

文章编号:1000-8055(2011)10-2352-06

气氧/丙烷小推力发动机设计与实验

李君海, 曾 鹏, 俞南嘉, 蔡国飙
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为适应小推力发动机无毒、无污染、高性能、低成本的发展趋势,设计了一种以气氧(GO_2)/丙烷(C_3H_8)为推进剂的发动机.采用层板式头部喷注器、利用喷嘴间隙实现电火花点火的独特点火方案、通过边区喷嘴进行气膜冷却,同时设计了发动机实验系统并开展了初步实验研究.实验结果表明:实验系统设计合理;发动机点火方案可靠、燃烧稳定、热防护效果良好,为进一步的研究奠定了基础.

关 键 词: 气氧/丙烷推进剂; 小推力发动机; 层板喷注器; 电火花点火; 气膜冷却; 实验系统
中图分类号: V431 **文献标志码:** A

Design and experimental research of a gas oxygen/propane small thrust engine

LI Jun-hai, ZENG Peng, YU Nan-jia, CAI Guo-biao

(School of Astronautics,

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

Abstract: A kind of small thrust engine, using gas oxygen and propane as the propellants, was designed in tune with the development of new generation small thrust engine that features non-toxicity, non-pollution, high performance and low cost. With platelet injectors, electrical spark ignition was implemented using the gap between different injectors. The film cooling injectors were used for cooling the body of the engine. An experimental system was designed and a series of experiments were conducted. The results show that the experimental system scheme is reasonable. The ignition of the engine is reliable and the combustion is stable, showing good effect of thermal protection. The experimental system and small thrust engine work well, indicating they are excellent fundamental platforms for the future investigation.

Key words: gas oxygen/propane propellant; small thrust engine; platelet injectors; electrical spark igniter; film cooling; experimental system

小推力液体火箭发动机是运载火箭、航天飞机、飞船、动能拦截器、卫星等航天器主要的辅助动力系统,用于实现轨道控制、姿态控制、航天器的对接和交会、着陆等功能^[1].目前,我国现役航天器的辅助动力系统均使用有毒推进剂,

如 NTO/MMH(nitrogen tetroxide/monomethylhydrazine)推进剂组合等.虽然在性能上满足了航天器的要求,但是在生产、制造、实验及使用维护等过程中容易产生污染,有违保护环境和人体健康的宗旨.因此,常规有毒推进剂系统的使用将

收稿日期:2010-11-01; 修订日期:2010-12-20

作者简介:李君海(1985—),男,江西赣州人,博士生,主要从事液体火箭发动机、固液火箭发动机设计、燃烧等研究.

E-mail:lijunhai@sa.buaa.edu.cn

受到限制,航天用推进剂的无毒化已成为一种发展趋势,无毒、无污染、高性能、低成本辅助动力系统发动机及其关键技术正成为 21 世纪各国推进技术研究的主要方向^[2]。

为寻求绿色推进剂组合,烃类燃料的发动机的研制获得了广泛关注,主要包括液氧/煤油、液氧/甲烷、液氧/丙烷、空气/丙烷等推进剂组合。其中,以丙烷为燃料的发动机具有密度比冲较高、价格较其他燃料低廉等优势,配合不同的氧化剂如气氧、一氧化二氮等的发动机在国外已经开展了广泛研究^[3-6]。因此,开展以气氧(GO_2)/丙烷(C_3H_8)为推进剂的小推力发动机的设计研究,可为未来小推力发动机的发展提供备选方案。

本文设计了一种采用 $\text{GO}_2/\text{C}_3\text{H}_8$ 作为推进剂的双组元小推力发动机及其实验系统,并进行了初步实验研究。结果表明: $\text{GO}_2/\text{C}_3\text{H}_8$ 小推力发动机设计方案合理、结构简单、质量轻、加工方便;点火可靠、燃烧稳定、比冲较高、热防护方式简单可靠;实验系统满足性能要求,为进一步深入研究 $\text{GO}_2/\text{C}_3\text{H}_8$ 小推力发动机性能奠定了基础。

