

凹腔布置方案对气化煤油超声速燃烧特性的影响*

钟 战^{1,2}, 王振国^{1,2}, 孙明波^{1,2}

(1. 国防科技大学 航天科学与工程学院, 湖南 长沙 410073;

2. 国防科技大学 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南 长沙 410073)

摘 要:针对两种凹腔布置方案,模拟马赫数6.0的来流条件,采用气化RP-3开展了一系列直连式燃烧试验。依据燃烧流场的可见光图像、燃烧室壁面静压分布和推力增益,对比分析了凹腔布置方案对气化煤油超声速燃烧特性的影响。结果表明,凹腔布置方案和当量比对燃烧室内的火焰分布、燃料的释热特性和发动机燃烧性能有显著影响。并联凹腔的火焰与释热主要集中在凹腔附近,燃料比冲对当量比不敏感;单凹腔的火焰与释热分布更加分散,燃料比冲随当量比的增加而提高。

关键词:超燃冲压发动机;气化煤油;凹腔;当量比;燃烧特性

中图分类号:V435.12 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2016)02-001-05

Effects of cavity arrangement on characteristics of supersonic combustion of vaporized kerosene

ZHONG Zhan^{1,2}, WANG Zhenguo^{1,2}, SUN Mingbo^{1,2}

(1. College of Aerospace Science and Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Science and Technology on Scramjet Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: Considering the two different cavity arrangement schemes, a series of direct-connected combustion tests were conducted with vaporized RP-3 under the simulated Mach 6.0 flight condition. Effects of cavity arrangement on characteristics of supersonic combustion of vaporized kerosene were investigated by comparing with the high-speed flame luminosity images, static pressure distributions along the combustor wall, and the thrust increments. The results show that the cavity arrangement and equivalence ratios affect the flame distribution, the heat release characteristic and the combustor performance significantly. For the parallel-cavity-equipped combustor, the flame distribution and heat release are concentrated near cavities, and the fuel specific impulse shows low sensitivity to the equivalence ratio. While the single-cavity-equipped combustor has a dispersive flame distribution and heat release, and the fuel specific impulse increases with the equivalence ratio.

Key words: scramjet engine; vaporized kerosene; cavity; equivalence ratio; combustion characteristic

当飞行马赫数低于8时,利用吸热型碳氢燃料的物理和化学热沉对高超声速飞行器进行再生冷却是目前常用的热防护方案^[1-3]。冷却通道内,当压强和温度均超过热力学临界点后,液态煤油碳氢燃料可以直接进入超临界态。范学军^[4]和高伟^[5]等研究发现当温度足够高时,喷注过程中超临界RP-3可以声速进入燃烧室而不经历相变过程。因为省略了雾化和蒸发过程,超临界RP-3的燃烧性能相对于室温RP-3有大幅提升^[4,6]。但由于RP-3的化学活性^[7]远低于氢气和乙烯等燃料,如何在毫秒级的燃烧室停留时间内实现可靠的火焰稳定与高效燃烧,仍然是发动机设计过程面临的重大挑战之一。

由于具有稳焰范围宽和总压损失小的优点,凹腔火焰稳定器^[8-14]广泛应用于超燃冲压发动机中。凹腔形成的低速回流区改善了燃料与空气的混合程度和火焰稳定性^[15-17],同时对释热分布有重大影响^[18-19]。为进一步改善燃料与空气的混合、优化释热分布和增强超燃冲压发动机性能,有研究人员采用了多凹腔组合的方法。俞刚等^[20-21]对比了单凹腔和串联凹腔(凹腔安装于燃烧室同侧壁面)的液体煤油点火与燃烧特性,发现串联凹腔改善了液体煤油的点火与火焰稳定性、提高了发动机燃烧性能。Collatz等^[22]发现相比于单凹腔,超声速燃烧室采用并联凹腔(凹腔安装于燃烧室异侧壁面)后,乙烯的燃烧性能有

* 收稿日期:2015-01-30

基金项目:国家自然科学基金资助项目(91016028,11142010);全国优秀博士学位论文作者专项资金资助项目(201257)

作者简介:钟战(1983—),男,安徽阜阳人,博士研究生,E-mail:zhongzhan_nudt@163.com;

