

空气涡轮火箭发动机掺混燃烧研究进展

李文龙, 李 平, 郭海波
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 在混流燃烧室内组织富燃燃气与空气的高效稳定掺混燃烧对于空气涡轮火箭发动机 (ATR) 性能至关重要。回顾了国外各研究机构关于 ATR 掺混燃烧方案的试验研究, 对波瓣混流器在航空领域强化内、外涵气流掺混中的典型应用及研究成果进行总结评述, 总结并提出 ATR 掺混燃烧的特点和关键问题, 分析了后续掺混燃烧研究中需重点关注的问题。

关键词: 空气涡轮火箭发动机; 掺混燃烧; 波瓣混流器; 流向涡

中图分类号: V43-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2011) 06-0014-06

Research progresses on turbulent mixing and combustion for air-turbo-rocket engine

LI Wen-long, LI Ping, GUO Hai-bo
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: It is absolutely crucial for the performance of air-turbo-rocket engine in which forms an efficient and steady mixing combustion of air and fuel-rich gas in the combustion chamber. The experimental investigations on schemes of turbulent mixing and combustion for air-turbo-rocket engine, which are proceeded by worldwide institutes, are reviewed. Typical applications and various research achievements of aeronautic lobed mixers for enhancing molecular mixing between bypass and core flows are assessed. An essential summary of characteristics and key problems about turbulent mixing and combustion is carried out. Furthermore, the focuses on turbulent mixing and combustion in subsequent researches which should be paid extra attention are analyzed.

Keywords: air-turbo-rocket; turbulent mixing and combustion; lobed mixer; streamwise vortice

0 引言

空气涡轮火箭发动机 (Air Turbo Rocket,

ATR) 是一种适用于临近空间飞行器的新型组合循环动力, 其高度、速度适应范围广, 技术难度适中, 可在较短时间内实现工程化应用。ATR 使用独立于空气来流的燃气发生器驱动涡轮带动压

收稿日期: 2011-08-26; 修回日期: 2011-09-30

作者简介: 李文龙 (1987—), 男, 硕士, 研究领域为吸气式组合推进技术

气机吸入空气, 与驱动涡轮做功后的富燃燃气在混流燃烧室内进行掺混和燃烧, 生成高温燃气并在尾喷管内膨胀加速后排出, 产生推力。

理论和试验研究都表明, 在混流燃烧室内组织富燃燃气与空气的高效、稳定掺混燃烧对于 ATR 性能至关重要。掺混燃烧与富燃燃气和空气的流量匹配问题紧密相关联, 飞行状态的变化和流量被动调节将导致混流燃烧室内当量比的变化, 进而影响 ATR 的稳定燃烧。在相对严苛的高燃烧效率要求之下, ATR 面临的两大挑战, 即高效掺混燃烧和流量调节匹配通过飞行状态这一纽带相耦合, 共同成为 ATR 动力系统最为本质和核心的问题。

ATR 掺混燃烧包含两个核心子过程: 一是富燃燃气与空气在涡轮局部进气条件下高效均匀掺混, 涉及复杂的湍流流动涡旋结构及其动量、能量交换过程; 二是湍流流动中进行的剧烈化学反应。上述物理化学过程既相互重叠, 又相互影响, 湍流流动与化学反应的相互作用使得掺混燃烧变得更为复杂。组织和实现高效掺混燃烧, 并从根本上认识和解释这一过程都依赖于对湍流反应流中湍流掺混、分子扩散和化学反应的充分认知。

本文分析了国外各研究机构关于 ATR 掺混燃烧的研究现状及进展, 对波瓣混流器在航空领域强化内、外气流掺混中的应用机理及研究成果进行总结评述, 总结并提出 ATR 掺混燃烧的特点和关键问题。旨在为高效掺混燃烧方案筛选提供参考依据, 并进一步明确 ATR 掺混燃烧关键技术后续研究中需重点关注的问题。

