

气氧/气甲烷火炬式电点火器燃烧仿真与热试

张 锋, 于 涵, 尚 帅, 胡洪波, 连俊恺

(西安航天动力研究所 液体火箭发动机技术重点实验室, 陕西 西安 710100)

摘 要:火炬式电点火是可重复使用液氧甲烷发动机较为可行的点火方式之一。针对气氧/气甲烷火炬式电点火器开展了燃烧流场仿真和点火试验研究。燃烧仿真结果表明,在混合比接近当量混合比时,仿真结果与理论计算结果吻合较好,混合比富燃程度较高时,两者的偏差显著增大。另外,随着混合比的增大,火花塞所处的热环境逐渐恶化,加大了火花塞被烧蚀的风险。点火试验结果表明,点火器能够在混合比 1.0~1.6 范围内实现可靠点火和稳定工作,室压可以达到预期目标,同时点火器出口火焰具有较好的稳定性和刚度,能够满足燃烧室对点火器的设计要求。

关键词:火炬电点火器;甲烷;点火试验;燃烧流场仿真

中图分类号:V435 文献标识码:A 文章编号:1672-9374(2022)04-0036-07

Combustion simulation and hot-fire test of GOX/GCH₄ spark torch igniter

ZHANG Feng, YU Han, SHANG Shuai, HU Hongbo, LIAN Junkai

(Science and Technology on Liquid Rocket Engine Laboratory,
Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: For reusable LOX/methane engines, the spark torch ignition is feasible. The combustion simulation and hot-fire tests were conducted for a GOX/GCH₄ spark torch igniter. The simulation results agreed well with the theoretical results, when the mixture ratio is close to the equivalent mixture ratio, and their deviation increases significantly when the mixture ratio is rather fuel-rich. As mixture ratio increased, the thermal environment of the spark plug is deteriorating, which increases the risk that the spark plug will be burned. The hot-fire test results show that the igniter could achieve reliable ignition and stable operation performance within the range of mixing ratio 1.0–1.6, and the chamber pressure could reach the expected target. Meanwhile, the flame at the exit of the igniter has well stability and stiffness, which meets the design requirements of the combustor for igniter.

Keywords: spark torch igniter; methane; hot-fire test; combustion simulation

收稿日期:2022-02-25;修回日期:2022-04-01

基金项目:中国科协青年人才托举工程(2021QNRC001)

作者简介:张锋(1981—),男,硕士,研究员,研究领域为喷雾燃烧技术。

0 引言

随着航天动力技术的发展,可重复使用火箭逐渐成为未来航天运载器的重要发展方向之一。研制低成本、高性能、易使用、无毒、无污染的推进系统正成为各国航天竞相关注的热点。液氧甲烷发动机在可重复使用领域具有较高的潜力^[1],这是因为一方面与煤油相比,甲烷结焦温度高、积碳少,冷却能力更强^[2];另一方面与液氢相比,密度是液氢的6倍左右,因此贮箱的尺寸及质量更小,并且绝热和处理工艺的要求简单得多。因此,液氧/甲烷推进剂组合非常适合低成本、可重复使用发动机,美、俄、欧等航天强国均相继启动了液氧/甲烷发动机的研制计划^[3-10]。

液氧/甲烷双组元低温推进剂需要额外的点火装置才能实现发动机的起动过程,现有的点火方式主要包括化学点火、火药点火和火炬式电点火等。其中火炬式电点火器相当于一个小型燃烧装置,一般由推进剂供应系统、点火室、火花塞点火系统以及喷管(或燃气导管)等部件组成。火炬式电点火器具有可多次起动、能量高以及工作时间可调控等优点,因此火炬式电点火方式是可重复使用液氧甲烷发动机较为可行的点火方式之一。

火炬式电点火技术已在国外多款发动机中得到应用,美国的RL-10和SSME、日本的LE-5和LE-7以及俄罗斯的PD-0120等氢/氧火箭发动机均采用了火炬式电点火器。早在20世纪70年代后期,美国NASA的Lewis研究中心研制了一种气氧/气氢火炬式电点火器,用作火箭发动机地面燃烧试验的点火源。该点火器在多个试验系统上得到广泛应用,操作简单、可靠性高,可用于氢/氧、液氧/煤油、甲烷/气氧等多种推进剂组合的点火^[11]。NASA格伦研究中心^[12]设计了液氧/甲烷火炬点火器,并在真空环境下开展了750次点火试验,评估了甲烷纯度、火花塞能量和放电频率、混合比、流量以及点火器结构等对点火成功率的影响。

