

# 民机发动机燃烧室设计特点 与关键技术

Design Characteristic and Key Technology for Aeroengine  
Combustor of Civil Aircraft

中国燃气涡轮研究院 史家荣 徐华胜



史家荣

研究员,主要从事航空发动机燃烧室设计和试验技术研究,参加或主持了多种预研燃烧室设计与试验研究和预研课题的研究和技术管理工作。

我国已经立项自行研制大型民用飞机。著名航空发动机专家刘大响院士指出:“大飞机工程能否成功的关键之一是动力问题,必须要立足于国内,自主研制。目前中国航空工业还存在重型号轻基础等问题。动力是装备的心脏,最终飞机一定要有‘中国心’”。因此,我国自行研制的

低排放、长寿命燃烧室的研制是民用发动机成功研制的关键,因此应针对国外现役/在研大型军用和民用航空发动机燃烧室现状,分析其设计特点和研制技术,了解并掌握长寿命、低排放燃烧室设计的关键技术以及有关排放规范,为开展民用发动机燃烧室研制打下基础。

民用飞机或军事用途的大型飞机在未来必须采用我国自行研制的大推力、低污染、长寿命的航空发动机。

民用发动机必须具有良好的环保性,即发动机的排放必须满足国际民航组织(ICAO)发布的排放标准(主要是CO、UHC、NO<sub>x</sub>和冒烟等指标),同时满足民机在国外起降时相关国家的排放标准要求,达到适航要求并取得适航证才能进入世界民用发动机市场。而作为发动机的重要关键部件之一的燃烧室是污染物的唯一“制造者”,是民用发动机能否研制成功并获得进入市场资格的

关键。

从20世纪70年代ICAO开始制定严格的排放标准以来,国际著名航空发动机公司为了满足排放要求,占领民机市场,开展了低污染燃烧室的研制工作,并取得了重要成果。低排放燃烧室研制必须采用许多新的设计、制造技术以及新材料、新工艺等。

低排放、长寿命燃烧室的研制是民用发动机成功研制的关键,因此应针对国外现役/在研大型军用和民用航空发动机燃烧室现状,分析其设计特点和研制技术,了解并掌握长寿

命、低排放燃烧室设计的关键技术以及有关排放规范,为开展民用发动机燃烧室研制打下基础。

### 国外现役 / 在研民用发动机燃烧室主要设计特点

目前,国际上能够研制生产大型军用和民用航空发动机的公司主要是 CFMI、GE、PW、R·R、IAE 等少数几家公司,上述几家公司生产的发动机基本垄断了世界民用发动机市场,而俄罗斯产民用航空发动机在世界民机市场份额则相对较小。自从 ICAO 开始制定排放标准,并在修订的排放标准中对发动机排放提出越来越严格的要求以来,这些公司研制的先进的发动机无一不是将满足或优于排放标准作为燃烧室设计的重要要求。燃烧室研制技术也取得了重要进展,生产了大量满足污染排放标准要求的先进燃烧室,这些燃烧室大都采用了先进的改善组织燃烧和冷却结构的新技术。

表 1 给出了现代主要大型民用飞机使用的发动机燃烧室设计特点。这些燃烧室都是按照环境保护标准的要求研制,基本代表了目前低污染民用燃烧室的最高水平,下面重点从组织燃烧和燃烧室的冷却技术方面介绍这些燃烧室的设计特点。

#### 1 组织燃烧

现代民用发动机燃烧室主要有传统的单环腔、双环腔和目前最新的双环预混旋流器燃烧室 3 种结构。先进的民用发动机不管是采用双环腔还是单环腔的分级燃烧技术都将降低  $NO_x$  的排放作为燃烧室组织燃烧的重点考虑对象,设计中主要考虑头部油

气的预先混合以降低燃烧温度、采用分区燃烧分别减少启动、慢车、起飞和巡航工况下的排放指标。

#### 1.1 单环腔燃烧室

在 GE90 之前的传统的民用发动机燃烧室主要采用离心喷嘴加头部雾化装置的单环腔结构。其代表作是 CFM56 发动机燃烧室系列。其燃烧室为短环形结构,组织燃烧采用离心喷嘴加双级旋流器燃油雾化系统,确保了燃油良好的雾化和组织燃烧的稳定特性。

R·R 公司的发动机大都采用单环腔燃烧室,头部采用气动雾化喷嘴和旋流器结构。RB211-524/535 发动机燃烧室为第二阶段燃烧室,采用 18 个空气雾化燃油喷嘴的单环腔燃烧室结构。最新的 B787 以 Trent 1000 发动机为动力,其燃烧室是由 Trent700 发展而来的第五阶段燃烧室,通过改进几何结构的设计以控制  $NO_x$  的生成,它采用 24 个空气雾化燃油喷嘴,主燃区比同样采用单环腔燃烧室的 RB211-524/535 燃烧室

