

真空应用电火花点火的氢氧发动机 设计与试验

吴 靖, 张国舟, 蔡国飙

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为研究某大推力氢氧发动机真空羽流效应,设计采用火炬点火方式的 60 N 缩比氢氧发动机. 通过球头密封声速喷嘴组件控制流量,使真空下每个声速喷嘴组件减少 3 个密封面. 进行真空点火方案设计,从理论上证明电火花点火的可行性. 设计试验系统并进行地面及真空环境下的热试车,试车结果表明:燃烧室压力达到额定压力为 0.6 MPa 时,发动机热防护结构良好,试验系统设计合理,真空电火花点火方案可行,为进行真空羽流效应研究奠定基础.

关 键 词: 氢氧; 缩比发动机; 真空; 电火花点火; 球头密封声速喷嘴

中图分类号: V437

文献标志码: A

Design and experiment of gaseous hydrogen/oxygen engine igniting with electric spark igniting in vacuum

WU Jing, ZHANG Guo-zhou, CAI Guo-biao

(School of Astronautics,

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

Abstract: In order to investigate the vacuum plume effects of a large-thrust hydrogen/oxygen engine, a shrink ratio gaseous hydrogen/oxygen engine of 60N-thrust with torch igniting method was designed. The mass flow rate was controlled by a sonic nozzle with ball-end seal, such that 3 sealing faces were reduced in every assembly compared to the traditional one. The vacuum igniting scheme was designed, and the feasibility of igniting with electric spark was confirmed in theory. The experiment system was devised and the heat test run was conducted in both ground and vacuum conditions. The results show that when the chamber pressure reaches nominal 0.6 MPa, the thermal protective structure of the engine works well, the experiment system is reasonable, and the scheme of igniting with electric spark in vacuum is feasible, laying a solid foundation for the vacuum plume effect investigation.

Key words: hydrogen/oxygen; shrink ratio engine; vacuum; electric spark igniting; sonic nozzle with ball-end seal

随着航天技术的飞速发展,航天器喷流产生的真空羽流效应问题越来越受到关注.羽流会对位于流场区域中的航天器产生气动力、气动热、污染等问题^[1-3].在计算仿真技术飞速发展的今天,羽流效应的试验研究仍是不可或缺的手段,并且

是修正仿真模型、校验仿真软件的必要途径.地面模拟试验由于受到真空设备抽气能力的限制,一般只能进行姿轨控发动机羽流效应的研究.若要研究大推力、大流量发动机的真空羽流效应,可以根据一定的相似原则设计缩比发动机进行试验,

校验仿真工况,再通过数值模拟的方法推演到原尺寸发动机。

为研究某大推力氢氧发动机高空羽流的力、热效应,本文设计真空环境下应用电火花点火的缩比氢氧发动机,设计真空点火方案并分析其实现条件及可能性,设计试验系统并进行大气和真空环境热试车试验,获得发动机性能,为进行发动机羽流测试做准备。

1 发动机设计

1.1 总体结构与参数

缩比氢氧发动机采用与某型号大推力发动机相同工质、相同混合比、等比例喷管型面为原则进行发动机参数及结构设计,推力为60 N,燃烧室压力为0.6 MPa。主要技术参数见表 1。

表 1 缩比氢氧发动机主要技术参数

Table 1 Chief technical parameters of the shrink ratio H₂/O₂ engine

项目	技术参数
推进剂	H ₂ /O ₂
燃烧室总压/MPa	0.6
燃烧室总温/K	3 297
H ₂ 流量/(g/s)	1.87
O ₂ 流量/(g/s)	11.99
混合比 (氧化剂流量/燃烧剂流量)	6.43
燃烧室材料与结构	紫铜,容热式
喉部直径/mm	8.0
喷管扩张比	80
喷管缩比系数	1 : 14.7
喷管内型面	等比例

表 1 中数据可以看出,氢氧燃烧总温较高,需使用导热性能极佳的紫铜作为燃烧室及喷管材料,容热式结构可避免材料温度过高而烧蚀。虽然如此,若氢氧直接混合点燃,一般来说首先会将非紫铜材料的点火器烧坏。因此,采用火炬点火方式,以 304 不锈钢为材料设计点火室,用全部流量的氢气与少部分流量的氧气通过同轴剪切喷注器^[4-8]混合后点火,点火总温不超过1200 K。点火室产生的富氢燃气与主氧气同样经过同轴剪切喷嘴进入紫铜材料的燃烧室反应,通过喷管产生推力。设计的缩比氢氧发动机结构如图 1 所示。

