

双涡控径向分级燃烧室点熄火及联焰特性

桂 韬¹, 张 鹏¹, 房人麟¹, 邓远灏¹, 毛向臣², 何小民²

(1. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610500;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 为探究一种新型双涡控径向分级燃烧室的点熄火及联焰特性, 试验研究了不同工作模式下燃烧室凹腔和主流区的点火联焰机制、稳定燃烧形态以及不同工况下燃烧室的点熄火特性。研究表明: 外环凹腔和主流区单独供油时燃烧室均可成功点火, 并且外环凹腔与主流区相互间可实现联焰和稳定燃烧, 两种联焰方式下稳定燃烧火焰形态基本一致, 分布在凹腔内及其下游区域和旋流杯下游区域; 外环凹腔常温常压贫油点火油气比最低为0.009 4, 慢车贫油熄火油气比最低为0.003 4, 其相比主流区具有更加优异的点熄火性能。

关 键 词: 双涡控; 径向分级燃烧室; 点熄火; 联焰; 流场

中图分类号: V231.2

文献标志码: A

Ignition, extinction and flame crossover characteristics of dual-vortex-controlled radial staged combustor

Gui Tao¹, Zhang Peng¹, Fang Renlin¹, Deng Yuanhao¹, Mao Xiangchen², He Xiaomin²

(1. Sichuan Gas Turbine Establishment,

Aero Engine Corporation of China, Chengdu 610500, China;

2. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To investigate the ignition, extinction and flame crossover characteristics of a newly designed dual-vortex-controlled radial staged combustor, an experimental study was conducted to examine the ignition and flame propagation mechanisms in the concave cavity and mainstream zone under different operating modes, as well as stable combustion patterns and the ignition/extinction characteristics of the combustor under various operating conditions. The results indicated that the combustor could be successfully ignited when fuel was independently supplied to either the outer-ring concave cavity or the mainstream zone, flame propagation and stable combustion were also achievable between the outer-ring concave cavity and the mainstream zone. Under both flame propagation modes, the stabilized combustion flame exhibited consistent pattern, and distributed within the concave cavity, its downstream region and the downstream of the swirl cup. The outer-ring concave cavity achieved a minimum fuel-air ratio of 0.009 4 for ignition and 0.003 4 for extinction under room temperature and atmospheric pressure conditions, demonstrating significantly superior ignition/extinction performance compared with the mainstream zone.

Keywords: dual-vortex-controlled; radial staged combustor; ignition and extinction; flame crossover; flow field

收稿日期: 2025-06-04

作者简介: 桂韬(1990—), 男, 高级工程师, 硕士, 研究方向为航空发动机燃烧室。E-mail: 924572789@qq.com

引用格式: 桂韬, 张鹏, 房人麟, 等. 双涡控径向分级燃烧室点熄火及联焰特性[J]. 航空动力学报, 2026, 41(11): 20250266. Gui Tao, Zhang Peng, Fang Renlin, et al. Ignition, extinction and flame crossover characteristics of dual-vortex-controlled radial staged combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2026, 41(11): 20250266.

随着高性能军用飞机技术的发展,对航空发动机推质比的要求持续提高,由此带来燃烧室既要满足低工况良好的贫油燃烧稳定性,又要在更高油气比状态实现高效低冒烟燃烧,并且满足更加严苛的出口温度分布要求^[1-3]。为达到上述性能要求,除进一步挖掘常规旋流燃烧室的潜力外,国内外研究者对新型燃烧室技术的探索也从未停止,譬如智能燃烧室、分级分区燃烧室以及驻涡燃烧室(trapped vortex combustor, TVC)技术^[4]。

驻涡燃烧室技术相比常规旋流燃烧技术形成的中心回流区进行稳定燃烧有明显创新,其基本原理是利用独特的气流射流在特定结构的空腔内形成稳定驻留的回流区,以达到稳定火焰的目的。从发展历史来看,在 20 世纪 90 年代为满足美国 IHPTET(integrated high-performance turbine engine technology)计划中更高推质比军用航空发动机的需求,空军研究所(Air Force Research Laboratory, AFRL)和通用飞机发动机公司(General Electric Aircraft Engines, GEAE)共同提出了驻涡燃烧室技术^[5],并在 1995 年开发出第一代驻涡燃烧室^[6],之后直至 2001 年间又相继研制了第二、第三、第四代驻涡燃烧室。GEAE 开展的驻涡燃烧室台架试验表明:与常规燃烧室相比,点熄火稳定燃烧边界拓宽 50% 以上,同时在更宽(拓宽 40% 以上)的油气比条件下实现燃烧效率高于 99%, NO_x 排放相比当时国际民航组织标准 CAEP/2 低 40% 和 60%^[7]。美国于 2007 年上半年完成了第一个全环驻涡燃烧室设计、加工及相关测试,第一个全环驻涡燃烧室的优化模型推测应于 2008 年初完成加工,尽管目前测试结果尚无公开报道,但其对驻涡燃烧室技术的研究与应用仍处于世界前列。

驻涡燃烧室因其独特的构型和气流流动特点,其流场结构和燃烧特性成了近年来国内外学者研究的热点。何小民等^[8]研究第一代驻涡燃烧室驻涡火焰稳定器流场特性,获得了符合火焰稳定要求的驻涡火焰稳定器基本结构参数,为开展热态研究奠定了基础。蒋波等^[9]采用粒子图像测速仪(particle image velocimetry, PIV)试验研究并掌握了低排放驻涡燃烧室主流后方与联焰板后方驻涡区涡系结构及其随进口马赫数的变化规律。樊未军^[10-11]利用 PIV 技术研究证实了凹腔内双涡结构有利于降低燃烧室污染排放,并采用大涡模拟方法研究了凹腔内特定几何条件下驻涡的准周期生成和破碎。张荣春等^[12]研究表明驻涡燃烧室在

