

# 低排放长寿命燃烧室 关键技术分析

## Analysis on Key Technologies of Low-Emission and Long-Life Combustion Chamber

北京航空航天大学能源与动力工程学院 尚守堂 程明 李锋  
沈阳发动机设计研究所燃烧设计研究室 张军峰 马宏宇



尚守堂

研究员,北航热能工程专业在读博士研究生。1991年获西工大航空发动机专业学士学位;1999年获南航工程热物理专业硕士学位,主要从事航空发动机及燃气轮机燃烧室和排气系统设计与研究工作。

现代社会对大型客机经济性、安全性和低排放的要求越来越高。大型客机经济性、安全性和排放水平与发动机燃烧室密切相关。燃烧室将燃料化学能转变为热能,对高压空气进行加热,进而推动涡轮做功,是发动机动力的主要来源,有发动机“心脏”之称。在充分借鉴和吸收国

燃烧室将燃料化学能转变为热能,对高压空气进行加热,进而推动涡轮做功,是发动机动力的主要来源,有发动机“心脏”之称。在充分借鉴和吸收国外先进设计技术和研制经验的基础上,针对我国大型客机及其发动机研制的需要,立足国内积极开展大型客机发动机低排放长寿命燃烧室关键技术研究具有重要意义。

外先进设计技术和研制经验的基础上,针对我国大型客机及其发动机研制的需要,立足国内积极开展大型客机发动机低排放长寿命燃烧室关键技术研究具有重要意义。

### 设计要求

大型客机发动机对其燃烧室要求主要有:

(1) 燃烧效率高。高工况下燃烧效率应不小于 99.5%,低工况(如慢车状态)下的燃烧效率要大于 95%,具有良好的设计状态和非设计状态性能,保证发动机获得低耗油率。

(2)  $\text{NO}_x$ 、CO、UHC(未燃碳氢化合物)、烟等污染物排放量应满足环保要求,其中  $\text{NO}_x$  排放值要比 1993 年 ICAO CAEP2 排放标准低

30% ~ 50%。

(3) 满足发动机可靠性、强度和结构完整性要求,具有长使用寿命:受热部分使用寿命不低于 20000 次飞行(或 8000 ~ 10000h)。

(4) 压力损失小,总压恢复系数应不小于 0.945,保证发动机获得较高的推力和经济性。

(5) 出口燃气温度分布应满足涡轮长期可靠工作要求:  $\text{OTDF} \leq 0.25$ ,  $\text{RTDF} \leq 0.08$ 。

(6) 在地面冷天和高空条件下都能可靠平稳点火,高空点火高度应达到 9 ~ 12km。

(7) 结构简单,重量轻,安装方便,易维护,制造、维护成本低,制造工艺简单,保证发动机成本低、使用经济性好。

(8) 燃烧稳定性好。

## 关键技术

上节中提到的要求对于大型客机发动机燃烧室的设计与研制来说,非常具有挑战性。同时,燃烧室还要面对大状态下最高进口压力约为 5.0 MPa、出口温度高达 1800K 左右等恶劣工作条件。为全面满足大型客机发动机各项要求,其燃烧室不可能再采用常规燃烧室方案,必须突破并采用先进燃烧组织、火焰筒冷却和材料等关键技术。

### 1 燃烧组织技术

燃烧组织技术是燃烧室全面满足发动机对其要求的基础和关键,火焰筒头部燃烧组织好,燃烧效率、污染物排放、出口燃气温度分布、起动和点火等参数才可能达到设计要求指标。

常规燃烧组织技术难以全面降低各种排气污染物及兼顾不同工况下的燃烧性能,这主要由于在控制燃烧室性能及排放的诸多因素中,有些是相互矛盾的,常规燃烧室无法有效解决这些矛盾。如高工况下,为降低  $\text{NO}_x$  和烟排放量、确保出口温度场均匀及降低壁温,要求减小燃烧室容积、减少燃气停留时间、增加主燃区空气流量等。而低工况下,为减少 CO 和 UHC 生成量,确保燃烧效率、稳定性及点火/再点火能力,要求增大燃烧室容积、增加燃气停留时间、减少主燃区空气流量等。此外,根据 CO、UHC 和  $\text{NO}_x$  产生机理和试验结果得知:常规燃烧室主燃区燃

