

军用航空发动机标准发展概述

Review of Military Aero Engine Standards

■ 王粲 张腾 / 中国航发研究院

按照“小核心、大协作、专业化、开放型”的战略导向，中国航发提出构建立足于集团、面向行业和国家产学研用深度融合、高效协同、开放创新的中国航发运营管理系统（AEOS），而标准是AEOS的核心要素。

航空发动机研制是一项复杂的系统工程，美国等国家已建立了体系完备、持续迭代的航空发动机产品研发体系。其中，标准是航空发动机研发体系的核心要素之一。中国航发集团成立后，将航空发动机相关标准建设作为推进AEOS建设的重要组成部分，本文以美国为例分析标准的演进历程与现状，可对相关标准建设提供帮助。

军用标准

美国军用标准具有体系完整、内容丰富、结构严谨、技术先进、格式统一和实用性强等特点，是国际公认的权威性军用标准化文件。目前，美国航空发动机军用标准共约650项，包括活塞式发动机、燃气涡轮发动机标准以及美国军用标准图样。美国军用标准以服务采办事项为主要目标，其特点是“管住两头、放开中间”。美国国防部针对军用航空发动机编制了系列产品性能规范，提出装备需要达到的性能指标要求，明确装备验收准则，并配合招标合同对承包商提出要求。美国国防部对装备的设计、制造、包装等中间过程一般不提强制性要求，但编制了大量非强制性指南，以充分发挥

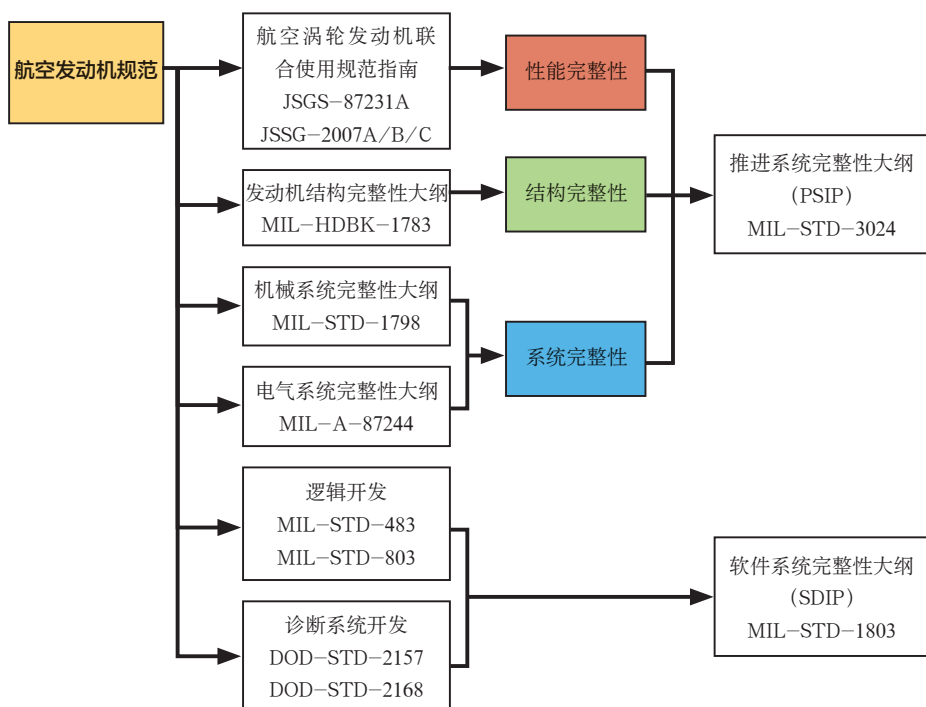


图1 美国航空发动机军用标准顶层产品性能规范框架图

承包商的主动性和创造性。美国军用标准中纳入了大量基础零件产品，形成了基础通用产品规范，约占标准总数量的60%。

在军用航空发动机领域，美国军用标准顶层产品性能规范如图1所示，主要分为两类：推进系统完整性大纲（PSIP）和软件系统完整性大纲（SDIP），内容包括JSSG-2007和JSGS-87231A《航空涡轮

发动机联合使用规范指南》、MIL-HDBK-1783《发动机结构完整性大纲》、MIL-STD-1798《机械系统结构完整性大纲》等相关标准。

以航空发动机通用规范为例，从早期的MIL-E-5007A《航空涡喷发动机通用规范》演变至JSSG-2007C《航空涡轮发动机联合使用规范指南》，使得航空发动机全生命周期成本、性能、适用性、可靠性、维修性、耐久

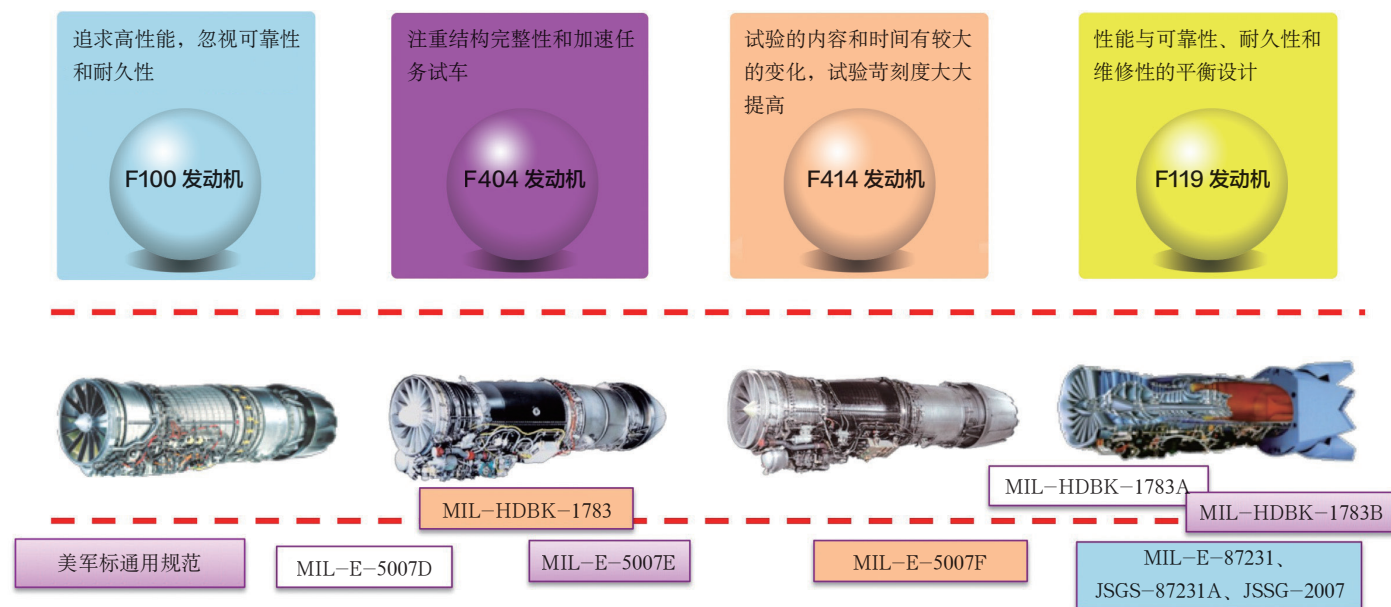


图2 《航空涡喷发动机通用规范》演进历程

性以及适航性等得到了较好的平衡，其发展历程如图2所示。

20世纪60年代的F100-PW-100发动机研制时一味追求高性能，在使用过程中暴露了可靠性、耐久性和维修性方面的问题。1973年美国总结F100-PW-100发动机研制经验，形成MIL-E-5007D《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》。

1975年启动研制的F404发动机按MIL-E-5007D要求开展研制工作，并在研制过程中补充了结构完整性和加速任务试车等要求。1983年美国海军总结F404发动机研制经验，形成了MIL-E-5007E《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》。

F414发动机研制阶段提出要大幅增加试验科目设置，调整试验时间安排，1988年美国国防部总结F414发动机经验，形成了MIL-E-5007F《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》。

F119发动机注重性能与可靠性、耐久性和维修性的平衡设计，1998年美国总结F119发动机研制经验形成了JSSG-2007《航空涡轮发动机联合使用规范指南》。

随后，在吸收航空发动机研制经验教训、整合高周疲劳（HCF）计划等基础研究成果的基础上，美国国防部编制了MIL-HDBK-1783B《发动机结构完整性大纲》，与JSSG-2007C《航空涡轮发动机联合使用规范指南》配套使用。随着发动机结构完整性大纲的实施，美国空军将最初用于解决结构安全问题的结构完整性方法拓展到整个推进系统，于2008年发布了MIL-STD-3024《推进系统完整性大纲（PSIP）》，详细规定了PSIP对发动机结构、性能与操作性、控制器及子系统在功能领域的要求，以便以最低的成本达到整个推进系统一体化，并按任务阶段划分进行成本及周期风险管理，确保了推进系统在全生

命周期内以及美国空军支付能力范围的完整性。MIL-STD-3024通过整合有关性能完整性大纲、电子设备完整性大纲、机械设备与分系统完整性大纲、结构完整性大纲和软件完整性大纲等标准实现将发动机结构完整性延伸到推进系统及发动机子系统、控制器、附件及外部构件的结构、性能、操作性、功能等方面。

行业协会标准

美国汽车工程师协会（SAE）标准是航空发动机行业广泛采用的先进国际标准，美国等发达国家将其与国家军用标准、先进企业标准协调配合，发挥规范和指导作用。SAE标准关注系统和零部件的操作性与连接性、提高安全性和可靠性、控制研制成本，因而被视为军用航空发动机工程研制的重要输入。

SAE的航空航天理事会下设航空航天推进系统部，其标准用于定义、制造、认证、操作和保障航空航天推

进系统产品，涉及涡喷发动机、涡扇发动机、涡轴发动机、活塞式发动机、螺旋桨与传动系统及第二动力装置等，覆盖发动机通用基础、起动系统、辅助动力装置（APU）、滑油系统、控制系统、点火系统、健康管理系统、包容性、支援设备、润滑油、污染物排放测量、性能仿真方法、直升机动力装置，以及进气畸变等技术领域。

航空航天标准（AS）为SAE下设的航空航天技术委员会颁布的一类标准。AS特定的性能规范包括：用作设计标准、零件标准、最低性能标准、质量控制以及材料、产品、过程、程序或试验方法的规范。

SAE航空航天理事会材料分部负责制定材料标准，涉及发动机专用的高温合金、钛合金、结构钢等高温结构材料。SAE已发布航空发动机标准类别及数量如表1所示。

表1 SAE已发布航空发动机标准数量

分 类	名 称	标准总数量	AS类标准数量
AE-1	发动机附件安装	49	46
AE-6	起动系统和辅助动力	28	5
E-25	航空航天推进系统通用标准	1020	796
E-30	推进点火系统	50	20
E-31	飞机污染物排放测量	8	0
E-32	航空航天推进系统健康管理	31	7
E-33	飞行中推力测量	8	0
E-34	推进系统燃油和润滑油	10	1
E-35	推进系统经济学	3	0
E-36	发动机电子控制装置	9	0
E-38	航空活塞式发动机燃油和润滑油标准	3	0
—	飞机发动机包容性	2	0
EG-1	航空航天推进系统支援设备	53	9
S-12	直升机动力装置	29	1
S-15	燃气涡轮性能仿真术语和接口	10	3
S-16	涡轮发动机进气畸变	6	0
AMS	发动机高温结构材料	500	0
合计		1819	888

企业标准

一些先进的航空发动机企业研发体系建设经历了以“大师”为核心、

以流程为主导的研发阶段，目前已达到流程优化的精益研发阶段，航空发动机行业发展历程如图3所示。

自以流程为主导的研发阶段起，标准就成为了研发体系的核心要素。

以GE航空集团为例，其内部标

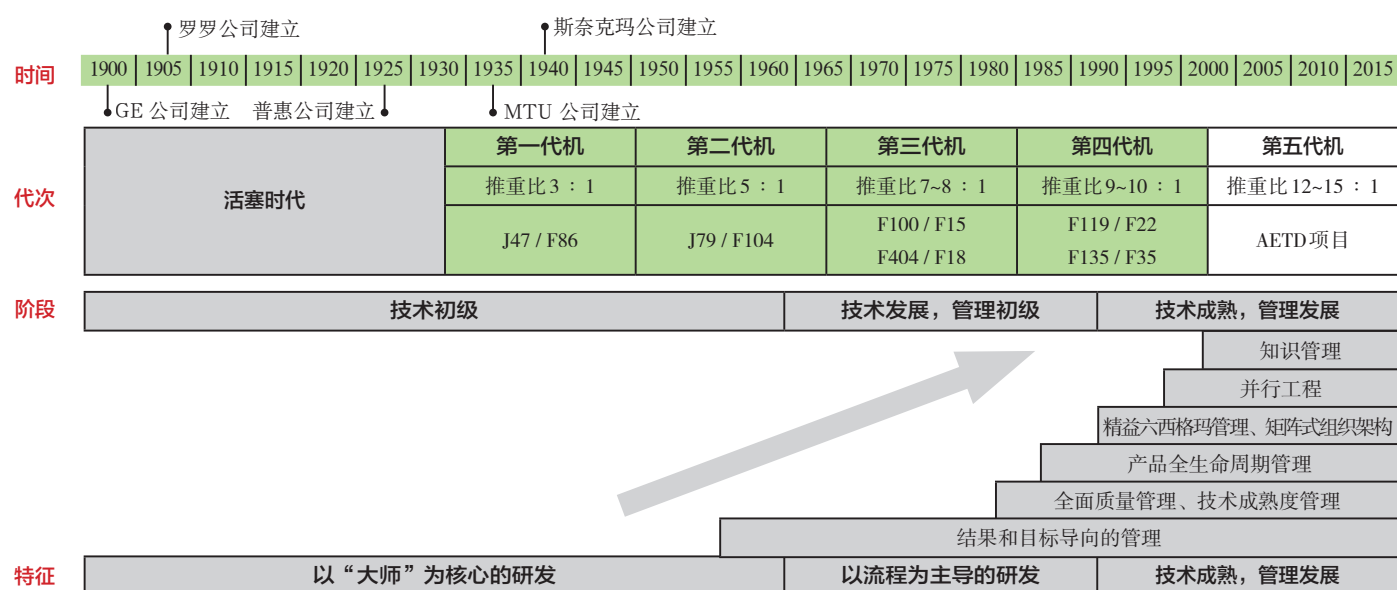


图3 航空发动机行业发展历程

表2 GE航空集团标准分类

分类号	类别	涉及内容
A	合金粉末与有机材料	树脂材料、涂层材料、胶料、塑料、漆料以及润滑剂、密封剂等材料标准；铝氧化粉、锆氧化物-钇氧化物粉、煅烧铝氧化物粉等粉末标准
B	金属材料与毛坯	钢合金、铜合金、铝合金、镍基高温合金、钛合金
C	小零件	轴承、螺钉（包括高温合金螺钉）、轴齿轮、销钉等标准
D	金属/非金属化合物	油脂、燃料、金属化合物标准
E	测试试验方法	材料检验测试标准、产品验收标准、部件试验标准
F	涂料	涂料、漆料、涂层、镀层、表面润滑剂等表面材料标准
M	设计试验	产品验收标准、工艺要求类标准
P	工艺与检验	工艺的制图、公差标准、工艺的检验标准、部件的清洗标准、表面处理工艺标准、焊接工艺标准、锻造工艺标准和产品的验收标准等
S	质量控制与资源控制	针对供应商的材料采购、工艺控制等过程标准
...	...	...

