

液氧 / 甲烷气液喷注器试验研究

李丹琳, 栾叶君, 孙纪国
(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘 要: 介绍了液氧/甲烷气液喷注器热试验情况, 试验燃烧室压力 7.1~7.4MPa, 混合比 3.5~3.9。研究了不同的喷嘴结构参数对燃烧性能和流量特性的影响。获得了燃烧效率、流量系数、振动、点火性能以及积炭特性等重要参数。

关键词: 液氧/甲烷; 推力室; 燃烧效率; 同轴式喷嘴; 试验

中图分类号: V433.9

文献标识码: A

文章编号: (2010) 04-0059-04

Experimental investigation on LOX/CH₄ subscale thrust chamber

Li Danlin, Luan Yejun, Sun Jiguo
(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: The firing tests of a LOX/CH₄ subscale thrust chamber are presented in this paper. The chamber pressure of the tests is between 7.1 and 7.4MPa. The mixture ratio is between 3.5 and 3.9. Effects of design parameters on the LOX/CH₄ coaxial injector combustion and discharge performance are investigated by firing tests. Some key parameters are obtained such as combustion efficiency, discharge coefficient, vibration, ignition and the soot formation characteristics. The firing tests are important base for the development of a LOX/CH₄ rocket engine.

Key words: LOX/CH₄; subscale thrust chamber; C*efficiency; coaxial injector; hot fire test

0 引言

以液氧/甲烷为推进剂组合的火箭发动机具有

低成本、高可靠性、综合性能好、无毒、无污染、可重复使用等优点, 是极具发展潜力的未来航天动力^[1-2]。目前, 国外主要航天大国都对液氧/甲烷发动机研制产生了浓厚的兴趣, 相继开展了大量

收稿日期: 2010-01-12; 修回日期: 2010-03-02。

作者简介: 李丹琳 (1982—), 女, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机燃烧装置设计。

研究工作,且在关键技术研究方面已有突破性进展,但尚未有用于实际飞行的型号产品^[3-5]。

喷注器的喷雾及燃烧是液体火箭发动机主要研究课题之一,燃烧装置的燃烧效率与喷注器的设计密切相关,大量试验研究工作指出,喷嘴的结构参数和工作参数直接影响其流量特性和燃烧效率^[6-9]。甲烷作为一种新型推进剂,在我国的液氧/甲烷发动机燃烧装置研制之前,进行喷嘴的预先试验研究是非常必要的。德国与俄罗斯曾经联合进行了液氧/甲烷缩比喷注器的热试验,获得了不同喷注器结构对燃烧效率的影响^[10],韩国也开展了大量的喷注器研究性试验^[11-12]。本文研究了5种液氧/甲烷气液同轴直流式喷注器的燃烧性能和流量特性,热试验累计90s,获得了燃烧效率、流量系数、振动、点火以及积炭特性等重要参数,为液氧/甲烷全尺寸推力室设计提供了依据。

1 试验状态

某液氧/甲烷直流同轴式喷嘴如图1所示,约96K的液氧从氧喷嘴的中心管喷射出,约275K的气态甲烷从与中心管平行的同心环缝流出, l 为氧喷嘴缩进深度, d 为甲烷喷嘴与氧喷嘴之间的环形缝隙,甲烷喷嘴与氧喷嘴为钎焊结构,液氧从氧喷嘴中心孔直接进入燃烧室,气态甲烷经由8个径向孔进入环形间隙,径向孔面积远大于环形间隙面积,保证环形间隙节流,不同的环形间隙 d 决定了不同的气态甲烷与液氧喷射速度比。

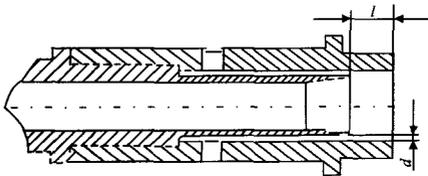


图1 直流同轴式喷嘴结构示意图
Fig.1 Sketch of shear coaxial injector

为了研究不同的结构参数(如缩进深度 l 和环形缝隙 d)对喷嘴性能的影响,设计了如图2所示的缩尺推力室。它由同轴式喷注器和水冷燃

烧室组成。喷注器上的18个液氧/甲烷直流同轴式喷嘴呈两圈同心圆排列,一底为多孔面板结构。缩尺推力室头部和身部为法兰联接,可拆卸,以便试验不同的喷注器方案。缩尺推力室采用火药点火器点火。

