

一体化凹腔支板稳定器贫油熄火性能初步试验

刘玉英, 周春阳, 谢奕, 刘广海

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 在来流温度 773~1073 K、来流马赫数 0.20~0.32 及常压条件下, 试验研究了来流温度及马赫数对一体化凹腔支板稳定器(ICBSF)贫油熄火(LBO)性能的影响。结果表明: 由于凹腔结构有利于燃油的蒸发与雾化, 一体化凹腔支板稳定器的贫油熄火油气比为 0.0013~0.0027, 具有较宽的贫油熄火边界; 与传统钝体火焰器类似, 一体化支板稳定器的贫油熄火比随着来流马赫数的增加而增大, 随着来流温度的升高而减小。此外, 当来流温度显著增高时, 来流马赫数对一体化支板稳定器贫油熄火油气比的影响变弱; 同样, 当来流马赫数显著增高时, 来流温度的影响也变弱。

关 键 词: 加力燃烧室; 一体化凹腔支板稳定器; 贫油熄火; 熄火油气比; 燃烧试验

中图分类号: V231.2⁺3

文献标志码: A

Preliminary experiment on the lean blow-off of an integrated cavity-based strut flameholder

LIU Yuying, ZHOU Chunyang, XIE Yi, LIU Guanghai

(School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The incoming air temperature was within the range of 773—1073 K. The incoming flow Mach number ranged from 0.20—0.32. The results showed that, the lean blow-off (LBO) fuel/air ratio of integrated cavity-based strut flameholder (ICBSF) was within the range of 0.0013—0.0027 and had a wide lean blow-off limit because of the cavity structure favorable for evaporation and atomization of fuel. LBO fuel/air ratio of ICBSF increased with the increase of incoming flow Mach number and decreased with the increase of flow temperature, similar to that of conventional bluff-body stabilizers. When the temperature of incoming flow was significantly increased, the influence of the incoming Mach number on fuel/air ratio of ICBSF was weakened; similarly, when the incoming Mach number was significantly increased, the influence of the inflow temperature was also weakened.

Key words: afterburner; integrated cavity-based strut flameholder; lean blow-off; blow-off fuel/air ratio; combustion experiment

随着航空发动机推重比的不断提高, 新一代加力燃烧室的设计要求其进一步减少零部件、缩

短长度、减轻质量并减小流动损失, 基于此, 以涡轮后支板与火焰稳定器的结构与功能合一以及喷

收稿日期: 2019-06-27

作者简介: 刘玉英(1974—), 女, 副教授, 博士, 主要从事航空发动机燃烧研究。E-mail: yyliu@buaa.edu.cn

引用格式: 刘玉英, 周春阳, 谢奕, 等. 一体化凹腔支板稳定器贫油熄火性能初步试验[J]. 航空动力学报, 2020, 35(1): 75-80. LIU Yuying, ZHOU Chunyang, XIE Yi, et al. Preliminary experiment on the lean blow-off of an integrated cavity-based strut flameholder[J]. Journal of Aerospace Power, 2020, 35(1): 75-80.

油杆内置于稳定器为主要特点的一体化加力燃烧室设计方案应运而生,并成为国内外加力燃烧室的重要研究方向^[1]。例如,美国在经济可承受先进涡轮发动机(versatile affordable advanced turbine engines, VAATE)研究计划中提出的整体式加力燃烧室^[2]、我国季鹤鸣等^[3]提出的内突扩式加力燃烧室及孙雨超等^[4]提出的一体化加力燃烧室等。

