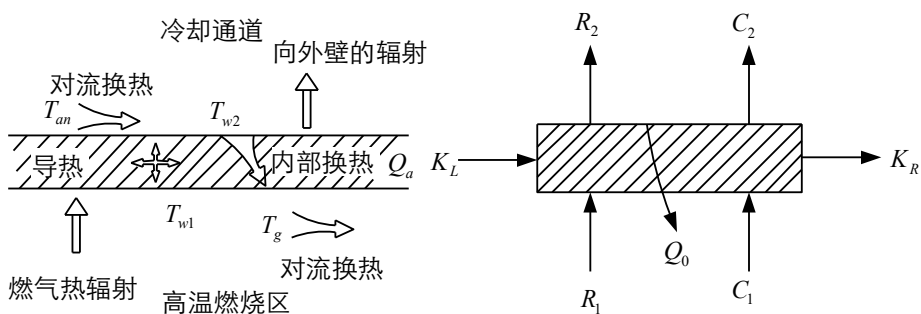


图 4-44 席壁火焰筒换热模型示意图

## 4.6.2 加力燃烧室的冷却

由于加力燃烧室内燃气的温度远远超出壁面金属材料所能容许的温度，因此，加力燃烧室也需要冷却，其冷却方式与主燃烧室相似，主要依靠气膜冷却。加力燃烧室工作时，冷却空气沿隔热屏与加力燃烧室壳体之间的波纹气路流动，对加力燃烧室壳体实施冷却。

## 4.7 先进燃烧室技术及应用

正是由于航空燃气涡轮发动机燃烧室技术的持续不断地向前发展与应用，从而使得燃烧室

的设计能够适应航空燃气涡轮发动机发展的需要。进入 20 世纪 90 年代后，航空燃气涡轮发动机燃烧室的设计主要面临的挑战体现在：进一步提高燃烧室性能；研究和采用先进的燃烧室设计方法和先进的冷却与燃烧诊断技术；减少排气污染以及使用低成本适应性强的新燃料。

### 4.7.1 高性能燃烧室技术的研究与发展

为满足 21 世纪先进飞机的性能要求，必须发展更先进的发动机。20 世纪 80 年代以来，航空发动机的研制工作主要集中在：进一步提高各部件的性能，扩大发动机的稳定工作范围，减少零、组件数目，提高发动机工作的可靠性，延长发动机的寿命，提高发动机的推重比，降低耗油率等。为此，美国分别推出了“高效节能发动机( $E^3$ )计划”和“综合高性能涡轮发动机技术(IHPTET)计划”。其中 IHPTET 计划的目标是：到 21 世纪初使发动机推重比提高一倍，推出推重比为 15~20 的新一代发动机，耗油率下降 40%。要实现这一目标，燃烧室的设计研究面临着重大的挑战。

众所周知，提高发动机推重比的最有效途径之一是提高发动机的单位推力，而提高发动机单位推力的有效办法则是提高涡轮前燃气温度（即燃烧室出口温度） $T_4^*$ 。图 4-45 所示的

为单位推力与  $T_4^*$  的关系，按推重比达到 15~20，发动机的单位推力应达到 120~150。在过去的

的 50 多年间， $T_4^*$  从早期的 1000K 发展

到当今的 1800K，有的发动机的  $T_4^*$  甚至已高达 2000 K 以上，大约平均以每年 15°C 左右的速率在提高。以当前的先进的部件设计技术估计，小涵道比加力涡扇发动机的涡轮前温度应在 2300K 左右，相应的燃烧室温升  $\Delta T$  约为 1400~1500K。这相当于燃油是在接近化学恰当比的混气条件下燃烧，冷却气量的使用降到了最低。

随着发动机性能的提高，对于主燃烧室而言，其主要变化一是进口的

气流  $M_3$  数有较大的增加，二是燃烧室的出口温度有很大的提高，即高温升。为实现这一目标，燃烧室技术主要有以下发展趋势。

(1) 研制新的火焰筒材料。重点是研制能承受更高温度同时又只需很少冷却空气量，而且质量轻的材料。一般认为推重比由 10 提高到 20，70% 要靠减轻发动机的质量来完成，其余 30% 靠大幅度减少冷却空气量和提高燃烧室出口温度来解决。可见，没有材料突破性的发展和与其相适