1 发动机设计

1.1 总体结构与参数

$\text{GO}_2/\text{C}_3\text{H}_8$ 小推力发动机主要设计参数见表 1。发动机头部采用层板式喷注器结构^[2]。相关零件结构简单,加工简便,可按设计要求层叠组合出配合精度较高、内型面复杂、满足性能要求的喷

表 1 $\text{GO}_2/\text{C}_3\text{H}_8$ 小推力发动机主要设计参数

Table 1 Main design parameters of the $\text{GO}_2/\text{C}_3\text{H}_8$ small thrust engine

参数	数值
推进剂	气氧/丙烷
真空推力/N	160
燃烧室压力/MPa	0.62
氧气流量/(g/s)	46
丙烷流量/(g/s)	7.5
喷管扩张比	20
喷管喉部直径/mm	13.14
真空比冲/(m/s)	2961
特征速度/(m/s)	1567

注器部件。选用单极电火花点火方案,结合发动机头部喷注器的结构特点,放电两级为中心丙烷喷嘴出口和氧气喷嘴出口,它们之间的环形缝隙在高电压差下释放出电火花引燃推进剂,此种设计减少了点火器的安装空间,简化了发动机的结构和质量;发动机身部采用气膜冷却和辐射冷却相结合的冷却方案。

1.2 头部结构

发动机头部结构如图 1 所示。层板式喷注器中心是离心式燃料 C_3H_8 喷注喷嘴,液体 C_3H_8 以半角约为 45° 的方向旋转喷出,具有较好的雾化和蒸发性能;氧化剂 GO_2 分为中心流和边区流两个不同区域。中心流采用涡流螺旋喷嘴方案,出口流道与中轴线夹角约为 45° ,旋转喷出后与中心燃料碰撞燃烧,增强了推进剂的掺混;边区流采用了 33 个均匀分布的长为 3 mm,宽为 1 mm 的直流式喷嘴,能很好地保护燃烧室壁面,降低靠近壁面燃气的温度。中心流和边区流的流量分配分两种方式:地面实验可以通过系统上游不同直径的声速喷嘴进行控制;实际发动机通过喷注器内部通道面积比调节实现。在初步实验研究中,头部喷注器的结构参数固定,主要目标为验证发动机设计方案的合理性。后续的工作将以此为平台,研究喷注器不同的结构设计参数(不同的推进剂撞击角度、推进剂不同的喷出速度比、喷嘴不同的压降等)、不同中心流与边区流量分配、边区氧化剂流速等方面对发动机性能的影响。

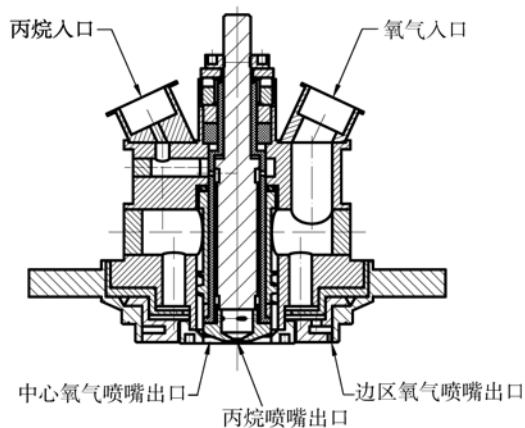


图 1 发动机头部结构图

Fig. 1 Sketch of the engine injectors

1.3 点火方案

本发动机合理利用头部结构采用了一种独特的利用喷嘴间隙放电的点火方案。基于电火花点

火原理,在不使用火花塞的条件下,实现多次起动机,从而不需要为火花塞预留安装空间减轻额外结构质量;利用喷嘴环缝放电的面积大,可避免火花塞单点放电因污染产生的故障;可实现小推力发动机头部喷注器尺寸小型化。