准包括材料、设计、零件、试验、工艺、检验、质量管理和资源控制等近20类，标准总数8200余项。其内部标准除在企业内部设计和生产过程中应用外，也大量提供给外部供应商，用于零部件质量、产品维修、产品使用等过程控制，标准不仅是GE航空集团保持技术竞争力的手段，也是其整合产业链的有力工具。GE航空集团标准分类如表2所示。

标准是GE航空集团固化技术成果，构建研发能力的重要手段。为推动公司标准建设，GE航空集团构建了以顶级科学家、工程师为核心的技术标准管理模式，顶级科学家/设计师进入专业委员会和设计委员会，负责设计准则（DP）、产品制造规范（P-Specification）等标准化文件编制；资深技术、工程专家负责履行设计审核职责，对标准化文件的有效实施负责，并向上级委员会反馈标准修订新需求；设计实施团

队负责按照相关标准化文件要求开展具体设计、制造工作。

先进技术研究计划推动标准形成

美国航空发动机性能水平的不断提高源自长期以来实施了大量先进航空发动机技术研究计划。其中，综合高性能涡轮发动机技术（IHPTET）计划是美国政府、军方和工业部门的联合计划，是航空发动机技术研究的成功典范。每个参与IHPTET计划的发动机公司都有自己的先进涡轮推进计划（ATPP），这些公司非常重视自身的基础能力建设，其中主要是综合设计能力、试验/仿真能力和制造能力，将发动机技术发展计划的研究项目，如IHPTET、通用经济可承受先进涡轮发动机（VAATE）计划等，与自身的技术体系（硬件、软件、标准、规范、数据库）结合起来，实现已有企业标准的技术提

升，制定新技术领域的各类技术标准规范。IPHTET、VAATE计划的主要承包商（如普惠、GE航空集团、艾利逊等公司）已将获得的关键技术逐步形成技术标准规范，纳入各自企业技术标准规范体系。

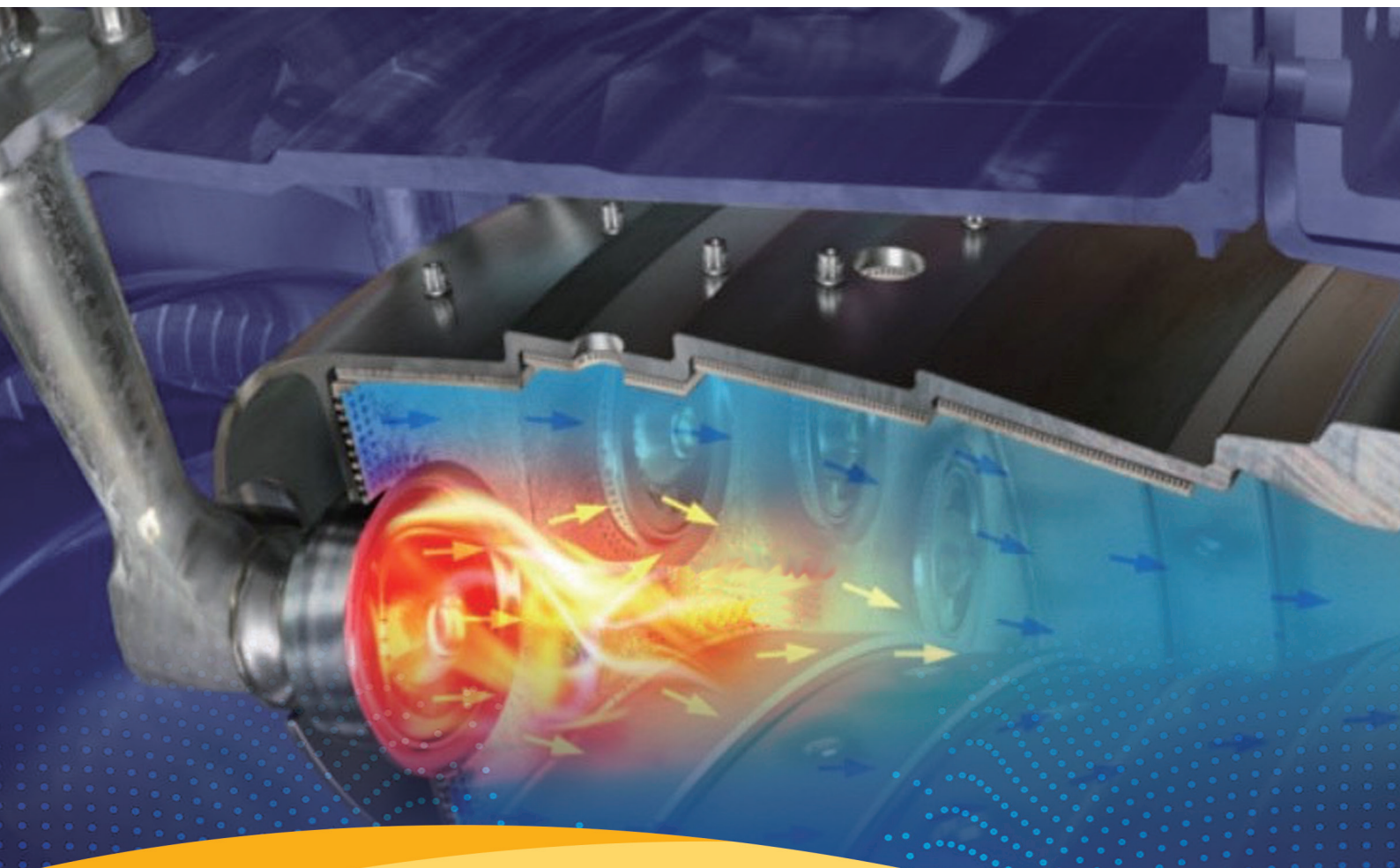
从航空发动机公司的一些规范可见，IHPTET计划第一阶段验证的技术，包括阻燃钛合金压气机材料、双合金压气机盘、刷式密封、陶瓷复合材料的燃烧室火焰筒浮壁等技术已形成发动机公司的企业规范。与此同时，美国军用标准规范和SAE标准规范，也将IHPTET计划的实施技术成果不断地纳入到各自的标准规范，规定了新的技术要求，主要涵盖加速模拟试车、矢量喷管、光学系统、三防试验、全权限数字式电子控制（FADEC）、健康管理系統（PHM）、热管理、经济可承受性等前沿关键技术。

结束语

综上所述，美国高度重视军用航空发动机标准化工作，标准基本覆盖航空发动机研制的各技术领域，标准技术内容随着技术的发展而持续完善。美国的国家军用标准、行业协会标准、企业标准各自定位清晰、层级分明、相互补充、协调配套。政府、军方和工业部门密切合作，联合计划，大力推动了关键技术向标准的转化，促进了标准技术领域、内容指标的持续更新。大量技术先进、系统完整的标准为其军用航空发动机研制提供了有效的保障。

航空动力

（王粲，中国航发研究院，工程师，主要从事航空发动机标准化研究）



航空发动机燃烧技术发展现状

The Development of Aero Engine Combustion Technology

■ 王慧汝 / 中国航发研究院

为满足飞行器对动力装置的需求，航空发动机燃烧室在提高温升水平、降低污染物排放、抑制燃烧脉动和噪声、增强热防护效果、提高冷却效率、实现高热容燃烧、保持高速低氧条件下燃烧稳定性、燃烧智能控制方法以及新概念燃烧方式等方面进行了大量研究，适应了航空发动机的不断发展，推动了航空动力水平的持续提升。

其中，在燃烧组织方面，分级分区燃烧技术成为主流，富油燃烧—猝熄—贫油燃烧（RQL）、贫油预混燃烧（LPP）和贫油直喷燃烧（LDI）等燃烧组织技术得到了广泛且充分的研究。高温升燃烧室实现了1350K温升，低排放燃烧室实现了低于国际民航组织（ICAO）CAEP/8的排放目标，成功地推动了诸如军用F135和民用GENx、遑达XWB和PW800系列等发动机的研发制造。

在燃烧室热防护方面，高效复合冷却结构、先进陶瓷基复合材料和热障涂层的应用，极大地提升了燃烧室冷侧壁面的换热能力和热侧壁面的隔热效果，在燃烧室进口温度提升导致冷却空气潜力下降、单位面积壁面热流增长的双重不利因素下大大提高了燃烧室部件的寿命水平。与此同时，增材制造技术的兴起为解决复杂燃油喷嘴的热防护问题提供了一种快速的解决方案。

此外，在加力和新概念燃烧组织方面，凹腔、驻涡、支板、钝体等串/并联组合结构、波转子、旋转爆震等新型燃烧方式，加上等离子体助燃、激光点火等方法的使用，进一步提升了加力燃烧室的性能和新概念燃烧方法在航空动力装置中的应用前景。

航空动力

（王慧汝，中国航发研究院，研究员，主要从事航空发动机燃烧技术研究）

低温等离子体助燃技术及其在燃烧室中的应用

Low-Temperature Plasma Combustion-Supporting Technology and Its Application in Combustion Chamber

■ 吴云柯 杨谦 王慧汝 夏姣辉 / 中国航发研究院

低温等离子体助燃技术作为一种新兴燃烧组织技术,有望突破常规燃烧组织技术瓶颈,为航空发动机面向高速、高效发展需求的常规主燃烧室、加力燃烧室设计以及超声速冲压燃烧技术、脉冲爆震燃烧技术、定容燃烧技术的发展提供新的思路。

高速、高效是航空发动机技术两大宏观发展趋势。其中“高速”是指航空发动机需满足未来飞行器巡航马赫数 (Ma) 进一步提升的需求,能够在高马赫数来流条件下长时间稳定工作;“高效”是指航空发动机需满足未来各类飞行器能耗进一步降低的需求,以增加飞行器留空时间、延长飞行器飞行距离、减少污染物排放。两者对航空发动机燃烧技术提出了一个共性要求——在越来越短的流动停留时间内,确保燃烧化学反应顺利完成,这使得常规燃烧组织技术面临巨大挑战。近年来,随着等离子体技术的迅速发展,业界也逐渐认识到它在航空发动机燃烧方面有着广阔的应用前景,以应对目前面临的技术挑战。

低温等离子体助燃技术原理

当电场强度达到击穿空气或其他绝缘介质的条件时即可形成低温等离子体放电,这一过程被认为有助于燃烧的强化。利用低温等离子体助燃的物理与化学机制包括:利用“焦耳效应”实现对局部区域的快速加热,为燃烧提供高电子能量从而活化化学反应,基于电子与振荡激励形成局部强非平衡态区域,以及提

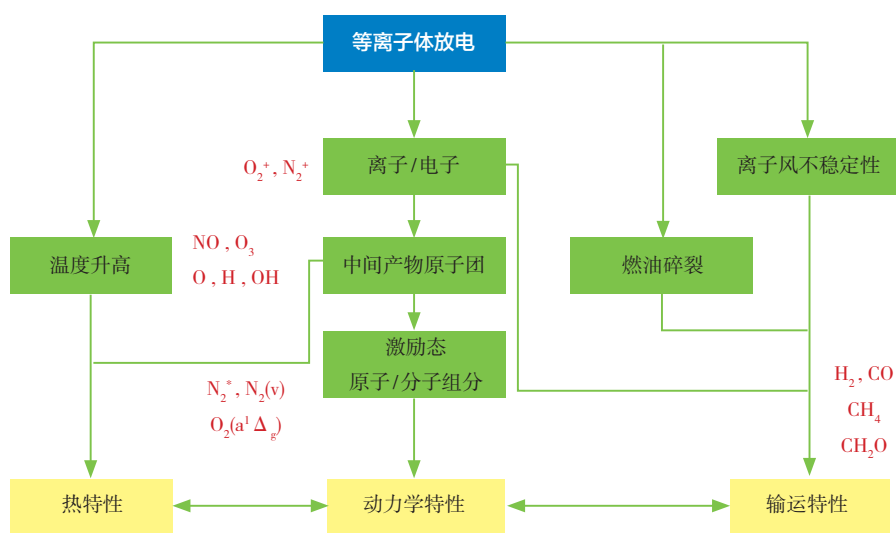


图1 等离子体作用于燃烧的机理

供电场库伦力和磁场洛伦兹力的作用 (如图1所示)。

图1中的第一条强化燃烧的途径是热特性,即等离子体可通过带电粒子到中性原子的能量传输快速提升掺混油气温度,从而基于阿伦尼乌斯定律加快化学反应速率。第二条途径是动力学特性,即等离子体通过提供高能电子、离子,将氮、氧等中性组分激励至电极性态或振动态,或重新激励中间产物离子团、原子团,使反应加速或建立新的化学反应路径,从而强化燃烧。第三

条途径是输运特性,即通过电场或带电粒子作用,直接加剧燃油碎裂,或利用离子风不稳定,增强燃料与空气的掺混。

基于上述原理,低温等离子体助燃技术可实现在不改变燃烧室气动设计与结构设计特征的前提下,克服未来高速、高效航空发动机燃烧室流动停留时间远小于燃烧化学反应进行时间的关键瓶颈。

等离子体助燃技术进展

过去20年,在低温等离子体助燃技

术的诱人应用前景鼓舞下，国内外学者针对等离子体助燃技术在航空发动机领域的应用开展了较多研究，采用的低温等离子体激励方案包括平衡态的等离子体火炬、等离子体火花塞和非平衡态的丝状放电、电晕放电、微波放电、流光放电、表面放电和纳秒脉冲重复放电等。

其中的大部分研究都成功验证了等离子体在助燃方面的积极作用，同时也引入了更多待解决的问题，例如：研究中观测到的燃烧强化现象是否确定得益于等离子体对燃烧过程热特性或动力学特性的改善；非平衡态等离子体是否确定可从动力学层面提升火焰速度并拓宽可燃极限；等离子体对化学反应过程的激励与辅助作用是否在较低温度条件下更为有效；在工程应用层面何种形式的等离子体更为有效；目前观测到的助燃现象是由等离子体放电单一因素导致，还是由不平衡、不统一的多维放电效应导致的。

这些更为细节、机理层面待解决的问题，限制了等离子体在燃烧领域的工程应用，因此相关研究人员又将注意力转移到了等离子体助燃机理的基础研究。通过构造可控制变量的或具有一致性放电条件的点火与火焰结构，如流动反应器、激波管、平面对冲火焰和先进的燃烧光学诊断技术，目前人们对等离子体助燃技术的研究已经取得较大进展并上升到了新的认知层面，其中重大进展主要可归纳为以下四个方面。

一是发现等离子体助燃条件下，爆轰极限、发动机贫油点火极限与贫油吹熄极限将发生改变。其中，爆震激波管内控制变量的纳秒激光

脉冲等离子体放电试验验证了等离子体可在远离爆轰极限的区域引爆混合气体（如图2所示）；此后的发动机测试表明微波放电等离子体可在50MJ点火器功率条件下，将贫油点火极限进一步降低20%~30%。此外，针对低温等离子体助燃技术在驻涡稳燃的超燃冲压燃烧室及多模态燃烧室燃烧组织中的应用问题，研究表明低温等离子体助燃、凹腔稳燃条件下， $Ma2\sim3$ 来流条件、激波管内的高速点火与燃烧组织难度

显著降低，有望突破通过常规燃烧组织方法较难实现的高 Ma 点火与燃烧技术瓶颈。

二是等离子体助燃动力学过程的基础研究工作取得了新的认识。普林斯顿大学的研究团队在等离子体助燃化学反应动力学机理研究中取得了重要进展。他们完整地揭示了在等离子体助燃条件下，各类碳氢燃料燃烧反应的主路径（如图3所示）。即在等离子体作用下，反应物分子团在高能电子撞击下离子化，并经由电荷输