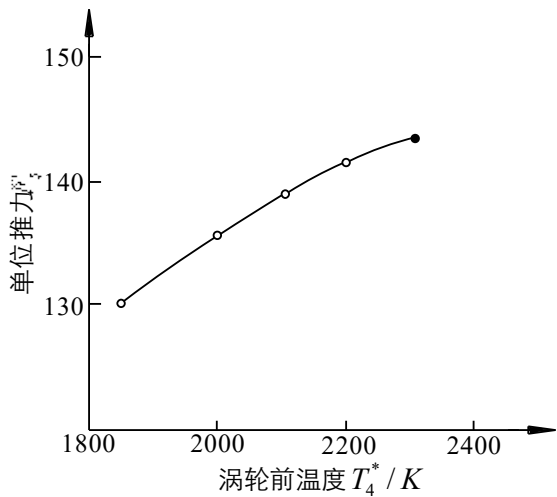


图 4-45 单位推力与涡轮前的关系曲线

应的结构设计的革新，推重比提高到 20 是不可能的。解决火焰筒耐热问题，一方面是继续改进已有的先进冷却方式或发展新的冷却结构；另一方面就是要研制和采用新的耐高温材料。具有耐高温、强度高而质量轻特性的陶瓷基复合材料将是实现高性能、冷却空气量极少的燃烧室的主要结构的材料之一。目前陶瓷基复合材料的使用温度极限是  $1400^{\circ}\text{C}$ ，现正在研究能在  $1650\sim 2000^{\circ}\text{C}$  下使用的陶瓷基复合材料。能在极高温下工作的最有希望的材料是增强碳-碳复合材料，这种材料在高温下仍有很高的强度，使用温度极限达  $2200^{\circ}\text{C}$  以上。

(2) 研制先进的燃烧室结构。在燃烧室结构方面，既要燃烧性能好，又要求结构质量轻，冷却用气量少，热疲劳强度高。除了传统的气膜冷却式机械加工火焰筒外，目前已经采用或正在研制的先进结构有：双层壁燃烧室，浮壁式燃烧室或瓦片式燃烧室，多孔壁式燃烧室，其目的在于提高燃烧室的冷却性能和减小火焰筒壁面的热应力。

a. 双层壁燃烧室。这种燃烧室内壁承受热负荷，外壁与内壁一起承受压力负荷。研究表明，采用多孔冷却双层板结构的燃烧室，其燃烧充分、效率高，而冷却气量可下降三分之二。

b. 浮壁式燃烧室。火焰筒由许多段与隔热环连接而成。环段背火焰一面有对流换热凸环，并有缝隙形成冷却隔热气膜。这种结构所需冷却空气量较少，增加了参予燃烧的空气量，寿命比普通机械加工的火焰筒长两倍。目前已在 V2500 等发动机上采用。

c. 高温差多孔型燃烧室。采用这种燃烧室可望大幅度降低制造成本，减轻质量，减少冷却气量，并改善其耐久性。GE90 和 F120 发动机都采用了多斜孔火焰筒，利用对流和传导换热改进冷却效率，并可降低火焰筒的质量达 30%。

(3) 采用先进的设计技术。设计出实现接近化学恰当比燃烧的燃烧室，使其进入燃烧室的空气几乎全部用于燃烧，只留下极少量的空气用于冷却和掺混，以得到所要求的出口温度分布。这种高性能燃烧室的设计需要有很好的喷油雾化，合适的头部气流组织及恰当的头部气量、冷却和掺混气量分配。目前正使用和正在发展的先进燃烧室设计主要有三种，一种是带双旋流的先进空气雾化喷嘴或带旋流的预混喷嘴燃烧室。其头部采用强旋流气流来加强混合与预混，以获得高的燃烧效率和良好的混合。另一种是采用蒸发管的头部回流燃烧室，其燃烧效率高，出口温度分布均匀。再一种是采用多点喷射、多燃烧区的先进燃烧区设计，头部分区、分级燃烧，如 GE90、F120 的双环腔燃烧室，如图 4-46 所示。其燃烧室的特点是外腔富油工作，当量比 1.5，高油气比，气流速度低，高空点火容易，起动特性和熄火边界都好；内腔采取贫