与传统加力燃烧室不同,一体化加力燃烧室的进口来流温度显著提高,进口气流速度也明显增加,因此其支板、火焰稳定器及喷油系统的设计面临着新的挑战。这是因为,一方面处于高温来流中的喷油稳定系统受到结焦、积炭、金属合金的温度极限、燃油自燃时间缩短、油气掺混距离减小的限制;另一方面在高速气流中的喷油稳定系统还需要能够最大程度地降低流动损失、提高燃烧效率并保证火焰稳定。Clements 等^[5]最早针对涡轮后框架加力燃烧室方案提出了一种喷油系统埋入式的支板火焰稳定器,其通过引入支板内腔的外涵空气侧喷形成回流区,并将燃料喷入回流区进行组织燃烧;之后进一步提出了将燃油喷孔移至回流区后方以保证燃料喷射的穿透深度及其周向分布均匀性的改进方案^[6]。Koshoffer^[7]提出的加力燃烧室方案中,将燃油喷嘴内置于支板,支板两侧开凹腔,燃油喷射孔对凹腔供油,使凹腔内形成稳定火焰,并与中心锥及外机匣的凹腔进行联焰。在文献[2-4]的加力燃烧室方案中,支板、稳定器及喷油系统同样也进行了一体化设计。但是,在目前已有的公开文献中,关于加力燃烧室中的喷油杆、支板及火焰稳定器的一体化均属于专利或概念设计,其性能好坏及可行性尚不得而知。因此,开展基于喷油杆、支板及火焰稳定器的一体化思想的相关具体研究势在必行。

凹腔支板火焰稳定器是近年来研究者们针对一体化加力燃烧室提出的一种火焰稳定器^[8-15]。目前,针对凹腔支板火焰稳定器本身已经开展了大量基础研究工作,包括支板构型^[8]、流动损失^[9]、点火可行性^[10-11]、燃油雾化^[12]、火焰传播^[13]等,已有研究表明,凹腔支板火焰稳定器自身具有流动损失小、点火可控、火焰稳定、火焰传播性能良好等优点。在此基础上,2014 年该研究组还提出了喷油杆内置式凹腔支板稳定器^[14],并采用试验研究与数值模拟相结合的方法初步探讨了凹腔对一体化凹腔支板稳定器(integrated cavity-based strut flameholder, ICBSF)燃烧效率及熄火性能的影响^[15],指出凹腔结构有利于拓宽一体化

支板稳定器的贫熄边界,提高燃烧效率。但是,一体化凹腔支板稳定器的相关研究尚处于探索阶段,特别地,作为一种喷油稳定装置,详细探讨其在更宽广的工作范围内的火焰稳定性能,对深入了解一体化加力燃烧室的喷油稳定一体化设计合理性具有重要工程意义和实用价值。

本文在来流马赫数为 0.2~0.32、来流温度为 773~1073 K 及常压条件下,采用试验研究的方法,初步探讨了来流温度及来流马赫数对一体化凹腔支板稳定器的贫油熄火(clean blow-off, LBO)性能的影响规律,旨在为一体化支板火焰稳定器的结构设计、改进改型及工程应用提供依据。

1 试验系统简介

1.1 试验件简介

图 1 给出了本研究采用的一体化凹腔支板稳定器试验件结构示意图,其支板主体结构的设计以 NACA63-018 翼型^[16]为基础,其中长度、最大槽宽和截尾厚度分别为 158、40 mm 和 16.2 mm。凹腔位于翼型前缘下游 72 mm 处,深 12.5 mm,长高比 1.68,后倾角为 150°。试验件的喷油杆内置于支板,采用撞击雾化与气动雾化相结合的方式对燃油进行雾化,即燃油首先采用逆向喷射撞击支板前缘挡板,冷却气经整流腔后通过冷却气路直射式喷嘴喷出,对燃油进行进一步气动雾化。其中直射式喷嘴喷孔直径 0.6 mm。