国内对火炬式电点火器技术的研究起步较晚。孙纪国等先后研制了膜冷却型液氢/液氧火炬式电点火器和排放冷却型液氢/液氧富氧火炬式电点火器^[13-14]。刘巍等设计了采用旋转液膜冷却的气氧/酒精火炬式电点火器,并在冲压发动机试车台

上进行了试验,试验中最长工作时间达到20 s^[15]。针对超燃冲压发动机点火难题,邓维鑫等设计了一种以空气和煤油作为氧化剂和燃料的火炬式电点火器,试验表明,该点火器能够在当量比0.3~1.3范围内可靠工作,并能可靠点燃超燃冲压发动机^[16]。

总体而言,国内在火炬式电点火器技术方面开展了一定的研究工作,但针对气氧/气甲烷火炬式电点火器技术的研究较少,有待进一步深入。为此,本文针对液氧甲烷发动机可重复使用点火需求,设计了一种直流互击式气氧/气甲烷火炬式电点火器,并开展了燃烧流动数值模拟和点火试验研究。

1 火炬式电点火器设计方案

1.1 设计计算

气氧/气甲烷火炬式电点火器的设计要求如下:①理论燃气温度 $2\,000 \pm 200\text{ K}$;②点火室压力不小于2.0 MPa;③点火器本体及电火花塞热防护可靠,无烧蚀。

国内外常见的火炬式电点火器的混合比一般多选择富燃混合比,这是由于在相同点火能量的情况下,富燃混合比所需要的点火器总流量要明显小于富氧混合比条件下的总流量。因此,本文的气氧/气甲烷火炬式电点火器同样选择富燃混合比。为确定火炬点火器的混合比,采用CEA软件开展了气氧/气甲烷热力性能参数计算。在点火室压力 $p_c = 2.0\text{ MPa}$ 的条件下(气氧和气甲烷的初始温度均为293 K),燃气温度随混合比的变化曲线如图1所示。

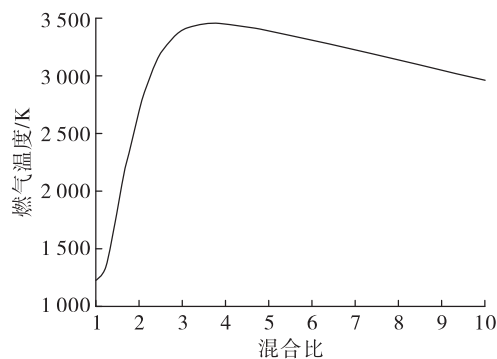


图1 气氧/气甲烷理论燃烧温度随混合比的变化曲线($p_c = 2.0\text{ MPa}$)

Fig. 1 GOX/GCH₄ theoretical combustion temperature vs mixture ration at $p_c = 2.0\text{ MPa}$

在混合比 MR 为 $1 \sim 10$ 的范围之内,燃气温度随混合比的增大先增大后减小,在混合比 $MR = 3.7$ 时(化学恰当混合比为 4.0)达到最高值 $3\,452.3\text{ K}$ 。当混合比为 1.56 时,理论燃气温度约为 $2\,000\text{ K}$ 。考虑到燃烧效率及散热损失等因素,该火炬式点火器混合比取为 1.65 ,此时的理论燃气温度约为 $2\,166.1\text{ K}$,理论特征速度约为 $1\,707.0\text{ m/s}$ 。

