

大飞机发动机先进低排放燃烧室技术

Advanced Low Emission Combustor Technologies for Large Commercial Aircraft Engine

沈阳发动机设计研究所 梁春华 尚守堂



梁春华
自然科学研究员。主要从事航空发动机情报研究。发表论文 40 多篇。

随着环保与健康意识的不断增强,人类对大飞机发动机的 CO₂、H₂O、SO₂、冒烟、CO、UHC 排放要求,特别是对 NO_x 的排放要求越来越严格。为此,国际民航组织多次修改民用航空发动机污染排放标准,分别于 1986、1996、2004 和 2008 年发布了 CAEP1、CAEP2、CAEP4 和 CAEP6 标准,不断提高对发动机污染排放的要求。以压缩比为 36 的发动机为例,与 CAEP2 的 NO_x 排放值要求相比,CAEP4 的降低了 12%,CAEP6 的降低了 21%。低排放燃烧室已成为大飞机发动机进入国际市场的“门槛”技术。

随着双环腔预混旋流、富油燃烧-猝熄-贫油燃烧、贫油预混预蒸发和驻涡等新型燃烧室技术的不断发展和成熟,未来大飞机发动机的排放水平将达到甚至超过国际排放标准要求,甚至会取得突破性进展。

20 世纪 90 年代后期以来,美国和欧盟国家等独立(和/或)联合实施了超高效发动机技术、TECH56、LEAP56、经济可承受的近期低污染验证(ANTLE)、环境友好的航空发动机部件验证机验证(CLEAN)、环境友好的航空发动机(VITAL)、新型航空发动机方案(NEWAC)、革新的发动机结构系统验证(DREAM)和清洁天空(CLEANSKY)等研究计划,开发和验证双环腔预混预旋流(TAPS)、富油燃烧-猝熄-贫油燃烧(RQL)、贫油预混预蒸发(LPP)和驻涡(TVC)等低排放燃烧技术,以满足未来对大飞机发动机低排放的要求。这些先进的燃

烧技术已经在不同程度上达到降低排放的效果,有的已经成功应用,有的正在深入验证^[1-6]。

TAPS 燃烧室

TAPS 燃烧室由 1 个中心扩散火焰稳焰的预燃级和同心外旋流器预混燃烧的主燃级构成。预燃级采用扩散燃烧模式,由包括 2 个同转涡流器的高流量压力雾化装置组成,此装置辅助产生适于点火和低功率状态

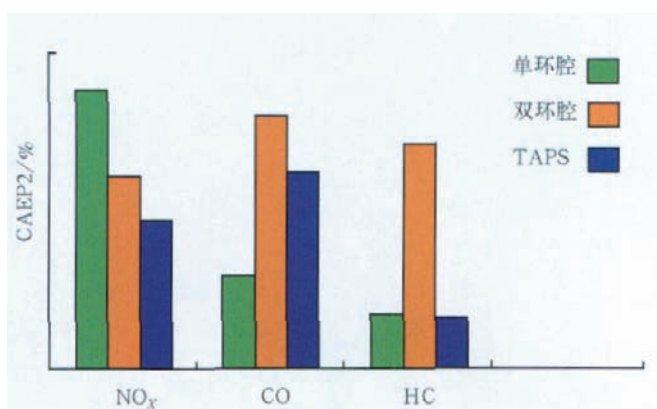


图1 CFM TAPS燃烧室排放比较

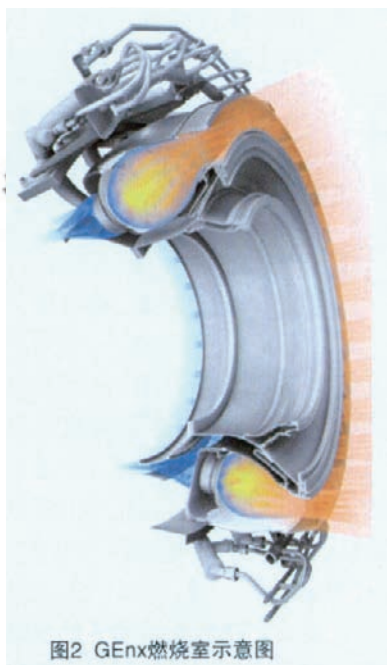


图2 GEnx燃烧室示意图

所需的雾化质量,有助于产生满足点火、起动、贫油燃烧稳定性和燃烧效率等设计要求所需的流场特性。主燃级采用预混燃烧模式,燃油喷入主燃级旋转空气中,混合后再进入燃烧区燃烧,以降低 NO_x 排放值。该燃烧室能建立理想的预混环境,取得高的燃烧效率、较低且均匀的火焰温度,进而能降低 NO_x 排放值,也能明显延长下游部件的寿命;其空气完全由头部和混合器进入,无需在火焰筒上开稀释孔,避免了应力破坏,延长了火焰筒寿命。