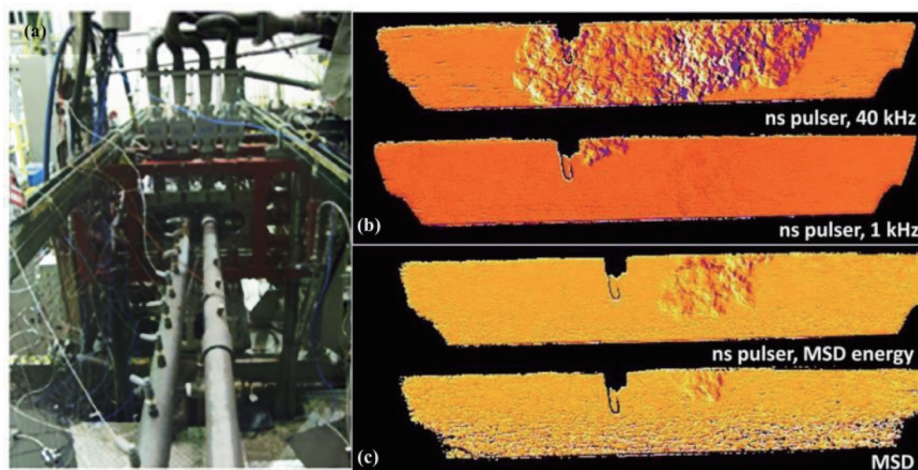


图2 脉冲爆震发动机的纳秒脉冲重复放电等离子体激励与连续爆震点火

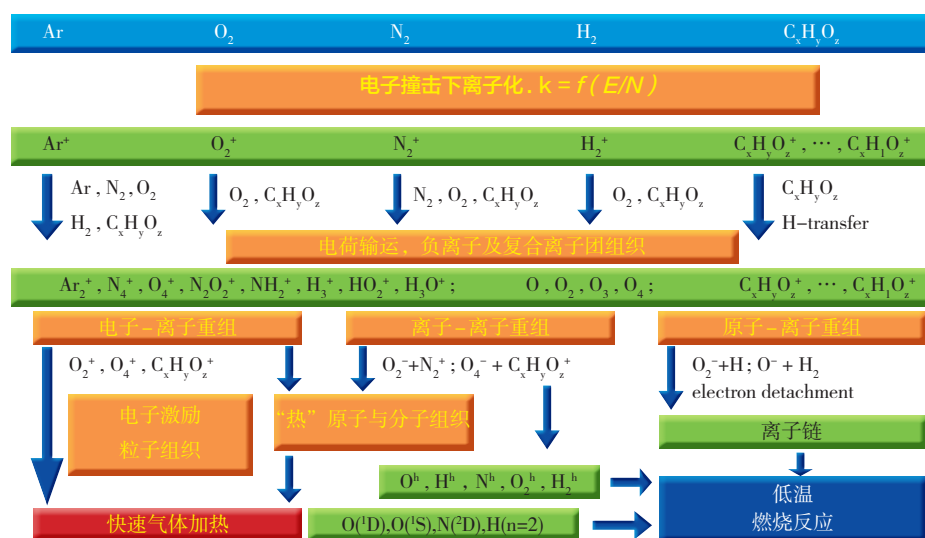


图3 普林斯顿大学的等离子体助燃化学反应主路径

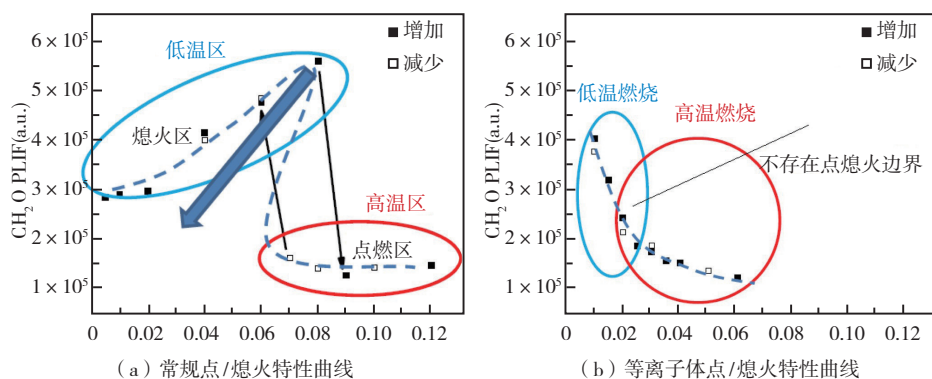


图4 常规燃烧点/熄火特性与等离子体助燃点/熄火特性比较

运、负离子及复合离子团的重新组织，构成3条反应链路：通过电子-离子重组得到高能电子激励后的高活性、高能量正离子团，这些离子团在电能作用下，发生焦耳热，使反应物气体快速被加热；离子与离子之间的重组，如氮氧离子、氧离子、碳氢离子团的重新组合；原子与离子的直接反应，如氢原子与氧离子团、氢分子与氧离子团。离子与离子的重组和原子与离子的反应，使得燃烧反应可在低于着火点的温度条件进行。乌迪(Uddi)等人通过将直接氧原子测量技术应用于等离子放电辅助点火，测得氧分子与热电子、激励态氮分子碰撞生成的中间产物氧离子，并发现氧分子转变为氧离子团的基元反应，即是低温下等离子助燃实现火焰点着的主要反应路径。

三是等离子助燃条件下的冷焰燃烧现象的发现。即等离子体可在熄火极限外直接点燃并维持火焰，而移除等离子体后火焰迅速熄灭，等离子体助燃的火焰点/熄火曲线与常规燃烧完全不同。图4(a)给出了任意燃料在常规燃烧条件下的点/熄火特性曲线，从图中可见，燃料浓度(横坐标)需超过点火油气比临界值，火焰才可被点燃；而当油

气比低于熄火临界值，火焰将熄灭。一般情况下，熄火油气比临界值要高于点火临界值，也即对于相同条件下的燃烧过程，火焰总是相对易于熄灭而较难点燃。与常规燃烧不同，如图4(b)所示，等离子体助燃条件下，低温燃烧与高温燃烧不存在明显分界，也即燃料可在任意油气比条件下被点燃，且点/熄火临界油气比是一致的。这一研究结果表明等离子体助燃技术对低温点火性能的提升效果要远大于火焰稳定性能，且意味着如采用等离子体助燃技术，理论上将不再存在燃烧室贫油点/熄火点，这一性质对于提升航空发动机燃烧室点/熄火性能有着重要价值。此外，研究还表明等

离子体在低温下的点火性能优于高温条件，这就使得可以依赖等离子体人工维持一种低温燃烧状态，对此国外完成了非平衡态等离子体维持下的甲烷和n-庚烷低温燃烧试验验证，研究表明在远低于可燃边界的极低温度下，利用等离子体助燃，燃料仍可正常燃烧。

四是等离子体助燃条件下，最小点火能量降低、火焰最小初始化时间缩短的机理得到了解释。有相关研究发现并严格建立了最小点火能量与火焰初始半径的关联函数，研究表明最小点火能量与火焰初始半径是一个关于混合刘易斯数、燃油活性(活化能)、火焰厚度的函数。也即在可燃极限外，火核半径如无法达到大于火焰初始半径条件，火焰将无法点燃。而在非平衡态等离子体作用下，大分子燃油被击碎为小分子，导致刘易斯数降低；燃油化学特性改变，颗粒的着火体积变大，因而相应的火核尺寸将变大。这些因素综合作用，使得在等离子体助燃条件下，火核尺寸将大于火焰初始半径，从而点燃火焰，如图5所示。

此外，加州大学欧文分校、加州大学伯克利分校、德雷赛尔大学

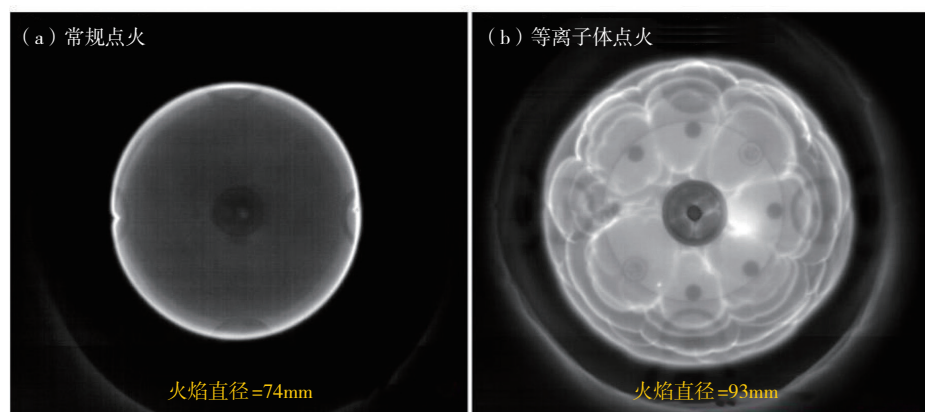


图5 常规点火器点火与等离子体点火火核尺寸的比较

以及美国国家航空航天局（NASA）格伦研究中心等还分别就等离子体助燃与电场耦合、等离子体助燃与磁场耦合和等离子体助燃与电磁场多场耦合相关概念做了初步探索，并取得了一定进展，验证了采用电场、磁场的外部调节，可进一步优化等离子体助燃过程的可控性。

这些进展都进一步推动了等离子体助燃技术从前沿基础研究向工程应用方面的转化。但截至目前，由于航空发动机燃烧过程的复杂性，以及燃烧室对体积、质量、可靠性等结构、总体性能参数的特殊要求，单独应用等离子体助燃技术仍存在一定困难。

等离子体助燃技术的应用实例

目前等离子体助燃技术在航空发动

机燃烧技术领域最接近，或已经得到应用的主要是加力燃烧室点火器和主燃烧室头部。

俄罗斯配装苏-57飞机的“产品30”发动机在其加力燃烧室内安装了等离子体点火装置，大幅改善了加力燃烧室的接通可靠性及高空、低温条件下的点火性能（如图6所示）。

GE航空集团发展了一种带等离子体激励器的低排放燃烧室头部结构。一方面，基于等离子体助燃作用，该燃烧室头部结构具有燃烧主动控制能力，可对不同工况下发生的燃烧不稳定现象进行主动抑制；另一方面，在等离子体作用下，燃料将部分脱氢，形成游离态的 H_2 ，这部分游离态氢可显著改善燃烧室的贫油熄火性能。此外，数值模拟研究表明，在未接通等离子体激励的状态下，燃烧室头部区域燃烧温度较

高，而较高的燃烧温度意味着较高的 NO_x 排放。在相同当量比、接通等离子体激励的状态下，主燃烧室头部区域燃烧最高温度降低190K，从2340K降低至2150K， NO_x 生成量从未接通等离子体激励的16 ppm（ 10^{-6} ），降低至接通后的1 ppm。与此同时，燃烧效率未受到影响。

而在常压条件、甲烷燃料、52kW级主燃烧室旋流单头部模型燃烧室内开展的试验研究表明，在等离子体助燃作用下，贫油吹熄极限油气比从原型燃烧室的0.4，降低至0.11，而等离子体发生器的功耗则仅为300W量级，如图7所示。

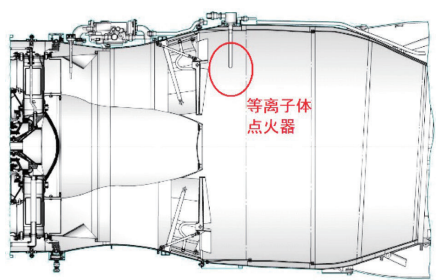
这些研究，从不同角度验证了等离子体助燃技术在航空发动机燃烧室中的应用潜力。

结束语

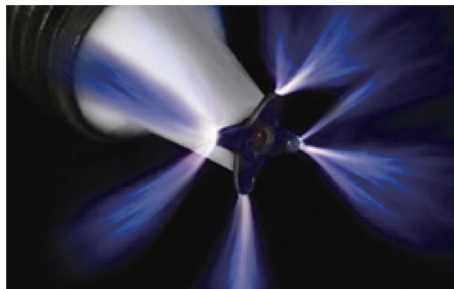
低温等离子体助燃技术作为一种新兴燃烧组织与强化技术，在航空发动机燃烧技术领域有较高应用价值与潜力。一些国家已在低温等离子体助燃技术的基础与应用层面开展了较丰富的研究，并在型号发动机或研制中的发动机整机层面开展了应用，在提速、增效方面的效果较为显著。我国在低温等离子体基础研究领域的研究工作起步较早、起点较高，但在航空发动机常规主燃烧室、加力燃烧室及超燃、多模态、爆震燃烧室应用层面开展的研究则相对较少。鉴于低温等离子体助燃技术的发展价值，有必要在该领域增加研究方面的投入，尽早取得应用方面的突破。

航空动力

（吴云柯，中国航发研究院，工程师，主要从事航空发动机燃烧技术研究工作）



(a) 加力燃烧室



(b) 等离子体点火器

图6 等离子体助燃技术在加力燃烧室中的应用

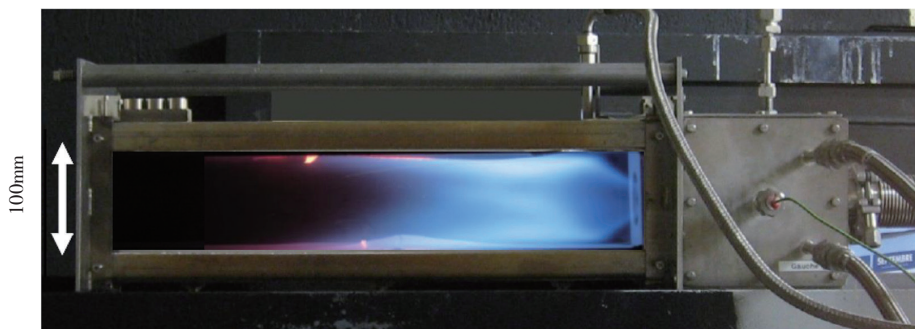


图7 主燃烧室单头部试验

火焰筒先进热防护技术发展及工程应用分析

Development and Engineering Application Analysis of Advanced Thermal Protection Technology of Flame Tube

■ 林宏军 迟雪 / 中国航发动所

采用分级燃烧组织模式的高温升和低污染燃烧室是航空发动机燃烧部件发展的趋势，但随之带来了火焰筒头部燃烧空气量的增加和冷却空气量的大幅减少，为此，在工程设计中采用先进的冷却结构，或探索应用具有更高耐热能力的陶瓷基复合材料，提升火焰筒的耐温特性，才能满足低冷却空气量下的火焰筒热防护设计和使用寿命的基本要求。

随着航空发动机技术的发展，主燃烧室的工程设计向着高效率、长寿命、高温升以及低污染的方向发展。目前，军用小涵道比涡扇发动机燃烧室和商用大涵道比涡扇发动机燃烧室都取得了相当惊人的发展。例如，F119、EJ200等军用小涵道比涡扇发动机燃烧室的出口温度已达到1850K，而采用高温升燃烧组织模式的新型燃烧室温升可达2100K甚至更高。GE90、GENx、LEAP等商用大涵道比涡扇发动机燃烧室则通过采用径向、轴向分级等燃烧组织技术，获得了较好的可靠性、经济性和低污染特性。

目前，主流的高温升和低污染燃烧室的工程设计中均采用了分级燃烧组织技术，随之带来了燃烧室头部燃烧区所需空气量的增加（部分民用低污染发动机的头部空气流量占整个空气流量的60%以上），而用于冷却的空气量大幅度下降（从占整个空气流量的30%下降到20%左右甚至更低）。同时，由于航空发动机综合性能的提高，燃烧室进口压力和温度逐步上升，用于火焰筒冷却的来流空气温度也日趋增加。因此，火焰筒冷却空气量减少及冷

却空气品质的降低，使高温升和低污染燃烧室火焰筒壁面热防护问题变得越来越严峻和重要。

火焰筒热防护设计的需求分析

在常规燃烧室中，火焰筒主要起到空气分配器的作用，可将进入燃烧室的空气分成若干股，并将空气分配到合适的位置来组织燃烧或冷却火焰筒壁面。而在采用分级燃烧的下一代燃烧室设计中，燃烧室内部的燃烧组织将逐步由头部的空气模块（Air Module）来承担，火焰筒工程设计的重点是在确保其结构强度的同时，通过合理的空气分配、结构设计和材料选择，在相应的气动负荷下使火焰筒壁面获得合理的工作温度并确保燃烧室的耐久性，为燃烧提供有效的热容空间。

随着高温升和低污染燃烧室火焰筒冷却空气量的减少和冷却空气品质的降低，目前采用常规冷却结构的金属材料火焰筒中空气的冷却效率已大幅减低，高温升和低污染燃烧室的火焰筒壁温已接近甚至超过现有金属材料的长期许用温度；