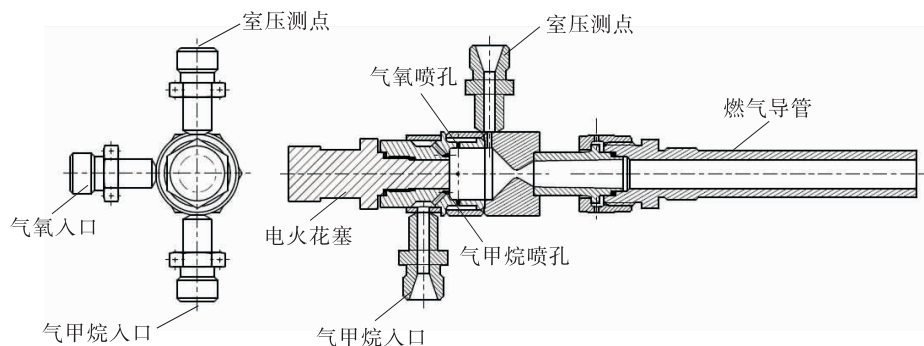


图2 气氧/气甲烷火炬式电点火器结构图

Fig.2 Sketch of GOX/GCH₄ spark torch igniter

2 燃烧流场仿真

2.1 仿真方法及物理模型

采用商用计算流体力学软件 Fluent 6.3.26 求解器,对上述火炬式电点火器进行了三维燃烧流场数值仿真。由于仿真的目的主要在于了解点火室内温度分布尤其是高温区的位置,因此,计算域未包含喉部下游区域,并根据点火器结构特点进行适当简化,取其 $1/4$ 进行建模并划分网格,经过网格无关性验证后,选取网格数约为 1.65×10^6 ,如图3所示。

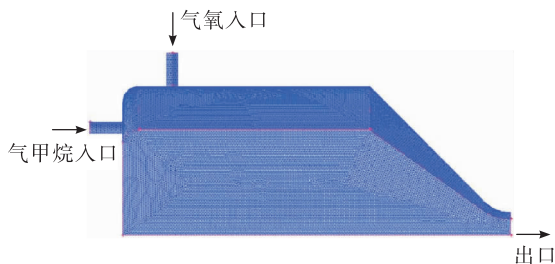


图3 计算网格

Fig.3 Computational mesh

控制方程采用基于雷诺平均的气相湍流反应的 N-S 方程,湍流模型选择标准 $k-\varepsilon$ 模型,采用标准壁面函数处理近壁面流动,离散格式为二阶迎风格

1.2 结构方案

本文设计的气氧/气甲烷火炬式电点火器结构如图2所示。该点火器采用电火花塞点火,电火花塞设置在点火器头部的中心位置。该点火器采用直流互击式喷注方案,共有4对气氧/气甲烷的直流互击式喷注孔。

式。气氧/气甲烷的燃烧反应动力学模型采用了13组分、18步反应的简化反应机理^[17]。

气甲烷和气氧喷孔进口均选择质量入口(总流量为 8 g/s),给定进口燃料和氧化剂的流量、压力、推进剂组分及温度,出口选择压力出口,进出口的湍动能和湍动耗散率按经验公式给定,对称面采用对称边界,固体壁面采用绝热、无滑移壁面条件,并忽略对流传热、辐射传热对流场的影响。流场中各组分的定压比热容选择分段多项式方法计算,黏性和导热系数按照动能理论计算;混合气体的密度按照理想气体模型计算,导热系数和黏性按照理想气体混合定律给定,质量扩散按动能理论进行计算^[18-19]。

2.2 仿真结果与分析

本文在点火器总流量保持不变的情况下,对点火器混合比在 $1.0 \sim 3.0$ 的富燃燃烧流场进行数值仿真,并根据仿真结果分析混合比对点火器燃烧流场(尤其是温度场分布)和工作特性的影响。

表1给出了不同混合比工况下,点火室压力 p_c 、燃气出口总温 T_e 以及燃气特征速度 C^* 等参数的仿真结果。由仿真结果可以看出,在总流量保持不变的情况下,随着混合比由 1.0 增大至 3.0 ,燃气出口总温 T_e 逐渐增大;点火室压力 p_c 和燃气特征速度 C^* 均先增大后略微减小,在 $MR = 2.5$ 时达到最高

值。为了评估上述仿真结果的准确性,将燃气出口总温和特征速度的燃烧仿真结果与由 CEA 软件计算得到的理论计算结果进行了对比,如图 4 和图 5 所示。通过对比可以发现,燃烧仿真得到燃气出口总温和特征速度随着混合比的总体变化趋势与理论计算结果是一致的。其中,在混合比接近化学恰当混合比时,仿真结果比理论计算结果略低,而随着混合比的不断减小,仿真结果逐渐高于理论结果。当 $MR=3.0$ 时,燃气出口总温、特征速度的仿真结果与理论计算结果的偏差分别为 1.79% 和 0.95% 。随着混合比的逐渐降低,仿真结果与理论结果的偏差逐渐增大,当 $MR=1.0$ 时,燃气出口总温、特征速度的燃烧仿真结果与理论计算结果的偏差分别为 61.07% 和 7.18% 。这表明,本文采用的燃烧反应机理在混合比接近化学恰当混合比时,能够很好地模拟气氧/气甲烷的燃烧反应过程,此时燃气出口总温和特征速度等仿真精度较高;而当点火器富燃程度较高时,仿真精度有所下降。