王振国(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:wangzg_nudt@163.com

显著提升。潘余等^[23-24]研究了超燃冲压发动机燃烧室内凹腔并联和串联安装时的燃烧流场,发现凹腔安装构型对流场有重大影响:串联凹腔形成了单边火焰分布,而并联凹腔使得两侧壁面火焰充满了整个流道。范周琴等^[25]采用大涡模拟方法和火焰面模型分析了超燃冲压发动机多凹腔燃烧室内的混合与燃烧过程。结果表明:凹腔串联和并联均能增强混合,混合效率最大可提高 20.95% 和 9.52%;凹腔串联和并联均能增强燃烧,燃烧效率最大可提高 14% 和 16.94%;燃烧时凹腔串联总压损失更小,但凹腔并联燃烧释热更快。

现有研究已证明凹腔布置方案对超燃冲压发动机的混合与燃烧性能有重大影响。但目前针对凹腔布置方案对发动机火焰稳定、释热特性和燃烧性能的影响的研究还不够系统深入,尤其是这种影响随当量比等工况参数的变化规律更是少见;同时,现有研究主要以液体煤油或乙烯为燃料,针对气化煤油的研究较少。钟战等通过改变燃料喷注压强,在不同当量比下对比研究了气化煤油在单凹腔和并联凹腔燃烧室中的火焰稳定特性、释热特性和燃烧性能。研究结果可以为吸热型碳氢燃料的燃烧组织方法提供参考。

1 试验装置

试验所用的直连式超声速燃烧实验系统^[7,26-27]如图 1 所示,包括空气加热器、超声速喷管、超燃模型燃烧室、燃料供应系统和测控系统。空气加热器模拟飞行马赫数 6.0 的来流条件,生成的热空气总流量为 1.71 kg/s。模型燃烧室入

口来流的具体参数见表 1。

表 1 试验工况
Tab. 1 Experimental flow conditions

工况参数	空气	RP-3
T_0 / K	1430	≈ 780
P_0 / MPa	3.60	1.95 ~ 3.30
P / kPa	43	
T / K	493	
Ma	3.46	1.0
$Y_{\text{O}_2} / \%$	23.3	0.0
$Y_{\text{H}_2\text{O}} / \%$	5.9	0.0
$Y_{\text{CO}_2} / \%$	9.6	0.0
$Y_{\text{N}_2} / \%$	61.2	0.0
$Y_{\text{RP-3}} / \%$	0.0	100.0

模型燃烧室结构如图 2 所示(图中长度单位为 mm),包含 1 个入口尺寸为 54.5 mm × 75 mm ($H \times W$) 的等截面隔离段和 3 个扩张角分别为 2.5°, 3.5° 和 4° 的扩张段。扩张段安装有 2 个尺寸相同的喷注与火焰稳定一体化凹腔,分别记为 T1 和 B1。凹腔结构如图 3 所示,深度 D 、长度 L 和后缘倾角 A 分别为 15 mm, 110 mm 和 45°。进行单凹腔试验时,采用凹腔堵块将 B1 凹腔堵上。气化煤油通过 T1 和 B1 凹腔上游的喷嘴 I1 和 I2 以声速喷注进入燃烧室,喷嘴规格为 3 × Φ2.0 mm (喷孔数量 × 喷孔直径),安装位置距凹腔前缘 8 mm。试验采用高能火花塞点燃的引导氢气进行点火,火花塞和引导氢气喷注孔的安装位置如图 2 所示。试验用气化 RP-3 温度约为 780 K,采用自行研制的煤油加热器^[7,26,28]制备,该温度下 RP-3 可以直接以气态进入燃烧室而不经历相变过程,同时热裂解很弱,可以忽略。

沿燃烧室上壁面中轴线的静压分布通过压力扫描阀测量,其采样频率为 100 Hz,量程(FS)和精度分别为 1.0 MPa 和 ±0.05% FS。发动机推力通过安装于空气加热器顶部的推力传感器测量,其量程和精度分别为 10 000 N 和 0.5% FS。推力增益(ΔF)为模型燃烧室稳定工作与空气加热器单独工作时的推力之差,燃料比冲($I_{sp} = \Delta F / \dot{m}_f$)为单位质量流量的燃料燃烧产生的推力增益。采用高速摄影通过图 2 所示的两个石英玻璃观察窗观测燃烧流场,拍摄速率和曝光时间分别为 2000 fps 和 1/6000 s。