TAPS 燃烧室采用了以下关键技术:(1)预混旋流技术;(2)值班级燃烧技术;(3)贫油直接喷射燃烧技术;(4)径向燃油分级技术;(5)宏观分层燃油喷嘴技术;(6)先进的冷却与高温材料技术。

TAPS 燃烧室是 GE 公司以试验性的清洁燃烧研究计划和高效节能发动机研究计划验证的双环腔径向分级燃烧室为基础研发的。

第一代 TAPS 燃烧室,在 TECH56 和先进亚音速运输机(AST)研究计划下,在 CFM56 发动机上进行了试验验证。结果表明:(1)燃烧室的压降、燃烧效率、头部/火焰筒

壁温值与梯度、燃烧室出口温度品质(包括温度剖面 and 分布因子)、贫油熄火、点火特性、在关键设计点的火焰传输等都达到了预期的指标;(2)着陆/起飞状态 NO_x 排放值较当时生产型富油头部燃烧室的降低了 50% 左右,UHC 排放值没有增加,CO 排放值符合高压比发动机排放标准,如图 1 所示。2008 年,该燃烧室已经成功地应用在 B787 飞机的 GEnx 发动机上。GEnx 燃烧室如图 2 所示。

更低排放的第二代 TAPS 燃烧室由 GE 公司在 LEAP56 研究计划下开发,目标是使 NO_x 排放值较第一代的降低 50%,耐久性由第一代的 4000 个循环增加到 20000 个循环。同时,GE 公司还正在与 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 NO_x 排放值较 ICAO CAEP2 的极限值降低 80% 的目标^[7-9]。

驻涡燃烧室

驻涡燃烧室是利用燃烧室内驻涡腔实现火焰稳定的一种创新性燃烧室,如图 3 所示。最典型的第三代驻涡燃烧室包括 2 个值班级和 1 个主燃级。值班级由插入燃烧室火焰筒内的驻涡腔组成。燃油和空气以适当的方式进入 2 个驻涡腔内,并在此形成涡流结构。驻涡腔的设计关键是使涡流结构驻留在驻涡腔中,使喷入的燃油与空气在驻涡腔内充分混合并燃烧,形成稳定的燃烧区。驻涡燃烧室通过在燃烧室壁内的腔体中捕捉涡流来稳定火焰,不受主气流的影响,因而回流区可以设计得比常规燃烧室的小且可操作性好。而小的回流区可以缩短驻留时间,使值班级对 NO_x 排放值的影响较小。将值班级与主燃级平行放置,燃烧室长度还可缩短,质量减轻;高温区可缩小, NO_x 排

放量降低。因而,它具有在宽广的工作范围内稳定性强、地面/空中点火能力强、燃烧效率高、长度短、结构简单等特点。

驻涡燃烧室是一种分级燃烧室,在所有低功率(包括起动和重新点火)状态下,只是驻涡腔工作(燃油不喷入主气流),可获得较低的 CO 和 UHC 排放,同时获得良好的点火性能和大的贫油熄火裕度;在较高功率(约 30% 功率)状态下,所需的附加燃油分级从驻涡腔引入到主燃气流中,驻涡腔在低于化学恰当比状态下工作,而主燃气流在更低的化学恰当比状态下工作,以获得低 NO_x 排放值。

驻涡燃烧室是 20 世纪 90 年代初期,由美国空军研究与试验室(AFRL)与 GE 公司联合作为高性能低排放燃烧室提出。20 世纪 90 年代中期,在经过第一代单外腔驻涡燃烧室和第二代单管轴对称驻涡燃烧室的探索与研究后,GE 公司与空军研究试验室联合开发了环形燃烧室结构的第三代驻涡燃烧室:双通道