表1 现代典型低污染燃烧室的设计特点

生产厂家	型号(系列)	燃烧室主要设计特点	装机对象
CFMI	CFM56-5B	双环腔燃烧室; 相对 ICAO' 96 标准, $NO_x$ 降低了 45%	A321、A320、A319、A319、A318
GE	GE90	双环腔燃烧室; 采用多斜孔冷却结构	B777-300ER B777-200LR
	GE <sub>n</sub>	双环预混旋流燃烧室技术; 两个环形共用同心 Parker Hannifin 燃油雾化喷嘴	B787
IAE	V2500	单环腔环形燃烧室; 浮动壁(铸造合金薄段)冷却结构, 改善冷却效率, 消除应力, 每段可独立更换, 维护费用低; 满足现有排放标准(CAEP/2 和 CAEP/4 排放限制)	A320、A319、A320、A321、MD-90
PW	PW4000	Talon II 环形燃烧室, 冲击气膜的浮动壁火焰筒; 富油 / 快速熄灭 / 贫油(RQL) 燃烧技术	A300、A310、B747、B767、A330、B777
	PW6000	Talon II 环形燃烧室; 冲击气膜的浮动壁火焰筒	A318、A320
	PW8000	Talon-X 燃烧室; 第二代浮动壁; 单片铸造扩压器	
R·R	RB211-524G-T	环形燃烧室, 金属外机匣和镍基合金燃烧室; 18 个空气雾化燃油喷嘴	B747、B767
	Trent 700	环形燃烧室, 24 个燃烧器和两个点火器。镍基合金火焰筒, 带热障涂层, 改进几何结构控制 $NO_x$	A330
	Trent 800	单环腔燃烧室, 24 个燃烧器	B777
	Trent 500	新的带 20 喷嘴的五段设计; 单个可更换的难熔瓦块火焰筒	A340-500
	Trent 900	先进瓦块结构, Trent 500 燃烧室的派生, 20 个燃烧器	A380
	Trent 1000	先缓后突扩的双级扩压器; 5 段可拆环瓦块(18 块), 浮壁火焰筒; 机匣采用锻件机械加工无焊接处; 气动雾化喷嘴	B787
GE 和 PW	GP7000	沿用 CF6 的单环腔燃烧室; 热障涂层; $NO_x$ 比 ICAO 的 CAEP-4 低 40% (1988 标准); CO 和 UHC 比限制值低 80%	A380

的主燃区容积增大 24%，改善了再点火性能；总容积却减少了 30%，控制了污染物的排放。

IAE 的 V2500 发动机也采用单环腔设计。其排放指标满足 CAEP/2 和 CAEP/4 排放限制排放标准。

PW 和 R·R 公司在单环腔燃烧室基础上，发展了轴向分级的燃烧技术，该类型燃烧室也是单环腔燃烧室的一种。燃烧室的原理是不改变空气分配比，而是调节各区的燃料分配，从而使燃烧温度维持在一个相对恒定的水平上，并将慢车和起飞状态分开，以实现发动机低排放。当燃烧室开始工作时，首先将一部分燃料喷到燃烧室的第 1 燃烧区，其他的燃油先与空气混合，再喷入下游的第 2 燃烧区或主燃烧区，以使  $\text{NO}_x$  排放量最低。第 1 燃烧区在发动机启动至慢车状态工作，第 2 燃烧区在大功率状态下工作。轴向分级燃烧室的优点是点火快速可靠、主区燃烧效率高、燃烧室出口径向温度剖面可发展到一个满意的水平，并且一旦发展到满意的水平就不再变化。

PW 公司研制的贫油预混轴向分级的燃烧系统有 3 个不同的燃烧区，每个区的几何形状都在不同的发动机功率范围和燃料/空气比下优化。因此，该燃烧室不可能出现贫油燃烧。其控制系统的任务是根据发动机的工作状态向 3 个区精确地分配燃料，以取得准确的燃料/空气比，使  $\text{NO}_x$  和 CO 排放量达到最少。R·R 公司也开发了轴向分级燃烧室，并已将其应用到 BR715 发动机上。

TALON 燃烧室是 PW 和 MTU 实施的联合技术验证机计划 (JTDP) 研制的单环腔燃烧室，其将 PW 的 RQL (富油快速熄灭贫油燃烧) 技术应用于民用燃烧室中，在所有工作状态燃烧室前部设计非常富油，远高于化学恰当比油气比燃烧，同时也确保低功率状态稳定性。首