冷热态下呈现明显不同的流场特征,主流区与凹腔进口速度分布对流场有重要影响。邢菲等^[13]、李瑞明等^[14-15]、刘玉英等^[16]在对驻涡燃烧室流场影响因素的研究中同样指出,进口射流速度对凹腔内流场有显著影响,在凹腔底部及主流射流速度一定的条件下,存在一个凹腔后壁最佳的射流速度使得凹腔内部产生稳定的回流区并作为稳定的点火源。金义等^[17-19]采用数值模拟与试验相结合开展了驻涡燃烧室流场与燃烧特性研究,验证了高油气比驻涡燃烧室燃烧组织方案的可行性。赵玉玲等^[20]数值研究表明存在两个影响凹腔涡系结构的联焰板流向长度临界值。Chen 等^[21-23]探讨了旋流条件下凹腔内涡结构特性与稳定性,指出凹腔结构在旋流条件下仍然有效。Li 等^[24]将旋流器与双凹腔驻涡燃烧室结合并开展燃烧试验,验证了双凹腔耦合旋流的驻涡燃烧室良好的燃烧性能。何小民等^[25]对新型双涡控径向分级燃烧室流场特性进行了试验研究,获得不同压降下燃烧室凹腔流场结构及与主流掺混特性。

目前国内外关于驻涡燃烧室的研究主要集中在结构特征、流动参数对驻涡流场特性的影响及基本燃烧性能等方面,但缺少对驻涡燃烧室尤其是凹腔耦合旋流的燃烧室点火与联焰动态过程及其点熄火特性的研究。基于未来先进航空发动机对燃烧室更宽油气比范围高效稳定燃烧的需求,也亟需开发适应更宽油气比范围的先进燃烧组织技术,本文针对新设计的双涡控径向分级燃烧室进行点熄火及联焰特性研究,为双涡控径向分级燃烧技术的工程化应用奠定基础。

1 研究对象

本文研究对象为如图 1 所示的一种双涡控径向分级燃烧室技术方案,该燃烧室采用了传统富油旋流杯与内、外环驻涡凹腔径向布局和燃油分级的组织燃烧形式,利用上下对称的凹腔结构自身气动特性,再通过独特二次射流设计和油气匹配设计,在内、外环凹腔内分别形成驻定的内、外驻涡(双涡)结构(见图 2),可实现燃烧室更宽范围可靠点火和贫油稳定燃烧;位于中心主流区的双旋流杯可维持中心回流区稳焰、高效燃烧并实现向内环凹腔联焰。通过对内外环凹腔、中心级旋流器油气匹配设计,可实现燃烧室出口温度场的调控。此外,当燃烧室工作油气比进一步提高时,可增加额外油路,以多点喷射方式向内、外环

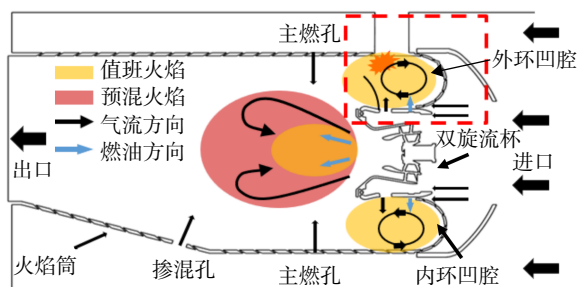


图 1 双涡控径向分级燃烧室燃烧组织方案

Fig. 1 Combustion organization scheme of the dual-vortex-controlled radial staged combustor

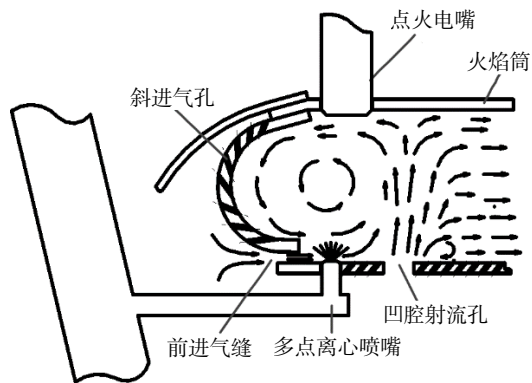


图 2 凹腔流场结构示意图

Fig. 2 Schematic view of the cavity flow structure

凹腔后段供入燃油,实现对燃烧室内温度分布及出口温度场的进一步调控。

在双涡控径向分级燃烧室单头部矩形试验件上进行点熄火及联焰特性研究,试验件模型和实物如图 3 和图 4 所示,主要由机匣、帽罩、火焰筒、双旋流杯、内外环凹腔等组成。为了观测燃烧室的点火联焰过程及稳定燃烧形态,在机匣侧壁布置石英玻璃观测视窗。主流喷嘴安装在机匣上方,