同时，分级分区燃烧也带来了燃烧室火焰筒温度梯度的增大，火焰筒在高温下无法保持良好的结构形面，甚至出现局部烧蚀的情况，火焰筒耐久性和燃烧室寿命大幅衰减。

解决上述问题主要通过两种技术途径：一是改进火焰筒的壁面冷却结构，提升空气的单位冷却效率，确保火焰筒的壁温满足现有材料的长期许用温度；二是在火焰筒的设计中采用更高耐温材料，提升火焰筒对燃烧温度的耐受程度。由此可知，在高温升燃烧室和低污染燃烧室火焰筒的设计中采用先进冷却结构提升火焰筒冷却效率，以及采用更高耐温能力的新型材料替代高温合金材料，增强火焰筒壁面的热防护能力，已成为先进燃烧室火焰筒工程设计的主要需求。

先进冷却结构火焰筒的工程应用

目前，燃烧室火焰筒冷却结构已由纯气膜冷却发展为多孔、冲击、层板等高效冷却方式或多种冷却方式相结合的复合冷却模式。但在工程设计中，火焰筒冷却结构的选择仍

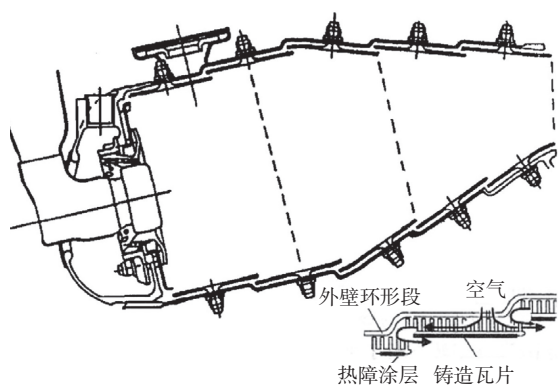


图1 V2500发动机浮壁式火焰筒和冷却方式

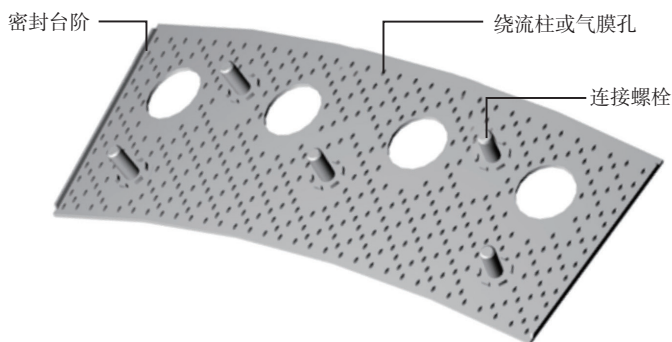


图2 “浮动瓦片”的三维结构图

需考虑制造、维修的复杂性，以及对航空发动机质量和成本产生的影响。为此，在燃烧室的设计中，通常需要针对火焰筒的工作温度选择结构简单、维修方便的冷却结构。而浮壁式冷却和多孔冷却结构是目前工程应用较为成熟的火焰筒热防护方案，同时结合新型耐温涂层，可满足高温升和低污染燃烧室火焰筒耐温设计的需要。

浮壁式冷却结构

浮壁式冷却结构首先由普惠公司应用到V2500发动机上（如图1所示），其结构通常由许多外壁环形段和隔热环组成，其中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。而隔热环则由精密铸造的浮动“瓦片”（如图2所示）组成，“瓦片”上合理地设计了绕流柱和防止周向空气外泄的密封台阶结构。V2500火焰筒的内、外壁的隔热环有5排“瓦片”，每排由10块构成，并用螺栓连接在环形段上，可以更换。

从冷却方式来看：冷却空气从外壁环形段的冷却孔进入，首先冲击到每排“瓦片”后部的高温区背部，使其热区温度降低。接着冷却气流分为逆流向前和顺流向后两股，流过换

热面积增大许多的扰流柱缝槽，吸收“瓦片”基体上的热量，然后又贴着“瓦片”的热侧壁面形成冷却气膜，其冷却效率明显高于纯气膜冷却。因此浮壁式冷却结构具有节约冷却用气量、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。由于火焰筒采用浮动“瓦片”结构，为了保证冲击孔与气膜孔的位置不重叠，筒体冲击孔和“瓦片”装配定位孔的位置都要求非常精确，增加了火焰筒结构设计和装配的难度；同时，火焰筒“瓦片”结构的刚性差、结构

复杂，给火焰筒的加工和维修带来了很大困难；此外，浮壁式结构带来的燃烧室质量的增加，也是燃烧室设计中应尽量避免的不利影响因素。

浮壁式冷却结构作为较为成熟并具有良好的冷却效果的火焰筒热防护结构，陆续应用到了F119军用发动机高温升燃烧室，及PW4084、PW6000等民用发动机上。在综合高性能涡轮发动机技术（IHPTET）计划下，普惠公司在F119发动机的全环形燃烧室上验证了涂有碳化硅纤维增强的碳化硅（SiC/SiC）陶瓷基



图3 F119发动机燃烧室浮壁式火焰筒

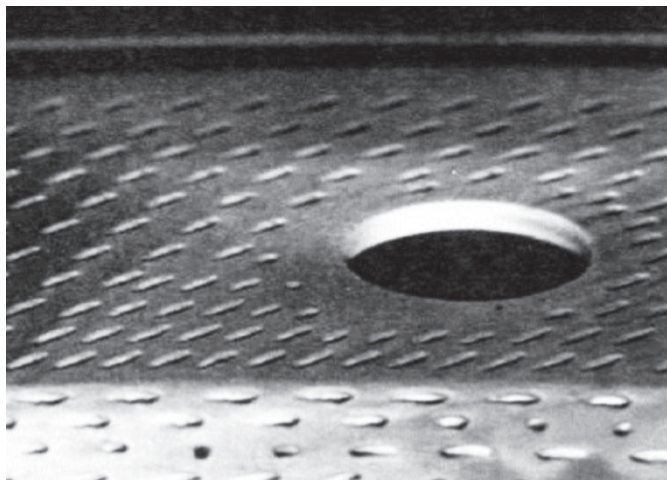


图4 GE90采用多斜孔冷却的火焰筒壁

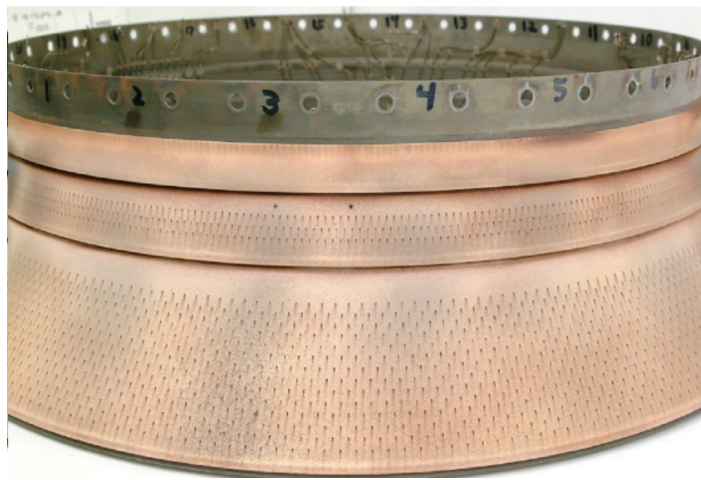


图5 GENx采用多斜孔冷却的火焰筒内壁

复合材料（CMC）涂层的浮动“瓦片”和冲击气膜冷却技术（如图3所示）。而GE航空集团则开发了采用SiC/SiC陶瓷基复合材料的浮壁燃烧室火焰筒，并将其应用到高温升燃烧室设计中，在试验中，火焰筒壁在1480℃的壁温下仍具有较好的耐热特性，表明采用复合材料的浮壁式冷却结构的火焰筒具有更高的耐热性能和工程应用的潜力。

多斜孔冷却结构

最初，多斜孔冷却结构常作为消除火焰筒局部壁温过热的优化措施，如CFM56-5B发动机火焰筒在掺混孔后的火焰筒壁上设置的局部多孔冷却结构，用于调节掺混孔后的局部热区。通过多年的工程应用，多斜孔冷却结构也作为成熟的冷却方式被应用到航空发动机燃烧室的冷却设计中。例如，GE90的火焰筒设计中采用了复合角发散小孔冷却结构（如图4所示），GENx和LEAP发动机则采用了改进开孔的多斜孔冷却方式（如图5所示）。此外，多斜孔冷却结构也广泛应用于先进燃烧室的预研过程中，在GE9X和F136发动机的主燃烧室研发过程中

作为冷却方案使用。

多斜孔冷却结构是在火焰筒壁上采用电火花或电子束数控打孔（现在为了提高加工效率，已采用高能激光打孔）的工艺方法在火焰筒壁上开出大量密集、离散的倾斜小孔（小孔直径一般为0.5~1.0mm，孔径均小于壁厚），以形成较强的内部冷却能力。从冷却方式来看：冷却空气通过火焰筒上密布的倾斜小孔，以强制对流换热的方式对孔壁进行冷却，随后气流喷射进入火焰筒，并在火焰筒热侧壁面形成气膜，将壁面与热燃气隔离。因此，多斜孔冷却具有结构简单、冷却效率高、冷却空气用量少（较常规气膜冷却单位面积的冷却空气量减少40%）的优点；同时，因采用了大量倾斜小孔，火焰筒的冷却面积大幅增加，而孔后气流的射流穿透深度却很小，使冷却气流进入火焰筒后随密布小孔形成非常贴壁的全气膜防护，避免了一般气膜冷却结构后段冷却效果降低的弊端，火焰筒壁面温度梯度小，且冷却空气不会干扰火焰筒的内部燃烧，易于保证燃烧性能。但多斜孔冷却结构火焰筒上的致密

小孔的孔径较小，如有积炭和吸入物堵塞，火焰筒则存在局部超温，甚至烧蚀的风险，因此，现在被更多地应用在民用低污染燃烧室的设计中，而在复杂环境下工作的高温升燃烧室的工程应用仍需开展更加深入的验证。

多斜孔冷却因其结构简单、冷却效率高，在民用航空发动机燃烧室工程设计中得到广泛的应用，后续结合热障涂层技术，将进一步提升火焰筒的耐温能力。从冷却效果、制造成本、加工和维修难度来看，该冷却方式是未来高温升和低污染燃烧室设计和加工中较为理想的冷却方式之一。

除了上述冷却结构外，层板冷却以及复合冷却（如对流/气膜冷却、冲击/气膜冷却，以及冲击/对流/气膜冷却等）结构，也可有效提高火焰筒壁面的冷却效率，是潜在的火焰筒热防护设计方案。但因相关冷却结构的复杂性带来了制造成本、加工和维修难度的增加，部分方案出现燃烧室部件质量的增加，或影响主流燃烧性能的情况。为此，在未来更高温升或更依靠空气模组

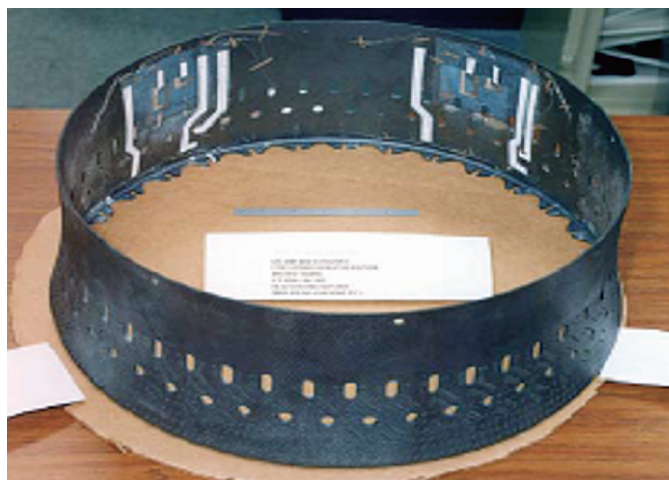


图6 碳化硅陶瓷基复合材料火焰筒内衬

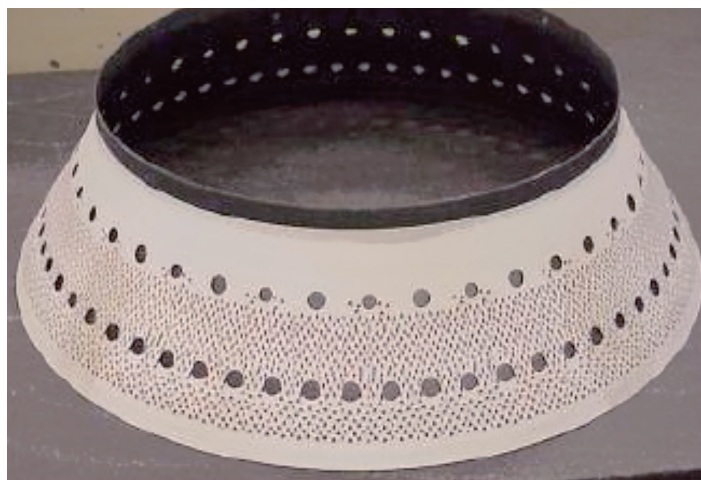


图7 GE公司低污染燃烧室SiC/SiC火焰筒内衬

织燃烧的低污染燃烧室工程设计中，仍需引入更加有效的火焰筒热防护方案，提升火焰筒的耐温能力。

复合材料火焰筒的工程应用

采用更高耐温能力的新型材料替代高温合金材料，是解决未来燃烧室低冷却空气量下火焰筒热防护设计的有效技术途径，甚至可实现无冷却结构下火焰筒的高耐温能力。

目前，陶瓷是唯一可在1370℃条件下不需要冷却的耐高温材料，通过采取纤维增韧措施制备的纤维，如碳碳（C/C）或SiC/SiC纤维增强的陶瓷材料具有优异的高温力学性能、抗氧化、耐高温、低密度等特性，是最有潜力的高温合金替代材料，可以应用于高温升或低污染主燃烧室火焰筒的设计和制造。如在CMC火焰筒设计中结合其他空气冷却方式（如多斜孔冷却）将进一步改善火焰筒的壁面温度，提升火焰筒的耐久性，改善燃烧室的综合性能。

从20世纪90年代开始，欧美以推力质量比8~10:1的航空发动机为演示验证平台，对CMC构件进行了大量应用验证，表明陶瓷基复合

材料可使中等载荷静止件显著减轻质量，并提高工作温度和疲劳寿命。

在陶瓷基复合材料的研究探索和验证方面，美国已通过多个发动机专项计划开展了陶瓷基复合材料火焰筒的试制和工程应用研究。在IHPTET研究计划第2阶段的先进涡轮发动机燃气发生器（ATEGG）验证机XTC 76/3上，GE航空集团和艾利逊先进技术公司（AADC）使用从美国国家航空航天局（NASA）使能推进材料（EPM）研究计划获得的材料，开发并验证了Hi-Nicalon纤维增强（纤维占40%）的碳化硅陶瓷基复合材料燃烧室火焰筒内衬（如图6所示）。该火焰筒采用二维编织技术，多孔冷却，质量减轻了30%，并在1200℃完成全生命周期工作5000h、高温工作500h的试验验证研究。试验结果表明，火焰筒可以承受1316℃的最高温度，并大幅提升燃烧室的综合性能。GE航空集团通过TECH56计划，在低污染燃烧室上验证了采用多斜孔冷却的SiC/SiC火焰筒内衬（如图7所示）并进行了燃烧室的性能考核，采用该火焰筒节约冷却空气50%，质量减轻了50%，减少NO_x排放约为20%。

