

接力喷嘴不同径向高度和方位角对加力燃烧室 热射流点火性能的影响

周开福, 李 宁, 张 琪

(中国航发贵阳发动机研究所, 贵阳 550081)

摘要: 为了研究不同热射流点火状态下的燃烧性能, 针对采用波瓣混合器的某型航空发动机加力燃烧室, 基于 N-S 方程建立了 3 维数值计算模型, 得到了接力喷嘴径向高度和方位角对加力燃烧室流场、燃烧特性和流阻特性的影响规律。结果表明: 随着径向高度增加, 热射流火焰传播距离逐渐减小, 传播到稳定器下游区域从内涵逐渐向外涵移动, 且稳定器壁面高温分布区域逐渐减小; 随着方位角增大, 热射流火焰径向穿透深度逐渐增大, 且稳定器壁面高温区域逐渐减小, 在方位角 $\alpha=0^\circ$ 和 $\alpha=5^\circ$ 时稳定器壁温最高, 为 1450 K 左右; 在加力燃烧室出口截面上, 径向高度和方位角对无量纲总压影响不大, 整体小于 0.005。

关键词: 燃烧特性; 热射流点火; 径向高度; 方位角; 无量纲总压; 波瓣混合器; 加力燃烧室; 航空发动机

中图分类号: V211

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2018.06.008

Performance Analysis of Different Radial Height and Azimuth of the Relay Nozzle on the Hot Jet Igniting of the Afterburner

ZHOU Kai-fu, LI Ning, ZHANG Qi

(AECC Guiyang Engine Research Design Institute, Guiyang 550081, China)

Abstract: In order to study the combustion performance of different hot jet ignition states, a three-dimensional numerical simulation model was established for an aeroengine afterburner with a wave-lobe mixer based on N-S equation. The effects of the radial height and azimuth of the relay nozzle on the flow field, combustion characteristics and flow resistance characteristics of the afterburner were obtained. The results show that with the increase of radial height, the flame propagation distance of the hot jet decreases gradually, and the propagation to the downstream region of the stabilizer moves gradually from the connotation to the culvert, and the high temperature distribution region of the stabilizer wall decreases gradually. With the increase of azimuth angle, the radial penetration depth of the hot jet flame increases gradually, and the high temperature region of the stabilizer wall decreases gradually. The maximum wall temperature of the stabilizer is about 1450 K at the azimuth angles of 0° and 5° . The radial height and azimuth angle have little effect on the dimensionless total pressure at the outlet section of the afterburner, and are less than 0.005 as a whole.

Key words: combustion characteristics; hot-jet ignition; radial height; azimuth angle; the dimensionless total pressure; wave-lobe mixer; afterburner; aeroengine

0 引言

航空发动机加力燃烧室常用的点火方式有预燃室点火、热射流点火、催化点火和高能电嘴直接点火, 其中热射流点火具有点火可靠、点火系统质量轻、结

构简单等显著优点, 广泛应用在现代航空发动机加力燃烧室中, 尤其在冲压发动机和脉冲爆震火箭发动机点火上备受关注。国内外做了一些研究性工作^[1-7]。席文雄、王振国等^[3-4]对冲压发动机进行热射流点火研究, 实现了可靠点火; 李建玲、范玮等^[6]对热射流点火

收稿日期: 2018-02-28 基金项目: 航空动力基础研究项目资助

作者简介: 周开福(1991), 男, 硕士, 工程师, 研究方向为加力燃烧室气动热力学和热端部件热防护; E-mail: zkf_1991@sina.com。

引用格式: 周开福, 李宁, 张琪. 接力喷嘴不同径向高度和方位角对加力燃烧室热射流点火性能的影响[J]. 航空发动机, 2018, 44(6): 44-49. ZHOU Kaifu, LI Ning, ZHANG Qi. Performance analysis of different radial height and azimuth of the relay nozzle on the hot jet igniting of the afterburner[J]. Aeroengine, 2018, 44(6): 44-49.