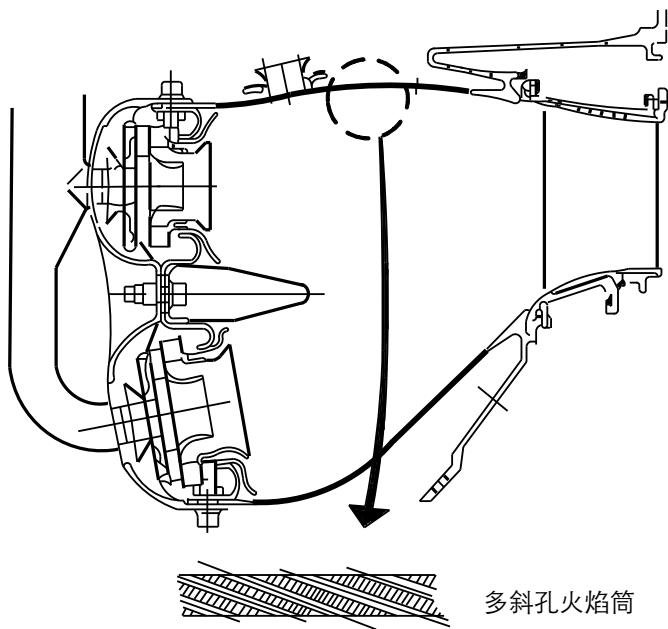


图 4-46 GE90 的双环腔燃烧室

油工作，当量比 0.5，高流速，燃烧区停留时间短。起飞与巡航阶段，内、外腔共同工作。这种燃烧室在发动机中已得到成功应用。

以上的这几种先进燃烧室设计距接近化学恰当比的燃烧室还有一段距离。高性能的燃烧室将继承这些现代燃烧室的成功经验，采用先进的空气雾化喷嘴、强旋流和高紊流度的燃烧技术以及其他一些关键技术。

当前比较先进的发动机上已经采用了短环形燃烧室，进一步缩短燃烧室长度的潜力已经不大。主要面临的问题是如何扩大稳定工作范围，保证在各种工作条件下都具有良好的出口温度场和减少排放污染物等。

虽然主燃烧室要求接近化学恰当比设计，涡轮前燃气温度已接近理想燃烧温度，主燃烧室中氧气基本用光（所剩不多），但当代先进的歼击机所用的发动机几乎都是混合排气涡扇发动机，而且都带加力燃烧室，由于外涵全是新鲜空气，因此仍可组织复燃加力燃烧。加力燃烧室技术中，采用发汗冷却加力燃烧室衬筒，可以大大改善冷却效果；采用新的耐高温材料，如使用碳—碳复合材料做加力筒体，可以耐 2500K 高温，可以减少冷却气量或完全不冷却，让所有的空气都参予燃烧；采用稳定器、喷油装置一体化，喷油、稳定器匹配最佳化技术。采用新的先进的稳定器与新的先进的喷油装置对改进燃烧性能有重要作用，可以减少损失、增加稳定性、提高燃烧效率。

#### 4.7.2 先进的燃烧室设计方法和先进的燃烧诊断技术

研制先进的燃烧室，除必须采用先进的技术原理外，还要有先进的设计方法。要实现先进的技术原理，探讨其可行性，如果单纯靠各种模型及实物实验，或者加上半经验方法进行优化及放大设计，不仅要花费大量人力、资金和时间，而且很难找到最佳设计工况。自 20 世纪 70 年代初以来的 30 多年间，由于计算机技术和计算流体力学、计算传热学及计算燃烧学的快速发展，形成了紊流两相流动和燃烧的数值模拟这一专门的分支学科。应用这一学科的成果，可以实现燃烧室内复杂的三维紊流两相流动和燃烧的计算机仿真模拟。