烧温度为 1000 ~ 2500K,而在 1670 ~ 1900K 范围内产生 CO、UHC 及  $\text{NO}_x$  都很少。因此控制主燃区温度(通过控制进入主燃区的空气量或燃油量进而控制当量比)处于低排放的温度区,则可兼顾 CO、UHC 和  $\text{NO}_x$  的排放量都处于低值范围。为此,大型客机发动机燃烧室应摒弃常规燃烧组织技术,采用新颖、先进燃烧组织技术,双环腔(径向分级)及双环预混旋流、轴向分级、富油-猝熄-贫油燃烧等燃烧组织技术是可选用的几种技术方案。

#### 1.1 双环腔燃烧室(DAC)技术

该燃烧组织技术是 GE 公司通过 ECCP、QCSEE、E3 等计划逐步发展完善而来的,并在 CFM56-5B 上首获工程应用,  $\text{NO}_x$  排放量较单环腔燃烧室降低约 40%。其后,GE90 装有双环腔燃烧室,  $\text{NO}_x$  排放量可降低 33%。CFM56-7 既可用单环腔燃烧室,也用双环腔燃烧室。双环腔燃烧室  $\text{NO}_x$  排放量较单环腔燃烧室可降低 45%。

双环腔燃烧室最主要的结构特点是其火焰筒沿径向有两个并行燃烧区,外侧的为预燃级,内侧的为主

燃级。其组织燃烧特点是不改变空气分配比例,而是根据发动机工况,调节从一个区到另一个区的燃油分配来改变油气比,从而控制燃烧温度。低工况下,仅预燃级工作;高工况下,预燃级和主燃级同时工作。与此种工作方式相适应,预燃级和主燃级的头部分别基于低工况及高工况而设计。在低工况,预燃级内气流速度较低,油气比接近于化学恰当比,火焰稳定性能好,燃烧效率高,CO 和 UHC 排放量很低。尽管停留时间长、火焰温度高对控制  $\text{NO}_x$  生成不利,但此时工作状态低,  $\text{NO}_x$  排放量非常有限。在高工况,主燃级内气流速度较高,油气比小于化学恰当比,能有效控制  $\text{NO}_x$  生成。尽管停留时间短对燃烧效率不利,但此时燃烧室进口条件对燃烧十分有利,因此主燃级燃烧效率仍可在很高水平,从而保证 CO 和 UHC 排放量不增加。这样,通过分区燃烧方法,双环腔燃烧室兼顾了性能及排放,使二者达到最佳。

该燃烧组织技术的优点是在与常规燃烧室长度相当情况下,其性能更好,排放物更少,可实现低排放所



PW2000发动机热端部件检测

有性能要求；长度短、重量轻，从常规燃烧室升级为双环腔燃烧室，整机结构不需大改，发动机转子动力学问题少；两级燃油喷嘴可设置在同一喷嘴柄上，由于预燃级在所有工况下都工作，即便在低工况下主燃级不工作，连续流动的预燃级燃油仍可冷却喷嘴柄，从而防止和减少主燃级喷嘴结焦、积炭。其缺点主要有：其火焰筒壁表面面积比常规燃烧室大，需更多冷却空气或用更先进冷却技术或耐热材料；在介于高、低工况之间的中间工况下，由于两级燃烧区都偏离其最优设计点，燃烧室出口温度场不易保证均匀性；喷嘴设计复杂。

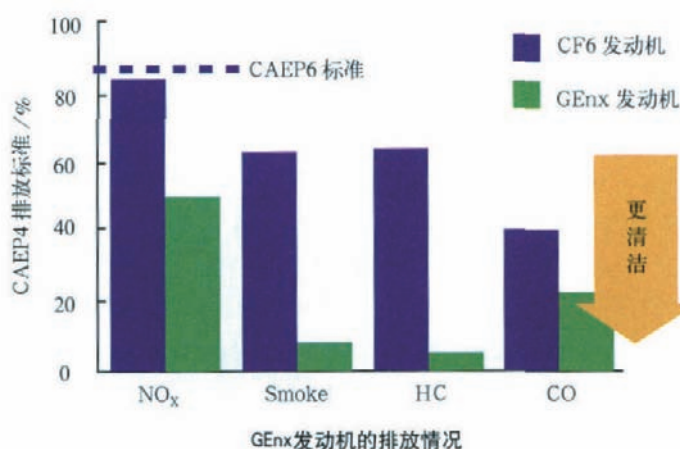
研究分析结果表明：影响双环腔燃烧室性能及排放的因素主要有：燃油流量分配、空气流量分配、旋流杯特性、燃油喷嘴特性、扩压器性能、火焰筒冷却等。