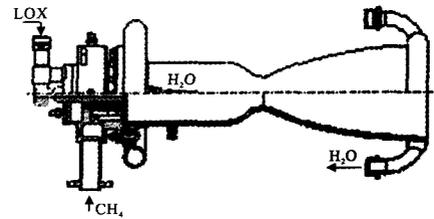


图2 水冷缩尺液氧甲烷推力室
Fig.2 Subscale thrust chamber with water cooling

在挤压试车台上进行了不同喷嘴结构的液氧/甲烷喷注器燃烧试验,研究了不同的缩进深度和液氧/甲烷喷射速度比对同轴式喷嘴燃烧性能的影响。喷射速度比主要通过调整甲烷喷嘴与氧喷嘴之间的环形缝隙来实现。试验累计90s,试验燃烧室压力为7.1~7.4MPa,混合比为3.5~3.9,推力室流量约8.4kg/s。图3为某次系统热试验。



图3 热试验
Fig.3 Hot fire test

2 试验结果分析

引入以下无量纲数。

$$\bar{v} = v_f / v_{ox} \quad (1)$$

$$\bar{l} = l / d_f \quad (2)$$

$$\bar{a} = a / a_n \quad (3)$$

式中, \bar{v} 为液氧/甲烷喷嘴喷射速度比; \bar{l} 为无量纲

缩进深度; d_t 为甲烷喷嘴内径; \bar{a} 为各次试验无量纲振动综合加速度; a 为各次试车综合加速度实测值 (包括轴向 a_1 、径向 a_2 、切向 a_3 三个测量方向); a_h 为氢氧喷注器热试验平均综合加速度值。试验研究的无量纲缩进深度范围 0.27~0.82, 液氧/甲烷喷射速度比 12.2~20.8。

2.1 燃烧效率分析

各次试验燃烧效率介于 0.905~0.975, 与国外缩比喷注器研究结果相当^[11]。

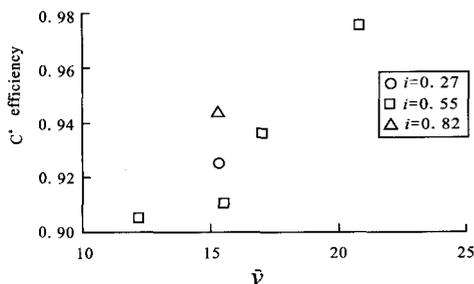


图 4 液氧/甲烷速度比对燃烧效率的影响
Fig.4 C^* efficiency vs. LOX/CH₄ velocity ratio

由图 4 可知, 在 i 相同的情况下, 随着液氧/甲烷喷射速度比的增大, 燃烧效率提高。可见, 提高甲烷与液氧的喷注速度比, 能够提高和改善雾化、混合质量, 从而提高燃烧效率, 这与氢氧同轴式喷嘴特性规律一致^[4]。

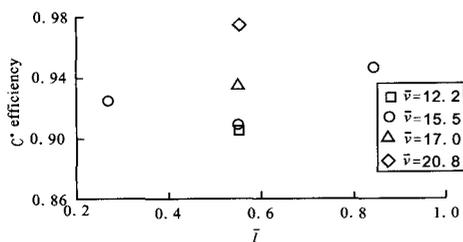


图 5 缩进深度对燃烧效率的影响
Fig.5 C^* efficiency vs. LOX post recess

由图 5 可知, 当 \bar{v} 取 15.5, 其他条件相同时, 随着 \bar{l} 的增大, 燃烧效率先降低后增加, 缩进深度对燃烧效率的影响不明显, 由于试验次数有限, 从试验结果还无法确定缩进深度对燃烧效率的影响规律。

2.2 流量系数分析

图 6 为各次试验 No.1~ No.4 甲烷及氧喷嘴流量系数。

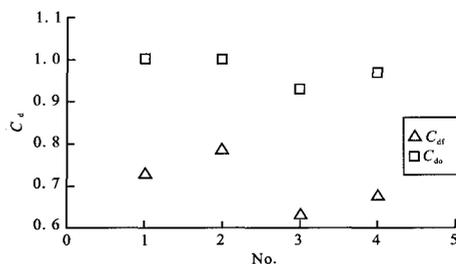


图 6 喷嘴流量系数

Fig.6 Discharge coefficient of shear coaxial injector

结果表明, 除 No.3 次试验甲烷喷嘴流量系数略低外 (与产品本身电火花加工缩进深度引起的毛刺有关), 其余各次甲烷喷嘴流量系数为 0.68~0.79, 氧喷嘴流量系数较高为 0.93~0.99, 与氢氧同轴式喷嘴流量系数相比, 燃料喷嘴流量系数相当, 氧喷嘴流量系数略高^[7-8], 可能与外围较高动量的气态甲烷同轴喷射有关 (各次试验甲烷与液氧的动量流比为 10~20, 约为氢氧同轴式喷嘴的 5 倍)。