表 1 燃烧流场仿真结果

Tab. 1 Simulation results of combustion flow field				
工况	MR	p_c/MPa	T_c/K	$C^*/(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$
1	1.00	1.969	1 978.1	1 515.7
2	1.20	2.085	2 221.4	1 605.0
3	1.50	2.210	2 513.3	1 700.8
4	1.65	2.266	2 592.9	1 744.0
5	1.80	2.299	2 681.7	1 769.5
6	2.00	2.350	2 864.6	1 808.5
7	2.50	2.424	3 164.3	1 865.4
8	3.00	2.416	3 336.9	1 859.8

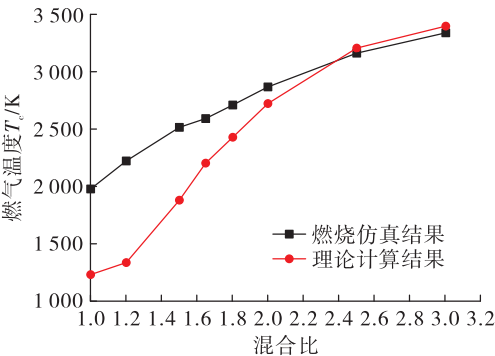


图 4 燃气温度随混合比的变化

Fig. 4 Gas temperature at different mixture ratios

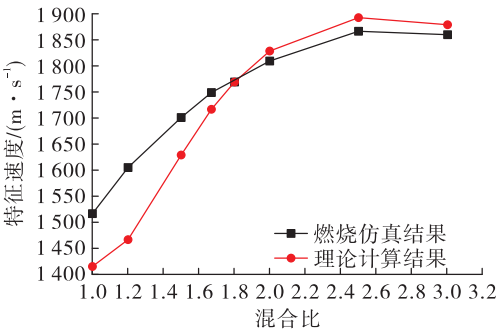


图 5 特征速度随混合比的变化

Fig. 5 Characteristic velocity at different mixture ratios

图 6 给出了不同混合比工况下,点火室内燃气静温分布云图。从图中可以看出,点火室内的高温燃烧区起始于气氧喷孔出口,主要位于气氧射流的外围以及气氧射流与气甲烷射流撞击混合的合成射流的下游侧。随着混合比的逐渐升高,高温燃烧区范围逐渐扩大并逐渐延续到喉部。另一方面,随着混合比的增大,气氧射流与气甲烷的动量比逐渐增大,因此两者撞击混合后的合成射流轴线与点火器中心轴线的夹角逐渐增大,由混合比 $MR=1.0$ 时的 28° 增大至混合比 $MR=3.0$ 时的 79° 。受此影响,4 对撞击对合成射流的径向动量分量逐渐增大,从而增强了高温燃气向点火器头部端面的回流,导致火花塞末端所处的热环境愈发恶劣,火花塞末端烧蚀的风险不断加大。