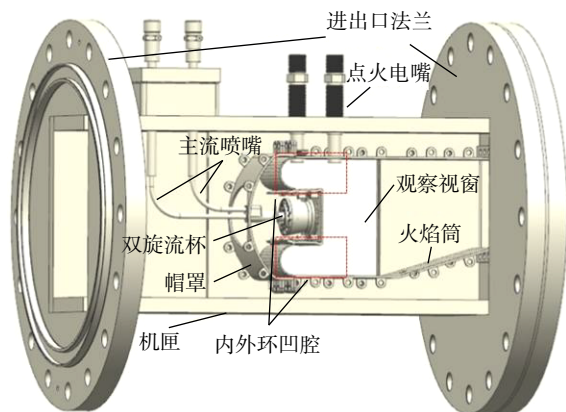


图 3 双涡控径向分级燃烧室试验件模型

Fig. 3 Digital model of the dual-vortex-controlled radial staged combustor

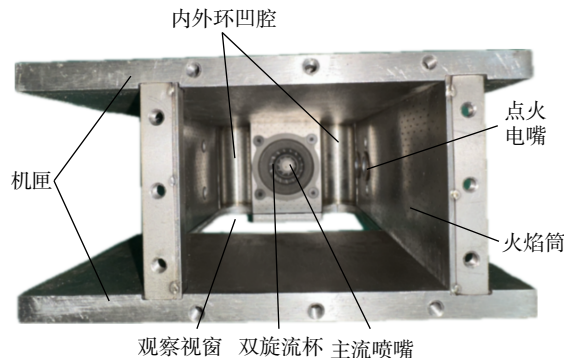


图 4 双涡控径向分级燃烧室试验件实物

Fig. 4 Physical object of the dual-vortex-controlled radial staged combustor

内外环凹腔多点离心式喷嘴及其管路则从侧方伸入安装在机匣侧壁上。在机匣上方轴向不同位置布置有两处电嘴安装座,分别用于外环凹腔和中心双旋流杯单独供油工作时的点火。

2 试验系统与测量方法

2.1 试验系统

双涡控径向分级燃烧室试验系统主要由以下部分组成:供气系统、供油系统、点火装置、燃烧室试验段、测试采集系统及尾气处理系统等。

如图 5 所示,供气系统所需空气首先经双螺杆压缩机 1 压缩,通过质量流量(下文简称流量)调节阀 2 和调节阀 3 控制进口空气流量(具体数值通过下游孔板流量计 4 测量),根据试验工况要求(是否加温)选择性在电加热器 5 处对来流空气进行加热,之后空气经过整流进入燃烧室试验段 8。在燃烧室试验段上游通过测量耙 6 和测量耙 7 进行来流压力和温度的测量,试验段出口温度和压力采用测量耙 9 和测量耙 10 进行测量,燃烧室出口尾气通过真空泵 13 内的防污处理后排入大气。

供油系统采用稳压罐供油,主要由压气机和稳压罐构成。燃油储存在两个稳压罐 17 中,由两台压气机 15 向稳压罐中供气制造压差,通过控制稳压罐的出油阀门 16 将燃油分别供入燃烧室的凹腔值班区和中心主燃区中。

点火装置主要包括点火电嘴、导电杆和电缆,点火能量为 12 J,点火频率为 8 Hz。

2.2 测量方法

试验中,空气流量通过调节进放气阀控制,并通过燃烧室试验段上游的孔板流量计测量,空气流量测量精度为 0.94%;燃烧室进口温度由 K 型

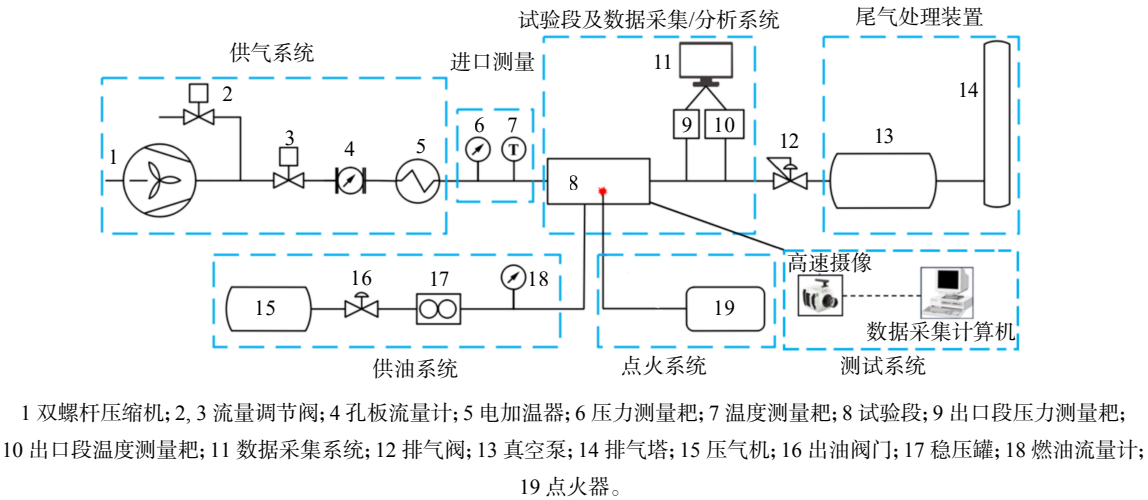


图 5 试验系统示意图
Fig. 5 Schematic diagram of test system

镍铬-镍硅热电偶测量,可测量 0~1 300 ℃ 范围内的温度,测量精度为标准化允差 I 级精度;进出口压力通过量程为 0~0.3 MPa 的精密压力传感器测量,测量精度为 0.4%FS(full scale)。燃油喷嘴供油流量通过供油压力进行准确控制,具体流量直接由青岛澳威 K015 科氏流量计(±0.1%FS)测量,且流量计接入控制台数字显示区,实现燃油流量实时监控。

点火、熄火过程及火焰形态采用高速摄像机进行拍摄,如图 6 所示,高速摄像机型号为 Phantom v2012,对点火过程进行成像,分辨率为 1 280 像素×800 像素,帧率为 10 000 帧/s。

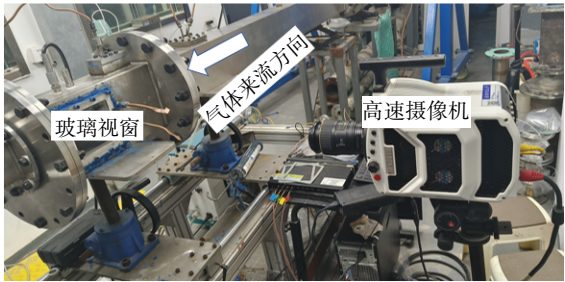


图 6 试验拍摄实物图
Fig. 6 Photograph of test system

3 试验结果与分析

采用高速摄影技术对双涡控径向分级燃烧室的点火、联焰过程和火焰形态进行拍摄,同时试验研究外环凹腔单独供油及中心主流单独供油工作时燃烧室的点熄火极限。

试验工况如表 1 所示,其中 Case 1 对应点火试验工况,Case 2 和 Case 3 对应熄火试验工况,表

表 1 燃烧室点熄火试验工况
Table 1 Test conditions of ignition/extinction

Case	p_3 /MPa	T_3 /K	Ma
1	常压	常温	0.015~0.06
2	0.3	423	0.025~0.06
3	0.1, 0.2, 0.3	316	0.06

