

# 航空发动机减排 关键技术及应用

Key Technologies and Their Application to Reduce Emission of Aeroengine

沈阳发动机设计研究所 刘殿春 董玉玺 尚守堂 程明 尚明智



刘殿春

工程师,沈阳发动机设计研究所航空宇航推进理论与工程专业硕士,主要从事航空发动机燃烧室数值仿真及航空发动机减排研究。曾获所科技成果二等奖1项,三等奖2项。2006年获所“青年岗位能手”称号。

压气机和燃烧室的出口温度越来越高,燃烧室的工作压力和油气比也越来越高,燃烧室必须能够在更宽的工作包线内工作。这些性能方面的改善会使大功率状态氮氧化物( $\text{NO}_x$ )、小功率状态CO和未燃碳氢化合物(UHC)的排放量增多。为了有效控制污染排放、改善性能、提高耐久性和节约维护成本,必须要采取一系列减排措施。

随着航空技术的发展,压气机和燃烧室的出口温度越来越高,燃烧室的工作压力和油气比也越来越高,燃烧室必须能够在更宽的工作包线内工作。这些性能方面的改善会使大功率状态氮氧化物( $\text{NO}_x$ )、小功率状态CO和未燃碳氢化合物的(UHC)的排放量增多。为了有效控制污染排放、改善性能、提高耐久性和节约维护成本,必须要采取一系列减排措施。

采取减排措施时,首先要满足燃烧系统的基本设计要求,全面考虑基本控制方法、控制方法的敏感性和性能优化,并保证减排的安全性。要控制航空发动机的污染排放必然要面对2对矛盾:

(1) 不同污染成分的控制之间的矛盾;

(2) 降低排放和提高燃烧室性能之间的矛盾。

虽然一直期望能用一种方法控

制所有有害气体和固体颗粒的排放,但由于小功率和大功率状态有害排放物产生的机理相互矛盾,很难同时将它们都降至最低水平。因此,在各种排放物之间进行折衷是很常见的策略。

目前,最受关注的气态污染物主要是碳氢燃料在燃气轮机燃烧室中燃烧所产生的CO、UHC、NO<sub>x</sub>以及硫氧化物(SO<sub>x</sub>)。由于SO<sub>x</sub>的排放量取决于燃料中硫的含量,因此,控制SO<sub>x</sub>排放量的唯一有效措施是对燃料进行相关处理。航空燃料种类有限且脱硫彻底,航空发动机的硫化物排放量非常小,通常可忽略不计;而其余几种污染物的排放主要与燃烧室的结构设计和工作状态有关,控制排放的各种措施都主要针对CO、UHC和NO<sub>x</sub>。控制排放的方法可分为两大类:

- 在常规燃烧室采用污染排放控制方法;
- 采用非常规燃烧室进行污染排放控制。

## 常规燃烧室污染排放控制方法

### 1 调整滞留时间和温度

发动机在大功率状态工作时,会产生大量的NO<sub>x</sub>,其主要成分是NO(约占总量的95%)。NO的生成是一种比CO消耗稍快的化学过程,因

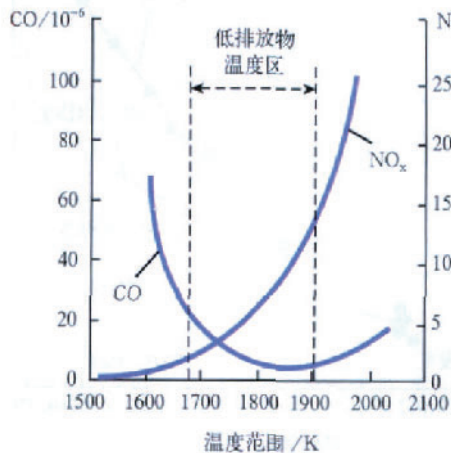


图1 主燃区温度对CO和NO<sub>x</sub>的影响

此,NO和CO排放量大小之间存在矛盾,CO和NO<sub>x</sub>随温度变化的关系如图1所示。滞留时间长或反应温度高,NO的排放量就会增大。因此,早期的航空发动机都采取缩短滞留时间和降低工作温度的方法减少NO<sub>x</sub>排放。