点火器由电源、储能器、放电电极三部分组成,原理如图2所示。其中电源为27V直流电源。储能器将27V电压通过升压整流变换成直流脉冲电压,对储能电容器充电;当电容器电压升至放电管击穿电压时,放电电流经放电管、扼流圈、屏蔽电缆以12kV高压流出至高压电极——发动机头部中心的铜棒及与其连接的燃料离心喷嘴。同时氧化剂涡流螺旋喷嘴出口作为放电电路的另外一级直接连接至电源负极。这样,燃料喷嘴和氧化剂喷嘴在间隙为1~5mm的可调范围距离内形成了巨大的电压差,持续放出电火花。燃料喷嘴与氧化剂喷嘴间通过耐高温绝缘陶瓷实现隔离。此时点火能量50~100mJ/个,放电频率300~450火花数/s(SPS)。因点火器的放电频率高,二次放电间几无明显间隔,产生的放电火花接近连续放电,可以可靠地点燃推进剂。图3是发动机点火放电照片,可以看到两喷嘴间隙中闪烁的电火花,实验中可以观察到整个喷嘴环缝呈现出一圈放电火花,点火面积较大,有利于可靠地点燃推进剂。

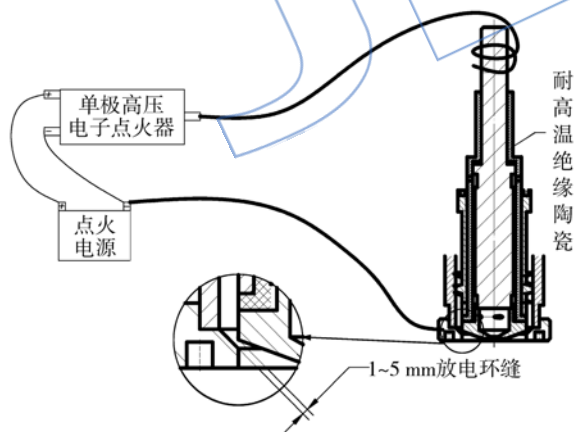


图2 发动机点火方案原理图

Fig. 2 Scheme of the engine ignition

1.4 冷却方案

结合头部喷注器设计,选择了气膜冷却方案,配合高温抗氧化材料的辐射冷却达到热防护的效果。喷注器外圈冷却喷嘴分布如图4所示,喷出的氧气保护发动机壁面免受高温燃气烧蚀。综合考



图3 发动机点火器实验

Fig. 3 Experiment of the engine ignition

虑常用的高温抗氧化材料^[7],发动机身部材料选用高温镍基合金(牌号GH3128),其融化温度较高并具有一定的抗氧化能力。

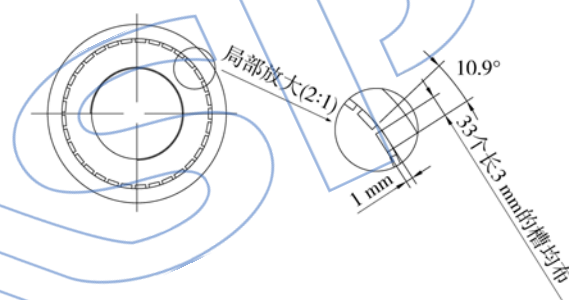


图4 气膜冷却喷嘴结构

Fig. 4 Sketch of film cooling injectors

边区流喷嘴的设计和流量的选择对发动机的热防护性能和燃烧性能有重要影响。通过数值模拟仿真方法,采用液体火箭发动机喷雾燃烧模拟中常用的双方程 $k-\epsilon$ 湍流模型和有限速率/涡耗散燃烧模型对燃烧室进行数值仿真^[8-9],结果如图5所示。从边区流量分别占氧化剂总流量的0%,30%,50%时发动机内流场的温度分布情况可以看出,合理地分配氧化剂流量能较好地降低发动机壁面的温度,同时不同的流量分配对发动机的燃烧效率也有着重要的影响;边区流量比例越高,气膜冷却保护的壁面范围越大,但燃烧的区域却逐渐变小,效率降低。在发动机实验研究中,初步选择30%的边区流量,由温度场可以看出能有较好的热防护效果,可确保发动机热试车的成功。在后续的研究中应优化设计边区冷却流量比例及喷嘴结构参数,使发动机热防护性能和燃烧效率等综合性能达到最佳。