中 p_3 、 T_3 和 Ma 分别表示燃烧室进口压力、进口温度、进口马赫数。

油气比(fuel-air ratio, FAR, 量符号记为 R_{fa})根据式(1)计算得到,燃烧室进口马赫数 Ma 根据式(2)计算得出。

$$R_{fa} = \frac{\dot{m}_{fuel}}{\dot{m}_{air}} \tag{1}$$

$$Ma = \frac{\dot{m}_{air}}{\rho_{air} A_3 \sqrt{kRT_3}} \tag{2}$$

式中 $\dot{m}_{fuel}$ 为燃油流量, $\dot{m}_{air}$ 为燃烧室进口空气流量, ρ_{air} 为燃烧室进口空气密度, A_3 为燃烧室进口面积, k 为比热比, R 为气体常数。

3.1 燃烧室点火过程

图 7(a) 和图 7(b) 分别为双涡控径向分级燃烧室单独在外环凹腔和在主流区供油点火过程,无论是凹腔内点火过程还是主流区点火过程,均表现为 4 个阶段,如图 7(c) 所示,其中 $[t_{-1}, t_0]$ 区间为点火花嘴产生电火花阶段, t_0 代表电火花持续时间; $[t_0, t_1]$ 区间代表火核形成过程, $[t_2, t_3]$ 区间为火焰传播阶段, t_3 时刻之后火焰发展至整个燃烧室并稳定燃烧。

具体地,图 7(a) 为外环凹腔内点火过程,电火花放电持续时间 $t_0=2.2$ ms,此后停止放电,通过

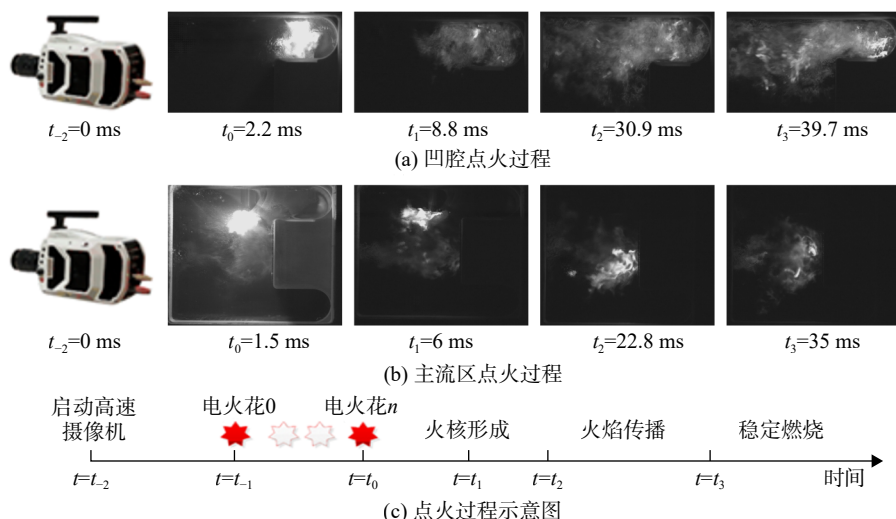


图 7 双涡控径向分级燃烧室点火过程

Fig. 7 Ignition process of the dual-vortex-controlled radial staged combustor

火焰图像看出 t_1 时刻由电火花形成的初始火核已在周围大部分区域扩散。从图 8 流场结构可见, 由于在凹腔内存在一个尺度较大、形态稳定的低速回流涡结构, 扩散至该区域的火核迅速点燃凹腔内的油气混合气并形成稳定的点火源, t_2 时刻火焰已向整个凹腔区域传播并逐步向下游与主流耦合掺混的区域发展, 直至 t_3 时刻, 火焰面维持相对稳定, 整体形状不再发生大幅度振荡, 达到稳定燃烧状态。同样如图 7(b) 所示主流区点火过程, 电火花放电持续时间 $t_0=1.5$ ms, 此后停止放电, 主流区火核产生之后 t_1 时刻开始随中心旋流流场沿周向和径向扩散, 部分火核到达如图 8 所示中心回流区外围速度剪切层及内部核心区域并引燃了如图 9 所示主流区下游油气混合气, t_2 时刻形成了稳定的点火源, 之后火焰进一步向中心回流区外围传播, t_3 时刻火焰面形态和大小基本维持不变, 达到稳定燃烧状态。