进行了探索性研究,发现热射流点火可实现脉冲爆震火箭发动机的快速短距起爆。而有关热射流点火在航空发动机加力燃烧室中的应用研究国内外鲜有报道。徐兴平、张孝春等^[8]对热射流点火煤油自燃规律进行了试验研究,为第4代军用航空发动机加力燃烧室热射流点火设计提供了初步试验依据。

对于采用波瓣混合器的加力燃烧室,内涵流通过波瓣混合器产生的流向涡会影响热射流火焰的传播。而文献[8]着重研究了煤油自燃延迟时间和距离随气动参数的变化规律,并没有在加力燃烧室的流场中研究热射流点火。在采用波瓣混合器的加力燃烧室基础上研究热射流点火的文献很少,而针对波瓣混合器的机理、性能、试验等的文献较多^[9-14]。因此,根据加力燃烧室波瓣混合器与稳定器布局形式开展热射流点火的研究十分有意义。

本文以采用波瓣混合器的某型航空发动机加力燃烧室为研究对象,在其他条件不变的情况下,研究了热射流点火性能随接力喷嘴径向高度和方位角的变化规律。

1 数值模型

1.1 几何模型

由于加力燃烧室结构具有周向对称性,取其1/6为计算域,如图1所示。图中, D 为加力燃烧室入口外涵直径; h 为接力喷嘴实际径向高度,即接力喷嘴到中心对称轴距离; x 轴为中心对称轴, z 轴为径向, y 轴与 x 、 z 轴相互垂直。定义波瓣混合器入口处 $x=0$ 。对接力喷嘴径向高度进行无量纲处理,即 $H=h/D$ 。在其他条件相同的前提下,改变接力喷嘴径向高度 H ,取 $H=0.25$ 、 0.28 、 0.30 、 0.33 ;在其他条件相同的前提下,改变接力喷嘴方位角 α ,取 $\alpha=0^\circ$ 、 5° 、 10° 、 15° 。

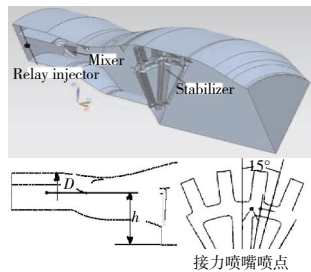


图1 计算域

加力燃烧室结构较为复杂,采用非结构化网格对计算域进行离散。采用5种不同网格数进行网格无关解研究,得出网格总数540万满足网格无关解。因此,数值模型网格总数选择540万,如图2所示。

1.2 边界条件及数值方法

边界条件采用加力燃烧室的实际工况,内、外涵

入口均采用质量入口边界条件,离散项设为escape,给出质量流量和总温;出口采用压力出口边界条件,离散项设为escape,给出静压和总温。

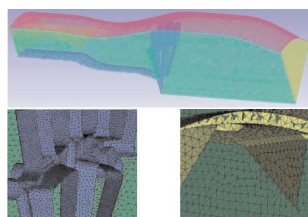


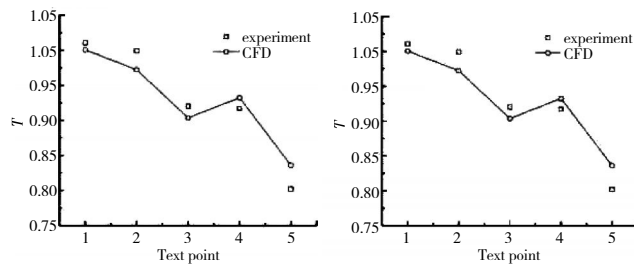
图2 整体网格及局部放大

计算域两侧采用周期性边界条件。稳定器壁面设为流固热交换面,其余壁面均采用绝热、无滑移固壁边界条件,离散项设为trap。

Cooper等^[15]采用数值模拟方法模拟某波瓣混合器流场,得出采用Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型数值模拟波瓣混合器的计算结果与试验结果最为接近,故本文湍流模型也选用Realizable $k-\varepsilon$ 。就航空发动机加力燃烧室而言,燃油雾化模型一般采用颗粒轨迹模型(DPM模型)。由于接力喷嘴类型为离心喷嘴,喷嘴的射流源类型选择锥形射流源,锥角设为 78° 。接力喷嘴的燃油燃烧属于非预混燃烧,故燃烧模型采用非预混燃烧模型(Eddy-Dissipation 涡耗散燃烧模型)。压力项采用2阶离散格式,对流项采用2阶迎风格式离散,压力与速度采用SIMPLE耦合算法,收敛残差设为 10^{-6} 。