1 国外 ATR 掺混燃烧研究现状

自 20 世纪 80 年代开始, 美国和日本对 ATR 技术特点和工程应用进行了长期的系统研究^[1-6], 并取得一系列重要突破。近年来, 随着 ATR 技术发展日臻成熟, 瑞典、丹麦等国家也开始关注和研究 ATR 组合动力^[7]。国外 ATR 掺混燃烧研究主要集中于三个方面: 高效稳定燃烧组织方案筛选、燃烧室流场特性分析和化学动力学因素分析, 但美、日等国的研究机构都将重点放在了高

效稳定燃烧组织方案的筛选上, 且与之相关的多为试验研究, 重点考察了以波瓣混流器、双旋流器方案为代表的 8 种燃气空气燃烧组织方案。

1.1 美国

Aerojet 公司是美国较早开始 ATR 技术研究的机构之一。1985–1987 年, 在 Aerojet 公司无燃气-空气混流器 (直接混合方案) 的单台、双台固体燃气发生器 ATR 试验中, 均出现了 3–5 Hz 的间歇性燃烧, 高速摄影表明火焰之后仍有未燃烧的燃料。分析表明出现这种低频间歇性燃烧的原因在于: 1) 燃气与空气之间的掺混严重不足, 无法形成适于燃烧的可燃混合气; 2) 主燃烧室内混合气过于富燃而导致火焰无法稳定。系列试验建议安装燃气-空气混流器, 以期促进混合、改善燃烧。

美军导弹司令部 (U.S. Army Missile Command, MICOM) 利用 Aerojet 公司为其设计的大功率单组元肼 ATR 试验样机研究了不同发动机结构特别是两种不同燃气-空气混流器对发动机性能的影响。其中基本型发动机采用 Aerojet 公司设计的旋流式喷嘴混流器, 改进型发动机采用 AerPro System 公司设计的波瓣混流器。试验结果表明, 在所评估的整个发动机转速范围内, 采用波瓣混流器的改进型发动机产生的推力、比冲优势均比基本型大。

20 世纪 90 年代, 美国 CFD 研究公司 (CFD Research Corporation) 在美国空军项目的牵引和支持下就 SPATR 燃烧室的气动设计重点考察了几种涡旋稳定燃烧方案的可行性。研究总结指出, 为满足可靠点火并能在宽广的工况条件下燃烧效率最大化的基本要求, 可选的 ATR 燃烧组织方案有: 波瓣混流器方案、喷注器/火焰稳定器方案及轴向喷注器方案, 其中波瓣混流器方案以低压力损失、低重量和低成本的显著优势而备受关注。对于以上三种方案, 火焰稳定性强烈依赖于燃料进入空气流的穿透能力, 较强的燃料穿透能力可以实现良好掺混, 但火焰不再稳定或趋向于熄灭。

1.2 日本

由日本航天宇航科学研究所 (Institute of

Space and Astronautical Science, ISAS) 牵头研制的 ATREX 组合动力是一种预冷膨胀循环空气涡轮冲压发动机。1990–2000 年, ISAS 先后进行了数次 ATREX 氢气空气掺混燃烧试验, 方案主要以下四种: 氢气与空气平行/垂直入射的矩形波瓣混流器方案、16 片 15 度倾斜角的倾斜叶片旋流混流器方案以及 16 瓣拱门形波瓣混流器方案。

在 ATREX 燃烧室的早期设计和检验中, 氢气与空气平行入射的矩形波瓣混流器下游安装了 V 型火焰稳定器。紫外线光束光学观测显示火焰稳定在混流器出口下游, 化学反应在混流器尾缘下游约 1.5 倍燃烧室直径处完成, 但 V 型火焰稳定器完全暴露于高温火焰中, 热烧蚀严重, 这种传统的火焰稳定器兼混合增强装置已不再适用于 ATREX 氢气/空气冲压燃烧室。1995–1996 年, 在 ATREX 没有其它火焰稳定器的倾斜叶片旋流混流器方案中, 燃烧室火焰稳定在混流器叶片的末端, 在距离混流器出口末端约 1.3 倍燃烧室直径距离处化学反应完全充分。至 2000 年 10 月, ISAS 在 Noshiro 试验中心进行了新方案 ATREX 冲压燃烧室五分之一缩比模型的热试车, 重点考察了六种波瓣混流器: 扩张角不同的 MM15、MM25 及 MM35, 其他三种是在 MM25 基础上安装了不同装置以促进空气向中心流动。给出了使用不同混流器时的燃烧效率, 分析表明: 对于不同扩张角, MM15 的掺混燃烧性能最佳, 大扩张角的混流器会引发流动分离, MM35 中氢气已很难进入燃烧室中心进行充分地混合和燃烧; 在所评估的整个当量比范围内各附加装置并没有起到强化掺混和改善燃烧的作用。