图 10 给出了常温常压下外环凹腔单独供油时, 不同进口马赫数 Ma 下外环凹腔稳定燃烧火

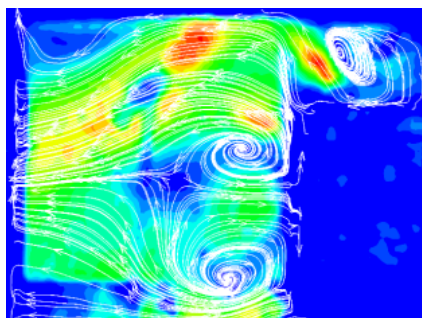


图 8 燃烧室 PIV 流场结构

Fig. 8 PIV-measured flow field of the combustor

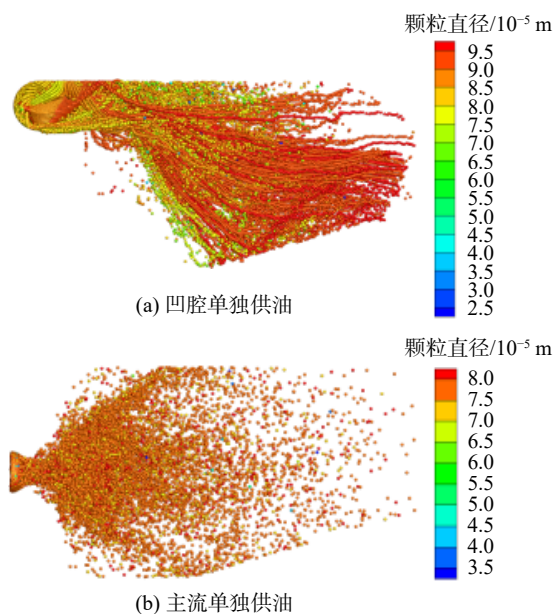


图 9 两种供油模式下油雾分布数值模拟结果

Fig. 9 Simulation results of fuel spray distribution under two fuel supply modes

焰形态, 可见, 燃烧火焰一部分在凹腔射流气作用下卷吸回外环凹腔中, 形成一个稳定的凹腔值班火焰; 另一部分火焰尾迹沿着未燃混气传到主流区外旋区域, 并顺着外壁面直接向下游掺混区域传播。此外可见, 相同 Ma 不同时刻下, 火焰形态无明显变化; 相同时刻不同 Ma 下, 随着 Ma 增大, 外环凹腔与主流耦合掺混区相互作用增强, 燃烧区域不断收缩, 火焰面积逐渐减小, 最终收缩到外环凹腔内部回流涡中, 并始终保持稳定燃烧。

图 11 为常温常压下主流单独供油时, 不同进口马赫数 Ma 下主流旋流杯下游稳定燃烧火焰形

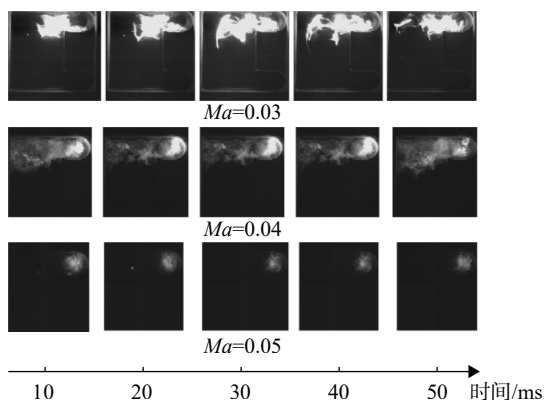


图 10 不同进口马赫数下外环凹腔稳定燃烧火焰形态
Fig. 10 Flame pattern of stable combustion in the outer-ring concave cavity under different inlet Mach numbers

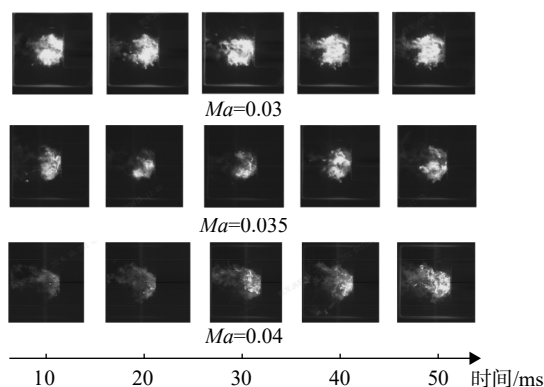


图 11 不同进口马赫数下主流旋流杯稳定燃烧火焰形态
Fig. 11 Flame pattern of stable combustion in the mainstream of swirl cup under different inlet Mach numbers

态,可见,旋流器下游形成了一个稳定的主流火焰,整体呈对称分布。同样可见,相同进口马赫数 Ma 不同时刻下的火焰形态无明显变化;相同时刻不同进口马赫数 Ma 下,随着 Ma 增大,主流区火焰尺度略微缩小,形态基本维持不变。

3.2 燃烧室联焰特性

图 12 为常温常压下外环凹腔引燃主流火焰传播过程,可见,凹腔单独供油点火形成了一个高温火核 B,该火核迅速引燃凹腔内油气混合气并稳定燃烧,火焰发展到凹腔出口下游,在开启主流供油一瞬间,火焰快速传播到旋流杯出口处并引燃主流,此时旋流杯出口稳定燃烧区域略偏向出口外环一侧。图 13 为常温常压下主流引燃凹腔火焰传播过程,主流单独供油点火稳定燃烧后,当外环凹腔开启供油,火焰在靠近主燃孔掺混区域内成功引燃外环凹腔未燃混气,形成火核并迅速发展到外环凹腔内形成稳定凹腔值班点火源。上述两种联焰方式下火焰形态基本一致,

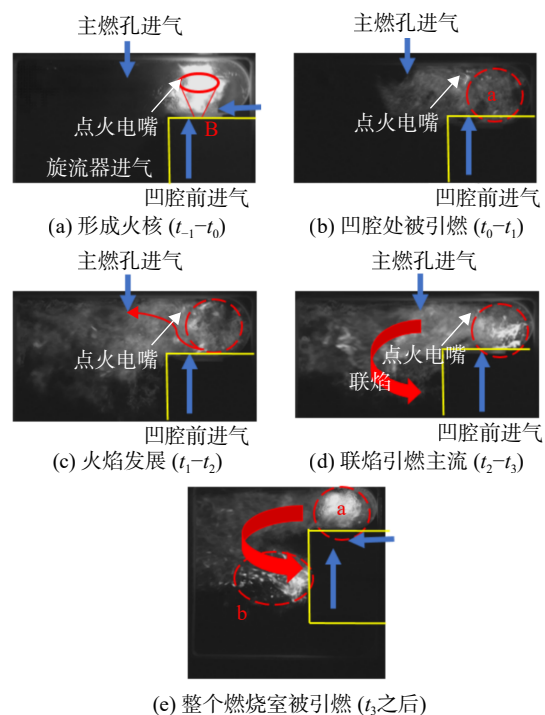


图 12 外环凹腔向主流联焰过程
Fig. 12 Flame propagation from outer-ring concave cavity to mainstream