缩短燃烧室长度即缩短滞留时间,想要大量降低NO<sub>x</sub>的排放就需要将滞留时间也大幅减少。例如,将燃气在主燃区的滞留时间减少60%,能将NO<sub>x</sub>排放降低40%左右。但如果大幅减少滞留时间,燃烧效率也会迅速降到90%以下,火焰稳定性会受到严重影响。

NO微溶于水,水具有很大的气化潜热,因此,喷水能有效降低火焰温度,如果水被引入燃料喷射点附近则效果更佳。喷水量达到燃烧室总空气量的3%左右时,NO<sub>x</sub>的排放量能降低80%。该技术的缺点是需要携带大量水,而且水的质量必须达到锅炉给水标准才能避免涡轮冷却系统结垢。尽管添加水能够使发动机推力增加,对其在热天气工作、高纬度起飞都有好处,但这项技术对大功率状态发动机的CO排放有不利的影响。

### 2 改变回流方式

排放与燃烧室主燃区内部的回流分布是密切相关的。低功率状态时,喷雾锥剪切层内的液体燃料雾滴、蒸汽和部分反应的燃料会被输送到燃烧室火焰筒位置。燃烧室火焰筒表面温度相对较低的冷却气膜能保护火焰筒,同时,它也会夹带液体燃料、燃料蒸汽和部分反应的燃料蒸汽。这些被夹带物质在相对低温环境中的化学活动性差,没经过与热燃气再次

掺混就随着冷空气向下游流动。因此,小状态发动机的UHC排放量会增多。

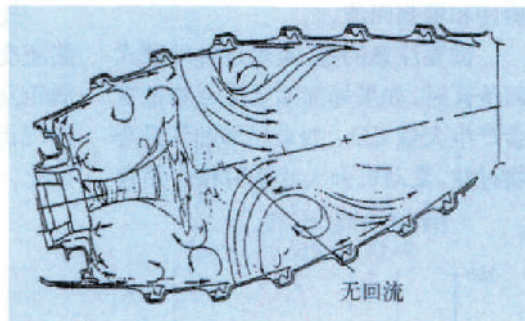


图2 外翻式回流主燃区设计

取消气膜冷却将在很大程度上解决小状态UHC问题,该技术已用于烧气体燃料的工业燃气轮机中,因为燃气轮机外部对流空气流动速度快,并且它延展的表面能增强散热,对冷却要求不高。航空燃气涡轮发动机在热辐射强度很高的工作环境下工作,燃烧室主要依靠内部冷却降低壁温,采取取消气膜冷却的方法几乎不太可能。

在航空发动机中,采用图2所示的外翻(Inside-out)式回流方式能够避免前面提到的夹带问题,使燃料和空气充分混合,燃烧充分,进而减少UHC排放。

有2种途径可实现外翻式回流:一是采用带有中等旋流角的气动雾化喷嘴和向喷嘴中心收敛的空气通道;二是使用一种特殊燃烧室头部结构,头部结构内从燃油喷嘴喷出的两相流在进入燃烧室之前必须经过瞬时突然扩张。喷嘴中射出的旋转射流进入燃烧室,保持原来的状态一定距离后再与夹带气流混合到一起,在每个喷嘴射流周围产生很强的外翻式回流。在涡破裂和主燃孔横向射流负压的共同影响下,旋转射流内部形成一小股回流。主燃孔的位置比正常的位置向下游稍微偏移一些,目的是使燃油喷嘴的油/气喷射与原来保持一致。旋转射流周围大的外翻式回流区和头部以及主燃区的