1.3 数值方法验证

为了验证本文数值方法的可靠性,基于对该型加力燃烧室扇形段流场测试结果,采用Realizable $k-\varepsilon$ 湍流模型对其进行数值模拟。加力燃烧室出口和混合扩压器出口测点无量纲总温(测点实际总温/加力燃烧室内涵入口总温)的计算和试验结果对比如图3所示。从图中可见,计算与试验结果吻合较好。



(a) 混合扩压器出口

(b) 加力出口

图3 无量纲总温计算与试验结果对比

建立文献[8]中热射流点火煤油自燃试验研究数值模型,燃油雾化模型选择DPM模型、燃烧模型选择Eddy-Dissipation 涡耗散燃烧模型对其进行数值模拟,煤油着火延迟距离计算与试验结果对比见表1。

表1 着火延迟距离试验与计算结果对比

喷嘴射油压差 /MPa	着火延迟距离 /mm		相对误差 /%
	试验结果	计算结果	
0.65	125	130	4.0
0.75	95	99	4.2
0.95	65	68	4.6

从表中可见,计算与试验结果较为吻合,相对误差均在5%以内,说明选择的燃油雾化模型和燃烧模型的计算精度较高。通过对波瓣混合器和热射流点火自燃的试验结果进行数值模拟发现,计算与试验结果均能较好地吻合,说明本文的数值方法是可靠的。

2 计算结果与分析

2.1 热射流点火未工作时的流场分析

在热射流点火未工作时分析加力燃烧室流场,得出热射流火焰的最佳传播区域。加力燃烧室的工作流程为热射流火焰首先点燃值班火焰,然后利用值班火焰点燃部分加力状态和全加力状态,同时考虑值班火焰快速沿周向传焰,故热射流火焰需传到周向稳定器附近区域迅速点燃该区燃油并形成稳定的小火焰,小火焰利用周向稳定器周向传焰功能迅速点燃整个值班火焰。稳定器尾缘截面上静温和氧气质量分数分布如图4所示。从图中可见,热射流火焰传到周向稳定器附近的区域有3种(外涵2种,内涵1种),外涵有2种是因为内涵高温燃气受波瓣混合器波峰处产生流向涡卷吸作用入侵外涵冷空气后导致该区气体温度升高,最终导致周向稳定器附近的外涵区域形成高温和低温2种不同区域;周向稳定器附近内涵区域气流温度和压力高,氧气相对充足,非常有利于点火,故为热射流火焰传播的最佳区域;周向稳定器附近外涵高温区域气流温度高,氧气充足,压力相对较低,故为射流火焰传焰的第2区域;周向稳定器附近外涵低温区域气流氧气充足,压力相对较高,温度较低,故为射流火焰传焰的最差区域。基于上述分析,热射流火焰

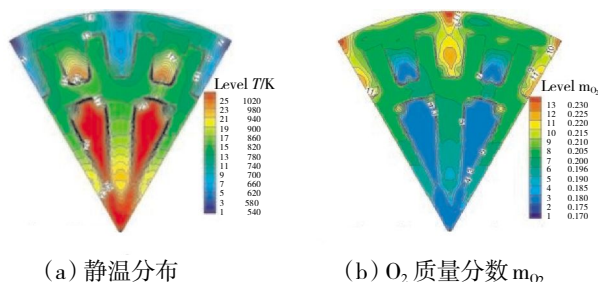


图4 稳定器尾缘截面静温和氧气质量分数分布

传播区域最好选择周向稳定器附近外涵高温区域和内涵高温区域,具体选择时还要综合分析航空发动机加力燃烧室的混合器与稳定器布局方式。

稳定器壁面温度分布如图5所示。稳定器高温区主要分布在内径向稳定器和环向稳定器2个局部区域,最高温度约1000 K,这是因为内涵高温燃气通过波瓣混合器波峰处卷吸到外涵与低温空气进行热交换提高了外涵区域的温度,导致波瓣混合器波峰下游处外涵温度升高,故环向稳定