日本防卫省技术发展研究局 (Technical Research and Development Institute, TRDI) 第三研究中心的燃气发生器循环空气涡轮冲压发动机研究计划始于 1995 年。在前期的基础研究中, TRDI 进行了带有两级火焰稳定器而没有安装燃气-空气混流器的紧凑型冲压燃烧室的试验研究。利用燃烧效率、 θ 参数及总压损失系数评估了该紧凑型冲压燃烧室的性能, 结果表明, 两级火焰稳定器能使火焰快速向四周扩散并促进空气温度快速上升, 在满足燃烧效率大于 0.8 性能要求的同

时, 冲压燃烧室的轴向长度可缩短约 40%, 试验过程中没有出现下游火焰稳定器的热烧蚀现象。

1.3 其他国家

瑞典、丹麦等国的相关研究以空射战术导弹为应用背景。瑞典国防研究局在 ATR 循环参数化研究中考察了不同飞行马赫数下燃烧室当量比对发动机比冲和推力性能的影响, 分析认为若二次燃烧的冷却问题得以解决, 实际 ATR 主燃烧室内以当量混合比燃烧是合理可行的。

2 波瓣混流器强化掺混应用研究

2.1 波瓣混流器强化掺混的典型应用

波瓣混流器是一种能在较短距离和较低压强损失条件下实现内、外涵气流高效掺混的强化混合装置, 其典型应用机理包括引射混合和强迫混合两类。

引射混合侧重于利用高压主流泵抽吸低压次流, 目的是提高次流压力或引射次流以增加总流量, 典型应用是涡扇双涵道发动机采用波瓣混流器降低排气噪声或抑制排气红外辐射。强迫混合则是强迫两股压力相近的流体在下游进行能量、动量传递, 其典型应用则是涡扇发动机加力燃烧室采用波瓣混流器提高内、外涵气流掺混均匀度, 以改善燃烧。

2.2 波瓣混流器流场数值模拟

20 世纪 70 年代以后, 国外有关波瓣混流器流场的数值模拟蓬勃兴起, 最近的 20 年内, 国外在此领域内的研究不断深入, 主要体现在运用完全 Navier-Stokes 方程对波瓣混流器进行了全场数值模拟。同一时期, 国内在此方面的研究也取得了一定进展。

1977–1983 年, Povinelli^[8]和 Blackmore^[9]等人采用抛物化的 Navier-Stokes 方程, 使用将内、外涵气流分解后求解亚声速黏性流动的方法分析了波瓣混流器出口的流场和温度场。其中 Povinelli 在计算中没有考虑波瓣尾缘截面处存在的二次环流阵列, 代之以两股均匀来流布置计算域入口平面的初场, 结果发现数值计算与实验数据间存在较大的差距。Blackmore 利用前期实验数据来布

置计算域入口平面的初场,并考虑了二次环流的影响,从而获得了数值计算与实验结果的良好一致性。后者的研究从数值计算的角度验证了波瓣尾缘二次环流的客观存在性及其对强化气流掺混的重要作用。

20世纪90年代以后,波瓣混流器的流场仿真逐渐转向上下游全流场的数值计算。Elliott等人^[10]分析了波瓣强迫混流器强化内、外涵气流混合的机理,考虑了主次流速度比和流体的可压缩性对混合剪切层的影响,实验观测并分析了流向涡的演变过程。Yu等人^[11]研究了具有三种不同尾缘型面波瓣混流器的混合性能,结果显示半圆拱门形和方形波瓣混流器的混合效率要比锯齿形波瓣混流器高。Ooba等人^[12]运用大涡模拟方法计算了排气降噪用18瓣引射混流器下游的流场,其计算结果与PIV试验测量结果有着惊人的相似,表明大涡模拟方法可以用于波瓣尾缘下游复杂流动及混合的数值预测。