计算机仿真模拟指的是二维或三维的多维数值模拟，即建立各种基本守恒方程及封闭模型，用数值求解联立非线性偏微分方程组的方法，给出一定几何形状的燃烧室内在一定进口参数下液雾燃烧时的气相速度场、温度场、组分浓度场、压力场、两相紊流特性、壁面热流、污染物排放量的分布，以及总体燃烧性能，如熄火特性和燃烧效率随几何尺寸形状及进口参数的变化等。这种仿真模拟可以给出优化及放大设计所需的详细定量信息，而传统的半经验的零维（搅拌反应器）、一维（平推流反应器）或零维加一维的板块式模拟则只能给出定性数据。目前冷态流场的数值模拟已经可以取代或减少大量的水模或气模冷态实验。世界上一些国家都以较大的科研力量来研究合理而经济的紊流两相流动，紊流气相燃烧及两相燃烧的模拟理论、方法和程序，包括基本守恒方程及其封闭模型、经济而合理的数值解法以及大型程序软件，并力争这些大型程序的调试和计算能在中型、小型计算机或工作站上实现。

数值模拟中首先碰到的问题是紊流流动的模拟。紊流是流体力学中的难题，目前在理论上还有很多问题尚未得到解决，然而工程上要求必须解决这些问题。为了模拟紊流燃烧，已经提出了多种燃烧模型，如快速反应模型、多变量输运方程的 Monte—Carlo 模拟、线性涡模型（LED）、层流火焰面模型和 CMC（Conditional Moment Closure）模型等。

对使用液雾燃料的航空燃气涡轮发动机而言，紊流两相流动的模拟是另一个重要问题。20 世纪 80 年代初对液雾燃料、空气两相流曾使用过单流体或无滑移模型，80 年代以后大量地研究和应用了液雾轨道模型，以及应用液雾拟流体（拟连续介质）模型或者两相流的多流体模型。目前正在发展预测喷嘴性能的初始雾化模型。

在有反应的紊流两相流中，如气相紊流燃烧以及污染物的生成，紊流和气相反应的相互作用支配着火焰稳定与燃烧放热，反过来也影响热态流场特征。因此对有复杂反应的紊流两相流的模拟，仍在寻求更合理的处理方法和模型。

要发展先进燃烧室的计算机仿真模拟，使之成为可靠的设计工具，还必须有先进的燃烧诊断技术与之配合，发展激光诊断技术显得尤其重要。为了弄清楚燃烧室中发生的实际燃烧过程，就要发展能测定燃烧室中速度、压力、温度、化学组分浓度和液雾参数等平均量及紊流脉动量的先进诊断方法。无论在先进燃烧室的研制中，或是在物理模型的建立与发展中，燃烧诊断技术都起着关键的作用。尽管常规的测试技术仍需要发展和应用，但各种非接触式激光测量技术将是发展先进燃烧诊断技术的主体。

目前激光多普勒仪（LDV）在国内外已较普遍地用于燃烧室内“冷流”或高温紊流反应流中时均速度和脉动速度的测量。颗粒图像测速仪（PIV）可以用摄像方法得到三维立体图像，可一次取得瞬时全场的速度、粒径及浓度信息。

近年来已研制和生产出可以同时测量空间各点气相及颗粒的时均速度场、脉动速度、粒径分布和颗粒浓度分布的二维及三维相位多普勒仪（PDPA），所获得的信息要比马尔文仪丰富得多。多脉冲激光全息摄影技术可以测量三维空间的液滴尺寸和位移分布及液滴速度分布，还可以用来研究两相燃烧过程。

燃烧室内燃气温度和各种化学组分浓度的时均量或脉动相关量的分布，可以靠激光拉曼散射或激光诱导荧光（LIF）技术测量。目前，相干反斯托克斯拉曼散射（CARS）技术受到特别重视，因为它的信号强、信噪比高，可以广泛用于各种燃烧装置的测量。

为了研制出更先进的燃烧室，必须把燃烧过程的实验研究、理论研究、数值模拟三者有机地结合起来，不断完善设计方法，并采用先进的燃烧诊断技术，才能实现燃烧室技术的重大突破。