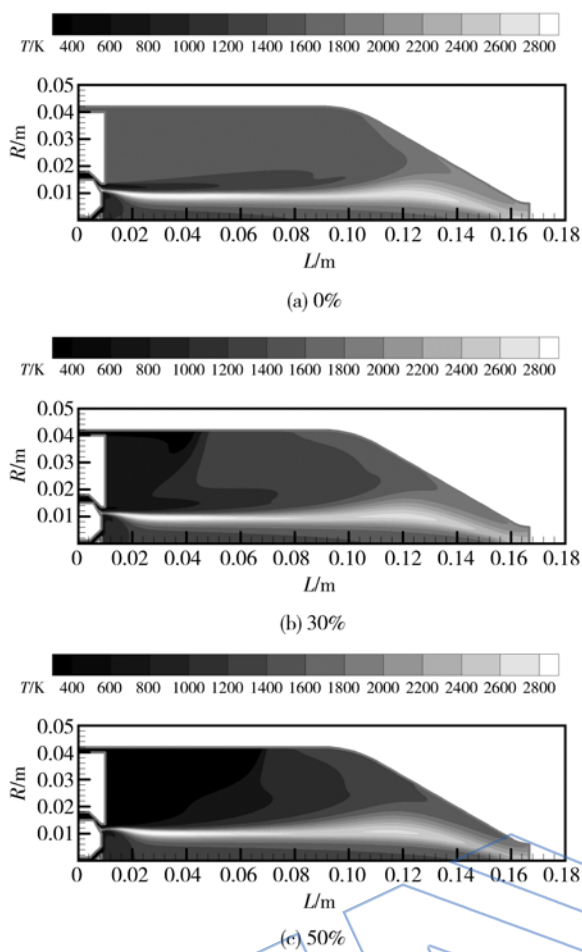


图 5 不同边区流量比例下发动机温度场分布

Fig. 5 Temperature distribution of different film cooling mass flow proportions

2 实验系统

参考同类发动机实验系统的设计^[10-12],进行了 $\text{GO}_2/\text{C}_3\text{H}_8$ 推进剂小推力发动机实验系统设计. 整个实验系统集成于长 1.5 m、宽 1 m、高 1.2 m 的移动平台中(如图 6 所示),结构紧凑、使用方便,配合外接气瓶和便携式测控系统,可作为通用小推力发动机实验平台.

实验系统原理如图 7 所示,包括配气系统和推进剂供给系统.

配气系统主要由外接气瓶、阀门和减压器等组成,工作介质为氮气. 主要用于驱动气动阀开关;对燃料贮箱增压;进行管路吹除和发动机灭火.

推进剂供给系统分为燃料供给系统和氧化剂供给系统两个部分. 燃料和氧化剂分别储存于 2 个约 4 L 的高压球形贮箱中. 其中燃料为液态丙烷,通过高压氮气对贮箱增压至指定压力,由系统



图 6 发动机实验系统

Fig. 6 Picture of the engine experiment system

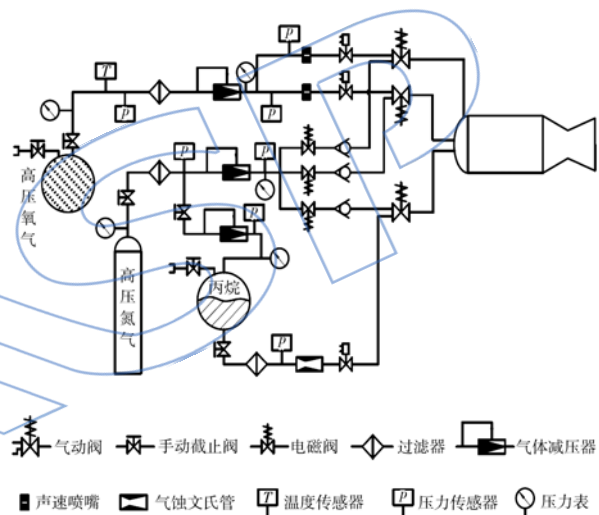


图 7 发动机实验系统原理图

Fig. 7 Schematic of the engine experiment system

下游气蚀文氏管控制流量;氧化剂为气态高压氧气,通过管路下游减压器在实验时维持稳定的出口压力值,然后分为中心流和边区流分别进入发动机头部,中心流和边区流由不同的声速喷嘴控制流量大小. 地面发动机实验时,同时使用中心流和边区流管路供给氧化剂;实际发动机实验时,只使用中心流管路供给氧化剂,氧化剂流量分配在发动机头部完成.