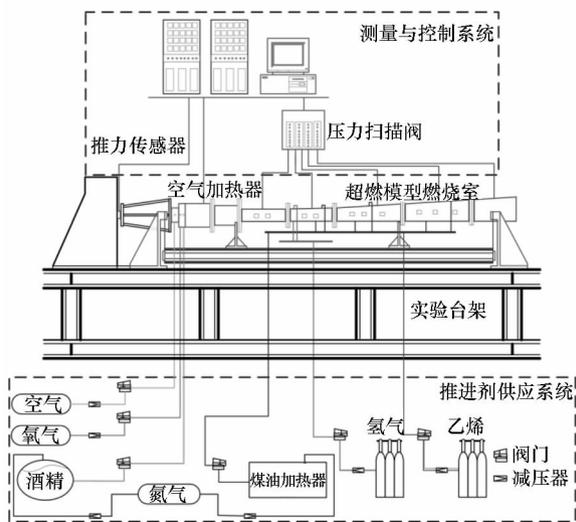


图 1 超燃冲压发动机直连式试验系统示意图

Fig. 1 Schematic of direct-connect scramjet test facility

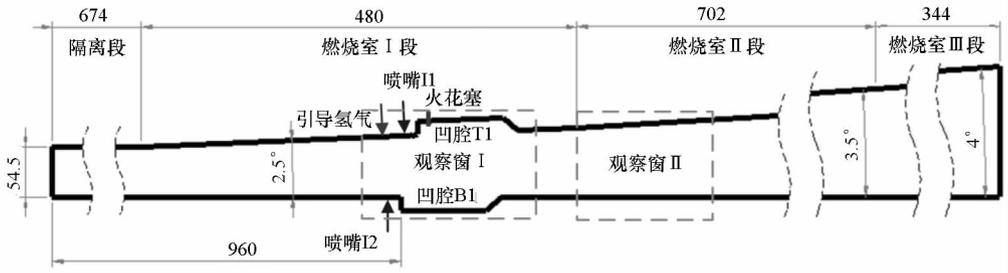


图2 超燃冲压发动机模型燃烧室示意图
Fig.2 Schematic of scramjet model combustor

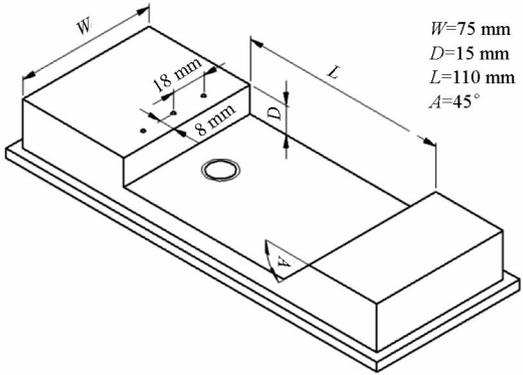


图3 凹腔结构示意图
Fig.3 Schematic of cavity structure

2 结果与讨论

2.1 火焰分布

通过调节 RP-3 的流量,在当量比 ϕ 约为 0.68, 0.85 和 1.06 的条件下进行了单凹腔和并联凹腔的燃烧试验,图 4 给出了不同试验工况下典型的可见光图像。总的来说,随着当量比的增加,并联凹腔和单凹腔的火焰亮度增加、火焰分布范围扩大,这表明燃烧室内燃烧强度相应提高。但并联凹腔和单凹腔的火焰分布特征以及其随当量比的变化规律有显著差别。采用并联凹腔时,经喷嘴 I1 和 I2 喷注的燃料分别在 T1 和 B1 凹腔附近形成了稳定的火焰;三个当量比下,火焰均主要分布在凹腔附近,凹腔下游火焰十分微弱,说明燃烧主要发生在凹腔附近。采用单凹腔时,经喷嘴 I1 喷注的煤油在 T1 凹腔附近形成了稳定的火焰,而由喷嘴 I2 喷注的煤油的着火位置则与当量比有关,随着当量比的提高,下壁面附近煤油的着火位置越来越靠近燃料喷注点。同时,单凹腔时的火焰分布更加分散,在凹腔下游仍然有明亮的火焰,这意味着燃烧室内的燃烧释热更分散。