### 1.2 双环预混旋流(TAPS)燃烧技术

其特点是采用值班级和主燃级旋流器产生2股共轴的环形旋转射流。值班级采用两个同转旋流器和压力雾化喷嘴，保证适于点火和低工况所需的雾化质量，也有助于满足点火、起动、贫油燃烧稳定性和燃烧效率等所需的流场特性。强力的双环预旋器使油气掺混得很好，由富油向贫油转换过程短，不仅减少了 $\text{NO}_x$ ，且燃烧室工作温度降低。除火焰筒冷却空气外，其余空气都通过值班旋流器和主燃级旋流器进入火焰筒，无需在火焰筒上开大孔，燃烧最高温度区在火焰筒核心内，因此火焰筒壁温较低，也不需开众多冷却孔，避免了应力破坏，延长了火焰筒寿命。值班级和主燃级的燃油分级在喷嘴内完成，通过“可控压力燃油喷嘴”进行逻辑控制，按预先确定气流分配，值班级燃油供应量可从低工况的100%降到最大工况的5%~10%。

GE公司开发并试验了2种TAPS燃烧室：在TECH56计划下研制TECH56/CFM SAC TAPS；

在NASA先进亚声速运输机计划下研制DAC TAPS。2种燃烧室试验研究表明：压降、燃烧效率、头部/火焰筒壁温值与梯度、燃烧室出口温度品质、贫油熄火、点火、联焰等达到预期指标；出口温度品质、排气发烟、火焰筒壁温和梯度都优于富油头部SAC/DAC和贫油头部DAC；着陆/起飞 $\text{NO}_x$ 排放值较目前生产型富油头部燃烧室降低50%左右，UHC排放没增加，CO符合高压比发动机排放标准。GE公司已将第1代TAPS燃烧室应用到波音787的GEnx发动机中，并在LEAP56计划中开发更低排放的第2代TAPS燃烧室，以使 $\text{NO}_x$ 排放较第1代降低50%，耐久性由第1代的4000个循环增到20000个循环。GE公司还与NASA合作以TAPS燃烧室为基



础开发更低排放的燃烧室，以达到在2025年将 $\text{NO}_x$ 排放值较CAEP2的极限值降低80%的目标。

### 1.3 轴向分级燃烧技术

其组织燃烧机理与径向分级燃烧相同，也是不改变空气分配比，而将发动机高、低工况分开，调节从一个区到另一个区燃油分配比来改变油气比，从而控制燃烧温度，以实现降低发动机总排放量。其结构特点是火焰筒沿轴向有两个串联燃烧区。前侧的为预燃区，后侧的为预燃区。在起动至慢车工况下只有预燃区工作，保证高燃烧效率、足够的稳定性