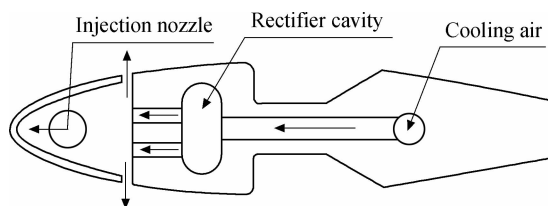


图 1 ICBSF 试验件结构示意图

Fig. 1 Sketch map of ICBSF test rig

1.2 试验系统介绍

试验在如图 2 所示的二元加力燃烧试验台^[17]上完成。试验用空气经压气机站压缩后分别为主气路和冷却气路供气,其中主气路来流马赫数为 0~0.34,冷却气路出口压力在 0~0.4 MPa 之间。主气路的气流经流量控制阀和质量流量计后进入一级加温器,一级加温器由 3 个 BK-1A 单管燃烧室火焰筒并联组成,最高加温温度为 723 K,每个火焰筒后均布置了铠装 K 型热电偶检测火焰筒出口温度。一级加温器排出的燃

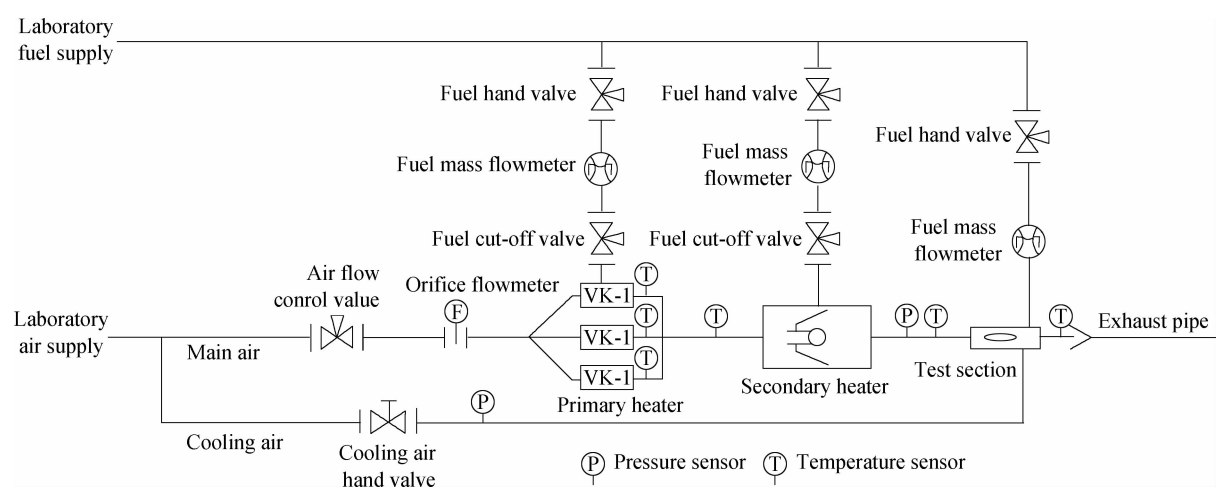


图 2 模型燃烧试验系统示意图

Fig. 2 Schematic of the model combustion test rig

气经混合段混合后进入二级加温器。二级加温器使用改进型蒸发式火焰稳定器^[17]组织燃烧,出口温度最高可达 1 223 K。二级加温器出口燃气经掺混器掺混后进入前测量段以保证来流的均匀性。前测量段采用 5 点 B 型热电偶总温总压耙及 3 点静压探针测量来流温度及马赫数。高温试验段由试验件、供油路、点火器构成,并设有石英观察窗。试验段出口处的后测量段采用 5 点 B 型热电偶总温总压耙测量出口参数。最后燃气经排气系统冷却及对污染物进行相应处理后排入大气中。

2 试验方法

一体化凹腔支板稳定器的贫油熄火性能试验研究在常压、来流温度 $T=773\sim1073\text{ K}$ 、来流马赫数 $Ma=0.2\sim0.32$ 条件下进行,主要探讨来流温度和来流马赫数的影响。试验中定义贫油熄火油气比为

$$q_{\text{lbo}} = \frac{\dot{m}_{f,\text{lbo}}}{\dot{m}_{a,\text{t}}} \tag{1}$$

式中 $\dot{m}_{f,\text{lbo}}$ 为试验中测得的贫油熄火状态时的质量流量, $\dot{m}_{a,\text{t}}$ 为总的来流空气质量流量。