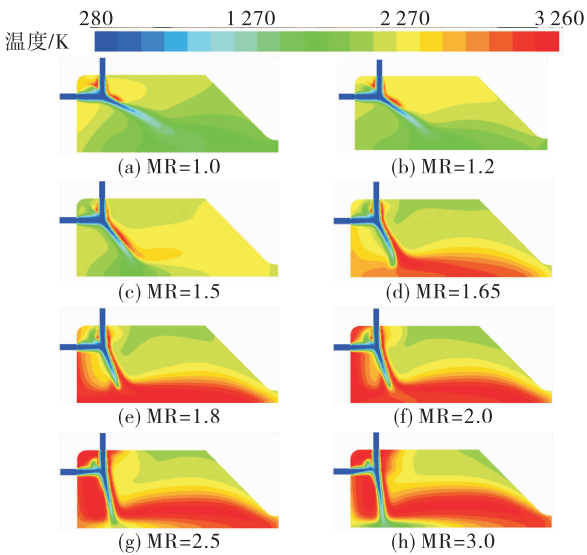


图 6 不同混合比下的静温分布云图

Fig. 6 Static temperature distribution at different mixture ratios

3 点火试验

按照火炬式电点火器的设计方案试制了一套点火器样件,并根据仿真结果开展了试验研究,下面介绍具体的试验方案和试验结果与分析。

3.1 试验方案

为了开展火炬式电点火器燃烧试验,搭建了气氧/甲烷火炬式电点火器燃烧试验系统,如图7所示。试验系统通过节流孔板控制氧气和甲烷的流量,试验中测量孔板前和喷孔前的静压,所有工况下孔板喉部流动均为音速,因此可通过式(1)计算推进剂流量。在点火器身部布置静压传感器测量点火室压力,本次试验压力传感器量程为0~10 MPa,测量精度为0.25%。

$$q_m = \frac{C_d A p_i^*}{R T_i^*} \sqrt{\gamma \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{(\gamma + 1)/(\gamma - 1)}} \quad (1)$$

式中: A 表示节流孔板喉部面积; C_d 表示流量系数; p_i^* 表示孔板前压力; T_i^* 表示孔板前温度; R 表示气体常数; γ 表示气体比热比。

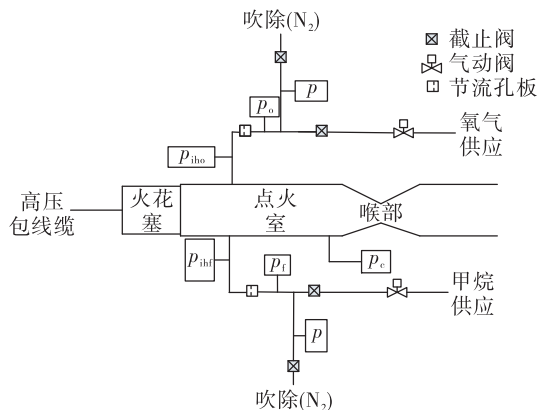


图7 气氧/气甲烷火炬式电点火器试验系统

Fig.7 Experimental setup of GO_2/GCH_4 spark torch igniter

由数值仿真的结果可知,随着混合比的升高,火花塞端面处温度显著升高,为了保证试验中火花塞不被烧蚀,本文按照表1中工况1~4的参数开展点火试验,不进行工况5~8的点火试验。

3.2 试验结果与分析

按照表1中工况1~4开展点火器热试,得到点火器室压随时间变化曲线如图8所示,其中图8(a)是点火器室压全程变化曲线,图8(b)是点火器启动

时刻室压变化曲线。从图8(a)可以看出在0.2 s时刻点火室压力开始上升,此时燃料和氧化剂正在进入点火室,室压上升到接近0.5 MPa时出现明显拐点,此时燃料和氧化剂基本完成充填,点火室迅速着火,室压快速上升,大约在0.4 s时刻火炬点火器室压达到额定值,随后在额定室压下稳定工作。热试结果表明点火器可在混合比1.0~1.6之间实现可靠点火和稳定工作,随着点火器混合比升高,稳定工作阶段的室压增大,这符合理论分析和数值计算结果的变化趋势。