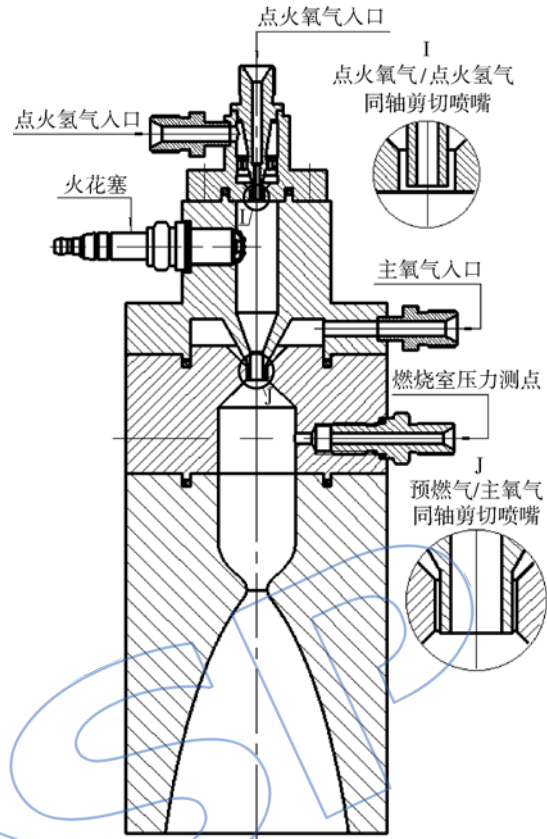


图 1 缩比氢氧发动机结构

Fig. 1 Structure of the shrink ratio H₂/O₂ engine

1.2 流量控制

使用声速喷嘴进行流量控制,具有简单易行、响应快速的优点。

1.2.1 喉径计算

当声速喷嘴喉部流速达到当地声速时,通过声速喷嘴的流量达到最大,由下式确定:

$$q_{m,max} = C_d K \frac{p^*}{\sqrt{T^*}} A_t \quad (1)$$

其中 $q_{m,max}$ 为最大流量; C_d 为流量系数,取 0.95;

$K = \sqrt{\frac{\kappa}{R} \left[\frac{2}{\kappa+1} \right]^{\frac{\kappa-1}{\kappa+1}}}$, κ 为比热比, R 为气体常数; p^* 为声速喷嘴前气体总压; T^* 为气体总温,取 300 K; A_t 为声速喷嘴喉部横截面积, $A_t = \frac{\pi d_t^2}{4}$, d_t 为声速喷嘴喉部直径。

为避免点火室温度过高烧坏,点火混合比应尽量取低,但混合比过低时可能造成无法成功点火。取点火混合比为 0.9 计算声速喷嘴喉部直径,计算结果如表 2 所示。

表 2 声速喷嘴喉部直径参数

Table 2 Throat diameter parameters of the sonic nozzles

工质	κ	$R/$ ($J \cdot kg^{-1} \cdot K^{-1}$)	$q_m/$ (g/s)	$p^*/$ MPa	$d_t/$ mm
点火 H_2	1.407	4157.2	1.87	3.5	1.1
点火 O_2	1.393	259.83	1.68	3.5	0.5
主 O_2	1.393	259.83	10.31	3.5	1.3

声速喷嘴试验前用 N_2 进行标定,通过气体转化系数进行转化.试验中,通过调节声速喷嘴前压力,达到调节和控制流量的目的.

1.2.2 结构设计

传统的声速喷嘴组件结构如图 2 所示,有 4 个密封面.为了降低舱内漏气的可能性,提高系统可靠性,应尽可能减少舱内连接密封面.因此,将声速喷嘴与管路连接件相结合,设计球头密封声速喷嘴结构,如图 3 所示.这样声速喷嘴组件只有 1 处线密封,大大提高了系统的可靠性.