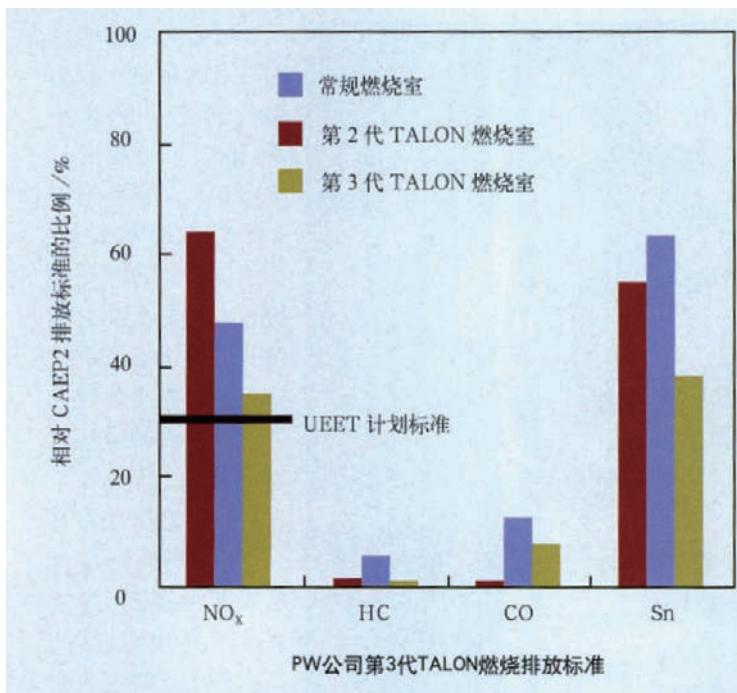
和高空点火特性，同时实现低污染排放；在高于慢车工况下主燃区也投入工作，并保持贫油燃烧，实现 $\text{NO}_x$ 、烟的低排放。

该燃烧组织技术优点是可利用预燃区火焰迅速、可靠地点燃主燃区；出口温度场品质好。其缺点主要有：长度增加，若从常规燃烧室改型，则整机结构需大改；需单独向两个区燃油喷嘴供给燃料，预燃级燃油不能冷却主燃级燃油；其火焰筒壁表面面积比常规燃烧室大，需更多冷却空气或更先进冷却技术或耐热材料。这一燃烧技术是PW公司通过ECCP、E3等计划发展完善而来，已在V2500-A5/D5上验证了其降低 $\text{NO}_x$ 等污染物的能力。RRD公司的BR715采用该燃烧组织技术的试验结果表明：其 $\text{NO}_x$ 排放值约

为CAEP2的50%，同时CO、UHC和烟数量不增加，出口温度场品质、火焰筒壁温、贫油熄火和高空点火性能与单环燃烧室的水平相当。

### 1.4 富油—猝熄—贫油(RQL)燃烧技术

这是一种特殊的分级燃烧室技术，前面是富油燃烧级，中间为快速猝熄级，后面为贫油燃烧级。在富油燃烧级，控制油气比(通常控制在1.2~1.6的当量比内)，降低火焰温度和氧气量，从而降低 $\text{NO}_x$ 和CO生成量；在快速猝熄级，通过引入大量空气，完成由富油向贫油的瞬间过渡，并防止出现接近理想当量比的 $\text{NO}_x$ 生成量大的区域；在贫油燃烧级，选择满足所有排放物要求的当量比(典型值为0.5~0.7)，



以控制燃烧温度,使 NO<sub>x</sub>、CO 和 UHC 排放值都低。这一燃烧技术是 PW 公司和 NASA 通过 AST、UEET 研究计划逐步发展完善而来,其应用代表 TALON 燃烧室已发展到第 4 代。第 1 代 TALON 燃烧室在 PW4098 上投入使用,满足了 CAEP2 排放要求,但未达到 CAEP4 排放要求。第 2 代 TALON 燃烧室采用气动雾化喷嘴、新设计的冷却空气孔、浮动壁火焰筒等措施,减少了冷却空气量,降低了 NO<sub>x</sub> 排放值(较 CAEP2 降低 40% ~ 50%,且 UHC、CO 和烟排放值不增多),在 PW4156、PW4168、PW6000、PW8000 上应用。第 3 代 TALON 燃烧室 (MSQ 燃烧室) 采用了整体铸造扩压器、气动雾化喷嘴、带 SiC/SiC 陶瓷基复合材料涂层和冲击气膜冷却技术的浮动壁火焰筒,其 NO<sub>x</sub>、CO、UHC 排放值满足了 CAEP6 要求,并有较大裕度。新一代 TALON X 燃烧室在 NASA 的

多点直接燃油喷射技术和单点直接燃油喷射技术。多点直接燃油喷射技术主要基于产生低 NO<sub>x</sub> 排放所需的喷嘴的数量和尺寸,以进行燃油分级控制。单点直接燃油喷射技术主要通过增大旋流器尺寸和将燃油分级放入旋流器中,通过气动实现分级,减少喷射系统组件数,其难点是控制各级间的相互影响,控制当地油气比。