同时，法国赛峰飞机发动机公司（原斯奈克玛公司）则首先开发了采用自愈合技术的新一代CMCEPCARBINOXR A500和CERASEPR A410复合材料。使CMC材料具有在高温/应力/氧化环境下自行生成玻璃相封填孔隙和裂纹的功能，可阻止氧化介质扩散至内部损伤复合材料，有效地提升了陶瓷基复合材料工程应用的可行性。在陶瓷基材料的工程应用方面该公司基于CFM-56发动机平台开发了SiC/SiC和C/SiC陶瓷基复合材料火焰筒（如图8所示），并已经通过180h的发动机测试（600循环，最大状态100h），验证了



图8 碳化硅陶瓷基复合材料火焰筒



图9 日本研制的CMC火焰筒

陶瓷基复合材料在火焰筒上工程应用的潜力。而日本则凭借SiC纤维制造和应用能力，在本国的各项研究计划的支持下，大量研究和开发了由CMC作为关键材料的燃烧室高温部件。其中火焰筒部件(如图9所示)在燃烧室出口温度1837K的工作状态下通过试验，没有发现筒体出现损伤。

而在工程应用方面，GE航空集团首先在LEAP发动机和GE9X发动机(如图10所示)上也采用了CMC的火焰筒内衬，并通过了适航取证试验。试验表明，该衬套在远超出

实际运营条件的动态载荷水平测试下具有良好的力学性能，具备了工程应用的条件。

从前期CMC的工程应用探索来看，C/C、SiC/SiC复合材料火焰筒具有质量轻，高温性能好，可在1400 ~ 2000℃下具有更高的强度、模量和韧度，以及抗蠕变、耐热冲击的特性，是未来高温升和低污染燃烧部件制造的首选材料。但由于CMC火焰筒的制造需要条带编织预浸件，对于结构相对复杂的燃烧室火焰筒加工难度大；材料机械加工技术相对滞后，易在切削力的作用下火焰筒构件产生毛刺、分层、撕裂、崩边等损伤，将影响加工质量，甚至造成构件的报废。如何改善CMC的损伤包容特性，避免承载之后产生基体开裂和界面滑移带来的断裂破坏现象，以及如何采用涂层改善材料的性能降低C/C和SiC/SiC材料对氧化破坏的敏感度，已成为复合材料火焰筒设计和制造的技术关键；此外，燃烧室金属部件与复合材料火焰筒的连接亦成为复合材料

火焰筒工程应用推广必须解决的问题。为了在火焰筒的工程设计和应用中有效地使用CMC，仍需要针对材料特性、制备工艺、损伤修复和火焰筒的连接结构设计等开展深入的研究。

结束语

综上所述，随着高温升和低污染燃烧室的技术发展，火焰筒冷却空气量减少、空气品质降低，火焰筒的热防护设计面临着巨大的挑战。

在短期内，先进耐热材料的发展仍不成熟，火焰筒的热防护设计仍然依靠高效冷却结构。多斜孔冷却因其结构简单、冷却效率高，将成为工程应用较多的燃烧室火焰筒冷却结构设计方案；浮动壁、层板冷却等复合冷却结构因其结构复杂性，在设计中需要充分考虑采用该结构带来的加工/维修难度和质量的增加与冷却效率之间的平衡，将主要应用到工作环境恶劣的高温升燃烧室设计中。而后续随着高温涂层技术的发展，先进冷却与涂层技术的有机结合将进一步提升燃烧室的耐温能力，满足未来高温升和低污染燃烧室的设计要求。

未来，随着新型耐温材料的发展，尤其是纤维增韧的性能的改善和发展，复合材料火焰筒设计、制备、修理技术的提升，将有效地推动CMC在火焰筒设计和燃烧室部件制造中应用，实现低冷却空气（或无冷却空气）下火焰筒耐温特性的提升，确保先进燃烧室部件的耐久性。

航空动力

(林宏军，中国航发动力所，高级工程师，主要从事航空发动机燃烧室设计和先进燃烧室预先研究工作)



图10 GE9X的主燃烧室部件

航空发动机加力燃烧技术发展

The Development of Afterburner Technology

■ 夏姣辉 / 中国航发研究院

加力燃烧具有宽工况适应性,除用于常规军用涡扇发动机外,未来变循环发动机、常规起降高超声速动力系统、单级入轨系统、新一代超声速民航飞机动力等也可用加力燃烧技术作为突破循环切换“推力陷阱”的重要辅助手段。因此,在未来相当长的一段时间内,加力燃烧仍将作为航空发动机关键技术,发挥重要作用。

目前,常规主燃烧室受限于技术原理、材料性能和环保要求,已逐渐逼近设计极限,涡轮级间燃烧、超紧凑燃烧、定容燃烧等非常规燃烧技术尚未成熟,因而加力燃烧技术因其设计灵活性和应用的便捷性,在可预见的未来不但不会消亡,还可能会进一步发展。基于对上述趋势的清醒认识,各国的相关企业和科研机构在对常规加力燃烧技术进行创新优化的同时,也在各种新型加力燃烧技术上加大科研投入,力求在未来的竞争中占得先机。

常规加力燃烧技术的创新优化

在常规加力燃烧技术的创新优化方面,具有提高燃烧效率和降低耗油率作用的稳燃技术是各国重点研究的方向之一。

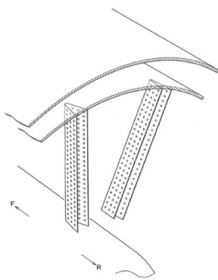
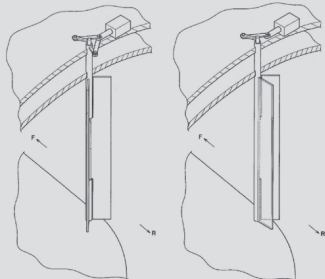
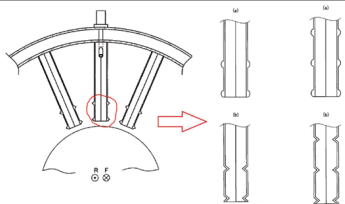
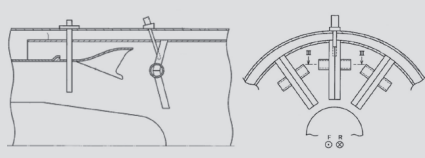
日本稳燃技术进展

在常规加力燃烧室稳燃技术方面,日本石川岛播磨重工(IHI)近年来开展了较多创新性研究,尤其在火焰稳定器新结构方面的研究工作较有参考价值,已公开的稳定器新结构见表1。

俄罗斯稳燃技术进展

在俄罗斯研制的一个V形槽稳

表1 IHI公司设计的不同类型火焰稳定器

结构特征	特点
	● 既可用于环形也可用于径向稳定器 ● 钝体壁面开密布小孔 ● 减轻结构质量 ● 改善钝体下游燃油掺混性能 ● 回流区结构与无孔钝体基本一致 ● 改善冷却性能 ● 孔易堵塞 ● 需要陶瓷基复合材料(CMC)
	● 用于径向稳定器 ● 可通过机械结构调节稳定器槽宽 ● 可在巡航状态将稳定器完全闭合 ● 可在工况恶化状态将稳定器槽宽开至最大 ● 大幅降低加力燃烧室稳定器流阻损失 ● 可根据发动机工况自适应调节稳定器 ● 极大改善点火性能 ● 结构十分复杂
	● 用于径向稳定器 ● 利用稳定器两翼加细小翻边/内凹结构,改善径向稳定器远燃油喷嘴位置的周向联焰性能 ● 改善中心位置火焰温度场 ● 表面凸起或凹进易造成稳定器烧蚀、损坏
	● 折叠V钝体与联焰管 ● 能够形成类似沙丘驻涡稳燃结构 ● 极大增强稳定器抗扰动能力 ● 拓宽稳定器吹熄边界 ● 有较大实用价值

定器与主燃烧室头部旋流器结合的加力燃烧方案中(如图1所示),研究人员在V形槽稳定器内部安装了一种

与常规主燃烧室头部旋流器类似的结构。根据推测,该结构的设计目的一方面是改善燃油雾化掺混特性,从而

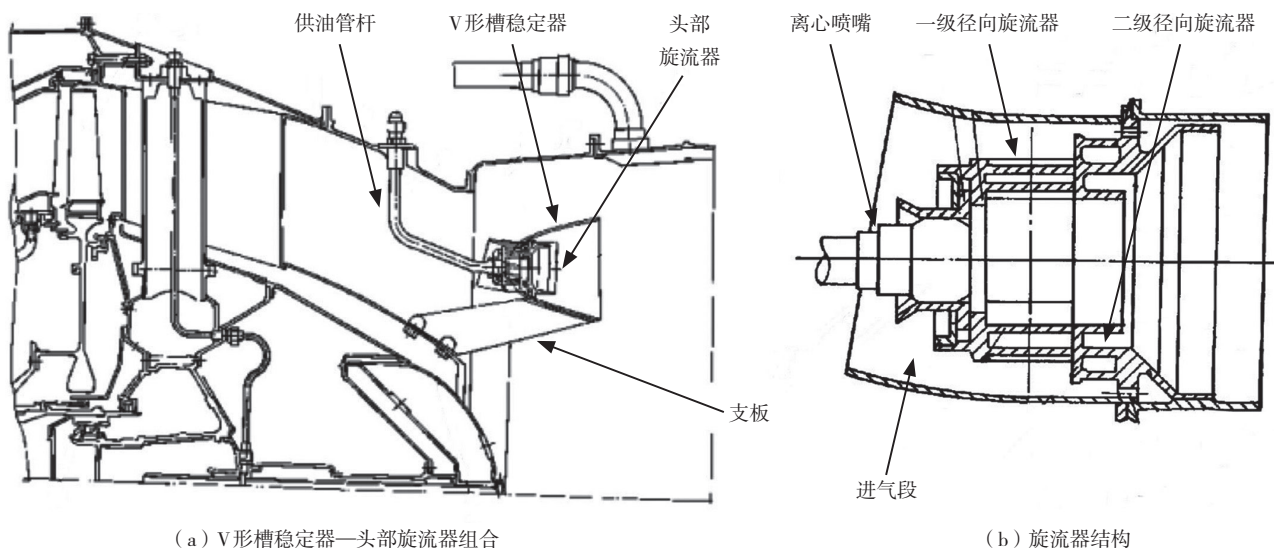


图1 V形槽稳定器—头部旋流器组合稳燃结构

改善加力燃烧室燃烧效率，提高加力燃烧温升；另一方面是为了降低加力燃烧状态下的耗油率，同时利用旋流器回流区与V形槽钝体绕流回流区耦合，强化加力燃烧的火焰稳定性，改善加力燃烧室内的燃烧振荡现象，拓宽火焰吹熄极限。

燃烧室中的横向射流本身是一种有效的燃料掺混与火焰稳定方式，且不需要任何机械结构，质量轻、

结构简单。但在加力燃烧室内实现横向射流点火与稳燃技术难度较大，这主要是因为射流穿深与射流轨迹难以控制，且下游流场十分复杂。针对这种情况，俄罗斯研制了一款内锥双孔射流稳燃加力燃烧方案（如图2所示）。在该方案中，通过优化的对置双孔在发动机内涵道尾锥处射流，两股射流将相互碰撞并混合，随后可在射流孔下游区域形成低速

回流区结构。利用横向射流，只需确保火焰能够可靠点燃、下游火焰能够较好扩散，因此这一方案理论上具有较低的流动损失和较高的加力燃烧效率。但需要注意的是，因为加力燃烧室内涵道压力较大，如射入的是燃油/空气混合气或单纯是空气，则需要对气流进行增压。

常规加力燃烧技术发展趋势

从IHI可控径向稳定器和俄罗斯的这几种可调节加力燃烧室设计方案可见，随着未来航空发动机控制裕度的提高，加力燃烧室有望向多模式、多余度、可调节、可控制方向发展。且从俄罗斯在加力燃烧室控制技术领域已公开的大量专利来看，俄罗斯已在加力燃烧控制技术方面做了较深的技术积累。但同时需注意到，可调节的火焰稳定器也必然伴随热端部件冷却问题，这是一个值得探讨研究的技术细节。现代涡扇发动机加力燃烧过程中，单位容积释热率增大，产生振荡燃烧的倾向也趋于明显，尤其引入涡轮后框架一体化设计概念后，结构更

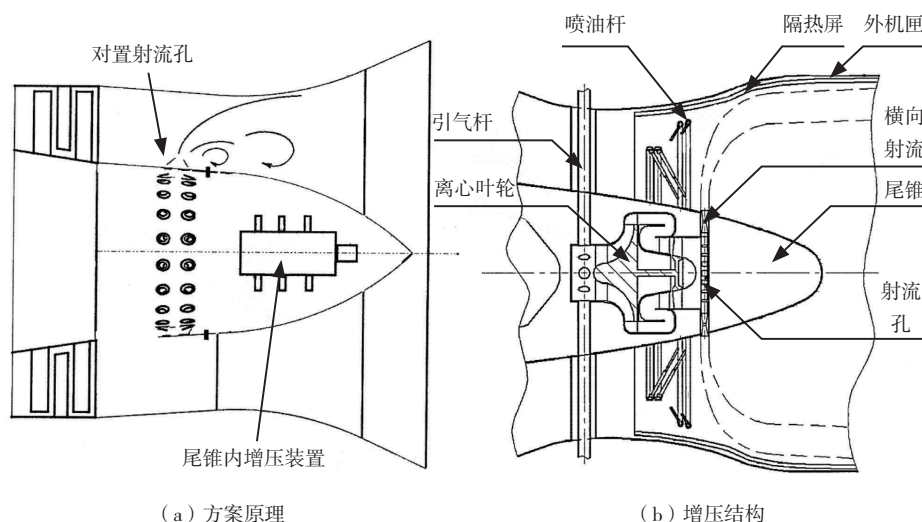


图2 内锥双孔射流稳燃加力燃烧室方案

紧凑、系统刚性更强，而选用的稳燃方式则越发简易，因此更容易出现燃烧振荡等不稳定现象，通过防振隔热屏、人工阻尼、调节脉动源等方式抑制或排除振荡燃烧的难度也随之加大。

在常规加力燃烧技术优化方面，日本较为重视稳燃器结构方面的创新，同时十分重视成熟技术的组合搭配，并因此在一体化加力燃烧室方面取得了成功；而俄罗斯工程师较为重视加力燃烧室多余度控制方面的创新研究，利用由简至繁的多种技术手段，实现了加力燃烧室在喷油与火焰稳定器层面的多重、多余度控制与调节。当然，在加力燃烧室日趋简化的宏观发展背景下，俄罗斯的技术尝试与“少即是多”的现代航空工业发展理念几乎背道而驰，其各项技术方案的应用前景其实并不明朗，但也不失为现阶段先进加力燃烧技术研究的有益参考。

新型加力燃烧技术

近十年来，各国公开了一部分新型加力燃烧原理及技术方案，主要包括：外涵道加力燃烧、爆炸加力燃烧、爆震加力燃烧、核能加力、涡流稳燃加力、电加力和等离子体助燃加力等。其中，外涵道加力技术、爆炸加力技术、爆震加力技术和核能加力技术本质上都属于20世纪50年代左右的技术概念在新技术条件下的“死灰复燃”，而涡流稳燃加力、电加力和等离子体加力技术则有一定的技术先进性。

外涵道加力燃烧技术

外涵道加力燃烧技术一般是指在发动机外涵道布置类似于主燃烧室的燃烧结构，以实现外涵道气流的

高效燃烧。当前，即便在现阶段的涡扇发动机低压压气机压比较高的情况下，外涵道压力对于高效燃烧而言仍然偏低，因此目前这方面技术多以方案为主，较少进入实用阶段。但是，随着变循环发动机技术的逐渐成熟，通过进气道多组激波增压后的外涵道气流已可达到主燃烧室一级的水平，且由于涵道通流随发动机循环状态发生变化，加力燃烧室在高超声速条件下将承担起主燃烧室的作用，因此外涵道加力燃烧技术研究重新具有了应用前景。

以GE航空集团公开的风扇增压外涵道加力燃烧室为例（如图3所示）。该方案在低压压气机、中压压气机和高压压气机的叶尖延伸布置了叶尖涡轮系统，在发动机常规加力燃烧室接通、飞行器超声速飞行、