火焰筒气膜冷却空气会相互冲击。为了优化流动分布,头部和主燃区的冷却气膜可以是反向的,这样可减少剪切和增强回流。

需要注意的是,采用这种外翻式回流区时,如果局部油气混合物过富会产生大量CO;如果局部油气混合物过贫,发动机到大状态时很容易冒

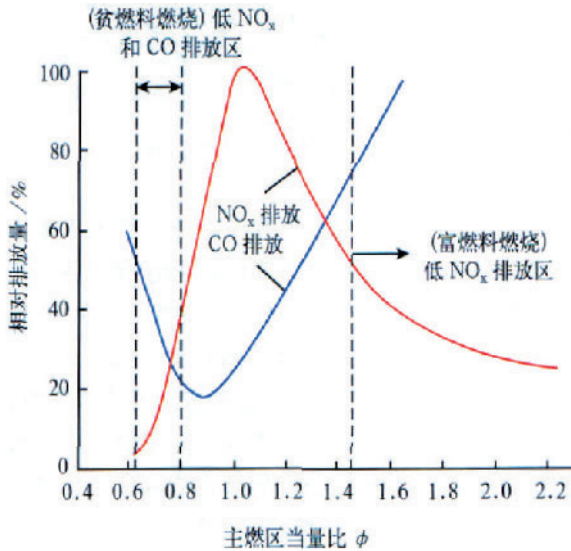


图3 主燃区当量比对污染物排放的影响

烟。如果能同时综合运用引气等措施对小状态CO、大状态冒烟进行综合治理,可收到很好的效果;与先进冷却方式配合使用的话,效果更佳。

### 3 调整主燃区当量比

研究表明,滞留时间不够或反应温度较低的情况下,由于燃烧不充分,CO的生成率会增高;如果温度特别高,由于CO<sub>2</sub>会分解,CO的排放量也会变大;在一定的反应温度,重燃料(碳数目大的燃料)的CO生成量相对较大。UHC的生成机理与CO相似,也有同样的规律。CO和UHC都主要在低功率状态产生,在慢车状态的生成率都较大。CO被OH原子团氧化的反应很重要,但相对较缓慢,只有在反应时间充足或反应被加速时才能够充分进行。早期发动机慢车状态的CO排放量主要是由于滞留时间不够造成的,但延长滞留时间与现代燃烧室缩短长度的趋势是矛盾的。根据著名的阿雷尼

乌斯反应率表达式可知,增大反应物浓度和提高反应压力(升温)可以加速化学反应的速度。

提高燃烧室压降可以增强空气湍流度,对降低排放有利。现代燃气涡轮发动机慢车状态下压力较高,其空气温度比早期发动机的温度高。因此,小功率状态的燃烧条件比以往

有利。但太多的空气压降对发动机耗油率有不利影响,会严重影响发动机的性能。另一方面,虽然提高燃油喷射点的数量可改善雾化和燃料/空气混合,但这会增加发动机成本。

将CO排放量降低的最有效措施是控制主燃区当量比。提高慢车状态主燃区当量比使在化学恰当比值附近燃烧的燃料数

量增多,火焰温度升高,燃烧效率提高,CO排放量会减少(见图3)。从图3可以看出,当量比为0.8~1.4左右时,各种污染成分都很低,因此,应将主燃区的当量比控制在此范围内。不仅要控制整个燃烧区的总当量比,还要控制局部当量比,即当量比的均匀性,这需要加强燃料与空气的混合,减小液体燃料雾化后的颗粒尺度,加强蒸发甚至预蒸发。

### 4 运用准分级RQL燃烧技术

在这种结构中,发动机慢车状态主燃区当量比设为0.8~0.9,小状态CO排放最低,大状态会超过恰当比(当量比

$\phi > 1$ ) 燃烧,能有效降低火焰温度。如果慢车状态主燃区当量比为0.8左右,设置为典型燃油调节比时,起飞状态的当量比则会在1.5~2.0之间。起飞状态富油燃烧抑制了NO<sub>x</sub>的产生,使它不能达到最大值。这种方法的效果受油/气混合物的均匀度和冒烟的影响。研究表明,初始燃烧区(IBZ,或称主燃区)当量比不应超过1.4。

准分级RQL技术起初仍被认为是一种时间-温度控制技术。但后来通过对普遍接受的Fenimore“瞬发NO”过程的理解,人们改变了对这种结构的看法。在缺氧的高温状态下燃烧时,大气中的氮优先与燃料裂解产生的碳氢化合物裂解成分发生反应。这些包含化合氮反应的反应效率高,速度快,并且会产生NO;第二个反应通常在贫油的空气中发生。因此,此过程被命名为富油燃烧-猝熄-贫油燃烧(RQL),并被单独定为一种控制污染排放的方法。