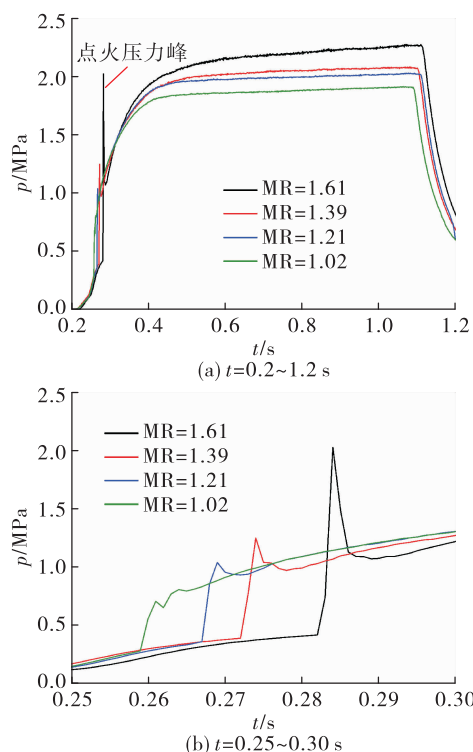


图8 不同混合比工况下点火室压力变化曲线

Fig.8 Pressure variation of igniter chamber under different conditions

从图8(b)中还可以看出,在混合比1.61状态下,点火室存在较为明显的点火压力峰,随着混合比的降低,点火压力峰逐渐消失。点火室中产生点火压力峰的原因是从氧气和甲烷开始进入点火器到火花塞位置处的混合比达到可燃条件存在一定的时间延迟,该时间内在点火器中积存的氧气和甲烷着火瞬间发生爆燃。混合比越接近化学恰当比,爆燃程度就越高,形成的点火压力峰也就越大。

为了定量对比热试和数值计算得到的室压,将

热试中稳定工作阶段的室压取平均值后与表1中数值计算结果对比,结果如图9所示。可以看出,数值模拟和热试得到的点火器室压随混合比的变化趋势一致,不同混合比下热试结果略小于计算结果,其主要原因是计算中过高地估计了燃烧反应温度,导致计算室压稍微偏高,计算与试验室压结果的相对误差不超过6.3%,这说明数值计算结果准确性较高。

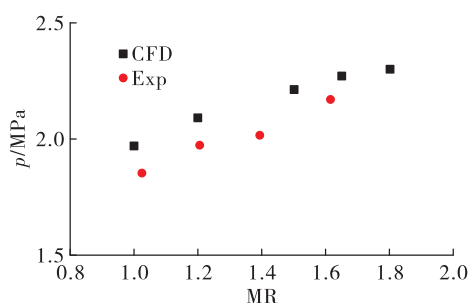


图9 点火器室压数值计算和热试结果对比

Fig.9 Comparison of numerical and experimental results of chamber pressure

火炬式点火器点着发动机主燃烧室依靠的是从燃气导管喷出的高温燃气,因此火焰特征对于点火过程较为重要,下面基于典型工况的火焰图像分析火焰特征演变规律。图10为 $MR = 1.61$ 工况下点火器出口火焰从初始状态到稳定状态的发展过程,可以看出在火炬刚点燃的 t_0 时刻,火焰长度较长(约500 mm)、宽度较宽(约100 mm),这是由于火炬点燃前一部分未燃混合物已经从出口喷出,火炬点燃后,点火室内火焰喷出将未燃混合物点燃,从而形成了较大尺寸的火焰特征。在 $t_0 + 0.04$ s时刻,火焰区域明显缩小,火焰呈淡黄色,此时点火室未完全建压,部分未完全燃烧的高温燃气从燃气导管喷出后与空气继续燃烧。在 $t_0 + 0.08$ s时刻,点火室基本完成建压过程,此时火焰根部呈淡蓝色,火焰长度约200 mm、宽度约30 mm。在 $t_0 + 0.12$ s时刻,点火室完成建压过程,此时火焰特征与 $t_0 + 0.08$ s时刻基本相同。从火焰式图像可以看出,火炬点火器稳定工作后的火焰具有较好的稳定性和刚度,符合发动机主燃烧室对点火器火焰的要求。

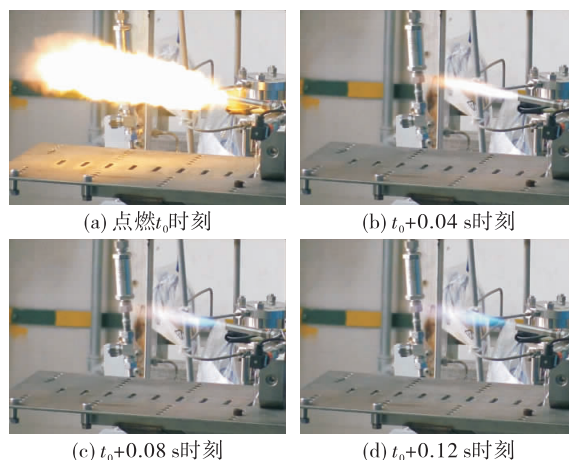


图10 点火器出口火焰发展过程

Fig.10 Flame development process at igniter exit

4 结论

本文设计了一种气氧/气甲烷火炬电点火器,并开展了燃烧流场数值仿真和点火试验研究,得到以下结论。

1) 直流互击式喷注方式能够较好地适用于小流量气/气燃烧组织,可作为气态火炬电点火器的设计备选方案。

2) 采用数值模拟方法能够较准确地获得点火室压力、燃气温度和特征速度,在混合比高于1.8时,存在火花塞端面过热烧蚀的风险。

3) 热试结果表明火炬点火器能够在混合比1.0~1.6范围实现可靠点火和稳定工作,火焰稳定性和刚度较好,并且火花塞或喉部未出现烧蚀问题。

参考文献:

- [1] 孙宏明. 液氧/甲烷发动机评述[J]. 火箭推进, 2006, 32(2): 23-31.
SUN H M. Review of liquid oxygen/methane rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32(2): 23-31.
- [2] HERNANDEZ R, MERCER S. Carbon deposition characteristics of LO_2/HC propellants [C]//23rd Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 1987.
- [3] 张雪松. 联合发射公司的新一代火箭[J]. 太空探索, 2015(1): 54-57.
- [4] 禹天福, 李亚裕. 液氧/甲烷发动机的应用前景[J]. 航天

- 制造技术,2007(2):1-4.
- [5] PRECLIK D, HAGEMANN G, KNAB O, et al. LOX/hydrocarbon propellant trade considerations for future reusable liquid booster engines [C]//41st AIAA/ASME/SAE/AS-EE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2005.
- [6] IANNETTI A, GIRARD N, RAVIER N, et al. PROMETHEUS, a low cost LOX/CH₄ engine prototype [C]//53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Reston, Virginia: AIAA, 2017.
- [7] KLEM M D, SMITH T D, WADEL M F, et al. Liquid oxygen/liquid methane propulsion and cryogenic advanced development [C]//The 62nd International Astronautical Congress 2011. Cape Town, South Africa: NASA, 2011.
- [8] 李文龙, 李平, 邹宇. 烃类推进剂航天动力技术进展与展望未来[J]. 宇航学报, 2015, 36(3): 243-252.
- [9] 李斌, 张小平, 高玉闪. 我国可重复使用液体火箭发动机发展的思考[J]. 火箭推进, 2017, 43(1): 1-7.
- LI B, ZHANG X P, GAO Y S. Consideration on development of reusable liquid rocket engine in China [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(1): 1-7.
- [10] ROBINSON J W, STEPHENSON D D. Liquid oxygen/liquid methane ascent main engine technology development [C]//59th International Astronautical Congress 2008. Glasgow, Scotland: NASA, 2008.
- [11] REPAS G. Hydrogen-oxygen torch ignitor [R]. NASA-T-M-106493, 1994.
- [12] BREISACHER K, AJMANI K. LOX/methane main engine igniter tests and modeling [C]//44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. Reston, Virginia: AIAA, 2008.
- [13] 孙纪国, 王剑虹. 低温富燃火炬点火器研究[J]. 导弹与航天运载技术, 1999(6): 17-22.
- [14] 孙纪国, 王珏. 高混合比火炬式电点火器试验研究[J]. 推进技术, 2000, 21(1): 33-35.
- [15] 刘巍, 杨涛, 胡建新, 等. 气氧/酒精火炬式电点火器试验[J]. 推进技术, 2008, 29(3): 269-272.
- [16] 邓维鑫, 乐嘉陵, 杨顺华, 等. 空气/煤油火炬点火器设计及试验[J]. 航空动力学报, 2017, 32(7): 1554-1560.
- [17] 董刚, 黄鹰, 陈义良. 不同化学反应机理对甲烷射流湍流扩散火焰计算结果影响的研究[J]. 燃料化学学报, 2000, 28(1): 49-54.
- [18] 高玉闪, 金平, 蔡国飙. 气氧/甲烷与气氢/气氧喷注器燃烧特性对比研究[J]. 推进技术, 2013, 34(6): 775-780.
- [19] 高玉闪, 杜正刚, 金平, 等. 气氧/甲烷同轴剪切喷注器燃烧特性数值模拟[J]. 火箭推进, 2009, 35(5): 18-23.
- GAO Y S, DU Z G, JIN P, et al. Numerical simulation on the combustion characteristic of shear coaxial GO₂/GCH₄ injector [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2009, 35(5): 18-23.