发动机达到常规最大推力状态下，通过进气阀调节内外涵道的流量，使外涵道气流达到一定的流量和压力。此时，在发动机低压压气机出口附近喷射一股燃料，可在中压压气机顶部外涵燃烧室附近点火燃烧，并驱动中压压气机、高压压气机叶顶涡轮输出功率，加速压气机旋转，从而进一步提升发动机高速下极限推力。

利用这一技术，理论上可让发动机跨越涡喷/涡扇发动机常规加力燃烧无法跨越的“推力陷阱”，使发动机加速到冲压模态，因此，这是一种循环过渡态加力燃烧技术。

爆炸加力燃烧技术和爆震加力技术

爆炸加力燃烧技术是指利用三硝基甲苯（TNT）炸药等爆炸形成的

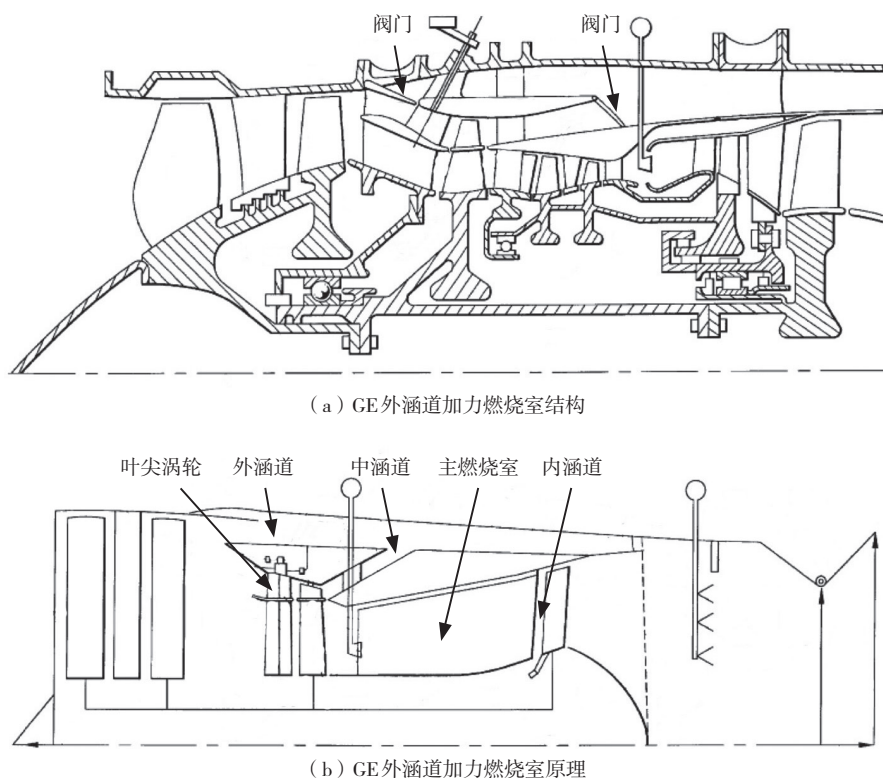


图3 GE航空集团的外涵道加力燃烧室方案

冲击波，瞬间提升发动机推力。这种工作模式不用于载人飞行，但对于高速无人飞行器有十分明显的大加速度优势。这方面研究工作目前还处于起步阶段，可供参考的资料较少，俄罗斯研究的一种概念设计如图4所示。

爆震加力技术是指将定容燃烧、旋转爆震或脉冲爆震等装置应用于加力燃烧室内，从而实现爆震加力燃烧。这方面研究工作开展得较多，各类方案层出不穷，但尚未出现任何有工程价值的技术构型。

核能加力燃烧技术

核能加力燃烧技术看上去是一

种较为激进的概念，但早在20世纪50年代，美国、苏联的工程师就在这一领域开展了大量研究。近年来，由于可控核反应、可控核辐射技术的逐渐发展，核能加力燃烧室又被重新提出，如俄罗斯科学家目前提出的方案（如图5所示）。这一方案综合了布雷顿、郎肯循环和斯特林循环等多种循环方式，可利用核辐射能与核裂变能使飞行器超长时间巡航。目前俄罗斯科学家已对该方案原理与实现形式做了较为系统的研究、论证与分析，具备初步技术可行性。

等离子体助燃加力技术

进入21世纪后，电气技术的发

展速度远快于传统机械技术。可以预见，现代及未来航空发动机将越来越多地引入电力装置，以替代过去需要大量机械结构才能实现的功能。而在航空发动机燃烧技术层面，尤其是加力燃烧技术层面，最有应用前景的新技术就是等离子体助燃技术。

等离子体助燃本身并非新概念，但由于等离子体发生器结构过于复杂、沉重，将其应用于航空发动机可获得的收益不足以补偿其结构质量与复杂度带来的问题。但随着纳秒脉冲表面介质阻挡放电（SDBD）、准直流丝状放电、直流放电、等离子体—中性气体等技术方案的模块化、小型化甚至微型化，将其应用于航空发动机的流动微尺度控制与燃烧的强化已经成为了现实。其中最为典型的应用为GE航空集团正在开发的新型主燃烧室TAPS X，在其头部结构中引入了等离子体发生装置，用于改善燃烧室极贫油工况燃烧性能，并有望解决振荡燃烧不稳定问题。而加力燃烧室由于空间较大、可调整的结构较多，因而更适用等离子体流动控制与助燃技术。

结束语

上述创新加力燃烧方案或技术在原理上都是科学、可行的，但从工程实用角度看，均还需进一步论证或验证，尤其针对较有应用前景的等离子体助燃技术，还需开展大量的基础研究工作，以掌握其工作特性和助燃机理，以促进其尽快得到应用。

航空动力

（夏姣辉，中国航发研究院，工程师，主要从事低污染燃烧技术研究工作）

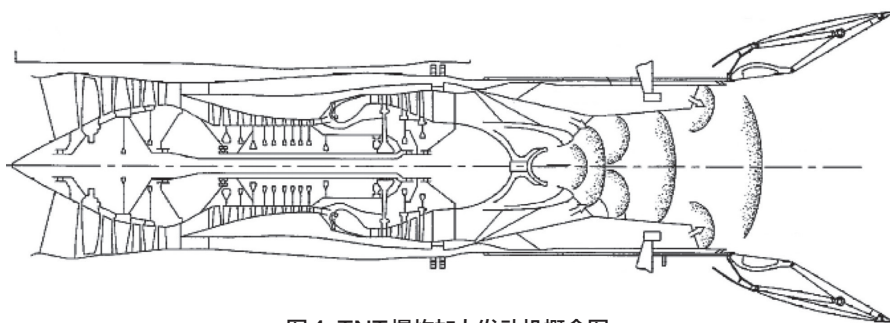


图4 TNT爆炸加力发动机概念图

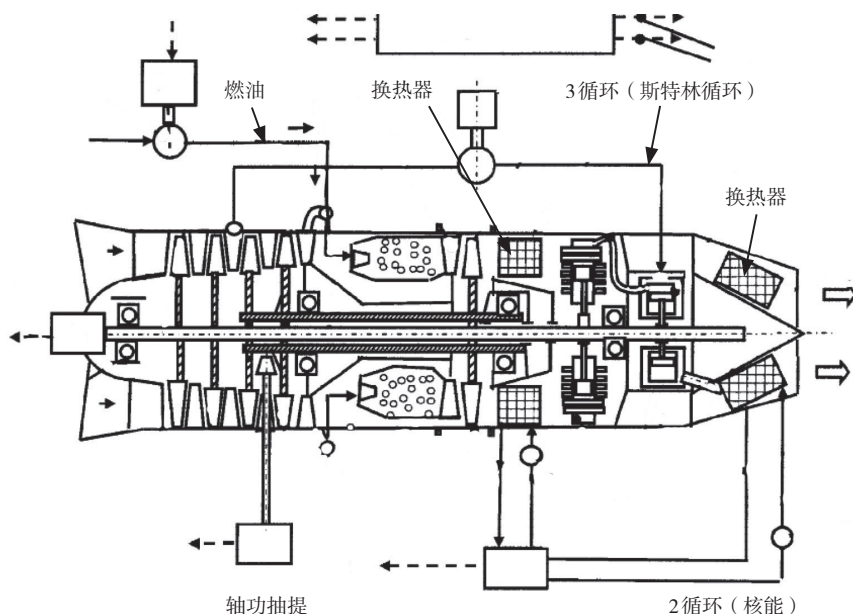


图5 俄罗斯核能燃烧室技术方案

涡轴发动机燃烧室设计技术与发展趋势

Design Technology and Development Trend of Turboshaft Engine Combustor

■ 王倚阳 江立军 彭畅新 康尧 郎旭东 / 中国航发动研所

涡轴发动机是直升机的主要动力装置，具有体积小、“尺寸效应”明显的特点。随着涡轴发动机各项性能要求越来越高，燃烧室温升、寿命、排放要求进一步提升，使其设计难度越来越大。

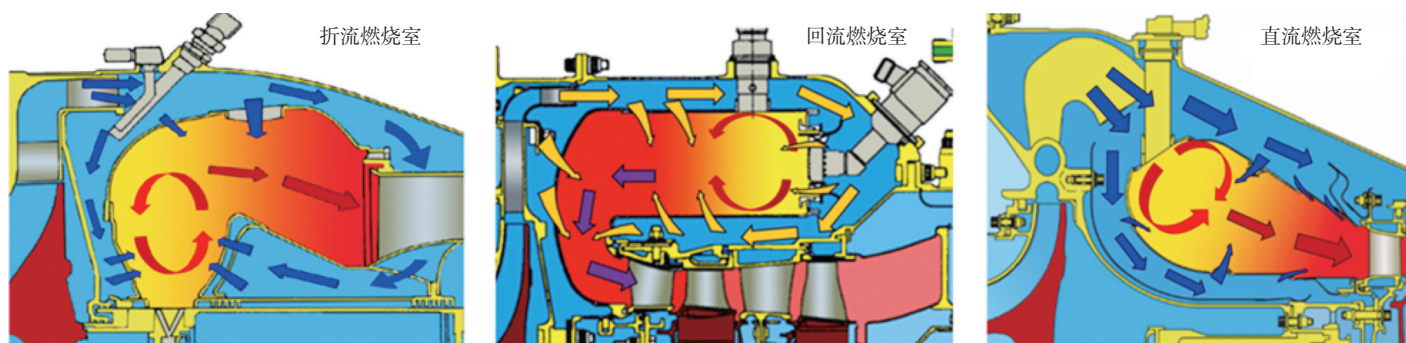


图1 各类型燃烧室内流动情况

涡轴发动机是一种输出轴功率的燃气涡轮发动机，广泛应用于军、民用直升机和垂直短距起降飞机^[1]，也可应用于坦克、舰艇和地面电站等。与大型涡扇、涡喷发动机相比，涡轴发动机的显著特点是尺寸小、质量轻、轴系短、转速高^[2]、压气机出口与涡轮进口径向高度差大，可采用回流、折流、直流等多种形式的燃烧室。航空用涡轴发动机燃烧室将燃油与从压气机过来的高压气体混合并燃烧，产生高温燃气推动燃气涡轮带动压气机，推动动力涡轮经减速器带动直升机旋翼。随着涡轴发动机功率质量比、寿命、油耗和环保等要求越来越高，结构紧凑、温升高、寿命长、污染排放低是先进涡轴发动机燃烧室的发展趋势。

燃烧室多样性构型

世界上第一台涡轴发动机是法国赛

峰直升机发动机公司（原透博梅卡公司）的阿都斯特（Artouste）I 发动机，Artouste I 发动机为单转子涡轴发动机，功率为206kW，采用环形折流燃烧室，1954年配装在美国贝尔公司的贝尔47上实现首飞。

涡轴发动机自出现以来，普遍采用的是环形燃烧室结构形式。涡轴发动机压气机的最后一级一般采用离心压气机，压气机出口径向高度高于涡轮进口，同时压气机出口到涡轮进口的轴向距离短，促使燃烧室开展多种构型设计以适应发动机的结构要求，典型的燃烧室结构形式有折流燃烧室、回流燃烧室和直流燃烧室等，如图1所示。

折流环形燃烧室

折流环形燃烧室具有燃油雾化性能优良、高空性能好、燃油系统压力低、可使用多种燃料以及离心

甩油盘加工难度小等优点，在涡轴发动机领域占据重要的位置。以法国赛峰直升机发动机公司为例，其采用折流燃烧室的阿赫耶（Arriel）系列发动机（见图2）已累计生产数万台，用户遍布全球155个国家和地区。

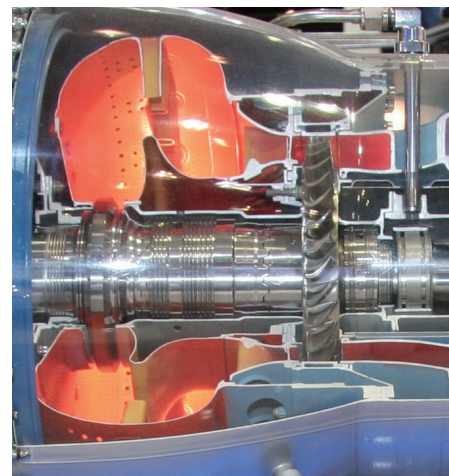


图2 折流燃烧室

区,我国也引进其专利技术生产了数百台涡轴8(WZ8)系列发动机用于直9、直19和直11等直升机。折流燃烧室多用于功率较小的涡轴发动机。

回流燃烧室

回流燃烧室是目前在涡轴发动机上应用最广泛的一种结构形式,回流燃烧室采用气流两次折转180°的流动方式使发动机的空间利用率很高(见图3),而且可以大幅度缩短轴系长度,降低转子动力学设计难度^[3]。回流燃烧室火焰筒内流路较长,有利于高效燃烧和获得良好的出口温度场品质,但回流燃烧室火焰筒面积大,冷却问题比较突出。采用回流燃烧室的典型涡轴发动机有PT6B、PW150、PW200、RTM322、MTR390、T800、TS1、WZ16(阿蒂丹3C)等。

直流燃烧室

采用全轴流压气机的涡轴发动机一般采用直流燃烧室。直流燃烧室具有构造简单、流动顺畅、冷却难度相对较小等优点。随着发动机的循环参数和功率增加,燃烧室温升和出

口温度越来越高,即使涡轴发动机采用离心压气机,也可采用直流燃烧室,此时为适应压气机出口气流,直流燃烧室火焰筒前端带一定的仰角。采用直流燃烧室的典型涡轴发动机有T700、D27等发动机。

径流燃烧室

当压气机出口与涡轮进口径向高度差进一步增大,发动机轴系进一步缩短时,更紧凑的径流燃烧室出现了,径流燃烧室火焰筒内主流由外往内径向流动。该类型燃烧室目前只在预研项目中有所涉及,还未应用到实际发动机上。

涡轴发动机不论采取哪种类型燃烧室,燃烧室内外环腔的流动都会呈现明显的不对称性,这对燃烧室的气动设计提出了很高的要求。而且,涡轴发动机燃烧室零组件尺寸都较小,如PT6发动机燃油喷嘴的典型关键件喷口,最大外径不到10mm,喷口孔径为 $\phi 0.4\text{mm}+0.01\text{mm}$,阿蒂丹3C发动机燃烧室的全发散冷却孔孔径在 $\phi 0.4\text{mm}$ 左右。燃烧室性能受“尺寸效应”影响明显,尺寸的稍微变

化就会对零件及整个燃烧室性能产生较大影响,对涡轴发动机燃烧室的加工提出很大挑战。

高温升燃烧室技术

为了不断提高发动机的功率质量比,发动机气动热力参数日益提高,高容热、高温升是目前高性能燃烧室发展的趋势,涡轴发动机燃烧室进口温度、压力和温升水平不断提高,进口压力达到1.7MPa,温升接近1100K。高温升燃烧室技术是航空动力装置研究的主要内容,同时也是该领域当前具有研究价值和挑战性的课题之一。