主燃区富油燃烧时,氧消耗率甚至达到100%,未燃烧的燃料进入燃烧室第二个燃烧区(SBZ)。SBZ的主要功能是在小状态和高空巡航状态烧光CO,大功率状态消耗CO、

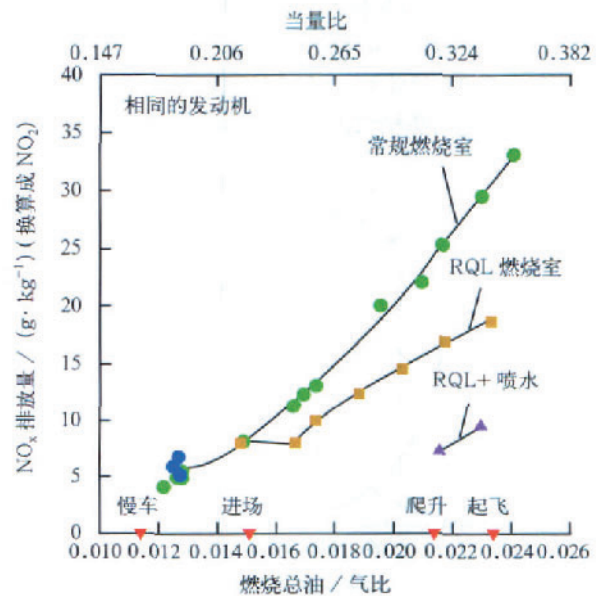


图4 RQL燃烧室和常规燃烧室NO<sub>x</sub>排放比较

UHC和烟。为了实现这样的燃烧过程,SBZ需要贫油工作,为SBZ提供燃烧空气的主燃孔必须有足够的火焰稳定能力,使燃烧室内的燃烧稳定。

图4对比了在采用准分级RQL燃烧室和常规燃烧室上测得的 $\text{NO}_x$  (发动机的功率状态由燃烧室OFAR表征),可以看出,慢车状态为提高燃烧效率而增大当量比时,RQL燃烧室的 $\text{NO}_x$ 略有提高。在进场着陆功率附近区域,尽管发动机功率在提高, $\text{NO}_x$ 曲线却基本保持水平,这是因为IBZ达到并超过了单位当量比,混合不均匀抑制了 $\text{NO}_x$ 的生成,进入SBZ的未燃烧燃料少,使当量比很低,因此SBZ的 $\text{NO}_x$ 可以忽略。曲线中这种保持水平的状态在某种程度上与燃料分级相似,因此被称为“准分级”方法。在发动机大功率状态,更多未燃烧的燃料会从越来越富的IBZ离开。随着IBZ平均当量比的增高,IBZ内产生的 $\text{NO}_x$ 开始成为燃烧室 $\text{NO}_x$ 的主要来源,进一步提高功率会使 $\text{NO}_x$ 的排放量增多。但可以发现,常规燃烧室的 $\text{NO}_x$ 曲线变化缓慢,趋势明显是上凹的;RQL燃烧室的 $\text{NO}_x$ 曲线同样也变化缓慢,但趋势是上凸的。当发动机功率的变化比进场功率的变化逐渐变大时,RQL燃烧室的 $\text{NO}_x$ 曲线与常规燃烧室的 $\text{NO}_x$ 曲线走向开始有分歧。这是由于当量比提高时,IBZ内的燃料/空气混合不均匀造成的。但当功率比在图4中所示的功率更高时,IBZ会相应地变成化学恰当比, $\text{NO}_x$ 水平再次保持不变,一直持续到燃烧室掺混区的 $\text{NO}_x$ 占主导地位为止。因此,如果可采用的最大IBZ当量比受烟控制能力限制,那么RQL控制方法则受最大OFAR能力的限制。此外,对RQL和喷水组合使用效果进行的评估表明,这种组合方式使起飞功率状态的 $\text{NO}_x$ 降低了60%。

## 非常规燃烧室控制方法

随着排放标准的不断提高,常规燃烧室几乎已经无法满足要求。必须要发展一些非常规燃烧室结构或新方法,才能全面满足低排放要求。

### 1 分级燃烧

由于航空发动机燃烧室在低功

有两大难题:火焰筒冷却使IBZ内形成一个化学恰当比界面;混合速率慢导致SBZ的横向射流孔周围形成化学恰当比界面。这2个化学恰当比界面是产生过多 $\text{NO}_x$ 的罪魁祸首,而且存在效率问题。为解决这些难题,PW公司研发了非常规RQL燃烧室,属空气分级的范畴。



图5 普惠公司的PW4000发动机

率和高功率状态的主要排放污染物生成机理不同,彻底解决常规燃烧室的污染排放问题存在很多困难,因而提出了分级燃烧室的方案。分级从形式上可分2类,一类指控制气流使其分级,可称为空气分级;另一类指控制燃料使其分级,可称为燃料分级。分级燃烧室从结构上又可分为径向、轴向和周向等多种方案。