3 实验结果与分析

为检验发动机设计方案的合理性和实验系统的可靠性,初步检验点火、燃烧性能和热防护性能,进行了多次热试时间为 0.5 s 和 1 s 的热试车实验. 图 8 为发动机热试车瞬间照片,发动机采用了扩张比为 2.41 的地面实验喷管(喷管扩张段很

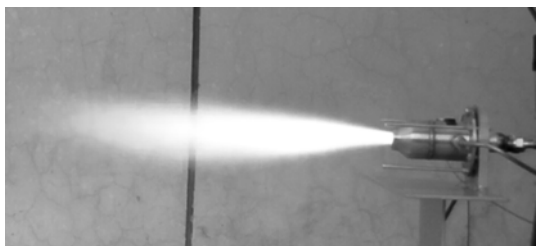


图8 发动机实验照片

Fig. 8 Photo of the engine experiment

短), 不进行推力测量. 其中燃料丙烷的流量为 7.5 g/s , 氧气的流量为 46 g/s , 其中边区流量约占 30% , 为 13.8 g/s .

典型实验压力曲线和温度曲线如图9、图10所示, 其中温度传感器为贴片式热电阻温度传感器, 位于发动机燃烧室外壁面中心处.

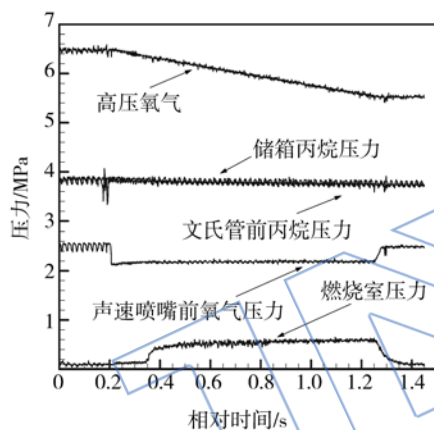


图9 实验压力曲线

Fig. 9 Experimental pressure curves

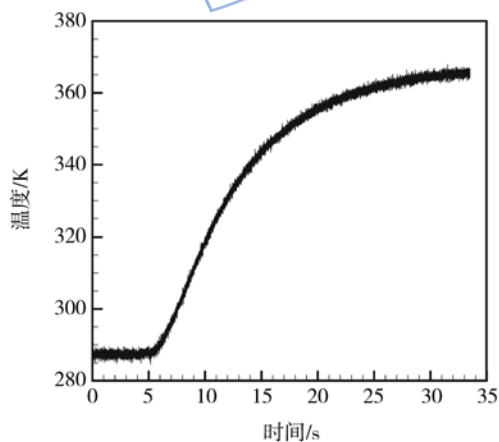


图10 实验温度曲线

Fig. 10 Experimental temperature curve

从压力曲线可以看出, 发动机工作过程中, 燃料储箱压力基本平稳, 高压氧气瓶压力却持续下

降. 因为燃料储箱压力通过增压氮气维持, 所以实验中能保持稳定; 而氧化剂储箱没有辅助的增压系统, 由于储箱容积较小, 随着推进剂的消耗, 压力持续下降, 但通过储箱出口减压阀调节, 能维持下游压力稳定. 因此, 图中流量控制元件气蚀文氏管(燃料路)和声速喷嘴(氧化剂路)前压力均保持稳定, 这也说明实验系统能以稳定的压力和流量供给推进剂, 满足发动机热试车的要求; 同时, 丙烷储箱压力和文氏管前压力几乎重合, 这是因为丙烷流量较小, 沿程损失较小. 从燃烧室压力曲线可以看出, 发动机起动停车平稳, 燃烧稳定, 平稳段的燃烧室压力为 0.59 MPa . 参照热力计算结果, 发动机平稳工作段的燃烧效率为 0.95 ; 从温度曲线可以看出, 在 1 s 热试车时, 最高上升到 100°C , 分析原因首先采用贴片式温度传感器会带来一定的误差; 其次关键在于发动机壁面的温度较低, 边区喷嘴喷出的氧气较好地保护了壁面; 第三, 实验时间较短也是壁面温度较低的重要原因之一. 发动机热试车后, 头部喷注器分解的各零件及燃烧室结构完好、无烧蚀.