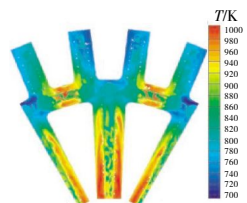


图5 稳定器壁面温度分布

2.2 热射流点火工作时的流场分析

为简便起见,主要分析不同射流喷嘴径向高度下的流场。热射流火焰子午面静温分布如图6所示。从图中可见,随着径向高度增加,热射流火焰传播距离逐渐缩短,同时传播到稳定器下游区域从内涵区域逐渐向外涵区域移动;径向高度越大,热射流火焰的高温区域越小;径向高度越小,热射流火焰越靠近内涵,内涵为高温燃气,氧气质量分数相对较低,热射流燃油不能在短距离内完全燃烧,从而拉长热射流火焰的传播距离;随着径向高度增大,热射流火焰越靠近外涵,外涵空气温度低,氧气质量分数较高,热射流燃油在短距离内完全燃烧,同时热射流火焰向外涵低温空气传入大量的热量,加快了热射流火焰的耗散,从而热射流火焰的传播距离较短、高温区域越小。在 $x/D=0.63$ 截面上静温分布如图7所示。从图中可见,随着径向高度增加,热射流火焰传播到稳定器尾缘截面上的高温区域(1400 K以上)后逐渐减小。当径向高度 $H=0.25$ 时,热射流火焰受流向涡卷吸作用沿径向拉长,受稳定器阻挡分成一大一小2簇火焰继续往下游传播,大的1簇射流火焰在内涵区域往下游传

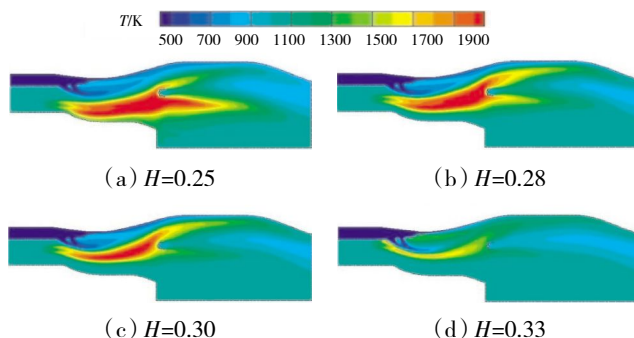


图6 热射流火焰子午面静温分布

播,小的1簇在外涵区域往下游传播;当径向高度 $H=0.28$ 时,热射流火焰受流向涡卷吸作用沿径向拉长,受稳定器阻挡分成一大一小2簇火焰继续往下游传播,大的1簇射流火焰在外涵区域往下游传播,小的1簇在内涵区域往下游传播;当径向高度 $H=0.30$ 时,热射流火焰受流向涡卷吸作用沿径向拉长,传播到稳定器尾缘截面上高温区域与外伸径向到稳定器回流区完美贴合;当径向高度 $H=0.33$ 时,热射流火焰更加靠近外涵区域,向外涵低温气流传入大量的热量,传播到稳定器尾缘截面上高温区域逐渐消失。