(1)PW的TALON燃烧室。

前面提及的准分级RQL主要

作为NASA高速民用运输机(HSCT)计划的一部分,PW公司提出一种优化了的RQL燃烧室设计。它在功能上与包含2个串联燃烧区的准分级RQL结构类似,但它解决了效率问题。富油IBZ的设计采用就近安装屏蔽产生的高对流冷却速度进行外部冷却。IBZ的对流冷却空气完成冷却任务之后形成猝熄空气射流,并被引入缩小了横截面积的混合段,这部分是准分级RQL所没

有的。缩小的流动面积加上额外的猝熄射流使内部燃气的流速增大,可避免燃烧在混合段发生。SBZ是一种紧跟在混合段之后的短突扩燃烧室,这种RQL燃烧室结构上属于轴向往分级式燃烧室。

20世纪90年代中期,为了降低排放,PW公司与NASA格林研究中心合作,在先进亚声速技术研究计划的降低排放项目下开发了TALON燃烧室。目前,TALON燃烧室已经发展到了第4代。TALON燃烧室是单环腔的,它将PW的RQL技术应用于民用燃烧室中。在所有工作状态,燃烧室前部都设计得非常富油,远高于化学恰当比燃烧,同时也能确保低功率状态的稳定性。首台TALON燃烧室在PW4098中使用,PW4000(见图5)、PW6000系列发动机采用改进后的TALON II燃烧室,PW8000采用TALON III燃烧室结构,如图6所示。TALON III和TALON X燃烧室进一步增大了主燃区容积,确保了最佳化的猝熄混合,燃烧时间短,着陆和起飞时 $\text{NO}_x$ 排放比ICA0/96标准减少了70%。

### (2) GE的TAPS燃烧室。

TALON燃烧室属于空气分级的范畴,然而,空气分级的控制通常有很多难以克服的困难,因此,分级的概念更多用于燃料的供应方面。下面要介绍的TAPS燃烧室即属于燃料分级技术。

燃料分级的燃烧室一般有2个

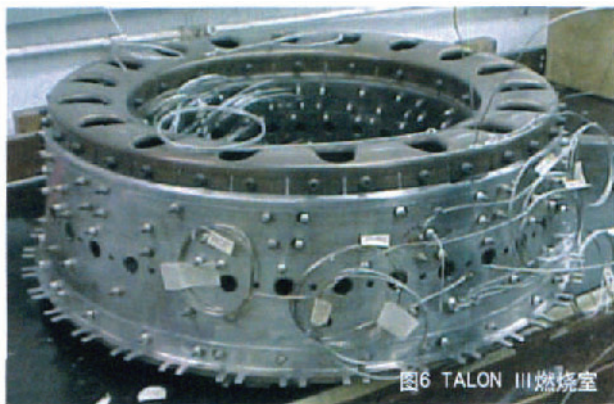


图6 TALON III燃烧室

单独的燃烧区,每一级分别供油。这种独立的燃烧区一般分为值班级和主级。从功能上讲,值班级具有常规燃烧室主燃区的绝大多数功能,而主级具有常规燃烧室中间区的一些功能。发动机起动和慢车状态主要靠值班级工作。在进场功率状态之前的某状态点,主级开始供油并被点燃;在进场功率状态以上的所有状态,2级都工作。如果有需要,可通过燃油调节装置调节各级之间的燃料使它们分离,保证适应各种工作状态,并使排放降至最低。

早期,GE公司在单环腔燃烧室(SAC)的基础上,开发了径向分级的双环腔燃烧室(DAC)。20世纪90年代中期,为进一步降低 $\text{NO}_x$ 排放值,且不影响其他设计要求,GE公司在DAC的基础上发展了TAPS燃烧室。TAPS燃烧室采用的值班级为两级轴向往旋流器,它实际上是一个整体的大喷嘴,在值班级的中心位置有一个压力雾化喷嘴,小状态时只向往值班级供油。主级一般由径向涡流器构成,为控制流量分配和油气比等参数,径向涡流器采用20~40片数目不等的叶片。大状态主级和值班级同时工作。主级的结构形式有多种方案,典型结构如图7所示。