4 结论

$\text{GO}_2/\text{C}_3\text{H}_8$ 推进剂组合来源广泛、具有较高的比冲, 符合无毒、无污染推进剂的要求, 是姿轨控小推力发动机的一个可选方案. $\text{GO}_2/\text{C}_3\text{H}_8$ 小推力发动机设计分析和热试车实验结果表明:

1) $\text{GO}_2/\text{C}_3\text{H}_8$ 小推力发动机设计方案合理, 结构简单、质量轻、加工方便; 发动机热试车结果证明, 发动机点火可靠、燃烧稳定、燃烧效率较高(约为 0.95).

2) 利用喷嘴间隙放电的点火方案经多次实验证明是可行的, 有利于减小发动机头部结构质量, 实现发动机的小型化.

3) 选用了边区流量占总流量 30% 的气膜冷却方案, 实验结果初步说明了发动机的热防护效果良好.

4) 实验系统满足性能要求, 为深入研究 $\text{GO}_2/\text{C}_3\text{H}_8$ 小推力发动机性能奠定了基础.

参考文献:

- [1] 朱宁昌. 液体火箭发动机设计(下)[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2005.
- [2] Sutton G P. Rocket propulsion elements: an introduction to the engineering of rockets[M]. 7th ed. New York: John Wiley & Sons, Inc., 2001.

- [3] 孙宏明. 液氧/甲烷发动机评述[J]. 火箭推进, 2006, 32(4): 23-31.
SUN Hongming. Review of liquid oxygen/methane rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2006, 32(4): 23-31. (in Chinese)
- [4] Nathan W, Hardin S, Marlow D M. Nitrous oxide/propane rocket test results[R]. AIAA 2000-3222, 2000.
- [5] Nicholas T, Jason S T. Development and testing of a nitrous oxide/propane rocket engine[R]. AIAA 2001-3258, 2001.
- [6] Qubbaj A R. Combustion characteristics of a natural gas-propane composite fuel[R]. AIAA 2009-1395, 2009.
- [7] 张绪虎, 汪翔, 贾中华, 等. 小推力姿/轨控液体火箭发动机材料的研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2005, 35(5): 11-15.
ZHANG Xuhu, WANG Xiang, JIA Zhonghua, et al. Research progress of material of small thruster for attitude and orbit control[J]. Aerospace Materials and Technology, 2005, 35(5): 11-15. (in Chinese)
- [8] 吴子牛. 计算流体力学[M]. 北京: 科学出版社, 2001.
- [9] Anderson J D Jr., Degroote J, Degrez G, et al. Computational fluid dynamics[M]. New York: McGraw-Hill, Inc., 1995.
- [10] 张青松, 胡泽保, 胡伟. 一种小型全流量补燃循环火箭发动机实验装置[J]. 航空动力学报, 2005, 20(2): 334-338.
ZHANG Qingsong, HU Zebao, HU Wei. An experimental equipment for small scale rocket engine with full flow staged combustion cycle[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(2): 334-338. (in Chinese)
- [11] 刘万龙, 刁鹏, 王翀, 等. 小型气氢氧火箭发动机实验系统设计研究[J]. 航空动力学报, 2010, 25(7): 1646-1652.
LIU Wanlong, DIAO Peng, WANG Chong, et al. Test system design for small H_2/O_2 rocket engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2010, 25(7): 1646-1652. (in Chinese)
- [12] 张天宏, 黄向华. 航空小型动力装置实验台测试系统[J]. 航空动力学报, 2001, 16(2): 189-192.
ZHANG Tianhong, HUANG Xianghua. A test system for mini aviation power unit[J]. Journal of Aerospace Power, 2001, 16(2): 189-192. (in Chinese)