RR 公司在经济可承受的近期

UEET 计划下进行了研究,其主要改进包括低发烟燃油喷嘴、低冷却用气火焰筒、进气孔优化技术和驻留时间控制等,以达到低排放、长寿命目标。

### 1.5 其他燃烧组织技术

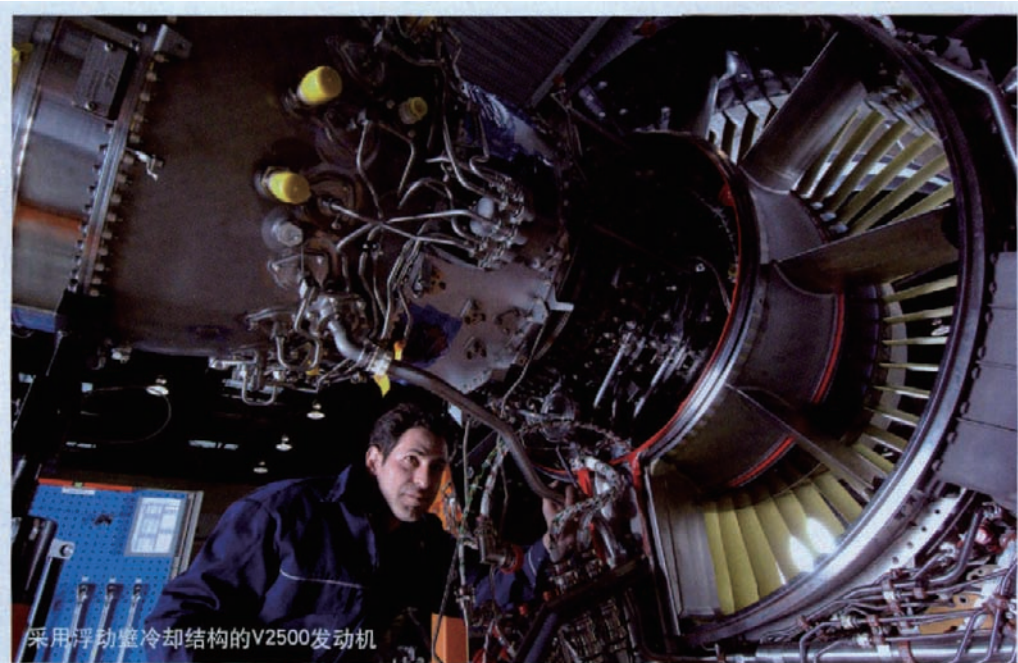
PW 公司在 UEET 计划下,开发了

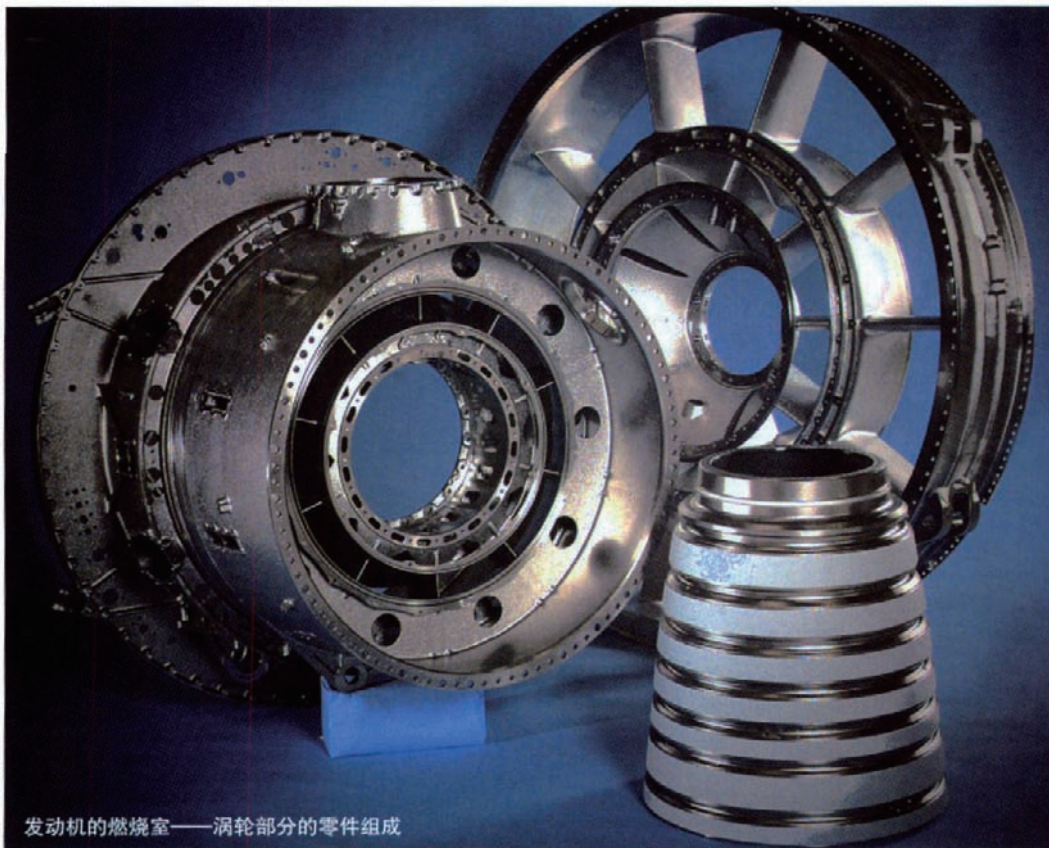
低排放计划下开发了低费用低排放燃烧室,采用贫油分级技术,降低燃烧室峰值温度,降低 NO<sub>x</sub> 排放值。SNECMA 公司在环境友好航空发动机部件验证计划下与 VOLVO 公司联合研制超低 NO<sub>x</sub> 燃烧室——双头燃烧室,采用轴向分级结构,值班级按低工况状态下性能最优设计,采用常规燃油喷射系统;主燃级选择了贫油预混预蒸发技术,其气动设计保证在贫油预混预蒸发单元体中有足够低的局部油气比,以使 NO<sub>x</sub> 排放值降到足够低的程度。

### 2 先进火焰筒冷却技术及材料

作为发动机的主要热端部件,燃烧室是决定发动机寿命和可靠性的主要因素之一。而火焰筒在高温、剧烈振动和热冲击等恶劣条件下工作,要承受很大的热应力、蠕变应力和疲劳应力,常产生裂纹、变形、掉块、烧蚀、脱焊和腐蚀等故障,是燃烧室中故障率最高的组件,因而燃烧室的寿命和可靠性主要取决于火焰筒。