2005年,美国代顿大学、空军研究实验室和GE公司合作开展了TAPS高压单头部试验,采用多种燃料对慢车和全功率状态的油气混合、TAPS燃油喷嘴下游的燃油浓度分布和燃烧过程进行了研究。同时,对值班级和主级的燃油喷射以及混合过程作了重点研究。5个大气压下进行的试验主要关注值班级喷嘴的混合和燃烧性能;20个大气压下进行的试验主要模拟全功率状态TAPS喷嘴(值班级和主

级)的燃料/空气混合和燃烧性能。

2007年6月,第1代TAPS在波音787飞机的GENx发动机上进行了验证。结果表明,其排放值比CAEP6规定的值低很多。与2008年的排放国际标准相比较, $\text{NO}_x$ 排放有58%的减排裕度,烟尘有95%的减排裕度,UHC有98%的减排裕度,CO的减排裕度90%,这只有GE公司原来所预测水平的一半。

GE公司正在LEAP56计划下开发更先进的发动机(见图8),并开发更低排放的第2代TAPS燃烧室,以使 $\text{NO}_x$ 排放值与第1代TAPS燃烧室相比降低50%,耐久性由第1代TAPS燃烧室的4000个循环增加到20000个循环。

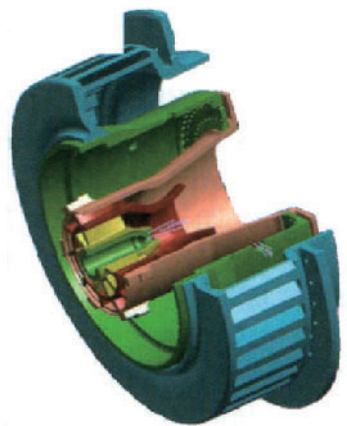


图7 典型TAPS结构示意图

TAPS燃烧室仍面临包括操纵性、燃油喷嘴的净化、产品的成本和重量等方面的技术挑战,基本TAPS结构减少氮氧化物的实际能力以及GE公司新研发的一些结构具有将TAPS燃烧室(如图9所示)的 $\text{NO}_x$ 再降低50%和75%的潜力,都有待进一步试验验证。

(3) R·R公司的ANTLE燃烧室。

R·R公司在经济可承受的近期低排放(ANTLE)研究计划下开发了新型低排放燃烧室。ANTLE研究计划验证的低排放燃烧室技术于2008年投入使用,具体目标是: $\text{CO}_2$ 排放值降低12%; $\text{NO}_x$ 排放值

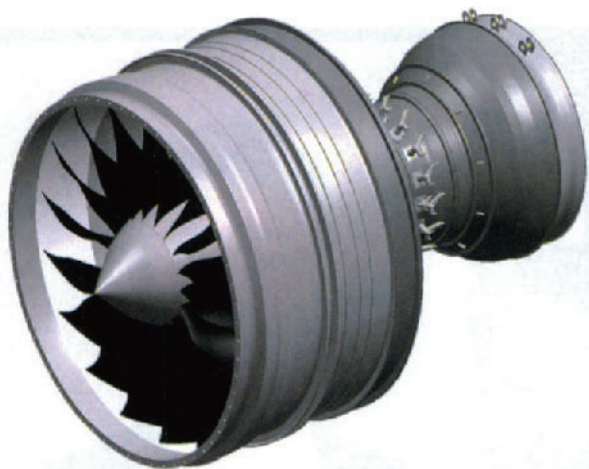


图8 GE公司LEAP56计划下的发动机模型

与 ICAO CAEP/96 相比降低 60%；CO 排放值与 ICAO CAEP/96 相比降低 10%。该燃烧室采用贫油分级技术和简单的单环形结构，其喷嘴能够提供大量空气，降低燃烧室峰值温度，从而降低  $\text{NO}_x$  的排放值。2002 年进行了全环形燃烧室试验件试验；2004 年进行了发动机排放试验；2005 年进行了发动机耐久性试验，验证了其性能和排放特性。

#### (4) SNECMA 的双头燃烧室。

在 CLEAN 计划下，SNECMA 公司研制了径向分级的双头燃烧室。CLEAN 研究计划预计将  $\text{CO}_2$  排放值降低 20%； $\text{NO}_x$  排放值降低 80%；CO 排放值降低 15%~20%。该计划验证的技术预计 2015 年投入使用。其常规燃油喷射系统的研制充分利用了 SNECMA 公司外场使用和试验研究计划中积累的经验。其头部具有很大的容积(滞留时间长)，慢车状态时输入的空气量可使主燃区的当量比最佳，因而 CO 和 UHC 较少。这种燃烧室与常规燃烧室相比， $\text{NO}_x$  排放量降低 30%，因此它被 BR715 低污染发动机采用。缺点是燃烧室结构较复杂，喷嘴数量多，在某些中间状态下，2 个头部很难达到最佳匹配状态。