贫油熄火性能试验通过在稳定器成功点火的情况下,保持来流温度及来流马赫数,逐渐减小供油量直至火焰吹熄完成。吹熄的判定通过试验段观察窗的火焰状态结合试验段出口总温响应曲线,当观察窗内火焰完全熄灭并且温度骤降 50 K 时认为熄火,每个工况贫油熄火试验重复 3 次,保证试验准确和可重复性。如图 3 给出了在来流温度 855 K、马赫数 Ma 为 0.242 时点火成功时的火焰照片;如图 4 为该工况条件下熄火试验时试验

段出口的总温 T_{out}^* 、总压 p_{out}^* 及试验段质量流量 m_f 的响应曲线。可以看出,当稳定器吹熄时,试验段出口总温及总压均出现了明显的突降,图中竖线位置标识了熄火点的相关参数。试验中的贫油熄火油气比相对误差主要由燃油流量计所带来的测量误差和来流空气流量计的测量误差组成,其中试验用燃油流量计为 DMF-1-1-B 型质量流量计,量程为 $0\sim27.8\text{ g/s}$,测量误差为 $\pm0.2\%$;空气质量流量计为孔板流量计,量程为 $0\sim9\,000\text{ kg/h}$,测量误差为 $\pm0.5\%$,因此贫油熄火油气比的相对误差在 $\pm0.7\%$ 。

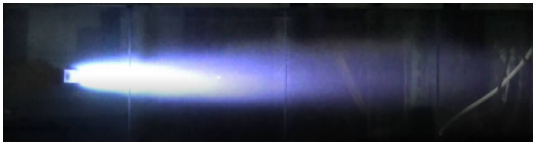


图 3 ICBSF 试验件火焰照片 ($T=855\text{ K}, Ma=0.242$)

Fig. 3 Flame picture of ICBSF test rig
($T=855\text{ K}, Ma=0.242$)

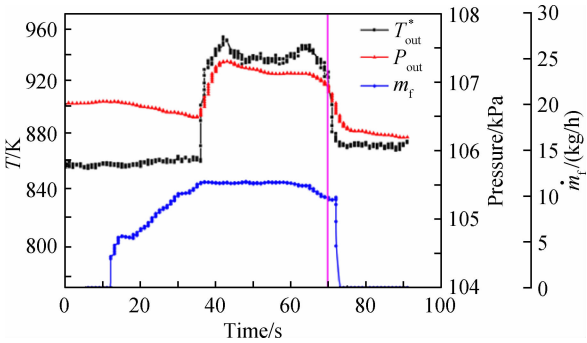


图 4 贫油熄火试验参数响应曲线

Fig. 4 Response curve of LBO experimental parameters

3 一体化凹腔支板的 LBO 试验结果及分析

3.1 来流温度对一体化凹腔支板 LBO 的影响

图 5 给出了在常压及一定的来流马赫数条件下,来流温度在 773~1073 K 范围内一体化凹腔支板稳定器的熄火油气比随来流温度的变化情况。可以看出,当来流马赫数一定时,随着来流温度的升高,一体化支板稳定器的熄火油气比逐渐减小。这是因为,来流温度升高会加快燃油蒸发速率,尾缘回流区内气相燃油增多,同时来流温度的增加会使回流区内活化分子数增多,有利于熄火性能的提高。