据 CFMI 公司统计,1986 年 1 月至 1992 年 7 月导致 CFM56-3 发动机返修的结构故障 743 次,其中燃烧室结构故障 127 次(火焰筒故障





发动机的燃烧室——涡轮部分的零件组成

这是一种先进冷却技术和创新火焰筒结构相结合的新技术,解决了常规火焰筒在高负荷条件下因火焰筒壁温不均匀、火焰筒壁同时承受机械载荷和热负荷而引起的低循环疲劳裂纹等问题。其主要特点是对火焰筒壁进行分层和分块,具有如下优点:火焰筒受力方式得到改善,外层只承受机械载荷,内层只承受热负荷,因此不容易产生蠕变屈曲和裂纹,从而可延长寿命;内层由浮壁块组成,并用螺栓连接在外层上,允许浮壁块自由热膨胀,可消

105次),占17%。由于大型客机发动机燃烧室进口空气温度和出口燃气温度的提高及可用冷却空气减少,同时还要满足燃烧室低排放、长寿命要求,其火焰筒如采用常规气膜冷却技术已难以满足需要,必须用先进冷却技术(其中多斜孔发散冷却、浮动壁冷却结构等是较成熟和实用的技术),同时研制耐温水平高且重量轻的陶瓷基复合材料等先进耐热材料和涂层。由于燃烧的油气混合气与火焰筒壁面冷却气接触后,会造成燃烧不充分,产生CO、UHC或冒烟,因此采用先进冷却技术及新材料,可延长火焰筒使用寿命,减少冷却空气量,还有助于减少排气污染。