单勇等人^[13]对波瓣引射混流器的三维流场和引射特性进行了数值研究,分析表明尾缘截面形成的二次环流具有无黏性特征,流向涡可以诱发主次流之间强烈的对流混合,而正交涡难以对强化混合产生显著的作用。张靖周等人^[14]考察了直排波瓣型强迫混流器结构参数对混合能力及气动特性的影响,分析表明二次环流速度环量基本遵循与瓣高的平方成正比与瓣长成反比这一规律。

2.3 波瓣混流器实验研究

在1976–1982年间,通用电气公司(GE)在研制E3发动机的混合排气系统时对波瓣混流器的结构参数进行了系统的实验研究^[15]。实验在模拟的E3高空巡航状态下研究了包括波瓣数目、穿透率、波瓣周长、混合管长度等参数对掺混效率、推力效率和压力损失的影响。研究表明波瓣穿透率影响最大,适当减小波瓣和中心锥的间距对掺混效率的提高极为有利,而对波瓣数目和周长的影响相对较小。路玉霞等人^[16]则考察了混合排气系统不同外内涵速度比条件下波瓣混流器气动特性的变化规律。

波瓣混流器流场的直接测量为新涡系的观察发现和获取强化掺混机理的实验支持提供了良好

契机。1984年,Paterson^[17]在波瓣混流器出口流场的测量结果中观察到了包绕波峰顶部突起部分生成的马蹄涡,并指出它是一项客观存在的事实。1991年,麻省理工学院的Manning利用可视化反应观察到波瓣尾缘处存在不稳定的Kelvin-Helmholtz涡旋结构,并将其称之为正交涡(normal vortices)。2001年,Hu和Saga等人^[18]利用立体视觉粒子图像速度仪对一圆排六瓣混流器下游的涡旋结构进行了精细的测量,获得了下游不同截面处的三维瞬时速度分布、同一瞬时的流向涡与正交涡分布及综合平均的流向涡与正交涡分布,在分析这些涡系结构的演化发展及其相互作用后指出,由波瓣尾缘特殊几何形状诱发的强化混合过程几乎就是在其下游1–6倍瓣高的距离内完成的。

3 ATR掺混燃烧的特点和研究重点

3.1 ATR掺混燃烧的特点和关键问题

提高内涵富燃燃气与外涵空气的掺混均匀度是ATR混流燃烧室实现高效率燃烧最有效的途径。富燃燃气与空气掺混不足将导致发动机起动过程中燃烧室点火压力峰值过大,或在局部过于富燃条件下出现低频间歇性燃烧。

混流燃烧室中富燃燃气与空气之间的掺混是一种涡轮局部进气条件下伴随有化学反应的气气掺混。理想的气气掺混过程应该具有时间上的快速性、空间上的均匀性和成本上的低廉性,但富燃燃气在气态环境中的穿透能力有限,单纯依靠内、外涵气流速度差的黏性剪切很难实现内、外涵气流在短距离内的高效均匀掺混,必须考虑采用其它的强化混合机制及混流器。

ATR目前主要采用局部进气的单级或两级冲击式涡轮,其系统布局中涡轮与混流器的间距很小,涡轮动叶叶栅出口气流未经充分发展便进入混流器,涡轮动叶后的气流流场在某种程度上决定了混流器尾缘下游的流动状态与掺混质量。若涡轮后的强旋流成为强化掺混的主导因素,必将削弱混流器的强化混合能力,极端条件下将可能湮没混流器的强化混合作用。

富燃燃气与空气的湍流燃烧是一种多组分气相化学反应。混流燃烧室内的掺混流动过程包含射流和不同尺度的涡旋,涉及中心锥体后的涡旋脱落及混流器尾缘下游的复杂剪切流动和卷吸作用。上述多尺度涡旋破碎和能量从大尺度向小尺度的串级传递过程直接决定了湍流能量在波数空间内的分布,流场中的拟序结构会使湍流场中温度、化学组分的分布发生变化,进而影响燃烧过程。化学反应可通过放热引起密度变化而影响湍流流动,而湍流又有可能通过浓度及温度脉动而强化组分的混合与传热,从而显著地影响化学反应速率。化学反应减弱或阻隔了富燃燃气与空气在混流器下游的掺混,将对混流燃烧室内的气流流型及组分浓度分布产生很大影响。