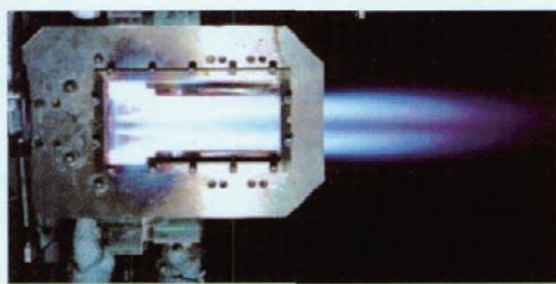


图3 驻涡燃烧室

扩压器双驻涡腔(2P-2V)结构;三通道扩压器双驻涡腔(3P-2V)结构;三通道扩压器单驻涡腔(3P-1V)结构;双通道扩压器单驻涡腔(2P-1V)结构。90 年代后期,GE 公司对 2P-2V(见图 4)和 3P-2V 驻涡燃烧室进行了累计 300h 的试验验证。结果表明:(1)地面点火特性、高空点火特性和贫油熄火裕度比目前常规涡流稳定燃烧室改善约 50%;(2) NO_x 排放值较 1996 年

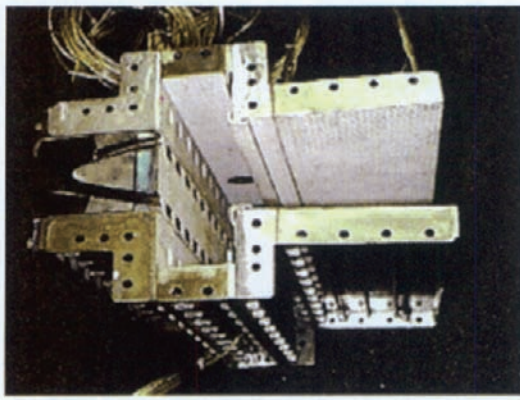
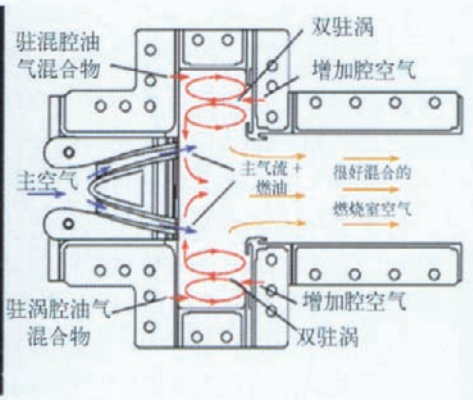


图4 2P-2V结构照片和关键特征



低排放发动机燃烧室,或作为回热循环发动机的涡轮间燃烧室(ITB)^[14-15]。

TALON 燃烧室

TALON 燃烧室是 RQL 燃烧室,是一种特殊的分级燃烧室,前面是一个富油燃烧级,中间为一个快速猝熄级,后面为一个贫油燃烧级。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,从而降低 NO_x 和 CO 的排放值;在快速猝熄级,通过引入大量空气,完成由富油级向贫油级的快速过渡,同时避免出现接近理想当量比的 NO_x 生成量大的高温区;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_x、CO 和 UHC 的排放值都低^[14-15]。

20 世纪 90 年代中期以来, PW 公司与 NASA 格林研究中心合作,在先进亚声速技术 (AST) 研究计划的降低排放项目下,采用技术成熟度管理方法开发了 TALON 燃烧室,如表 1 所示。

ICAO 标准降低 40% ~ 60%;(3) 保持 99% 以上的有效燃烧效率的工作范围较常规燃烧室扩宽 40%;(4) 在压力为 3.4 个大气压、温度为 533K 的工作状态下,驻涡腔内最高温升仅 1489K;(5) 在压力为 14.6 个大气压,温度为 811K 的工作状态下,驻涡腔和主燃级最高温升达到 1669K;(6) 在总化学恰当比工作状态下,有效燃烧效率为 94.5%。

由于试验结果比较成功,美国空军、海军、能源部、NASA 等都在探索将驻涡燃烧室技术移植到可能的军用小涵道比涡扇发动机、商用大涵道比涡扇发动机、组合循环涡轮冲压发动机、工业/舰船燃气轮机和高速燃烧领域中^[10-13]。