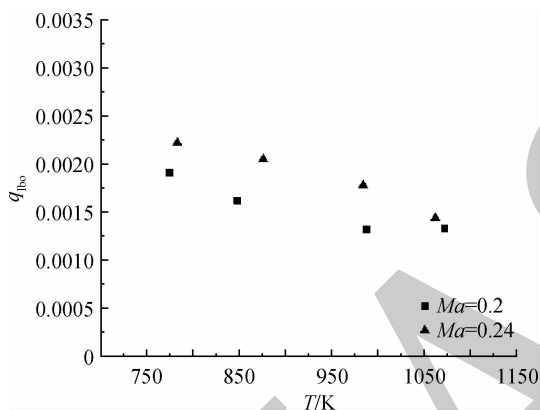


图 5 来流温度对 ICBSF 贫油熄火油气比的影响
Fig. 5 Effects of incoming flow temperature on the LBO fuel /air ratio for ICBSF

由图 5 还可以看出,不同的来流马赫数条件下($Ma=0.2, 0.24$),来流温度对 LBO 的影响规律相似;在来流温度相同的条件下,贫油熄火油气比随马赫数增大而增加,这可能是由于来流马赫数增大,缩短了燃油蒸发雾化及停留时间,因此不利于火焰稳定;但是,当来流温度显著增大至 1073 K 时,来流马赫数为 0.2 和 0.24 条件下的贫油熄火油气比差别变小,这可能是由于来流温度显著增高时,与来流马赫数相比,来流温度的影响占主导地位。

此外,在相同来流温度条件下,随马赫数增大贫油熄火油气比的增加程度不同,例如在来流温度较低的 750 K 条件下,其贫油熄火油比随马赫数增大而增加的幅度较小,这可能是由于在较低的进口温度条件下,来流马赫数与来流温度对燃油雾化的影响效果相当,此时马赫数的增加可能一定程度上促进了燃油的气动雾化,进而有利于

火焰稳定。

3.2 来流马赫数对一体化凹腔支板 LBO 的影响

图 6 给出了在常压及一定的来流温度条件下,一体化凹腔支板稳定器的熄火油气比在来流马赫 0.2~0.32 时的变化规律。可以看出,当来流温度一定时,随着来流马赫数增加,一体化支板稳定器的熄火油气比逐渐增大。这是因为,来流马赫数增加,会造成燃油蒸发时间缩短,燃油蒸发雾化变差,不利于燃油与空气的混合,从而使得贫油熄火比增大,也即降低了贫油熄火性能。

由图 6 同样也可以看出,当来流马赫数显著增大至 0.32 时,来流温度在 873 K 和 973 K 条件下的贫油熄火油气比接近相等,其可能原因在于当来流马赫数较高时,来流马赫数比来流温度对一体化支板稳定器贫油熄火性能的影响更为显著。来流马赫数较小或较大时,来流温度对一体化支板稳定器的贫油熄火油气比的影响效果均有所减弱。

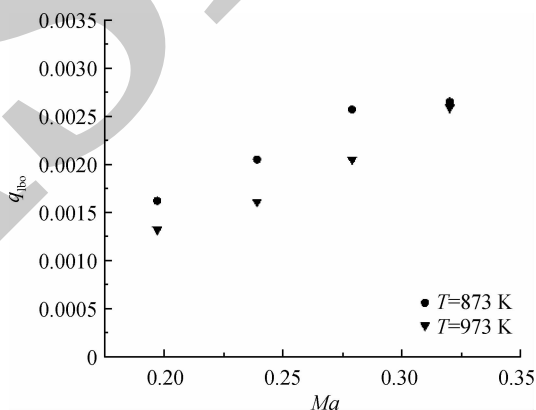


图 6 来流马赫数对 ICBSF 贫油熄火油气比的影响
Fig. 6 Effects of incoming flow Mach number on the LBO fuel /air ratio for ICBSF

3.3 一体化凹腔支板 LBO 的试验结果分析

根据 Dezubay、Longwell、Zukoski 等^[18-20]关于钝体稳定器的贫油熄火边界试验研究、回流区均匀搅拌反应器模型及回流区点火模型,钝体火焰稳定器的 LBO 与其特征尺寸、环境压力和来流马赫数有关,且与钝体的特征尺寸成正比、与环境压力成正比,与来流马赫数成反比。Ballal、Lefebvre 等^[21-22]基于均匀搅拌器理论、针对液体燃料且考虑了燃油蒸发影响的钝体贫熄火性能 LBO 半经验关系式还进一步指出,对一定结构的钝体火焰稳定器,当使用液体燃料时,燃油蒸发率越高,火焰稳定器的贫油熄火当量比越低,即 LBO 边界越