台 TALON 燃烧室在 PW4098 中使用，PW4000、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。TALON III 和 TALON X 燃烧室进一步增大了主燃区容积，确保了最佳化的淬火混合，燃烧时间短，着陆和起飞时  $\text{NO}_x$  排放比 ICAO'96 标准减少了 70%。

### 1.2 双环腔燃烧室

为了满足低功率状态性能和排放要求，GE 发动机公司首先设计了满足低排放标准需求的双环腔燃烧室。双环腔燃烧室一般采用径向分级结构，具有排放低、火焰筒的长/高比合理、长度短、重量轻、转子动力学问题少和防积炭等特点。

GE 公司设计的 CFM56-5B 是 A320 家族中唯一采用先进的双环腔燃烧室技术的发动机，CFM56 的 DAC 将  $\text{NO}_x$  降低了 45% 之多。

GE90 双环腔燃烧室在发动机启动/慢车状态，只向外环腔供油，此时外环腔油气比高、气流速度低、燃烧时间长，不仅降低了 CO/CH 排放水平，还提高了起动机性能和空中点火能力，扩展了熄火边界；在其他工作状态，同时向 2 个环腔供油，内环腔是按大工况、高速度优化设计的，故头部的油气比低、气流速度高、燃烧时间短，可降低  $\text{NO}_x$  的排放水平，并使燃烧室出口径向温度分布更均匀。

### 1.3 TAPS 技术燃烧室

GENx 是 GE 公司为 250 座级客机 B787 和 A350 研制的推力级为 236.6 ~ 320.23kN 的双转子、超大涵道比大型环保型清洁民用涡扇发动机，其结构源于超大推力的 GE90 发动机。其几何结构完全不同于 GE90 和 CFM56-5 的双环腔 (DAC) 结构，采用了双环预混旋流燃烧室 (TAPS) 燃烧技术。该发动机大大降低了燃油消耗量和污染物排放量，是目前世界上同等推力级最清洁、最环保的发动机。



GENx发动机的TAPS燃烧室

TAPS 技术的工作原理是采用两个环形同心 Parker Hannifin 燃油雾化喷嘴分别向中心旋流器出口供油和外环旋流器中喷油，在燃烧室头部形成均匀的油气混合。在一般的燃烧室中，点燃前富油掺混，点燃后转为贫油，在油气混合物从前向后流动和燃烧由富油向贫油转换中，由于燃烧温度高将产生  $\text{NO}_x$ 。而在 TAPS 中，燃烧开始初期，强力的双环预混旋流器使得油气一开始就掺混得很好，油气混合物在从前向后流动的燃烧过程中，富油向贫油转换过程短，不仅  $\text{NO}_x$  减少了 50% 且燃烧室工作温度降低了 200℃。GE 公司进行的 TAPS 燃烧室模型实验表明，该技术实现了低  $\text{NO}_x$  排放水平和低涡轮进口温度不均匀度 2 个目标。

### 2 火焰筒冷却

现代民机燃烧室头部一般为贫油设计，用于冷却的空气量比传统燃烧室大大降低；同时发动机总压比高，燃烧室进口温度比传统燃烧室高许多，燃烧室工作环境要比传统燃烧室恶劣得多，为适应燃烧室长寿命的需要，必须采用更为先进的燃烧室冷却结构。现有大型民用发动机的冷却主要采用冲击气膜加浮动壁或多斜孔壁等先进的复合冷却结构。

#### 2.1 浮动壁火焰筒

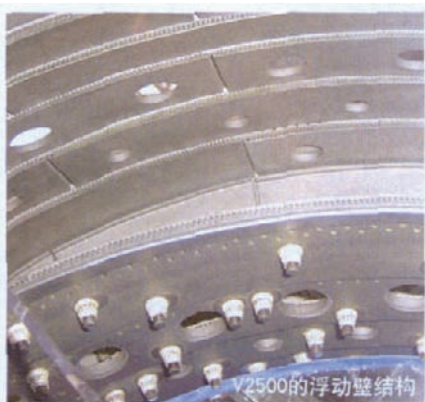
浮动壁火焰筒一般由许多环形

段和隔热环连接而成。环形段背向火焰的一面有对流散热的凸环,并有能形成冷却隔热气膜的缝隙。隔热环由“浮动瓦片”组成,并用螺栓连接在外环段上。“浮动瓦片”采用精密铸造,可以更换。在冷却隔热环的局部喷涂热障涂层,可以降低部件表面温度。浮动壁火焰筒具有改善火焰筒壁工作条件、延长火焰筒寿命、改善燃烧室温度分布等特点。