欧美国家制订了一系列的发动机研制计划进行高温升燃烧室的研发,研究成果已成功转移到型号应用中。例如,美国在综合高性能涡轮发动机技术(IHPTET)计划中专门针对涡轴涡轮和中小型涡扇发动机开展了联合涡轮先进燃气发生器(JTAGG)计划,采用富油燃烧-猝熄-贫油燃烧(RQL)技术,使燃烧室的出口温度提高了340K和550K,涡轮前温度达到了1922K^[4],在总油气比大幅提高的情况下保持了较低的出口温度分布系数,具有优异的燃烧性能。

涡轴发动机燃烧室火焰筒的腔高和体积一般都较小,在小空间内合理组织燃油和空气燃烧达到高温升显然尤为困难,同时还须兼顾涡轴发动机越来越宽的起动包线,对火焰筒头部设计提出了挑战。

燃烧室头部燃烧组织技术

涡轴发动机高温升燃烧室火焰筒头部燃烧组织是保证满足燃烧性能的关键。头部分级分区供油是主要的燃烧组织技术之一,点火起

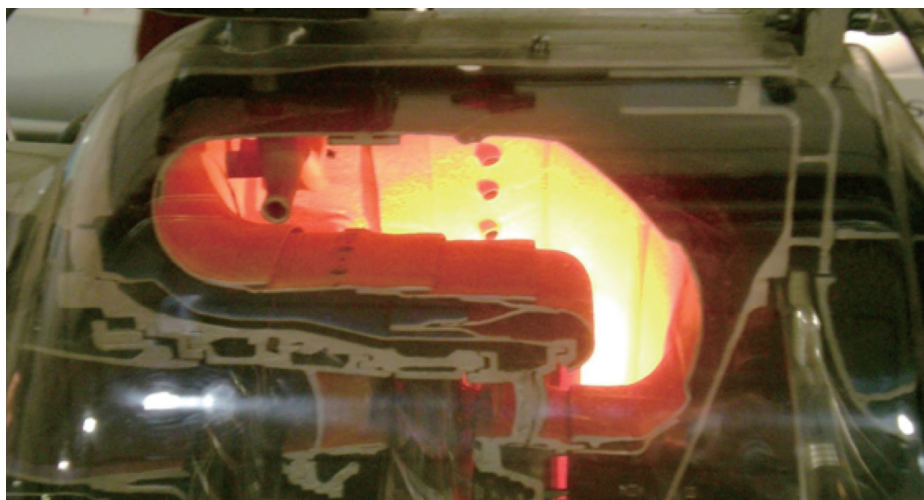


图3 回流燃烧室

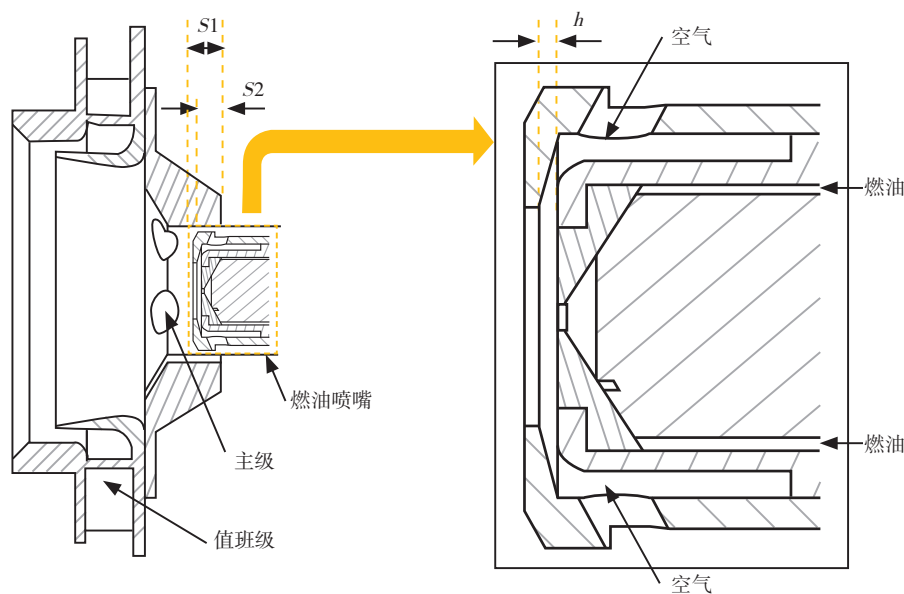


图4 典型的多级涡流器与喷嘴匹配

动和低工况时部分喷嘴在部分区域供油，保证低工况下燃油雾化性能以满足点火起动、燃烧效率和低污染等要求；高工况时所有喷嘴供油，从而解决高温升燃烧室在较宽的油气比范围内可靠工作问题。采用多级涡流器（见图4）^[5]与喷嘴匹配，使燃油在头部完全雾化并与空气充分混合燃烧，增加头部燃烧稳定性。

点火设计

涡轴发动机点火起动时空气流量和燃油流量很小，为确保发动机在起动包线范围内成功起动，燃油喷嘴由最初的直射式喷嘴逐渐发展为单油路离心喷嘴、气动雾化喷嘴、双油路离心喷嘴以及双油路离心+气动雾化组合方式，燃油雾化性能随着喷嘴形式的改进越来越好。供油方式也由原来简单的一路供油发展到多路供油，如采用起动喷嘴与主喷嘴配合的两路供油，以及为确保着火和联焰成功采用起动喷嘴、联焰喷嘴和主喷嘴的3路供油等，如图5所示。油路的增加使在不同状态

下工作喷嘴雾化性能保持良好，既保证了小状态下燃烧室的点火及稳定燃烧，又保证了大状态下的燃烧性能，从而满足先进涡轴发动机的宽起动边界、低油耗要求。

长寿命燃烧室技术

涡轴发动机火焰筒体积小但表面积相对较大，又由于高温升燃烧室进气温度升高使得空气的冷却潜力下降，因此必须采用高效冷却技术和耐高温材料解决高温升带来的火焰筒壁面温度升高进而影响使用寿命的问题。

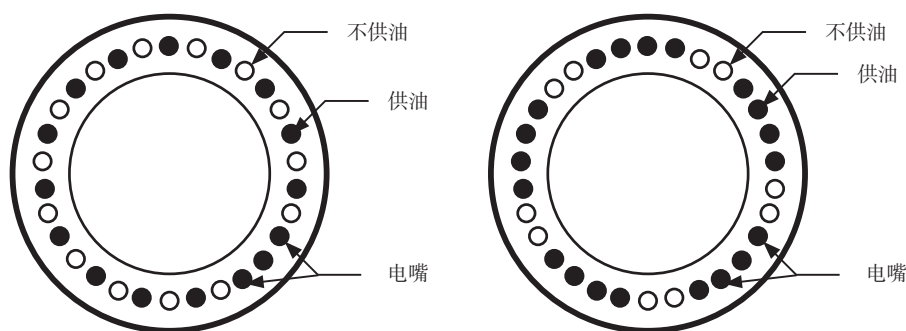


图5 周向分级供油示意图

先进冷却技术

先进的冷却方式有很多种，涡轴发动机燃烧室采用的冷却方式主要有气膜冷却、多斜孔发散冷却以及冲击加发散冷却等形式。其中，对多斜孔发散冷却的研究较多，主要从不同孔径、排布以及开孔倾角等多方面开展，研究结果表明其具有较高的冷却效率。同时，又因其具有可减轻零件质量、简化加工工艺等特点，是涡轴发动机高温升燃烧室冷却方式的发展方向之一。

耐高温材料

除采用先进的冷却技术，还可在火焰筒局部高温位置的内壁喷涂热障涂层进行隔热。

随着燃烧室温升越来越高，先进的冷却方式也无法使火焰筒壁温降至材料的安全使用范围，此时，陶瓷基复合材料（CMC）火焰筒应运而生。陶瓷基火焰筒耐高温、耐腐蚀能力都很强，且密度低、质量轻，如碳化硅（SiC）CMC的密度约为镍基合金的1/3，可以承受高于1316℃的高温，是未来高温升火焰筒的选材方向。典型的陶瓷基零件如图6所示^[3]。

低污染排放技术

由于涡轴发动机空气流量小，使用



图6 陶瓷基火焰筒零件

时间短, 污染物排放量相对于大型发动机而言要小得多, 因此国际民航组织 (ICAO) 目前未对涡轴发动机的污染排放作出规定。但随着直升机在各个领域的应用推广, 民用航空市场对涡轴发动机的需求量越来越大, 预计ICAO在不远的将来会对涡轴发动机污染排放水平进行严格规定。

瑞士、瑞典和德国等欧洲国家已经针对涡轴发动机等中小型航空发动机制定了相应的排放标准。部分先进制造商也正在深入研究适用于涡轴发动机的低污染燃烧技术, 以提高技术门槛, 增加产品在市场中的竞争力, 并为未来市场对发动机的需求进行技术储备。例如, 法国赛峰直升机发动机公司研发的TECH 800涡轴发动机在低污染燃烧室领域有较大进展, 已成功应用到阿拉诺 (Arrano) 1A发动机中^[6]。美国国家航空航天局 (NASA) 格伦研究中心在小型发动机技术 (SET) 项目中开展了低 NO_x 排放研究, 提出了周向分级燃烧、径向分级燃烧、贫油直接喷射 (LDI) 燃烧和贫油预混预蒸发 (LPP) 燃烧等低污染技术^[7]。美国盖瑞公司进行了小型发动机回流燃烧室污染排放减少技术的研究, 重点研究了空气雾化燃油喷嘴、变几何结构的空气

涡流器和轴向分级的预混预蒸发燃烧技术^[8]。此外, MTU公司、赛峰飞机发动机公司 (原斯奈克玛公司) 和AVIO公司等对燃烧室的低污染排放技术进行了大量的研究, 在小型回流燃烧室上研究了LPP低污染燃烧技术和贫油燃烧低污染燃烧技术的可行性, 在中型直流燃烧室上研究了部分预混预蒸发的低污染燃烧技术^[9]。

目前, 涡轴发动机的低污染技术主要是借鉴大型发动机相关的低污染技术, 但由于涡轴发动机空气流量小、结构紧凑, 难以实现复杂的低污染结构形式, 因此, 一些适用于大型发动机的低污染技术不能直接“缩比”应用到涡轴发动机上, 如多环腔分级燃烧技术、贫油直接喷射燃烧技术 (LDI) 等。通过对比分析, 轴向分级燃烧技术、RQL技术在涡轴发动机上可以有较好的应用前景。

轴向分级燃烧技术

分级燃烧有径向分级、轴向分级和中心分级等。径向分级和中心分级要求燃烧室尺寸较大对涡轴发动机不适合, 轴向分级技术可在小尺寸燃烧室上实现, 在小型发动机上得到过研究应用。

轴向分级燃烧技术分为预燃级和主燃级, 沿轴向依次布置, 预燃级

燃油喷嘴安装在火焰筒头部, 主燃级燃油喷嘴安装在火焰筒下游的内环或外环。轴向分级燃烧技术具有主燃级点火快速可靠、燃烧效率高和出口温度场品质好、 NO_x 排放少等优点, 不足之处在于燃烧室结构较为复杂, 喷嘴数目大幅增加, 燃烧室轴向长度增加和火焰筒冷却面积大幅增加而导致的火焰筒冷却困难等。

轴向分级技术由普惠公司提出, 普惠公司对轴向分级技术进行了一系列研究, 证明了该种燃烧技术在保持极高效率和燃烧稳定性的同时具有较好的降低 NO_x 的前景。此外, NASA资助的针对涡轴涡桨等小型发动机燃烧室的污染排放减少技术项目 (PRTP) 对回流燃烧室轴向分级的低污染燃烧技术开展了研究, 试验结果表明其 NO_x 排放相对于基准方案减少了70%。日本宇宙航空研究开发机构 (JAXA) 发展了一种适用于小型发动机的轴向分级的低污染燃烧室, 试验结果表明该燃烧技术相比CAEP/4能够减少82%的 NO_x 排放, 同时排气冒烟也有大幅减少。这些都显示轴向分级燃烧技术在涡轴发动机燃烧室污染排放减少方面具有较大的潜力^[10]。

RQL技术

RQL属于富油低污染燃烧技术,

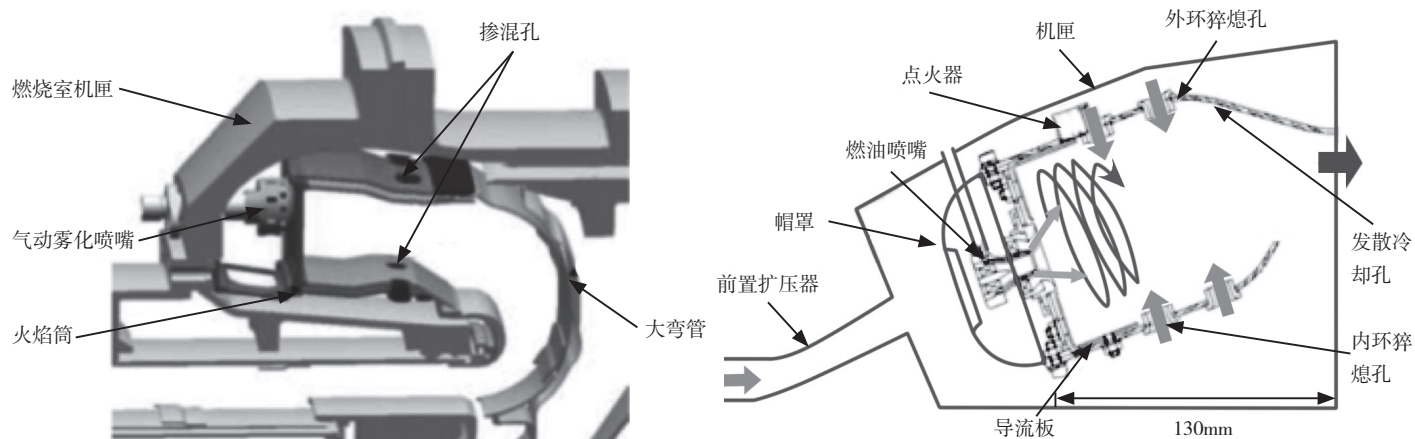


图7 适用于涡轴发动机的RQL低污染燃烧室

采用在燃烧温度较低的富油当量比区间和贫油当量比区间进行燃烧。富油燃烧后,大量的空气进入燃烧区降低温度,快速地使油气混合物从富油状态变为贫油状态来控制燃烧区的温度,达到降低 NO_x 排放的目的。RQL技术具有排放低,燃烧效率高,贫油熄火边界宽,结构简单、成本低,无回火、自燃及不稳定情况等优点。但同时RQL技术也会带来冒烟的风险,富油燃烧火焰辐射强,火焰筒壁温较高,火焰筒的冷却设计难度较大。

普惠加拿大公司借鉴大型燃烧室的低污染燃烧技术,针对中小型发动机提出了采用RQL技术的低污染燃烧室方案,发展了小型发动机回流和直流低污染燃烧室。MTU公司将RQL技术移植到中小型发动机回流燃烧室中,设计并加工了全环燃烧室。试验结果显示,与现有技术相比,采用RQL技术的涡轴发动机在起飞状态时 NO_x 的排放减少了30%,在巡航状态时减少了50%。JAXA针对中小型航空发动机燃烧室开展了基于RQL技术的从燃油喷嘴到单头部/多头部一直到全环形的燃

烧室试验和数值分析研究,技术成熟度已达到5级以上。图7展示了典型的适用于涡轴发动机的RQL低污染燃烧室。

结束语

涡轴发动机燃烧室具有结构多样性的特点,为实现结构紧凑可根据具体情况选择折流、回流、直流和径流等多种形式。随着直升机对发动机的性能要求越来越高,以及直升机的应用范围越来越广,涡轴发动机对燃烧室部件的要求也越来越高,高温升、长寿命、低污染燃烧技术是先进涡轴发动机燃烧室的发展方向,而如何在狭小空间内实现高温升、长寿命、低污染是未来涡轴发动机燃烧室研究的关键。

(王倚阳,中国航发研研所,高级工程师,主要从事航空发动机燃烧室设计)

参考文献:

- [1] 查理.涡轮轴发动机技术[J].国防科技,2004(2):39-43.
- [2] 刘大响,陈荣辉.世界航空动力技术的现状及发展动向[J].北京航空航天大学

报,2002,28(5):490-496.