常规燃烧室设计相比,火焰长度较短(约 50%);(3) 与常规燃烧室设计相比,热释放率较高(约 2 倍);(4) 在常规燃烧室的 2 ~ 3 倍的负荷下,工作仍稳定高效;(5) 径向叶片腔(RVC)有效地将混合物从腔传输到主气流。该燃烧系统有潜力应用于

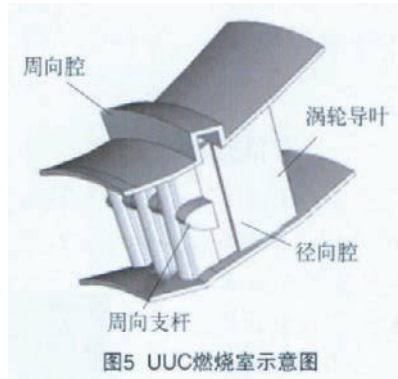


图5 UUC燃烧室示意图

超紧凑燃烧室

超紧凑燃烧室(UUC)是 GE 公司在驻涡燃烧室的基础上研发的更低排放的燃烧室方案。其目的是通过缩短主气流的驻留时间来进一步降低排放,同时通过缩短发动机的长度(进而减轻质量)来辅助降低排放。其中的一个方案是将压气机出口导向叶片、燃烧室与涡轮进口导向叶片一体化,如图 5 所示。从功能上讲,环形腔为主燃区,径向腔构成中间区,周向支板火焰稳定器作为掺混区。该方案在标准大气压试验装备上的试验表明:(1) 在较宽工作范围内,燃烧效率较高(≥ 99%);(2) 与

表1 低排放燃烧室的技术储备等级和具体的验证与试验工作

技术储备等级	验证和试验内容	降低 NO _x 目标
TRL3 (1994 ~ 1995) 火焰管燃烧方案验证	涡流燃油喷嘴设计; 贫油熄火性能; 排放(NO _x , CO, UHC); 喷嘴耐久性; 火焰稳定; 初步稳定特性	50% ~ 70%
TRL4 (1996 ~ 1997) 燃烧室扇形试验	壁面冷却; 3D 效应; 喷嘴相互作用; 燃烧室/流路设计; 火焰筒设计与耐久性; 高空点火; 排放(NO _x , CO, UHC, 烟)	64%
TRL5 (1997 ~ 1998) 全环形燃烧室试验	分级; 出口温度剖面/出口分布因子; 点火/火焰传播; 贫油熄火性能/高空点火/可操作性; 燃烧声学; 排放(NO _x , CO, UHC, 烟)	55% ~ 58%
TRL6 (1999) 发动机验证试验	瞬态工作特性; 部件相互作用; 循环效率; 燃烧不稳定性; 排放	50% ~ 52%
...
TRL9 (2000 ~) 产品定型并投入使用	生产型发动机试验; 发动机耐久性试验; 瞬态试验(高空模拟和飞行台试验); 恶劣天气试验; 加工工艺和工装; 产品定型; 产品保障	42% ~ 48%

表2 TALON燃烧室的关键技术与应用

代次	关键技术	验证目标 NO _x 目标	验证 / 应用
TALON 1	3 排淬冷 / 掺混孔	满足 CAEP2 的排放要求, 但是达不到 CAEP4 排放要求	PW4098 (1999)
TALON 2	气动雾化喷嘴; 重新设计的冷却空气扩散孔; 浮动壁火焰筒	NO _x 排放值较 ICAO CAEP2 规定的降低 40% ~ 50%, UHC/CO/烟的排放值不增多。	PW4156(2000)、PW4168(2001)、PW6000(2005)
TALON 3	整体铸造的扩压器; 气动雾化喷嘴; 浮动壁火焰筒; SiC/SiC 陶瓷基复合材料涂层; 冲击气膜冷却技术	NO _x 排放值满足 ICAO CAEP6 要求, 并有较大裕度; CO、UHC 满足 CAEP6 要求, 并分别有 60% 和 95% 的裕度; 无可见烟	验证中
TALON X	低发烟燃油喷嘴; 低冷却流量火焰筒; 新燃烧进气孔优化技术; 驻留时间控制; 猝熄导流技术; 多点燃油直接喷射技术。	NO _x 排放与发烟达到预期目标; CO 与 UHC 的排放值降低; 达到用户所要求的可操作性、耐久性和费用	验证中