20世纪90年代初,PW公司将浮动壁火焰筒应用到V2500发动机上,后来又应用到了F119军用发动机和PW4000、PW6000、PW8000系列等民用发动机上。近年来,在IHPTET计划下,PW公司又在全环形燃烧室试验件上验证了涂有SiC/SiC陶瓷基复合材料涂层的“浮动瓦片”和冲击气膜冷却技术。SiC/SiC陶瓷基复合材料涂层是一种强化技术,能避免“浮动瓦片”受腐蚀,提高其耐高温能力,延长其寿命。而冲击气膜冷却技术可使浮动壁燃烧室在高温、高油气比下工作,获得均匀的温度场分布。

典型的浮动瓦块结构如V2500发动机燃烧室的浮动瓦块结构,其头部采用浮动挡溅板多斜孔冷却结构。浮动瓦块选取阻热合金和可能的耐更高温度的材料和增强陶瓷/ODS材料进行加工,它把火焰筒外面结构与辐射热流隔离掉。通过冲击、对流、气膜加热障涂层复合冷却方式可以满足瓦块冷却需要。

PW的TALON系列燃烧室也



V2500的浮动壁结构

采用冲击气膜加浮动壁的冷却方案,进一步增强了冷却性能,显著提高了燃烧室的工作寿命。

## 2.2 多斜孔冷却火焰筒

多斜孔冷却火焰筒由高温合金精密铸造,未采用常规的气膜冷却环,而是采用流过火焰筒上不同角度的大量斜孔的两股气流进行冷却。两股气流流入火焰筒时对其进行高效冷却(相当于发散冷却),冷却效率高达90%,可使冷却空气用量减少40%、燃烧室出口温度场比较均匀、燃烧室的长度较短。GE90和军用的F414发动机均采用了由GTD222合金加工的这种火焰筒。在推力级相当的发动机中,GE90发动机燃烧室的长度是最短的。

## 燃烧室研制关键技术

### 1 设计技术

(1) 燃烧室设计技术。我国将首次开展民机燃烧室的研制,军机燃烧室的设计体系不能适应民机燃烧室追求低污染、长寿命的设计要求,因此应尽快开展民机设计关键技术研究,建立我国民机燃烧室设计体系。燃烧室关键设计技术包括低污染燃烧室结构和气动热力性能设计技术等。

(2) 燃烧室燃油喷射技术。为达到低污染排放,燃油流量要分为多通道供给,并有部分燃油预混预蒸发,因而需掌握相应的燃油喷射技术以及相应的加工和调试技术。

(3) 燃烧室组织燃烧和污染排放控制技术。民机低污染燃烧室主燃区当量比与常规燃烧室不同,组织燃烧方式也有重大区别,需研究组织燃烧和污染排放控制的技术。

(4) 燃烧室火焰筒冷却设计技术。应掌握燃烧室冷却结构设计技术、冷却构件传热设计技术和火焰筒优化设计技术。

(5) 燃烧室部件的强度设计技术。主要包括铸件、焊接件的局部应

力集中部位的寿命预测、长寿命火焰筒振动及寿命分析等技术,研究并形成民机燃烧室部件的强度设计准则。

### 2 材料和工艺关键技术

(1) 火焰筒冷却构件加工技术。民机燃烧室火焰筒多采用浮动壁、多孔壁和多孔层板等先进冷却结构,必须解决精密数控加工、快速激光钻孔和高精度熔模铸造等关键技术。

(2) 隔热涂层及其喷涂技术。为延长发动机寿命,火焰筒热端壁面通常要求喷涂隔热涂层。但国内的隔热涂层研制水平以及现有的材料性能和工艺水平有待提高。

### 3 测量和试验技术

(1) 测量技术。如何有效获取火焰筒壁温分布和高温下的应力是提高燃烧室以及发动机可靠性、满足强度设计要求的重要技术,应开展先进的壁温和应力测量技术研究。

(2) 试验技术。高温高压条件下模型和全尺寸燃烧室试验技术、长寿命火焰筒耐久性试验验证技术、加压条件下燃油雾化特性试验技术和燃油喷嘴的可靠性试验技术将成为制约民机燃烧室研制成功的关键技术。

(3) 冒烟和污染排放测试技术。研制的发动机能否满足ICAO排放标准、得到认证并取得发动机适航证的关键是发动机试验提供的冒烟和污染排放指标能否通过权威机构的检验,因此必须掌握发动机及燃烧室冒烟和污染排放的分析和测试技术,建立适应国际标准的发动机排气污染和冒烟测试装置。

## 结束语

我们必须掌握民机燃烧室设计、材料和工艺、测量和试验等关键技术,重点开展组织燃烧室和冷却结构等关键技术的预研并取得突破。同时燃烧室研制中应规避可能产生的组织燃烧和冷却结构设计中侵犯知识产权而带来的风险问题。

(责编 金卯)