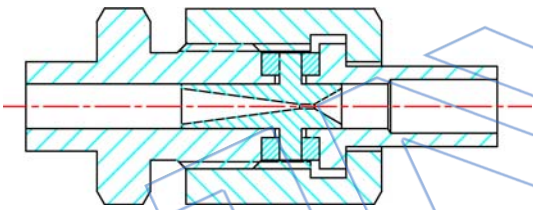


图 2 传统声速喷嘴组件

Fig. 2 Assembly of the traditional sonic nozzle

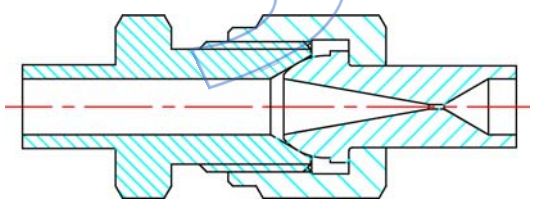


图 3 球头密封声速喷嘴组件

Fig. 3 Assembly of sonic nozzle with ball-end seal

1.3 工质喷嘴设计

为使工质顺利掺混燃烧,需要设计合适的工质喷嘴流速.流速过大时,工质无法完全掺混,且燃烧距离较长,易造成燃烧不充分;流速过小时,喷嘴压降较小,易造成回流.根据亚临界状态流量公式及用压降表示的速度因数公式^[9]

$$q_m = \frac{C_d p_i A}{\sqrt{RT_i}} \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} \left[\left(\frac{p_c}{p_i} \right)^{\frac{2}{\kappa}} - \left(\frac{p_c}{p_i} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa}} \right]} \quad (2)$$

$$\lambda = \frac{v}{c_{cr}} = \sqrt{\frac{\kappa+1}{\kappa-1} \left[1 - \left(\frac{p_c}{p_i} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]} \quad (3)$$

其中 q_m 为流量, A 为工质喷嘴面积, T_i 为喷嘴温度, κ 为气体比热比, p_i 为喷嘴压力, p_c 为点火室/燃烧室压力, λ 为速度因数, v 为喷嘴流速,

$$c_{cr} = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT_i} \text{ 为临界声速.}$$

已知各工质喷嘴流量、燃烧室压力,通过选定的流量系数和主氧气喷嘴出口速度,根据式(3)计算出点火室压力及主氧气喷嘴压降、主氧气压降,根据式(2)计算出点火室、主氧气喷嘴出口直径及壁厚;再选定点火氧气喷嘴出口流速和氢氧速度比,根据计算出的点火室压力及式(2)、式(3),计算点火氧气、点火氢气的喷嘴直径及壁厚.计算的工质喷嘴参数如表 3 所示.

表 3 工质喷嘴参数表

Table 3 Injectors' parameters

	喷嘴类型			
	点火 H_2	点火 O_2	点火室	主 O_2
喷嘴压降/%	3	1	10	6.5
喷嘴流速/(m/s)	275	40	756	102
喷嘴内径/mm	4			7
喷嘴外径/mm	5.5	2	5	8

2 点火方案

氢氧属于非自燃推进剂,需用专门的点火装置点燃.目前的点火方式有电火花点火及气动谐振点火.气动谐振点火技术作为一种纯气动的新颖点火方式,具有结构简单、质量轻、工作可靠等优点^[10-13].但由于气动谐振点火是靠气体与谐振管的作用产生加热效应,若应用于真空环境中,不仅需要单独将谐振气源通过管路导入真空舱,还需将谐振后的气体通过管路导出舱外,大大增加了系统的复杂性,且增大了系统密封的难度.因此,本文考虑使用电火花点火方案.

电火花点火在大气环境下容易实现,但目前国内文献没有使用电火花进行发动机真空点火试验,因为电火花是靠击穿电极间的气体放电,而真空环境下气体极其稀薄,电极无法直接击穿气体放电,因此需要对真空电火花点火可行性进行分析.

2.1 电火花放电分析

采用火花塞作为电火花发生器,火花塞电极材料为铂-铱合金,电极间距为 1.5 mm.经实验,电极间施加 8 kV 电压、介质为空气的情况下,在气压低于 10^5 Pa 时,火花塞电极间能成功放电,且随着气压降低,放电强度减弱;气压介于 500 Pa

至 0.1 Pa 时,火花塞前端发生辉光放电现象;气压低于 0.1 Pa 时,火花塞无放电现象。

为创造电火花打火所需的气压环境,并避免局部富氧而导致点火器被烧坏,先将点火氢气通入点火室,20 ms 后再通入点火氧气。根据巴申定律(又称为“帕邢定律”)^[14],在气体成分和电极材料一定的情况下,电极间的击穿电压 U 是 pd 的函数(p 为气体压力, d 为电极间距)。而巴申曲线显示空气与氢气的击穿性质相差不多,故可用上述的火花塞能成功放电的空气气压条件,要求点火室压力在氢气通入期间达到 500 Pa 以上。为此,建立点火室通入氢气后压力随时间的变化曲线。