2.2 释热分布

图 5 给出了不同工况下的燃烧室壁面静压分

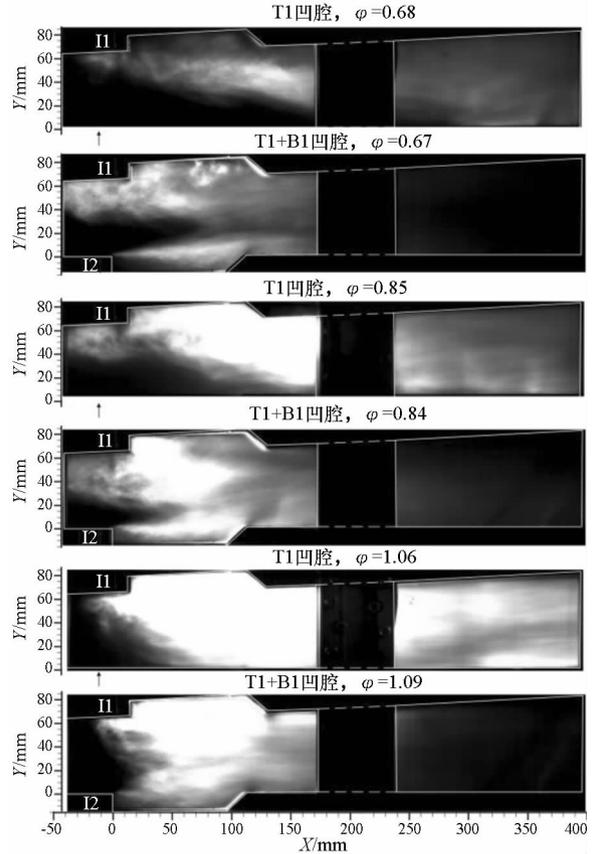


图4 不同试验工况下的可见光图像
Fig.4 Visible light images under different tests

布情况,壁面静压以燃烧室入口静压为基准进行了无量纲化,同样给出了并联凹腔无燃料喷注时的冷流静压作为参考。如图 5 所示,单凹腔和并联凹腔下,燃烧室壁面静压水平均随当量比增加而迅速升高,标志着燃烧室内燃烧强度有相应提高。并联凹腔时,三个当量比下燃烧室壁面静压均呈现出明显的单峰分布特征,静压峰值位于 T1 凹腔后缘,在峰值前后静压水平分别急剧升高和降低。与并联凹腔相比,相近当量比下单凹腔的静压分布更加平缓,其在凹腔附近更低而在凹腔下游更高。

图 6 给出了采用文献[29]中的准一维分析方法计算得到的不同工况下燃烧效率沿流向的微

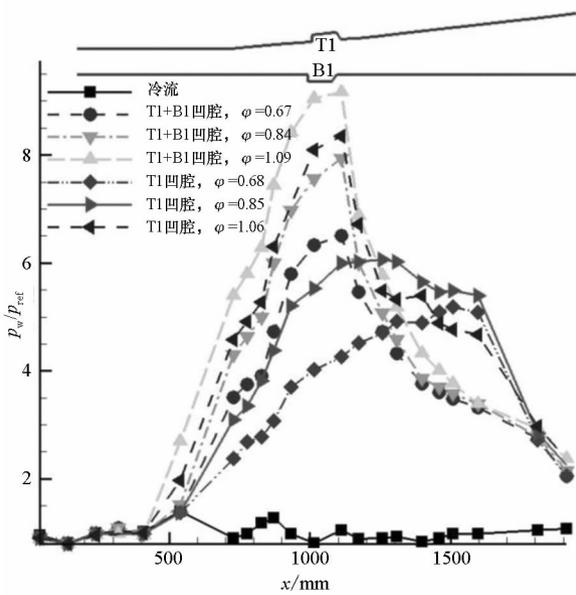


图 5 不同试验工况下的静压分布

Fig. 5 Static pressure distributions under different tests

分($d\eta_c/dx$)分布情况。 $d\eta_c/dx$ 作为单位长度内的释热率,其沿流向分布反映了燃烧室内的释热分布特征。该准一维分析方法基于单步化学反应和燃烧室壁面温度恒定的假设,以燃烧室入口空气参数、燃烧室面积变化和壁面静压分布作为输入条件计算隔离段和燃烧室沿程的平均流动参数分布。Micka^[29]采用该方法计算了双模态冲压发动机燃烧室内的流动参数分布,并指出该方法最大的不确定性来自于估算气流向壁面传热的误差。受此影响,采用计算得到的燃烧效率(η_c)的绝对值随所假设的壁面温度而变,但不同壁面温