附 表 焓值表

$T$ (K)	$i^*$ (kJ/kg)	$I$ (kJ/kg)	$T$ (K)	$i^*$ (kJ/kg)	$I$ (kJ/kg)
273.16	273.27	413.66	640	649.33	1263.16
280	280.14	426.84	650	660.17	1289.87
288.16	288.80	442.67	660	670.60	1316.62
290	290.19	446.27	670	681.28	1343.59
298.16	298.39	462.18	680	691.99	1370.76
300	300.24	465.57	690	702.71	1398.18
310	310.28	485.54	700	713.43	1425.77
320	320.33	505.60	710	724.23	1453.20
330	330.42	525.95	720	735.03	1480.83
340	340.51	546.42	730	745.88	1508.67
350	350.51	567.18	740	756.72	1536.72
360	360.61	588.20	750	767.57	1564.94
370	370.70	609.72	760	778.45	1592.91
380	380.79	631.07	770	789.38	1621.05
390	390.92	653.06	780	800.30	1649.35
400	401.05	675.04	790	811.23	1677.86
410	411.14	697.56	800	822.20	1706.54
420	421.32	720.30	810	833.21	1735.18
430	431.53	743.03	820	844.18	1764.02
440	441.67	766.18	830	855.19	1793.08
450	451.88	789.34	840	866.24	1822.26
460	462.10	812.91	850	877.26	1851.65
470	472.31	836.48	860	888.40	1881.17
480	482.61	860.18	870	899.50	1910.90
490	492.87	884.04	880	910.63	1940.79
500	503.17	908.16	890	921.81	1970.85
510	513.47	932.36	900	932.99	2001.12
520	523.77	956.68	910	944.16	2031.43
530	534.11	981.43	920	955.39	2061.96
540	544.28	1006.25	930	966.61	2092.64
550	554.88	1031.21	940	977.62	2123.50
560	565.30	1056.33	950	989.13	2154.53
570	575.69	1081.58	960	1000.44	2185.50
580	586.19	1107.07	970	1011.74	2216.66
590	596.62	1132.53	980	1023.13	2248.02
600	607.09	1158.40	990	1034.47	2279.50
610	617.64	1184.24	1000	1045.86	2311.20
620	628.19	1210.37	1010	1057.29	2342.68
630	638.78	1236.61	1020	1068.72	2374.33

$T$ (K)	$i^*$ (kJ/kg)	$I$ (kJ/kg)	$T$ (K)	$i^*$ (kJ/kg)	$I$ (kJ/kg)
---------	---------------	-------------	---------	---------------	-------------

1030	1080.19	2406.15	1420	1539.23	3740.53
1040	1091.67	2438.14	1430	1551.25	3776.95
1050	1103.18	2470.34	1440	1563.22	3813.50
1060	1114.69	2502.40	1450	1575.28	3850.22
1070	1126.25	2534.60	1460	1587.17	3886.82
1080	1137.85	3567.01	1470	1599.11	3923.53
1090	1149.44	2599.58	1480	1611.04	3960.38
1100	1161.04	2632.28	1490	1623.01	3997.43
1110	1172.68	2664.85	1500	1634.99	4034.53
1120	1184.32	2697.59	1510	1647.25	4071.29
1130	1196.00	2730.46	1520	1659.81	4108.21
1140	1207.68	2763.50	1530	1671.83	4145.22
1150	1219.40	2796.70	1540	1684.14	4182.40
1160	1231.09	2830.15	1550	1696.49	4219.71
1170	1242.81	2863.77	1560	1708.76	4256.93
1180	1254.57	2897.52	1570	1920.82	4294.32
1190	1266.34	2931.43	1580	1733.04	4331.83
1200	1278.10	2967.60	1590	1745.22	4369.72
1210	1289.78	2999.59	1600	1757.45	4407.19
1220	1301.47	3033.80	1610	1769.67	4444.92
1230	1313.19	3068.21	1620	1781.90	4482.76
1240	1324.91	3102.75	1630	1794.13	4520.74
1250	1336.63	3137.46	1640	1806.39	4558.84
1260	1348.44	3172.04	1650	1818.66	4597.06
1270	1360.25	3206.75	1660	1830.88	4635.29
1280	1372.10	3241.63	1670	1843.15	4673.68
1290	1383.94	3276.67	1680	1855.42	4712.16
1300	1395.84	3311.84	1690	1867.73	4750.76
1310	1407.73	3346.88	1700	1880.04	4789.49
1320	1419.62	3382.14	1710	1892.31	4827.80
1330	1431.55	3417.47	1720	1904.57	4666.32
1340	1443.53	3452.98	1730	1916.93	4904.88
1350	1455.50	3488.65	1740	1929.28	4943.56
1360	1467.43	3524.24	1750	1941.63	4982.42
1370	1479.36	3559.99	1760	1953.94	5000.94
1380	1491.34	3595.87	1770	1966.29	5059.58
1390	1503.31	3631.92	1780	1978.64	5098.35
1400	1515.33	3668.10	1790	1990.99	5137.25