宽。因此,对钝体火焰稳定器而言,当来流马赫数增加,其贫油熄火性能降低,贫油熄火油气比增大;当来流温度升高时,燃油蒸发率增大,其贫油熄火油气比减小,LBO 边界变宽。从文中第 3.1 节和 3.2 节的试验研究结果来看,本文所设计的一体化凹腔支板稳定器的贫油熄火油气比同样是随来流温度升高而减小,随来流马赫数增大而增大。可以看出,一体化凹腔支板的贫油熄火性能随来流温度与来流马赫数的变化规律与钝体火焰稳定器基本相同。

由如图 5 和图 6 还可以进一步看出,该 ICBSF 的贫油熄火油气比为 0.0013~0.0027,贫油熄火边界较宽,这可能与一体化支板的凹腔结构有利于燃油的雾化与蒸发有关。文献[15]通过对一体化支板凹腔内液雾的可视化试验及数值模拟研究已经表明,一方面凹腔剪切层有助于壁面油膜和气流中燃油的雾化,另一方面凹腔对燃油具有较强的卷吸作用,有利于延长液滴在凹腔内停留的时间,有利于液滴蒸发,因此凹腔能有效地拓宽一体化支板火焰稳定器的熄火边界。

综上所述,本文所设计的一体化支板火焰稳定器的初步贫油熄火试验研究表明,该稳定器的贫油熄火边界较宽,且随来流温度与来流马赫数改变,同时与燃油的蒸发雾化密切相关。

4 结 论

以一体化凹腔支板稳定器为研究对象,试验研究了来流温度及马赫数对其贫油熄火性能的影响规律,主要得出以下结论:

1) 在来流温度 773~1073 K 和马赫数 0.2~0.32 的试验范围内,一体化凹腔支板稳定器具有较宽的贫油熄火边界,这与凹腔结构有利于强化燃油的雾化与蒸发有关。

2) 与传统的钝体火焰稳定器类似,一体化支板稳定器的贫油熄火油气比同样随着来流马赫数的增加而增大,随着来流温度的升高而减小。

参考文献:

[1] LOVETT J, BROGAN T, PHILIPPONA D, et al. Development needs for advanced afterburner designs[C]// Proceedings of the 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Fort Lauderdale, US: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2004:1-12.

[2] 胡晓煜. 美国全面实施下一代军用航空发动机技术发展计划[J]. 国际航空, 2007(12):40-42.

HU Xiaoyu. VAATE, US'new advanced turbine engine technology development program[J]. International Avia-

tion, 2007(12):40-42. (in Chinese)

[3] 季鹤鸣, 樊于军, 杨茂林. 新型内突扩力燃烧室方案可行性分析[J]. 航空发动机, 2006, 32(1):35-37.

JI Heming, FAN Yujun, YANG Maolin. Feasibility analysis of a new inner dumped afterburner concept[J]. Aero-engine, 2006, 32(1):35-37. (in Chinese)

[4] 孙雨超, 张志学, 李江宁, 等. 一体化加力燃烧室方案设计及数值研究[J]. 航空科学技术, 2011(4):71-74.

SUN Yuchao, ZHANG Zhixue, LI Jiangning, et al. Design and numerical research of integrated rear frame and afterburner[J]. Aeronautical Science and Technology, 2011(4):71-74. (in Chinese)

[5] CLEMENTS T R, GRAVES C B. Augmentor burner: US5385015A[P]. 1995-01-31.

[6] CLEMENTS T R. Method for distributing fuel within an augmentor: US5685140[P]. 1997-11-11.