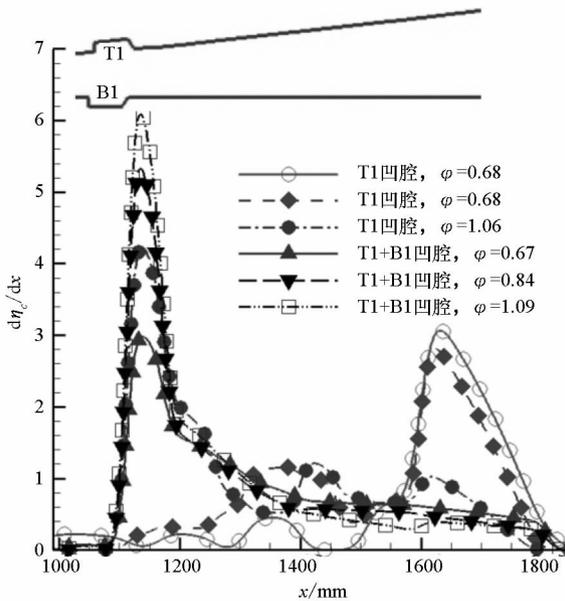


图 6 不同试验工况下的释热速率分布

Fig. 6 Heat release rate distributions under different tests

度下 $d\eta_c/dx$ 分布曲线具有相同的形状。由图 6 可以看出,释热分布对凹腔布置方案和当量比十分敏感。采用并联凹腔时,不同当量比下的释热分布曲线具有明显的单峰分布特征,峰值位于凹腔附近且随当量比增加而升高,这表明释热主要集中在凹腔附近。采用单凹腔时,释热分布特征随当量比而变, $\varphi = 0.68$ 和 $\varphi = 0.85$ 时,凹腔附近的释热分布较弱,在远离凹腔的下游位置释热率有显著增大,这表明燃料的释热分散且主要发生在远离喷注点的下游; $\varphi = 1.06$ 时,释热分布主要集中在凹腔附近,但在凹腔下游仍然有明显的释热。

2.3 发动机燃烧性能

图 7 给出了不同试验工况下的推力增益和燃料比冲。可以看到,当量比对推力增益和燃料比冲的影响与凹腔布置方案有关。在试验当量比范围内,并联凹腔下燃料比冲对当量比不敏感,但单凹腔下燃料比冲随当量比增加而迅速提高,使得单凹腔下推力增益随当量比增加的升高幅度更大,这表明单凹腔下燃烧室性能对当量比更敏感。

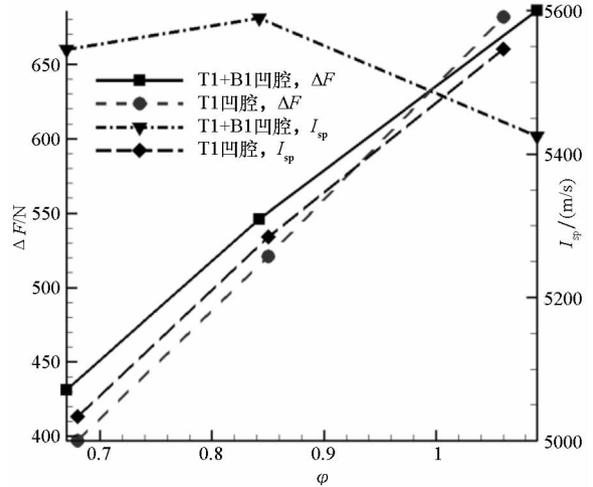


图 7 不同试验工况下的推力增益与比冲

Fig. 7 Thrust augmentation and specific impulse under different tests

凹腔布置方案对气化煤油燃烧特性有重大影响是因为其改变了燃烧室内的火焰稳定位置,进而影响了释热分布和燃烧室性能。单凹腔时,火焰稳定位置、释热分布和发动机燃烧性能对当量比变化很敏感,这是燃烧室内释热与流动强烈耦合的体现。一方面,随着当量比的增加,燃烧室内的绝对释热量增加,升高的燃烧反压在燃烧区前形成了更强的预燃激波串,使得来流的平均流速降低、静温升高,从而为煤油与空气的混合和反应创造了更有利的流动条件;另一方面,流动条件的

改善缩短了下壁面附近煤油与空气的混合与着火距离,使得下壁面附近火焰能稳定在更靠近上游的位置,这有利于煤油的释热。简而言之,良好的流动环境促进了燃烧室内的燃烧释热过程,而释热量的增加又使得流动条件向更有利于该区域燃烧释热的方向发展。