此外, No.1~ No.3 各次试验随着氧喷嘴缩进深度的增加, 局部压力损失增加, 氧喷嘴流量系数呈降低趋势。

2.3 振动分析

图 7 为各次试验无量纲综合加速度值 \bar{a} 在 1.2~4.3 之间, 可见, 与氢氧喷注器热试验平均综合加速度值相比, 液氧/甲烷推力室热试验产生的机械振动明显大些。

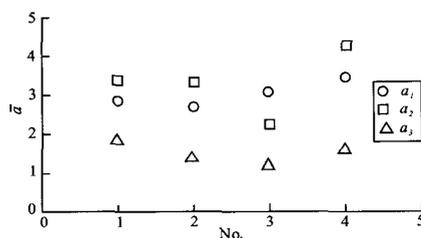


图 7 各次试验无量纲振动综合加速度

Fig.7 Vibration of firing tests

2.4 点火及积炭特性

热试验前对液氧路和甲烷路分别进行了多次冷调试验, 获得了液氧路和甲烷路的充填时间, 确定试验程序。结果表明, 在试验工况条件下, 采用富氧点火可成功点燃液氧/甲烷混合气体。

积炭问题是可重复使用烃类燃料发动机的关键技术问题, 在试验混合比下, 经检查推力室面板和燃烧室内壁光亮, 积炭量甚微, 对于积炭特性的定量研究还有待于进一步的长程试验和多次重复试验。

3 结论

通过热试验, 研究了不同液氧/甲烷气液剪切同轴式喷嘴的燃烧特性和流量特性。试验的燃烧室压力为 7.1~7.4MPa, 混合比为 3.5~3.9。

(1) 燃烧效率介于 0.905~0.975。液氧/甲烷喷射速度比和氧喷嘴缩进深度对燃烧效率有一定影响, 喷射速度比越大, 燃烧效率越高, 缩进深度对燃烧效率的影响规律不明显, 有待于进一步研究。

(2) 获得了液氧/甲烷同轴式喷嘴流量系数, 甲烷喷嘴流量系数为 0.68~0.79, 氧喷嘴流量系数为 0.93~0.99。

(3) 与氢氧气液喷注器热试结果相比, 液氧/甲烷气液燃烧产生的机械振动综合加速度明显大些。

(4) 在试验工况下, 采用富氧点火可成功点燃液氧/甲烷混合气体, 且燃烧产生的积炭甚微。

参考文献:

- [1] Heseler D, Gotz A, Frohlich A. Non-Toxic Propellants for Future Advanced Launcher Propulsion Systems[R]. AIAA 2000-3678.
- [2] 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): 1-5.
- [3] Pascal Pemple, Thomas Frohlich, Hilda Vernin. LOX/Methane and LOX/Kerosene High Thrust Engine Trade-off[R]. AIAA2001-354.
- [4] Wood B K. Propulsion for the 21st Century RS-68[R]. AIAA 2002-4324.
- [5] Tamura H, Ono F, Kumakawa A, et al. LOX/Methane Staged Combustion Rocket Combustor Investigation [R]. AIAA1987-1856.
- [6] 孙纪国. 氢氧同轴式喷嘴流量特性试验和理论分析[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4): 167-170.
- [7] 孙纪国, 田昌义, 程圣清. 气液同轴直流式喷嘴喷雾及燃烧试验研究[J]. 航空动力学报, 2000, 15(3): 317-320.
- [8] 孙纪国. 氢氧同轴式喷嘴燃烧性能试验研究[J]. 火箭推进, 2005, 31(3): 7-10.
- [9] Zhuang F C, Sun J G. Effects of Swirl Coaxial Injector Parameters on LOX/GH₂ Engine Combustion Performance [R]. AIAA 2002-3697.
- [10] Haeseler D, Mading C, Gotz A, et al. Testing of LOX-Hydrocarbon Thrust Chambers for Future Reusable Launch Vehicles[R]. AIAA2002-3845.
- [11] Pong Gyo an, Seong Woong Leet, Kyoung Ho Kim. Performance Analysis of the Thrust Chamber in Liquid Rocket Engine Using Liquefied Natural Gas as a Fuel[R]. AIAA2004-3860.
- [12] Kyoung Ho Kim, Dae Sung Ju. Development of CHASE-10 Liquid Rocket Engine having 10tf Thrust Using LOX&LNG(methane) [R]. AIAA2006-4907.

(编辑: 马杰)