[7] KOSHOFFER J M. Method and apparatus for gas turbine engine: US6983601[P]. 2006-01-10.

[8] 刘广海, 刘玉英. 翼型支板火焰稳定器结构参数的研究[J]. 航空动力学报, 2015, 30(6):1350-1356.

LIU Guanghai, LIU Yuying. Investigation on structural parameters of airfoil shaped strut flame stabilizer[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(6):1350-1356. (in Chinese)

[9] 刘雯佳, 金捷, 季鹤鸣. 带凹腔支板的数值模拟[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2010, 23(4):35-38.

LIU Wenjia, JIN Jie, JI Heming. Numerical simulation on strut with cavity[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2010, 23(4):35-38. (in Chinese)

[10] 刘玉英, 谢奕, 杨柳, 等. 凹腔支板火焰稳定器自燃点火性能初步试验[J]. 航空动力学报, 2018, 33(6):1298-1304.

LIU Yuying, XIE Yi, LIU Yang, et al. Preliminary experimental investigation on spontaneous ignition performances of a cavity-based strut flameholder[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(6):1298-1304. (in Chinese)

[11] 罗连军. 凹腔支板稳定器燃烧性能研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2012.

LUO Lianjun. Research on combustion performance of cavity-based strut flame stabilizer[D]. Beijing:Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)

[12] 刘玉英, 周弘毅, 谢奕, 等. 喷油杆和凹腔支板稳定器近距匹配的液雾分布可视化[J]. 航空动力学报, 2018, 33(3):549-556.

LIU Yuying, ZHOU Hongyi, XIE Yi, et al. Visualization on spray distribution of close-coupled fuel injector and strut with cavity flameholder system[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(3):549-556. (in Chinese)

[13] 张容琿, 刘玉英, 谢奕, 等. 燃油喷射方式对凹腔支板稳定器火焰传播性能的影响[J]. 推进技术, 2017, 38(9):2046-2054.

ZHANG Ronghui, LIU Yuying, XIE Yi, et al. Effects of fuel injection on flame propagation of cavity-based strut

flameholder[J]. Journal of Propulsion Technology, 2017, 38(9):2046-2054. (in Chinese)

[14] 金捷,王方,刘邓欢,等. 内置油杆的凹腔支板火焰稳定器: 104373964A[P]. 2015-02-25.

[15] 刘广海,刘玉英,谢奕. 凹腔对一体化支板火焰稳定器燃烧性能的影响[J]. 航空动力学报, 2018, 33(8):1838-1844. LIU Guanghai, LIU Yuying, XIE Yi. Effect of cavity on combustion characteristics of integrated strut flame stabilizer[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(8):1838-1844. (in Chinese)

[16] 张锡金. 飞机设计手册:第 6 册 气动设计[M]. 北京:航空工业出版社, 2002.

[17] 周冠宇. 新型火焰稳定器的实验研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2010. ZHOU Guanyu. Experimental study of new-type flame stabilizer[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)

[18] DEZUBAY E A. Characteristics of disk-controlled flames [J]. Aero Digest, 1950, 61(1):54-56.

[19] LONGWELL J P, FROST E E, WEISS M A. Flame stability in bluff body recirculation zones[J]. Industrial and Engineering Chemistry, 1953, 45(8):1629-1633.

[20] ZUKOSKI E E, MARBLE F E. Experiments concerning the mechanism of flame blowoff from bluff bodies[C] // Proceedings of the Gas Dynamics Symposium on Aerothermochemistry. Evanston, US: Northwestern University, 1956: 205-210.

[21] BALLAL D R, LEFEBVRE A H. Weak extinction limits of turbulent flowing mixtures[J]. Journal of Engineering for Power, 1979, 101(3):343-348.

[22] LEFEBVRE A H. Fuel effects on gas turbine combustion-ignition, stability, and combustion efficiency[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107(1): 24-37.

(编辑:张 雪)