可见,火焰稳定器的布置方案和工况参数对发动机燃烧特性有重大影响,其作用机制与超燃冲压发动机燃烧室内释热与流动强烈耦合有关,这一点在发动机设计和性能优化过程中必须充分考虑。

3 结论

模拟飞行马赫数 6.0 的来流条件,采用单边扩张型超燃模型燃烧室和直连式试验台,在不同当量比下对比研究了气化煤油在单凹腔和并联凹腔燃烧室中的超声速燃烧特性。得到如下结论:

1) 凹腔布置方案对火焰稳定和释热分布有重大影响,并且这种影响随当量比而变;不同凹腔布置方案下,推力增益和燃料比冲随当量比的变化规律也不相同。

2) 采用并联凹腔时,火焰分布和燃烧释热主要集中在凹腔附近,燃料比冲对当量比不敏感。

3) 采用单凹腔时,火焰和释热分布在流动方向上更加分散;随着当量比的增加,下壁面附近的火焰稳定位置离燃料喷注点更近、燃烧室内的释热分布更靠近上游、燃料比冲升高。

参考文献 (References)

- [1] Edwards T. Liquid fuel and propellant for aerospace propulsion: 1903 - 2003 [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 19(6): 1089 - 1107.
- [2] Lander H, Nixon A C. Endothermic fuels for hypersonic vehicles[J]. *Journal of Aircraft*, 1971, 8(4): 200 - 207.
- [3] Huang H, Spadaccini L Jr, Sobel D R. Fuel-cooled thermal management for advanced aero-engines [J]. *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2004, 126(2): 284 - 293.
- [4] Fan X J, Yu G, Li J G, et al. Investigation of vaporized kerosene injection and combustion in a supersonic model combustor[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(1): 103 - 110.
- [5] Gao W, Liang H S, Xu Q H, et al. Injection of supercritical aviation kerosene fuel into quiescent atmospheric environment [C]// *Proceedings of 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2009 - 4927*, 2009.
- [6] Fan X J, Yu G, Li J G, et al. Combustion and ignition of thermally cracked kerosene in supersonic model combustors[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2007, 23(2): 317 - 324.
- [7] Zhong Z, Wang Z G, Sun M B. Effects of fuel cracking on combustion characteristics of a supersonic model combustor[J]. *Acta Astronautica*, 2015, 110(1): 1 - 8.
- [8] Ukai T, Zare-Behtash H, Erdem E, et al. Effectiveness of jet location on mixing characteristics inside a cavity in supersonic flow [J]. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2014, 52(1): 59 - 67.
- [9] Mathur T, Gruber M, Jackson K, et al. Supersonic combustion experiments with a cavity-based fuel injector[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(6): 1305 - 1312.
- [10] Sun M B, Wang Z G, Liang J H, et al. Flame characteristics in supersonic combustor with hydrogen injection upstream of cavity flameholder [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2008, 24(4): 688 - 696.
- [11] Wang Z G, Wang H B, Sun M B. Review of cavity-stabilized combustion for scramjet applications[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2014, 228(14): 2718 - 2735.
- [12] Ben-Yakar A, Hanson R K. Cavity flame-holders for ignition and flame stabilization in scramjets; an overview[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(4): 869 - 878.
- [13] Micka D J, Driscoll J F. Combustion characteristics of a dual-mode scramjet combustor with cavity flameholder [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2009, 32(2): 2397 - 2404.
- [14] Gruber M R, Baurle R A, Mathur T. Fundamental studies of cavity-based flameholder concepts for supersonic combustors[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(1): 146 - 153.
- [15] Gruber M R, Donbar J M, Carter C D, et al. Mixing and combustion studies using cavity-based flameholders in a supersonic flow[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2004, 20(5): 769 - 778.
- [16] Kang S H, Lee Y J, Yang S S, et al. Cowl and cavity effects on mixing and combustion in scramjet engines[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2011, 27(6): 1169 - 1177.
- [17] Rasmussen C C, Dhanuka S K, Driscoll J F. Visualization of flameholding mechanisms in a supersonic combustor using PLIF [J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2007, 31(2): 2505 - 2512.
- [18] Wang H B, Sun M B, Wang Z G, et al. Combustion characteristics in a supersonic combustor with hydrogen injection upstream of cavity flameholder[J]. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2013, 34(2): 2073 - 2082.
- [19] Tian L, Chen L H, Chen Q, et al. Modeling and measurements of heat release distributions in dual-mode scramjet combustor [C]// *Proceedings of 18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2012 - 5833*, 2012.
- [20] Yu G, Li J G, Chang X Y, et al. Investigation of kerosene combustion characteristics with pilot hydrogen in model supersonic combustors[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(6): 1263 - 1272.
- [21] Yu G, Li J G, Chang X Y, et al. Fuel injection and flame stabilization in a liquid-kerosene-fueled supersonic combustor[J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2003, 19(5): 885 - 893.
- [22] Collatz M J, Gruber M R, Olmstead D T. Dual cavity scramjet operability and performance study [C]// *Proceedings of 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2009 - 5030*, 2009.