### 2.1 多斜孔发散冷却技术

该冷却技术是通过采用激光、电火花或电子束打孔等工艺,在火焰筒壁上打出大量不同角度的斜孔,利用筒内外压差将冷却空气导入火焰筒内,实现对壁面的全气膜冷却,因此斜孔孔径、斜角和密度是其设计关

键。其冷却过程包含多孔壁冷侧的对流换热,小孔内的对流换热及多孔壁热侧的气膜冷却3个过程,其中孔内对流换热所占比例最大,达40%,其冷却效果介于多孔层板冷却与气膜-对流冷却之间。由于孔径较小(通常直径为0.5~1.0mm)且均匀密布,气流穿透深度很浅,进入火焰筒后很快形成紧贴内壁面的冷却层且均匀铺开,提高了冷却效果(可减少冷却空气量2/3~3/4),可有效降低燃气对壁面的对流换热,并不断地将燃气对壁面辐射热量带走,可获得较小的轴向及周向壁面温度梯度、较低的均匀壁温,有利于降低热应力,延长火焰筒使用寿命。同时由于冷却气流穿透深度很浅,不干扰燃烧,也不会因冷却气掺混而降温,有利于获得高效低污染燃烧性能。该类火焰筒在GE90、F414、M88、BR715等发动机上有所应用,在国外是相当成熟的技术。

### 2.2 浮动壁冷却结构

除或减小结构内部应力;可采用先进冷却技术,如冲击+对流+发散(或气膜)、冲击+发散等复合冷却技术,冷却效率高,节约冷却用气量;浮壁块所用材料、工艺具有灵活性,如用高熔点材料及精铸工艺方法,甚至可用陶瓷材料或陶瓷基复合材料,也可在浮壁块局部喷涂热障涂层,以提高耐温能力;可修复性好,拆卸简单、方便且可分别更换,维修时只需更换损坏的浮壁块,而不需修复整个火焰筒,维修费用降低,维修时间缩短;由于火焰筒壁外层能保持在较均匀的低温状态,可用相对便宜的材料,同时与燃烧室机匣的热膨胀差小。这种冷却结构也有一些不足之处,如质量有所增大;在燃烧室后续发展中,很难修改燃烧和掺混用的各种进气孔位置。

PW和GE公司的E3燃烧室都采用了结构有所不同的浮动壁。经多年努力,PW公司浮动壁燃烧室发展得较为成熟,并广泛应用到

V2500、PW4084、PW6000、F119 等发动机上。PW 公司在 IHPTET 计划下,在全环试验件上验证了涂 SiC/SiC 陶瓷基复合材料涂层的浮壁块和冲击气膜冷却技术,计划将这一技术用在 F100-229A、F135、PW8000 等发动机上。

### 2.3 陶瓷基复合材料(CMC)火焰筒

CMC 火焰筒技术已成为未来涡扇发动机燃烧室关键候选技术。CMC 具有密度低(仅为高温合金的 1/3 ~ 1/4)、耐高温能力强、氧化稳定性较高等特点。采用 CMC 材料,可大量减少甚至取消火焰筒冷却用气,这对于优化燃烧组织、改善燃烧性能、降低污染排放、延长燃烧室寿命等都大有裨益。

美、英、日等国都积极进行 CMC 火焰筒研究和开发工作,如 NASA、PW 和 GE 公司在使能推进材料(EPM)研究计划中开发了火焰筒 SiC/SiC 材料、设计和工艺控制与加工技术。GE/AADC 公司在 IHPTET 计划的验证机 XTC 76/3 上使用了 EPM 计划获得的材料,开发并验证了 Hi-Nicalo 纤维增强的(纤维占 40%)碳化硅陶瓷基复合材料火焰筒,在验证机 XTC 77/1 上开发了 CMC 燃烧室 3D 模型,改进了热力和应力分析。在验证机 XTC 97 上,Honeywell/GE 公司验证了 CMC 高温升燃烧室,在目标油气比下获得较高的燃烧性能。

UEET 计划中 CMC 火焰筒研究目标是:验证 1204.4℃ 的下 CMC 火焰筒耐久性;提高 CMC 及涂层的耐温能力,研制 1482.2℃ 系统和 1648.9℃ 系统,以大大减少、甚至取消火焰筒冷却,扩展 CMC 应用范围。GE 公司在 TECH56 计划下开发的 CMC 燃烧室,能提供较大温升,冷却用气少且寿命长。SNECMA 公司也在积极地开发 SiC/SiC 和 C/SiC 燃烧室。日本在陶瓷基复合材料火焰筒研制上也有较大进展。