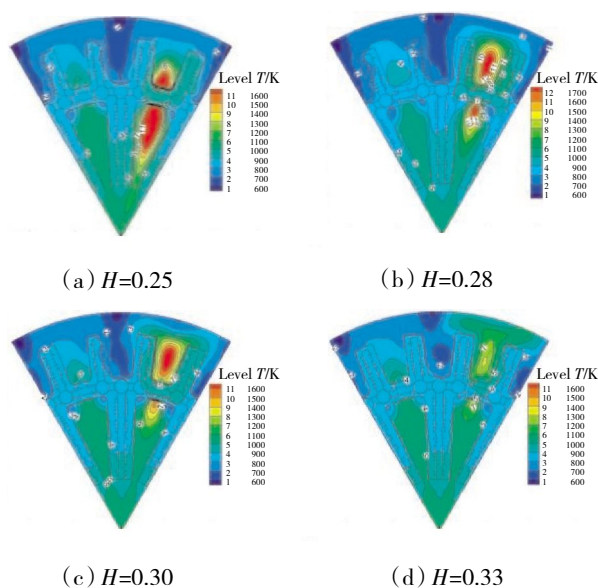


图7 $x/D=0.63$ 截面静温分布

2.3 稳定器壁温分析

不同径向高度下稳定器壁温分布如图8所示。从图中可见,随着径向高度增加,稳定器壁面高温分布区域逐渐减小。随着径向高度逐渐增大,热射流火焰

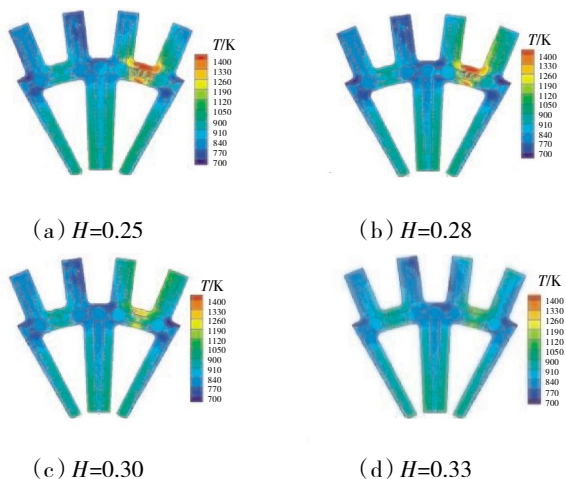


图8 不同径向高度下稳定器壁温分布

逐渐靠近外涵区域,传播到稳定器尾缘截面上区域由内涵逐渐向外涵移动,同时向外涵低温区域传递的热量越来越大,高温区域逐渐减小,传播到稳定器壁面时火焰区域逐渐减小到零,从而稳定器壁面高温区域逐渐减小。径向高度 $H=0.25$ 时稳定器壁温最高,高达1400 K左右,会导致稳定器局部烧蚀,严重影响稳定器的工作可靠性。

不同方位角下稳定器壁温分布如图9所示。从图中可见,随着方位角的增大,稳定器壁面高温区域逐渐减小;方位角 $\alpha=0^\circ$ 和 $\alpha=5^\circ$ 时的稳定器壁温最高,为1450 K左右,会导致稳定器局部烧蚀;方位角 $\alpha=15^\circ$ 时稳定器壁面温度最低,为1100 K左右。在方位角从 0° 增大到 15° 的过程中,热射流火焰受稳定器壁面阻挡区域越来越小,稳定器壁面高温区域越来越小。

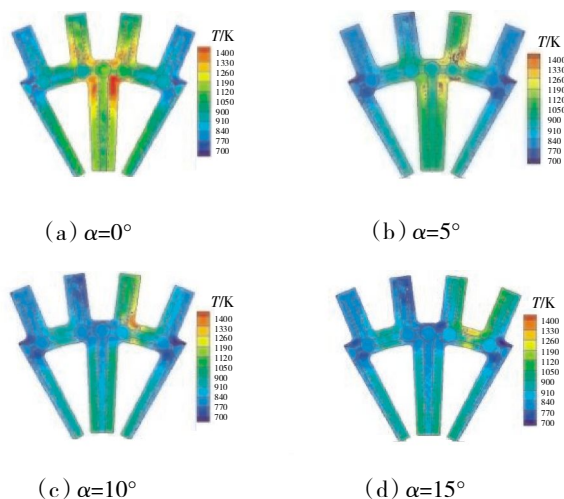


图9 不同方位角下稳定器壁温分布

2.4 流阻特性

加力燃烧室沿流向截面的无量纲总压定义为

$$P = \left(\frac{1}{\dot{m}_5 + \dot{m}_f + \dot{m}_{15}} \int P_i d\dot{m}_i \right) / \left(\frac{\dot{m}_5 P_{i5} + \dot{m}_{15} P_{i15}}{\dot{m}_5 + \dot{m}_{15}} \right) \quad (1)$$

式中: $\dot{m}_5$ 、 P_{i5} 分别为加力燃烧室内涵入口燃气质量流量和总压; $\dot{m}_{15}$ 、 P_{i15} 分别为加力燃烧室外涵入口空气质量流量和总压; $\dot{m}_f$ 为热射流燃油质量流量; $\dot{m}_i$ 、 P_{i1} 分别为加力燃烧室沿流向截面上节点质量流量和总压。