- 2014, 35(10): 1378–1386. (in Chinese)
- [17] Li Q L, Cheng P, Kang Z T, et al. Extreme fuel-rich combustion characteristics of RBCC embedded rocket engine with gas-liquid shear coaxial injectors in continuously varying mixture ratios [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2014, 229(4): 736–746.
- [18] 张育林. 变推力液体火箭发动机及其控制技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2001.
ZHANG Yulin. Variable thrust liquid propellant rocket engine and its control techniques [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [19] 成鹏, 李清廉, 李春. 基于包络线法的调节阀芯型面改进设计方法 [J]. 流体机械, 2013, 41(10): 53–56.
CHENG Peng, LI Qinglian, LI Chun. Improved method for designing the contour of control valve plug based on the envelop method [J]. Fluid Machinery, 2013, 41(10): 53–56. (in Chinese)
- [20] Casiano M J, Hulka J R, Yang V. Liquid-propellant rocket engine throttling: a comprehensive review [J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(5): 897–823.
- [21] Bazarov P V. Throttleable liquid propellant engines swirl injectors for deep smooth thrust variations [C]//Proceedings of 30th Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 94–2978, 1994.
- [22] Seo S, Kim S K, Choi H S. Combustion dynamics and stability of a fuel-rich gas generator [J]. Journal of Propulsion and Power, 2010, 26(2): 259–266.
- [23] Ahn K, Choi H S. Combustion dynamics of swirl coaxial injectors in fuel-rich combustion [J]. Journal of Propulsion and Power, 2012, 28(6): 1359–1367.
- [24] Lawver B R. Test verification of LOX/RP–1 high-pressure fuel/oxidizer-rich preburner designs [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1983, 20(6): 567–573.
- [25] 潘余. 超燃冲压发动机多凹腔燃烧室燃烧与流动过程研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2007.
PAN Yu. Research on the combustion and flow process in the scramjet multi-cavity combustor [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2007. (in Chinese)
- [26] Pan Y, Tan J G, Liang J H, et al. Experimental investigation of combustion mechanisms of kerosene-fueled scramjet engines with double-cavity flameholders [J]. Acta Mechanica Sinica, 2011, 27(6): 891–897.
- [27] 范周琴, 刘卫东, 孙明波, 等. 超燃冲压发动机多凹腔燃烧室混合与燃烧性能定量分析 [J]. 推进技术, 2012, 33(2): 185–192.
FAN Zhouqin, LIU Weidong, SUN Mingbo, et al. Quantitative analysis of mixing and combustion in the scramjet multi-cavity combustor [J]. Journal of Propulsion Technology, 2012, 33(2): 185–192. (in Chinese)
- [28] Sun M B, Zhong Z, Liang J H, et al. Experimental investigation of a supersonic model combustor with distributed injection of supercritical kerosene [J]. Journal of Propulsion and Power, 2014, 30(6): 1537–1542.
- [29] Sun M B, Gong C, Zhang S P, et al. Spark ignition process in a scramjet combustor fueled by hydrogen and equipped with multi-cavities at mach 4 flight condition [J]. Experimental Thermal and Fluid Science, 2012, 43(11): 90–96.
- [30] 张建强, 钟战, 丁猛, 等. 燃烧加热型煤油加热器工作特性试验 [J]. 国防科技大学学报, 2013, 35(4): 30–34.
ZHANG Jianqiang, ZHONG Zhan, DING Meng, et al. Experimental research on operation performance of kerosene heater based on combustion heating [J]. Journal of National University of Defense Technology, 2013, 35(4): 30–34. (in Chinese)
- [31] Micka D J. Combustion stabilization, structure, and spreading in a laboratory dual-mode scramjet combustor [D]. USA: The University of Michigan, 2010.

(上接第 5 页)