综上所述,涡轮局部进气和伴随有化学反应的特点给内、外涵气流高效掺混的实现带来了一定的困难。为突破 ATR 燃气空气高效掺混燃烧关键技术,亟需解决以下几个关键问题:1) 为在低压强损失条件下实现富燃燃气和空气短距离内的高效均匀掺混,混流燃烧室应使用何种强化混合装置,在相对严苛的质量、体积限制下,如何获得该强化混合装置的最优型面或结构;2) 如何模拟并评估涡轮动叶出口气流流场对混流器尾缘下游流动状态及掺混质量的影响程度,进而尽可能地利用涡轮后的强旋流强化掺混;3) 混流燃烧室内富燃燃气与空气的对流、扩散混合及众多组分的一系列基元反应满足何种机理,如何详细、准确地描述和模拟湍流流动与化学反应之间密切而又复杂的相互作用关系;4) 考虑到涡轮机械的性能,如何保证富燃燃气在燃烧室当量比变化情况下依然保持高效稳定燃烧,即高效掺混燃烧与流量调节匹配之间耦合的优化。

3.2 ATR 掺混燃烧研究重点

国外部分 ATR 热试车实践和掺混燃烧的相关研究都表明波瓣混流器方案是一种比较有发展前景的高效稳定掺混燃烧方案,但现有的采用波瓣混流器强化 ATR 内、外涵气流掺混的相关研究较少或其成果未公开发表,ATR 掺混燃烧研究还应重点关注以下三个方面的内容。

1) 强迫混合条件下的掺混机理和影响因素

现有对波瓣混流器性能、强化掺混机理及诸多影响因素的研究多属于引射混合范畴,而在强迫混合条件下的研究尚不充分,鉴于两类混合在机理上存在一定区别,强迫混合条件下波瓣混流器的混合效率、强化掺混机理及影响因素还需进一步深入研究。

研究表明,由波瓣尾缘特殊几何形状诱导形成的流向涡系在下游的非黏性对流型混合是强化掺混的主导因素。现有的大多数全流场数值模拟中采用的 $k-\epsilon$ 湍流模型并不能捕捉到剪切层区域的 Kelvin-Helmholtz 不稳定涡旋结构,对流速度环量衰减速率贡献最大的二次剪切应力和各向异性正交应力的捕捉也较差,在涡系衰减的细观预测上存在困难。为详细预测大尺度流向涡及小尺度正交涡的产生、发展和衰减演变过程,有必要采用大涡数值模拟来获取比雷诺平均模拟更多的湍流信息,其关键在于小尺度湍流脉动的亚格子模型。

2) 涡轮局部进气和化学反应对气气掺混的影响机制

当 ATR 混流燃烧室尺寸较小时,富燃燃气通过局部进气涡轮后形成的强旋流将和流向涡的对流型强化混合作用共同成为强化掺混的关键因素,但两者的权重及前者对掺混燃烧效率的影响还需借助于数值模拟详细考察。

波瓣尾缘下游内、外涵气流的接触界面在湍流燃烧场中变成了燃烧火焰的锋面,化学反应致使混合气温度升高,体积急剧膨胀,限制了流向涡的发展和生存空间,同时造成流向速度环量迅速耗散衰减,意味着燃烧场中流向涡系的产生和发展远没有掺混冷流场中的那么强烈和明显,有必要评估化学反应对初始流向涡形成和气气掺混的影响。

3) 多组分气相湍流燃烧的化学反应机理和数值模拟

ATR 掺混燃烧涉及众多化学组分和一系列基元反应机理,探索寻求一种化学反应历程或理论模式来描述和解释这种燃烧现象是一大难点。

湍流燃烧依赖于几个完全不同的物理化学过程,即湍流掺混、分子扩散和化学反应,其中能

量耗散机制的小尺度结构极大地影响着湍流混合和化学反应。就其本质而言,采用联合概率密度函数(Probability Density Function, PDF)输运方程的方法来描述和研究具有随机性质的湍流反应流是十分自然和合理的,也更能科学地反映湍流反应流的历史效应和空间输运关系。在该方法中,化学反应速率项自然封闭,只需对分子输运的条件平均项进行模化即可,因此该方法很适合于模拟考虑湍流流动、复杂化学反应及其耦合的湍流反应问题。