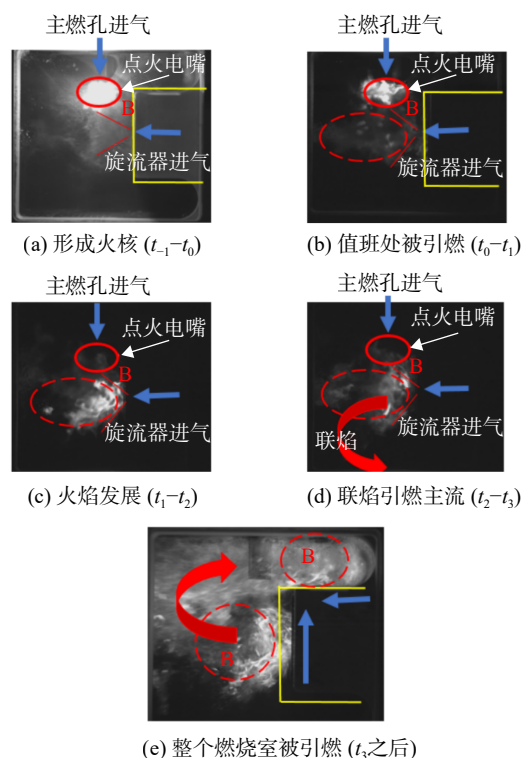


图 13 主流向外环凹腔联焰过程
Fig. 13 Flame propagation from mainstream to outer-ring concave cavity

主要包含凹腔内及其下游区域和旋流杯下游区域,两个区域的火焰在一定距离后融合,如图 14

所示。

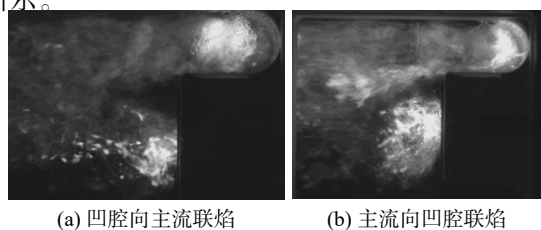


图 14 两种联焰方式稳定燃烧火焰形态

Fig. 14 Flame pattern of stable combustion under two flame propagation modes

3.3 燃烧室点熄火特性

图 15 为常温常压工况外环凹腔单独供油时燃烧室的点火特性, 可见, 燃烧室点火油气比随着 Ma 的增大呈现先减小后增大的趋势, 这是由于 Ma 逐步增大, 燃烧室空气流量增大, 燃油液滴的气动雾化作用增强, 若维持供油流量不变, 油气比降低同时伴随索太尔平均直径(SMD)下降, 对点火更有利, 若维持能着火的 SMD 不变, 供油流量还要相比原来降低, 此时油气比会降得更低; 随着 Ma 进一步增大, 当燃油液滴已雾化得足够细时, 流速增大则成为影响火核形成和传播的不利因素, 因此需要再增大油气比来提高点火成功率, 当 Ma 再进一步增大, 此时流速已成为是否能成功点火的决定性因素, 因此点火特性线既存在一个贫油点火油气比最低值, 也存在一个点火成功极限马赫数。

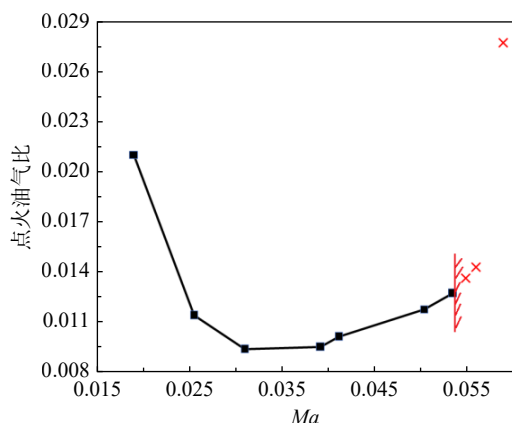


图 15 外环凹腔点火特性

Fig. 15 Ignition characteristics of the outer-ring concave cavity

试验中贫油点火油气比最低为 0.0094, 当 $Ma=0.053$ 时达到燃烧室的点火极限马赫数, 更高马赫数下继续增大供油流量, 均无法在凹腔值班区内成功着火并稳定燃烧。

图 16 为常温常压工况主流副油路喷嘴单独

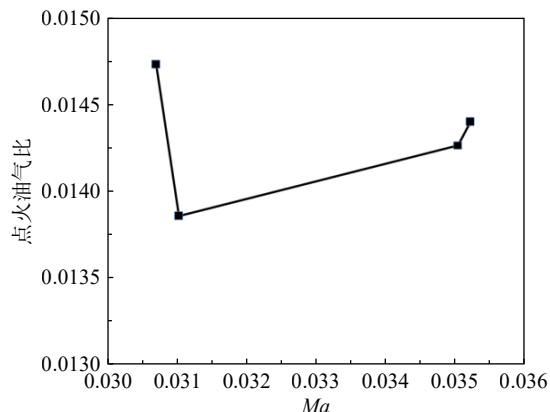


图 16 主流区点火特性

Fig. 16 Ignition characteristics of the mainstream

供油时燃烧室的点火特性, 同样可见, 燃烧室点火油气比随 Ma 的增大先减小后增大, 贫油点火油气比最低为 0.0139, 在 $Ma=0.0352$ 时达到点火极限马赫数, 更高马赫数下继续增大供油流量均不能成功着火实现稳定燃烧; 与外环凹腔比较而言, 一方面外环凹腔可成功点火的 Ma 范围明显更宽, 另一方面外环凹腔成功点火贫油油气比更低, 上述点火特性表明其在点火性能方面具有独特优势。