- [3] 严明超,康尧.中小型涡轴发动机燃烧室的特点与关键技术[J].国际航空,2015(10):52-55.
- [4] 胡晓煜.IHPDET-JTAGG——未来直升机动机[J].世界直升机信息,2002(3):30-32.
- [5] 康尧,林宇震,霍伟业,等.双级旋流杯结构变化对点火特性的影响研究[J].推进技术,2014,35(5):675-680.
- [6] 江立军,严明超,王璐.涡轴发动机低污染燃烧技术研究[J].国际航空,2016(5):52-55.
- [7] Reynolds R, Srinivasan R, Myers G, et al. Small engine technology(SET)-Task4, regional turboprop/turbofan engine advanced combustor study[R].NASA/CR-2003-212470.
- [8] Bruce T W, Davis F G, Kuhn T E, et al. Pollution reduction technology program small jet aircraft engines[R]. NASA CR-159415.
- [9] Penanhoat O. Low emissions combustor technology developments in the European programmes lopocotep and TLC[C]. ICAS 2006.
- [10] Yamamoto T, Shimodaira K, Yoshida S, et al. Evaluation of lean axially staged combustion under LTO cycle conditions of a small aircraft engine[C]. ASME GT2013-95496.

强旋-V形钝体火焰稳定器燃烧机理仿真研究

Simulation Research on the Combustion Mechanism of a Swirler-V Bluff Body Flame Stabilizer

■ 孙浩峰 吴云柯 / 中国航发研究院

新型强旋-V形钝体组合火焰稳定器可用于解决加力燃烧状态下存在的燃烧不稳定、火焰猝熄、火焰截面温度不均及油耗偏高等问题。以数值仿真为手段，从瞬态涡量、尾迹流时均速度型、燃烧温度场及瞬态火焰扩散机制的角度出发，系统分析其稳燃机理与性能，为试验验证提供参考、为工程应用提供支撑。

钝体火焰稳定器是军用燃气涡轮发动机加力燃烧室的核心部件，它的设计水平决定了发动机的高速性能。本文针对加力燃烧状态下存在的燃烧不稳定、火焰猝熄、火焰截面温度不均及油耗偏高等问题，利用燃烧数值仿真方法，研究了一种新型强旋-V形钝体组合火焰稳定器的燃烧机理。该结构的创新点在于通过流向涡结构与钝体绕流形成的旋涡结构相互作用，强化燃料掺混和火焰扩散，最终达到高效稳燃的目的。

研究对象与研究方法

强旋流形成的回流区旋涡结构是流向与展向旋涡运动的叠加，因此其油气掺混效果往往要优于钝体稳燃结构。图1所示为本研究提出的强旋-V形钝体组合火焰稳定器结构方案。

V形钝体选取折角 35° 、槽宽37.5mm的标准二维V形钝体。旋流器藏于V形钝体槽内，通过外部高压气源切向进气使其能够在出口处形成流向涡。将高压气源引入的强旋流定义为旋流器进气流量与主流流量的比值。

数值仿真研究通过在商用软件

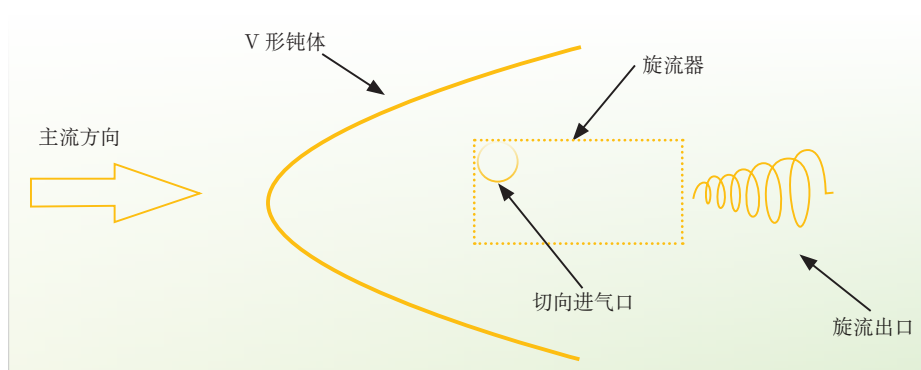


图1 强旋-V形钝体组合火焰稳定器结构

CFX 18.2中求解雷诺平均的纳维-斯托克斯(N-S)方程完成，并利用SSG格式的雷诺应力湍流模型模拟湍流，燃烧反应流动通过求解火焰速度模型(BVM)得到。相比过去基于分子反应速率的模型，BVM利用湍流火焰速度封闭源项的方式有突出优势：在给定条件下，湍流燃烧速度的变化范围是一阶的，分子反应速率在碳氢燃烧过程中的量级随计算域发生的变化是高阶的；随着现代流动与燃烧试验技术的发展，湍流燃烧速度可以通过试验直接且精确测得，因此对于所需模拟的燃烧问题，只要湍流燃烧速度有可参考试验数据，模拟的准确性就能得

到保证。对于本文研究的问题，可认为是火焰传播速度已知、点火条件未知的一类“黑箱”问题，因此希望由模型带入的不确定量越少越好。而BVM相对分子反应速率类模型，燃烧相关量完全由确定的湍流火焰传播速度决定，因此更便于本文燃烧相关问题的研究。

空间离散网格采用ANSYS ICEM 17.2网格生成器绘制，为结构化网格与非结构化网格混合网格，网格总体质量控制在0.5以上。对于雷诺应力模型(RSM)，还须对网格无关解进行验证，经网格无关解验证后的网格总规模控制在300万左右。

稳燃机理与性能

瞬态涡量分析

考虑到流动结构的相似性，定性的稳燃机理分析以冷热态典型来流工况为例展开，其中雷诺数 $Re=50000$ 、 $T_{in}=700K$ 、当量比 $\phi=1$ 、吹风比 $M=1$ 。

如图2(a)所示的冷态涡量全局效果，旋涡结构以速度云图着色。可见受流向涡影响，V形钝体绕流尾迹结构发生了细小变化：拟涡街结构被流向涡涡管连通；原本在无两端剪切作用条件下，应保持平行、直柱状的脱落涡，受上游流向涡影响在空间上发生了扭曲；流场的展向两端出现了一些小尺度的脱落涡结构，这些沿槽宽方向外侧扩散的小涡，和连通涡街的流向涡涡管一样，对于火焰的均匀扩散都是有利的。

热态条件下的瞬态涡量场的整体较为简单，涡结构表面以温度云图着色，便于区分流场中已燃和未燃区域。在涡量场中，首先确认到了远尾迹中成对脱落的流向涡结构，虽然它是成对脱落，但其整个涡管受流向涡及其形成的近尾迹区展平面法向大尺度旋涡影响，发生了一定程度的弯曲；其次由强旋流生成的展平面法向涡对展平面法向也有一定的过滤作用，尾迹下游仅有一对大尺度旋涡，其余都是小尺度流向涡，这对于燃烧稳定是有益的。进一步观察图2(a)和(b)，两图都反映了流向涡及其诱发的展平面法向涡对展平面法向的作用。图中展向脱落涡的“涡脚”结构，即是由流向涡诱发的。

尾迹流时均速度型分析

数值模拟中发现，火焰只能在吹风比 $M=1$ 附近点燃，其原因须通过尾迹速度分析得到。强旋-V形钝

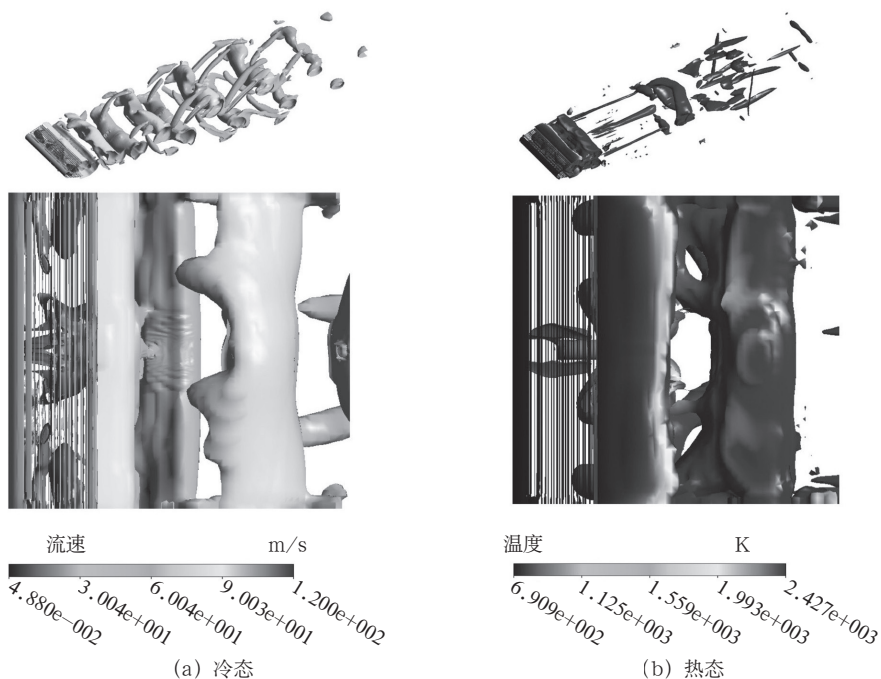


图2 尾迹瞬态涡量场

体组合稳燃方案安排旋流器喷射一股轴向强旋流。如图3(a)所示，在吹风比较大时，从旋流器中喷射出的强旋流出口经膨胀后的速度甚至超过了主流来流，在这一速度下，显然是难以燃着火焰的。而当 M 接近于1时，旋流器出口的速度达到了和回流速度接近的量级。此时，旋流器射流与钝体绕流回流动量互相抵消，可以构成低速点火条件。

反之，当 M 较小时，由于旋流

器设置为低压高速出口模式，钝体回流可能流入旋流器中，此时无法形成轴向旋流；而 M 较大时，则形成大吹风比高速火焰吹熄模式。故而火焰只能在 $M=1$ 附近工况下点燃。

更进一步，图3(b)给出了绝对速度型的强旋-V形钝体稳燃速度型，由于展平面法向涡的存在，强旋-V形钝体组合稳燃速度型出现了双折结构。这一速度型也将有利于提升下游流动加速能力，对加力燃

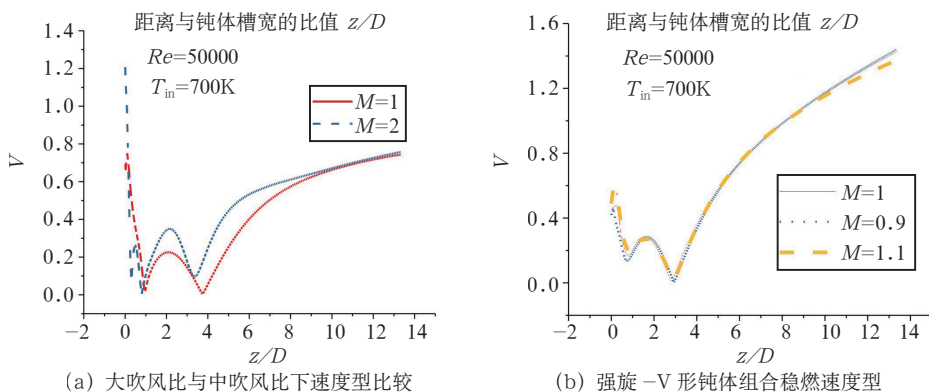


图3 尾迹流时均速度（为方便对比，数据经过无量纲处理）

烧室而言,是有利的。

燃烧温度场分析

如图4所示,利用流向涡结构强化火焰扩散与掺混后,钝体火焰稳定器展向火焰扩散不均的问题得到改善。

瞬态火焰扩散机制分析

图5给出了强旋-V形钝体稳燃火焰扩散机制的定性描述。图中火

焰采用等温面描绘,并给出局部温度分布云图。如图5(a)所示,在初始阶段,强旋-V形钝体稳燃火焰是在其展平面法向涡构成的低速流动区域内燃着的,并以此为火焰核心,向上下游扩散。图5(b)则给出了火焰扩散方式的示意图,向下游火焰主要仍然由钝体绕流的展向

旋涡完成扩散。因此,强旋-V形钝体稳燃火焰实际上是两种稳燃方式的组合,即利用展平面大尺度涡构造低速旋涡中心区域稳定燃烧,再利用常规钝体的展向涡扩散燃烧。

燃烧效率

从表1可见,通入强旋流后,在未改变其他流动条件的情况下, $M=1$ 的强旋-V形钝体组合燃烧效率与传统V形钝体($M=0$)相比有了较大幅度的提升。但其他吹风比条件下燃烧效率相比其他钝体稳燃方案都有大幅降低,这也暴露了强旋-V形钝体组合稳燃方案对流场条件较敏感的缺点。

结束语

本文以数值模拟为手段,开展强旋-V形钝体组合火焰稳定器稳燃机理研究,研究结果表明:流向涡结构是强旋-V形钝体组合火焰稳定器稳定燃烧的决定性因素;燃烧过程中,强旋-V形钝体组合下游存在双折、低速速度型结构,该速度型结构有利于高速来流条件下点火和稳定燃烧;强旋流的存在有利于火焰快速扩散,可改善火焰稳定器下游火焰温度场分布不均问题;强旋-V形钝体的稳燃机理为利用展平面大尺度涡构造低速旋涡中心区域稳定燃烧,再利用常规钝体的展向涡扩散燃烧;强旋-V形钝体组合稳燃方案对吹风比较为敏感,在 $M=1$ 时,可得到较高燃烧效率。考虑到数值模拟研究工作的局限性,后续还将在本文研究结论基础上,开展进一步的燃烧试验研究工作。

航空动力

(孙浩峰,中国航发研究院,工程师,主要从事航空发动机气动热力研究)



(a) 展平面火焰



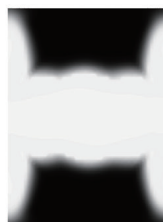
(b) 下游
 $z/D=0.5$



(c) 下游
 $z/D=1$

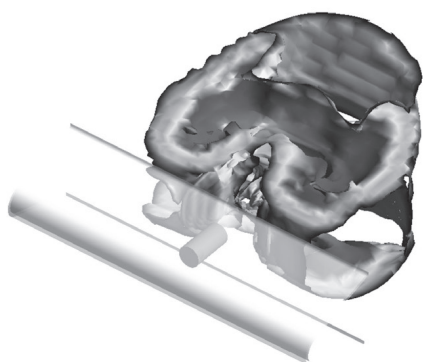


(d) 下游
 $z/D=2$

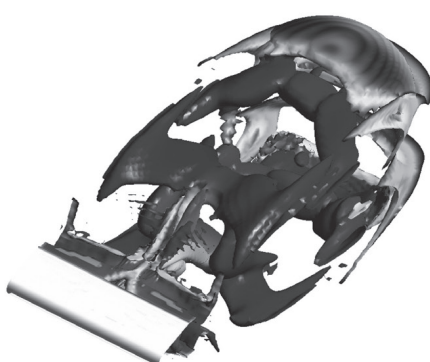


(e) 下游
 $z/D=14$

图4 强旋-V形钝体时均火焰外形



(a) 初始点燃状态



(b) 火焰向下游扩散

图5 强旋-V形钝体稳燃火焰扩散机制

表1 强旋钝体组合稳燃方案燃烧效率

吹风比 (M)	0	0.8	0.9	1	1.1	1.2
燃烧效率	72.1%	69.1%	72.5%	86.8%	65.6%	60.3%