湍流燃烧呈火焰面机制时,分子混合和化学反应之间存在很强的耦合关系,构造能反映这类强相互作用的分子输运模型,并将复杂的详细化学反应机理进行合理正确地简化是后续湍流反应流PDF数值模拟研究的重点。

4 结束语

探索、筛选燃气空气高效稳定掺混燃烧组织方案是高性能ATR关键技术研究的核心目标之一,ATR掺混燃烧研究具有重要的理论意义和工程应用价值。

参考文献:

- [1] BOSSARD J A, CHRISTENSEN K L, FENDUN M H. Return of solid fuel gas generator ATR, AIAA87-1987[R]. USA: AIAA, 1987.
- [2] LILLEY J S, HECHT S E, KIRKHAM B G, et al. Experimental evaluation of an air turbo ramjet, AIAA 94-3386 [R]. USA: AIAA, 1994.
- [3] THOMAS M E, LEONARD A D. Air-Turbo-Rocket combustion, AIAA 95-0813[R]. USA: AIAA, 1995.
- [4] TANATSUGU Nobuhiro, NARUO Yoshihiro. Test results on ATR for a future space plane, AIAA92-5054[R]. USA: AIAA, 1992.
- [5] SATO Tetsuya, TANATSUGU Nobuhiro, HATTA Hiroshi, et al. Development study of the ATREX engine for TSTO space plane, AIAA2001-1839[R]. USA: AIAA, 2001.
- [6] HASEGAWA Hiroaki, SHIMADA Yosuke, KASHIKAWA Iwao, et al. Experimental study of compact combustor with double-staged flameholders for ATR engine, AIAA2001-3292[R]. USA: AIAA, 2001.
- [7] EDEFUR Henrik. Design of an air-launched tactical missile for three different propulsion system: ATR, rocket and turbojet, GT 2007-27844[R]. [S. l.]: GT, 2007.
- [8] POVINELLI L A. Computation of three-dimensional flow in turbofan mixers and comparison with experimental data, AIAA 80-0227[R]. USA: AIAA, 1980.
- [9] BLACKMORE W L, THOMPSON C E. Three-dimensional viscous analysis of ducts and flow splitters [J]. Journal of Aircraft, 1983, 20(5): 385-389.
- [10] ELLIOTT J K, MANNING T A, QIU Y J, et al. Computational and experimental studies of flow in multi-lobed forced mixers, AIAA 92-3568[R]. USA: AIAA, 1992.
- [11] YU S C M, YEO J H, TEH J K L. Velocity measurements downstream of a lobed forced mixer with different trailing edge configurations, AIAA 94-0018 [R]. USA: AIAA, 1994.
- [12] OBA O Y, KODAMA H, NAKAMURA Y. Large eddy simulation analysis of a 18-lobe convoluted mixer nozzle, AIAA 2002-0717[R]. USA: AIAA, 2002.
- [13] 单勇, 张靖周. 波瓣喷管引射-混合器涡结构的数值研究[J]. 空气动力学报, 2005, 23(3): 355-358.
- [14] 张靖周, 谢志荣, 李立国. 三维强迫混合波瓣结构流场的数值研究[J]. 推进技术, 2001, 22(3): 225-228.
- [15] KUCHAR A P, CHAMBERLIN R. Test investigation of exhaust system mixers for energy efficient engine (E3) propulsion system, AIAA 80-0229 [R]. USA: AIAA, 1980.
- [16] 路玉霞, 吴寿生. 速度比对波瓣混合器混合气动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2002, 17(1): 53-57.
- [17] PATERSON R W. Turbofan mixer nozzle flow Field-A benchmark experimental study[J]. Journal of Engineering for Gas Turbine and Power, 1984, 106(3): 692-698.
- [18] LI H, KOBAYASHI T, SAGA T, et al. Application of wavelet vector multi-resolution technique to PIV measurements, AIAA 2001-0696[R]. USA: AIAA, 2001.

(编辑: 马杰)