图 17 为外环凹腔和主流在加温加压工况不同 Ma 条件下分别独立工作时逐步减小供油直至燃烧室熄火特性, 可见, 与点火特性类似, 两种工作模式燃烧室熄火油气比均随着 Ma 的增大先减小后增大, 原因同样是因为随着 Ma 逐步增大, 燃油液滴的雾化在一定范围内有明显改善, 燃烧效率提升, 可以在相对更低的油气比下维持火焰稳定, 而当 Ma 提升至一定程度后, 流速太高带来对火焰吹熄的负面作用占主导, 不得不依靠提

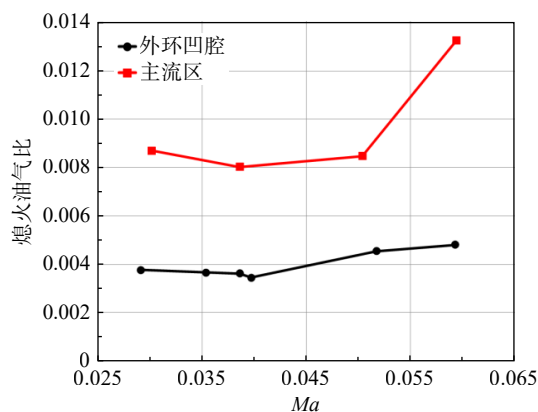


图 17 不同工作模式燃烧室熄火特性

Fig. 17 Extinction characteristics of combustor under different operating modes

高油气比来继续维持火焰稳定,因此熄火油气比又逐步增大。

相同 Ma 下对比外环凹腔与主流区独立工作两种不同工作模式下的熄火特性,外环凹腔内熄火油气比显著低于主流区熄火油气比,且各 Ma 范围内贫油熄火油气比均低于 0.005,贫油熄火油气比最低仅为 0.003 4,其熄火性能说明外环凹腔贫油燃烧稳定性优于主流区。此外可见,外环凹腔与主流区独立工作可维持火焰稳定的 Ma 范围基本相当。

图 18 给出了外环凹腔在相同环境温度 T_3 条件下燃烧室熄火特性随环境压力 p_3 的变化,可见,熄火油气比随 Ma 增大先减小后增大,相同 Ma 下随着环境压力的增加,燃烧室熄火油气比呈现单调递减趋势。同时对比图 17 和图 18 可见,相同环境压力 $p_3=0.3$ MPa 下提升环境温度 T_3 ,燃烧室贫油熄火油气比减小。

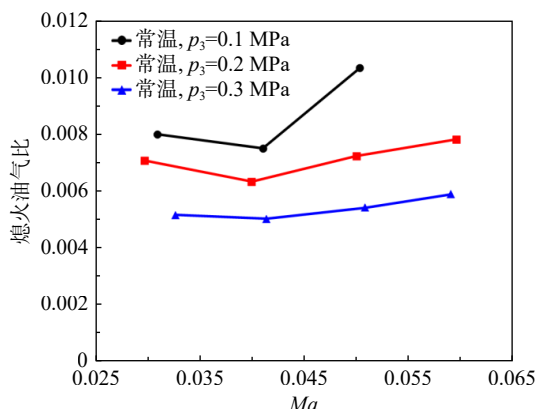


图 18 环境压力对外环凹腔熄火特性的影响

Fig. 18 Effect of pressure on extinction characteristics of the outer-ring concave cavity

4 结 论

本文研究了双涡控径向分级燃烧室的燃烧特性,通过试验观测燃烧室外环凹腔与主流点火、相互关联焰、火焰稳定形态以及熄火过程,验证了燃烧室可靠联焰、宽稳定工作范围燃烧性能,得到以下结论:

- 1) 双涡控径向分级燃烧室在外环凹腔和中心主流区均可实现成功点火、相互关联焰和稳定燃烧。
- 2) 外环凹腔和中心主流区相互关联焰后火焰形态基本一致,分布在凹腔内及其下游区域和旋流杯下游两个区域。
- 3) 外环凹腔相比中心主流区具有更优异的

点熄火性能,常温常压贫油点火油气比最低为 0.009 4,贫油熄火油气比最低为 0.003 4。

4) 外环凹腔相比中心主流区具有更优异的可成功点火 Ma 范围,两者独立工作可维持火焰稳定的 Ma 范围基本相当。

参考文献:

- [1] 尉曙明. 先进燃气轮机燃烧室设计研发[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014.
- [2] Bahr D. Technology for the design of high temperature rise combustors[R]. AIAA-1985-1292, 1985.
- [3] 房人麟, 邱伟, 邓远灏, 等. 双级旋流多点喷射燃烧室试验研究[J]. 推进技术, 2016, 37(9): 1720-1726.
Fang Renlin, Qiu Wei, Deng Yuanhao, et al. Experimental investigation of twin annular Multi-point direct injection mixing combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(9): 1720-1726. (in Chinese)
- [4] 钟世林, 邓远灏, 马存祥, 等. 航空发动机燃烧技术发展展望[J]. 燃气轮机试验与研究, 2025, 38(2): 33-44.
Zhong Shilin, Deng Yuanhao, Ma Cunxiang, et al. Development and prospects of advanced combustion technologies for aero-engines[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2025, 38(2): 33-44. (in Chinese)
- [5] 何小民, 许金生, 苏俊卿. 驻涡燃烧室燃烧性能试验[J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 318-323.
He Xiaomin, Xu Jinsheng, Su Junqing. Experimental research of the performance of the trapped-vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 318-323. (in Chinese)
- [6] Hsu K, Goss L, Trump D, et al. Performance of a trapped-vortex combustor[R]. AIAA-1995-0810, 1995.
- [7] 何小民, 张净玉. 驻涡燃烧室燃烧组织方式和设计思路分析[J]. 航空科学技术, 2008, 19(2): 26-29.
He Xiaomin, Zhang Jingyu. Combustion buildup and design routine of trapped vortex combustor[J]. Aeronautical Science & Technology, 2008, 19(2): 26-29. (in Chinese)
- [8] 何小民, 王家骅. 驻涡火焰稳定器冷态流场特性的初步研究[J]. 航空动力学报, 2002, 17(5): 567-571.
He Xiaomin, Wang Jiahua. An investigation on the fluid characteristics of trapped-vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(5): 567-571. (in Chinese)
- [9] 蒋波, 何小民, 金义, 等. 低排放驻涡燃烧室冷态流场特性试验[J]. 航空动力学报, 2013, 28(8): 1719-1726.
Jiang Bo, He Xiaomin, Jin Yi, et al. Experimental investigation on cold flow field characteristics of low emission trapped-vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(8): 1719-1726. (in Chinese)
- [10] 樊未军, 易琪, 严明, 等. 驻涡燃烧室凹腔双涡结构研究[J]. 中国电机工程学报, 2006, 26(9): 66-70.
Fan Weijun, Yi Qi, Yan Ming, et al. A study of double vortex structure in the trapped vortex combustor[J]. Proceedings of the CSEE, 2006, 26(9): 66-70. (in Chinese)
- [11] 樊未军, 孔昭健, 邢菲, 等. 凹腔驻涡模型燃烧室内涡的演化发展[J]. 航空动力学报, 2007, 22(6): 888-892.
Fan Weijun, Kong Zhaojian, Xing Fei, et al. Vortexes evolvement and development in the model of trapped vortex combustor[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(6): 888-892. (in Chinese)
- [12] Zhang Rongchun, Fan Weijun. Flow field measurements in the

- cavity of a trapped vortex combustor using PIV[J]. *Journal of Thermal Science*, 2012, 21(4): 359-367.
- [13] 邢菲, 孟祥泰, 李继保, 等. 凹腔双驻涡稳焰冷态流场初步研究[J]. *推进技术*, 2008, 29(2): 135-138.
Xing Fei, Meng Xiangtai, Li Jibao, et al. Elementary study on cool flow field of double vortex in cavity for flame stabilization[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2008, 29(2): 135-138. (in Chinese)
- [14] 李瑞明, 刘玉英, 刘河霞, 等. 驻涡燃烧室主流对凹腔涡流动的影响[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(7): 1482-1487.
Li Ruiming, Liu Yuying, Liu Hexia, et al. Impact of mainstream on the vortex flow of cavity in trapped vortex combustor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(7): 1482-1487. (in Chinese)
- [15] 刘河霞, 刘玉英, 李瑞明, 等. 驻涡燃烧室凹腔供油位置对流场影响的 PIV 实验[J]. *航空动力学报*, 2009, 24(10): 2272-2276.
Liu Hexia, Liu Yuying, Li Ruiming, et al. Experimental study on the influence of fuel supply position of concave cavity on the flow field in trapped vortex combustor by PIV[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2009, 24(10): 2272-2276. (in Chinese)
- [16] 刘玉英, 李瑞明, 杨茂林, 等. 驻涡燃烧室凹腔流场结构实验[J]. *推进技术*, 2010, 31(1): 29-33.
Liu Yuying, Li Ruiming, Yang Maolin, et al. Experiment on flow field of cavity in trapped vortex combustor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(1): 29-33. (in Chinese)
- [17] Jin Yi, He Xiaomin, Jiang Bo, et al. Effect of cavity-injector/radial-strut relative position on performance of a trapped vortex combustor[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2014, 32(1): 10-18.
- [18] Jin Yi, He Xiaomin, Zhang Jingyu, et al. Numerical investigation on flow structures of a laboratory-scale trapped vortex combustor[J]. *Applied Thermal Engineering*, 2014, 66(1/2): 318-327.
- [19] Jin Yi, Li Yefang, He Xiaomin, et al. Experimental investigations on flow field and combustion characteristics of a model trapped vortex combustor[J]. *Applied Energy*, 2014, 134: 257-269.
- [20] 赵玉玲, 李季, 何小民, 等. 联焰板长度对驻涡燃烧室凹腔流动特性影响的数值模拟[J]. *南京航空航天大学学报*, 2016, 48(3): 334-339.
Zhao Yuling, Li Ji, He Xiaomin, et al. Numerical studies on effect of strut axial length on cavity flow field in trapped vortex combustor[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2016, 48(3): 334-339. (in Chinese)
- [21] Chen Song, Chue R, Schluter J U, et al. Effects of spinning motion on the trapped vortex combustors[C]//33rd AIAA Applied Aerodynamics Conference. AIAA, 2015: AIAA2015-3299.
- [22] Chen Song, Chue R S M, Yu S C M, et al. Spinning effects on a trapped vortex combustor[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2016, 32(5): 1133-1145.
- [23] Chen Song, Zhao Dan. Numerical study of non-reacting flowfields of a swirling trapped vortex ramjet combustor[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 74: 81-92.
- [24] Li Mingyu, Wang Qian, Zhao Yuling, et al. Combustion and emission characteristics of a novel staged combustor for aero gas turbine engine[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2023, 134: 108169.
- [25] 何小民, 桂韬, 毛向臣, 等. 双涡控径向分级燃烧室流场特性[J]. *燃气涡轮试验与研究*, 2024, 37(3): 18-26.
He Xiaomin, Gui Tao, Mao Xiangchen, et al. Characteristics of flow field in dual-vortex-controlled radial staged combustor[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2024, 37(3): 18-26. (in Chinese)

(编辑: 秦理曼)