### 解决途径分析

国内在低排放长寿命燃烧室技术研究方面开展的工作较少,缺少足够的技术储备、设计手段和研制经验,但也具备了一定的科研队伍、软硬件和专业技术的基础,这主要体现在航空发动机科研院所和院校均拥有一批燃烧室研究队伍及相关计算软件、试验设施等,在涡喷、涡扇发动机燃烧室研制方面开展过大量工作,积累了较多的研制经验;开展过双环腔、双环预混旋流、驻涡燃烧、多点喷射、多斜孔发散冷却技术的技术研究以及浮动壁冷却结构的工程应用研究;开展了纤维增韧碳化硅基复合材料火焰筒设计和应用方面的基础研究和工程应用研究,国内已初步具备了解决燃烧室关键技术条件。

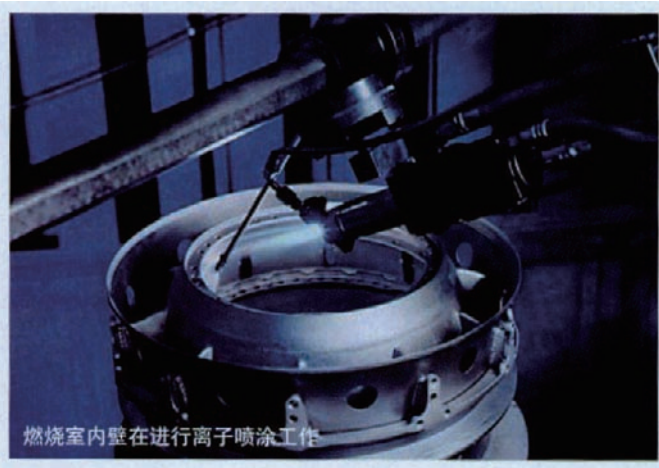
解决燃烧室关键技术应立足国内,与大型客机及其发动机的研制相结合,在充分借鉴、吸收国外先进技术和研制经验的基础上,按照飞机和发动机研制的需要有针对性地开展设计方案的论

证,并通过先行启动技术专项研究和必要的对外技术合作予以解决。其总体策略是在燃烧组织方面,应突破关键、重点跟踪、全面关注;面对花样繁多的低排放技术,应选定国外最成熟、最有发展潜力的技术如 TAPS 做为自行研发的主攻方向,投入主要精力,力争用 5 ~ 8 年时间完成单头部、扇形、全环 3 个阶段的研究工作,为满足大型客机发动机要求的燃烧室研制奠定坚实基础,同时对于其他比较有潜力的燃烧组织技术如 DAC、RQL、多点喷射技术、驻涡燃烧等燃烧组织技术开展重点跟踪和基础研究工作,做好技术储备;对于其余低排放技术的发展趋势,通过情报收集、资料分析的方式进行关注;在先进冷却技术方面,深入开展浮动壁冷却结构的工程应用研究工作,同时完善发散冷却技术的技术研究成果,开展工程应用研究工作;积极开展陶瓷基复合材料火焰筒设计和应用技术研究工作,通过燃烧室设计、材料研制、工艺研究、生产加工等部门的积极协作和大力配合,早日取得工程应用成果。

### 结束语

大型客机发动机对燃烧室性能、排放、寿命、可靠性、经济性等有较高的技术指标要求,低排放长寿命燃烧室是大型客机发动机研制的关键技术。大型客机发动机燃烧室不可能再采用常规的燃烧室方案,必须突破并采用 TAPS 等先进燃烧组织技术、浮动壁冷却结构及发散冷却技术等火焰筒冷却技术和陶瓷基复合材料等关键技术。

国内在低排放长寿命燃烧室技术方面与国外差距较大,但也具备了一定基础,初步具备了解决关键技术条件。解决燃烧室关键技术应立足国内,通过先行启动技术专项研究予以解决,必要时开展对外技术合作。(责编 侧卫)



燃烧室内壁在进行离子喷涂工作