#### 2 贫油低 $\text{NO}_x$ 技术

##### (1) 贫油直接混合(LDM)技术。

LDM 也称为贫油直接喷射

(LDI)，它的本质是改善燃料向气流内的流动，增强快速混合的能力。LDM 采用多点直接喷射将燃油喷入燃烧室内，使主级局部当量比的概率密度函数与  $\delta$  函数接近。在喷射点处为局部富油燃烧，增加燃烧稳定性；此

后，与空气快速混合，形成均匀贫油混气进行燃烧，消除局部过热点，降低燃气温度，进而抑制  $\text{NO}_x$  的排放。虽然喷射点处的富油燃烧可能会增大  $\text{NO}_x$  排放量，但由于混气在高温区滞留时间很短，故增加的  $\text{NO}_x$  量很少。LDM 的关键技术是使燃油与空气迅速混合，将该技术与其他低污染燃烧方案一起配合使用效果更好。LDM 最有成为下一代典型低污染燃烧室技术的潜力，也是目前研究的焦点。

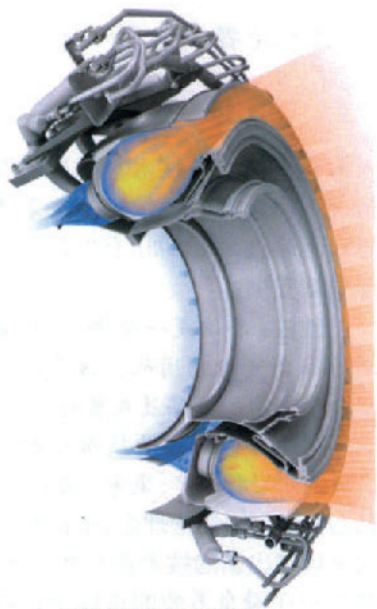


图9 GE的TAPS燃烧室

(2) 贫油预混预蒸发(LPP)技术。

LPP 燃烧室由预混预蒸发区、点

火区、主燃区以及变几何掺混区等 4 区组成。LPP 燃烧室将燃料完全蒸发并混合均匀，然后供入燃烧区，在燃烧区是贫油燃烧，燃烧区的当量比越低(不能低于贫油熄火极限)越能降低  $\text{NO}_x$  排放。

贫油预混预蒸发燃烧方式分为 3 个阶段。第一个阶段指喷射阶段，主要是将燃料均匀地喷射出来，喷射点要尽可能多，空间分布越均匀越好；第二个阶段指喷射出的燃料进行预混预蒸发阶段，此阶段燃料边混合边蒸发；第三个阶段指燃烧阶段，蒸发的油气混合物进入燃烧区开始燃烧。LPP 技术的关键在于燃料喷射、预混和预蒸发、火焰稳定和火焰筒冷却。

BMW-R·R 发展了一种 LPP 轴向分级燃烧室，它由 2 个独立但又相互影响的燃烧区组成，2 个燃烧区之间的燃油分配比可以调节，使稳定燃烧的效果和排放量达到最佳状态。在起动和低功率时，只在装有气动雾化喷嘴的预燃区进行燃烧，在高功率时还要打开主燃区贫油预蒸发的燃油喷射装置，与预燃区共同燃烧。

LPP 技术的优点是不积炭、冷却火焰筒壁的空气量减少；其缺点是存在自燃、回火和燃烧不稳定问题。

#### 结束语

目前，中国大飞机研制项目已启动，该项目成功的关键之一是解决动力问题，大型飞机要取得适航证必须要首先解决排放问题。国内部分高校和科研机构已先期开展了一些减排机理研究和工程实践研究，预计到中国的大飞机定型时，ICAO 的排放标准会比 CAEP6 还要严格，因此，国内航空发动机减排技术研究任重而道远。中国必须发展最前沿的技术以满足未来越来越严格的排放要求。只有在成功借鉴国外先进技术的同时，走自主开发之路，才能在国际市场上占有一席之地。

(责编 淡蓝)