$T$ (K)	$i^*$ (kJ/kg)	$I$ (kJ/kg)	$T$ (K)	$i^*$ (kJ/kg)	$I$ (kJ/kg)
1810	2015.73	5215.12	2200	2502.62	6775.12
1820	2028.08	5252.80	2210	2515.26	6816.61
1830	2040.48	5293.16	2220	2527.90	6858.19
1840	2052.87	5332.39	2230	2540.55	6899.89
1850	2065.26	5371.70	2240	2553.24	6941.71
1860	2077.70	5410.81	2250	2565.92	6983.58
1870	2090.13	5450.00	2260	2578.60	7023.61
1880	2102.57	5489.35	2270	2591.34	7063.67
1890	2115.00	5528.75	2280	2604.06	7103.83
1900	2127.48	5568.32	2290	2616.79	7144.06
1910	2139.87	5608.01	2300	2629.56	7184.38
1920	2152.31	5652.01	2310	2643.33	7225.45
1930	2164.74	5688.14	2320	2655.06	7266.61
1940	2177.18	5727.83	2330	2667.83	7307.89
1950	2189.65	5767.99	2340	2680.64	7349.21
1960	2202.13	5807.80	2350	2693.41	7390.62
1970	2214.60	5847.70	2360	2706.14	7431.86
1980	2227.08	5887.73	2370	2718.86	7473.14
1990	2239.56	5927.84	2380	2731.63	7514.51
2000	2252.08	5968.07	2390	2744.40	7556.00
2010	2264.56	6008.10	2400	2757.17	7597.53
2020	2277.03	6048.21	2410	2769.78	7638.81
2030	2289.55	6080.40	2420	2782.38	7680.18
2040	2302.03	6128.72	2430	2794.98	7721.59
2050	2314.55	6169.17	2440	2807.63	7763.12
2060	2327.06	6209.15	2450	2820.23	7804.74
2070	2339.58	6249.30	2460	2832.91	7846.02
2080	2352.14	6289.49	2470	2845.60	7887.39
2090	2364.70	6329.81	2480	2858.24	7928.84
2100	2377.26	6370.21	2490	2870.97	7970.37
2110	2389.53	6510.37	2500	2883.66	8011.99
2120	2402.22	6450.60	2510	2896.43	6053.69
2130	2412.18	6490.92	2520	2909.15	8095.47
2140	2427.21	6531.37	2530	2921.96	8137.34
2150	2439.73	6571.89	2540	2934.74	8179.29

2160	2452.25	6612.34	2550	2947.50	8221.32
2170	2464.85	6652.91	2560	2960.28	8262.86
2180	2477.41	6693.56	2570	2973.00	8304.52
2190	2490.02	6743.26	2580	2985.77	8346.18

$T$ (K)	$i^*$ (kJ/kg)	$I$ (kJ/kg)	$T$ (K)	$i^*$ (kJ/kg)	$I$ (kJ/kg)
2590	2998.54	8387.96	2780	3241.67	9177.34
2600	3011.31	8429.78	2790	3254.77	9219.37
2610	3024.12	8471.07	2800	3267.92	9261.49
2620	3036.98	8512.39	2810	3280.82	9303.49
2630	3049.83	8553.80	2820	3293.71	9345.56
2640	3062.68	8595.29	2830	3306.61	9387.73
2650	3075.54	8636.82	2840	3319.54	9429.93
2660	3088.31	8678.15	2850	3332.35	9472.17
2670	3101.12	8719.51	2860	3345.38	9514.33
2680	3113.93	8760.96	2870	3358.23	9556.54
2690	3126.74	8802.45	2880	3371.08	9598.82
2700	3139.55	8844.03	2890	3383.98	9641.51
2710	3152.11	8885.43	2900	3396.87	9683.52
2720	3164.67	8926.88	2910	3409.81	9683.62
2730	3177.23	8968.42	2920	3422.75	9767.59
2740	3189.84	9009.99	2930	4435.73	9809.71
2750	3202.44	9051.65	2940	3448.67	9851.87
2760	3215.50	9093.48	2950	3461.64	9894.12
2770	3228.57	9135.39			