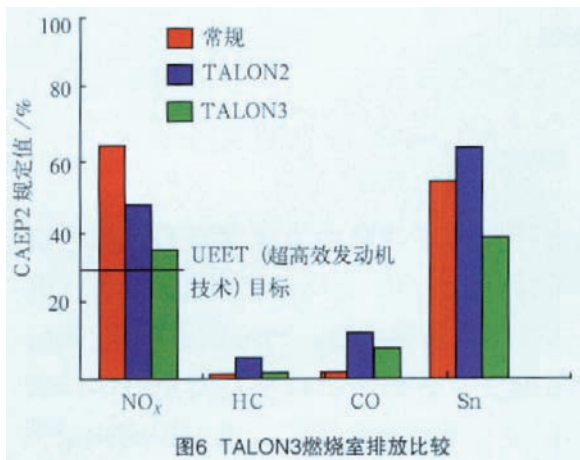


图6 TALON3燃烧室排放比较

为了进一步降低 NO_x 排放值, PW 公司在 UEET 研究计划下, 研发了更低排放的 TALON 燃烧室。目前, TALON 燃烧室已经发展到第四代, 前两代已经取得应用, 后两代正在深入验证中, 如表 2 所示。第二代、第三代 TALON 燃烧室排放指标如图 6 所示^[16]。

贫油分级单环腔低排放燃烧室

贫油分级单环腔低排放燃烧室以 TREN7556、TREN772 和 TREN977、TREN970 等发动机的 RR 公司第五阶段燃烧室为基础, 在经济可承受的近期低排放研究计划下研制。该计划具体目标是: 燃油消耗降低 12%; CO₂ 排放值降低 12%; NO_x 排放值较 CAEP/96 的降低 60%;

CO 排放值较 CAEP/96 的降低 10%; 拥有费用降低 20%; 可靠性提高 60%; 投入市场时间缩短 50%; 寿命期费用降低 30%。

该燃烧室采用贫油分级和单环腔结构, 包括短且深的头部、简单的瓦片结构和对心的分级喷嘴等。其喷嘴能够提供大量的空气, 从而降低燃烧室峰值温度, 降低 NO_x 的排放值。2002 ~ 2005 年进行的全环形燃烧室试验、发动机排放试验、发动机耐久性试验, 验证了其性能和排放特性。

图7 CLEAN低NO_x燃烧室

双头超低 NO_x 贫油预混预蒸发燃烧室

双头超低 NO_x 贫油预混预蒸发燃烧室由 SNECMA 公司等环境友好的航空发动机部件验证计划下开发和验证。该计划的具体目标是: 燃油消耗量降低 20%; CO₂ 排放值降低 20%; NO_x 排放值较 ICAN CAEP/96 的降低 80%; CO 排放值较 ICAN CAEP/96 的降低 15% ~ 20%; 拥有费用降低 30%; 可靠性提高 60%; 投入市场时间缩短 50%; 寿命期费用降低 30%。预计该计划开发与验证的技术在 2015 年左右投入使用。

其验证的燃烧室 (由 SNECMA 公司与 VOLVE 公司联合研制, 采用轴向分级结构, 如图 7 所示。值班级按低功率状态下性能最优设计, 采用常规燃油喷射系统, 充分利用 SNECMA 公司在外场、使用以及试验研究计划中积累的经验; 对主燃级, 为确保其在大功率下 NO_x 的排放值低, 根据在 LOWNOX 3 EC 框架下研制的贫油预混预蒸发燃油喷射系统设计, 选择了贫油预混预蒸发技术, 包括位于燃油喷射系统出口的 1 个圆形 / 收敛管和使油气混合物预混、预蒸发的涡流器; 其气动设计将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_x 的排放值降到足够低的程度^[17]。

结束语

随着双环腔预混旋流、富油燃烧 - 猝熄 - 贫油燃烧、贫油预混预蒸发和驻涡等新型燃烧室技术的不断发展和成熟, 未来大飞机发动机的排放水平将达到甚至超过国际排放标准要求, 甚至会取得突破性进展。

本文共有参考文献 17 篇, 因篇幅所限未能一一列出, 读者如有需要请向本刊编辑部索取。

(责编 岩石)