由式(1)得出不同径向高度下加力燃烧室无量纲总压沿流向的变化规律,如图10所示。从图中可见,无量纲总压沿流向逐渐降低,无量纲总压曲线先较为陡峭后逐渐变缓;流过稳定器无量纲总压骤然下降,降低0.02;在稳定器尾缘下游,随着径向高度增加,无

量纲总压曲线由下往上排列。这是因为内外涵流体流过波瓣混合器后生成的流向涡强度大,随着流向涡往下游发展,流向涡强度逐渐增强,在流向涡强力掺混的作用下能量损失较大,无量纲总压剧烈减小,故无量纲总压曲线前段比较陡峭;当流向涡强度扩展到最大时,受流体黏性和湍流耗散作用进入涡耗散阶段,强度逐渐减小,掺混强度逐渐减弱,能量损失逐渐减小,故无量纲总压曲线趋势逐渐变缓;流体流过稳定器受逆压梯度影响,在节流作用下流体能量损失急剧增大,无量纲总压急剧降低;随着径向高度增大,热射流火焰逐渐靠近外涵,逐渐靠近波瓣混合器生成流向涡核心区,受流向涡影响热射流火焰发生振荡,能量损失越大,无量纲总压越小。热射流工作时,流体热阻损失增大,无量纲总压减小,故热射流未工作的无量纲总压曲线在热射流工作的无量纲总压曲线之上。在加力燃烧室出口截面处,热射流导致的额外最大无量纲总压损失约为 0.007。

不同方位角下无量纲总压沿流向的变化规律如图 11 所示。从图中可见,无量纲总压沿流向逐渐降低,在稳定器前无量纲总压曲线较为陡峭并逐渐变缓;流经稳定器无量纲总压急剧降低,降低 0.02;在稳定器后无量纲总压曲线趋势逐渐变缓并趋于平稳。在加力燃烧室出口处,随着方位角的增大,无量纲总压依次为 0.9498、0.9476、0.9472 和 0.9472;热射流工作导致的额外最大无量纲总压损失约为 0.0056。

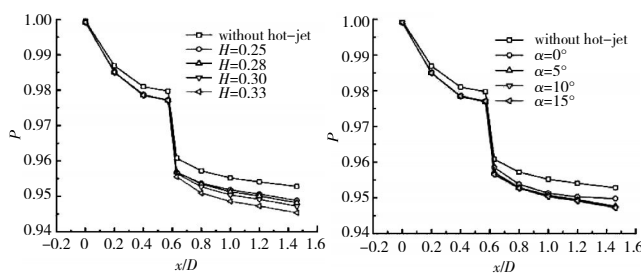


图 10 不同径向高度下无量纲总压沿流向分布

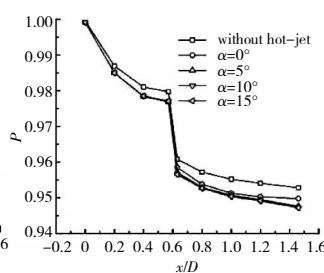


图 11 不同方位角下无量纲总压沿流向变化

3 结论

在其他条件不变的前提下,本文研究了接力喷嘴不同径向高度和方位角对热射流点火性能的影响规律,得出如下结论:

(1)通过流场分析可知,热射流火焰传播到周向稳定器附近区域时最好选择外涵高温区域和内涵高温区域。

(2)随着径向高度增加,热射流火焰传播到稳定器尾缘截面时高温区域逐渐减小,其中在 $H=0.30$ 时热射流火焰传播到稳定器尾缘截面上高温区域与外伸径向稳定器回流区完美贴合。

(3)随着径向高度增加,稳定器壁面高温分布区域逐渐减小,其中在 $H=0.25$ 时稳定器壁面静温最高,为 1400 K 左右,会导致稳定器局部烧蚀。

(4)随着方位角的增大,稳定器壁面高温区域逐渐减小,其中在方位角 $\alpha=0^\circ$ 和 $\alpha=5^\circ$ 时稳定器壁面温度最高,为 1450 K 左右。

参考文献:

- [1] Zhang M, Hu Z W, Luo K H, et al. LES of kerosene spray combustion with pilot flame in a model dual mode ramjet chamber [R]. AIAA-2009-5385.
- [2] Situ M, Wang C, Lu H P, et al. Hot gas piloted energy for supersonic combustion of kerosene with dual-cavity[R]. AIAA-2001-0523.
- [3] 席文雄,王振国,李庆,等. 超声速气流中煤油喷雾的热射流强迫点火[J]. 航空动力学报,2012,27(11):2436-2441.
XI Wenxiong, WANG Zhengou, LI Qing, et al. Forced ignition of kerosene spray in supersonic airflow with hot gas injection[J]. Journal of Aerospace Power, 2012,27(11):2436-2441. (in Chinese)
- [4] 席文雄,王振国,刘卫东,等. 双模态超燃冲压发动机点火方案对比试验[J]. 推进技术,2013,34(3):383-389.
XI Wenxiong, WANG Zhengou, LIU Weidong, et al. Experimental comparison on the scheme of ignition in dual-mode scramjet [J]. Journal of Propulsion Technology, 2013,34(3):383-389. (in Chinese)
- [5] 赵炜,韩启祥,王家骅,等. 热射流点火对爆震管内火焰加速及爆震波触发影响的数值研究[J]. 航空动力学报,2015,30(1):38-45.
ZHAO Wei, HAN Qixiang, WANG Jiahua, et al. Numerical study on effect of hot jet ignition on flame acceleration and detonation initiation in detonation tube[J]. Journal of Aerospace Power, 2015,30(1):38-45. (in Chinese)
- [6] 李建玲,范玮,李强,等. 火焰射流点火起爆的试验探索[J]. 燃烧科学与技术,2009,15(5):461-465.
LI Jianling, FAN Wei, LI Qiang, et al. Experimental investigation on detonation initiation by flame jet[J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2009,15(5):461-465. (in Chinese)
- [7] 唐鹏. 煤油射流自动着火的数值研究[D]. 合肥:中国科学技术大学,2009:38-51.
TANG Peng. Numerical study on auto-ignition of kerosene jet [D]. Hefei: University of Science and Technology of China, 2009:38-51. (in Chinese)
- [8] 徐兴平,张孝春,游庆江,等. 加力燃烧室热射流点火的燃油自燃规律研究[J]. 航空发动机,2014,40(1):39-41.
XU Xingping, ZHANG Xiaochun, YOU Qingjiang, et al. Investigation

- on fuel autoignition law of hot-jet ignition for afterburner [J]. Aero-engine, 2014, 40(1): 39–41. (in Chinese)
- [9] Xie Y, Liu Y H. A modified thermal mixing efficiency and its application to lobed mixer nozzle for aero-engine [J]. Heat Transfer Research, 2011, 42(4): 317–335.
- [10] 张哲衡, 王东明, 张宝华, 等. 波瓣混合器流场试验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(8): 1761–1768.
- ZHANG Zheheng, WANG Dongming, ZHANG Baohua, et al. Experimental of flow in lobed mixer [J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(8): 1761–1768. (in Chinese)
- [11] 刘友宏, 周开福, 牛俊杰. 气冷喷嘴杆隔热套高度对混合扩压器性能影响[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(6): 1099–1106.
- LIU Youhong, ZHOU Kaifu, NIU Junjie. Effect of air cooled spraybar heat insulation sleeve height on performance of mixer and diffuser[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(6): 1099–1106. (in Chinese)
- [12] Waitz I A, Qiu Y J, Manning T A, et al. Enhanced mixing with stream wise vorticity [J]. Progress in Aerospace Sciences, 1997, 33 (5–6): 323–351.
- [13] Ooba Y, Kodama H, Nakamura Y, et al. Large eddy simulation analysis of an 18-lobe convoluted mixed nozzle [R]. AIAA–2002–0717.
- [14] Kozłowski H, Larkin M. Energy efficient engine exhaust mixer model technology report[R]. NASA/CR–1982–165459.
- [15] Copper N J, Merati p, Hu H. Numerical simulation of the vertical structures in a lobed jet mixing flow[R]. AIAA–2005–0635.

(编辑:刘 静)