2.2 点火室容腔建压分析

由理想气体状态方程, τ 时刻点火器内的压强与密度关系为

$$p^{(\tau)} = \rho^{(\tau)} RT \tag{4}$$

式中 $p^{(\tau)}$ 为 τ 时刻点火器内的平均压强; $\rho^{(\tau)}$ 为 τ 时刻点火器内的平均密度,且 $\rho^{(\tau)} = \frac{m^{(\tau)}}{V}$, $m^{(\tau)}$ 为气体质量, V 为点火器容积; R 为气体常数; T 为气体温度。

利用差分方法对时间进行离散,设时间步长 $\Delta\tau = 0.0001\text{ s}$, τ 时刻为第 i 个时间步长的末端, $\tau = i\Delta\tau$ 。则

$$m^{(\tau)} = m^i = m^{i-1} + (q_{m, H_2, in} - q_{m, H_2, out}^{i-1})\Delta\tau \tag{5}$$

式中 $q_{m, H_2, in} = 1.87\text{ g/s}$ 为点火室入口氢气流量。短时间内点火室出口可认为真空,出口流速达到声速。

应用流量公式可得

$$q_{m, H_2, out}^{i-1} = C_d K \frac{p^{i-1}}{\sqrt{t}} A_t \tag{6}$$

计算所得点火室压强随时间变化的曲线如图 4

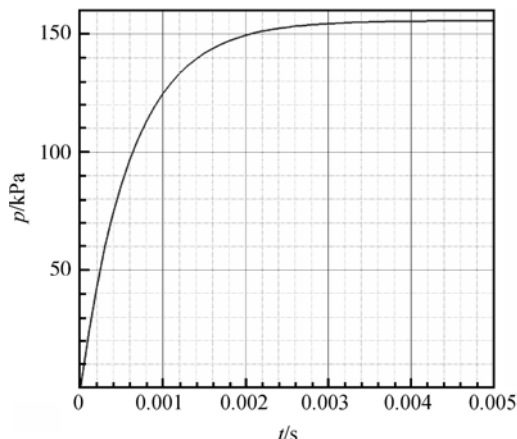


图 4 点火室压强建立 $p-t$ 曲线

Fig. 4 Pressure-time curve of the igniting-chamber

所示。由图可见,点火室压强在 3 ms 后即可达到稳定值 1.56 kPa,远高于火花塞放电所需气压,因此电火花点火方案可行。

3 试验系统

3.1 真空设备

试验在北京航空航天大学真空羽流效应实验室进行。真空舱外观见图 5,具体参数如下。



图 5 真空舱外观

Fig. 5 Exterior of the vacuum chamber

- 1) 外形:卧式圆筒形,标准椭圆形封头。
- 2) 尺寸:内径为 $\phi 5.2\text{ m}$ 、长为 12.6 m。
- 3) 安装热沉后有效空间:内径为 $\phi 4.2\text{ m}$,长为 9.9 m。
- 4) 容积:250 m^3 。
- 5) 热沉:双层热沉结构,内侧液氮热沉、外侧液氮热沉。
- 6) 面积:液氮热沉为 215 m^2 ,液氮热沉为 166 m^2 。
- 7) 制冷介质:液氮或液氦。
- 8) 抽速(氮气):优于 10^7 L/s 。
- 9) 极限真空度:试验时双层热沉都使用液氮制冷,容器极限真空度优于 $5 \times 10^{-5}\text{ Pa}$ 。

3.2 系统原理

试验系统原理如图 6 所示,包括真空系统、推进剂储供系统以及点火系统。

真空系统用以提供试验所需的真空环境,包括真空舱及干泵、罗茨泵、分子泵、低温泵、液氮热沉组成的抽气系统^[15]。推进剂管路及控制、测试线缆通过穿舱法兰连接至舱内。

推进剂储供系统分为氢气储供系统和氧气储供系统两部分。高压氢气经气调式减压阀减压后,通过气动阀输送至真空舱内,由声速喷嘴控制质量流量喷入发动机点火室;高压氧气则分为点火氧气、主氧气两路,分别通过气调式减压阀减压后

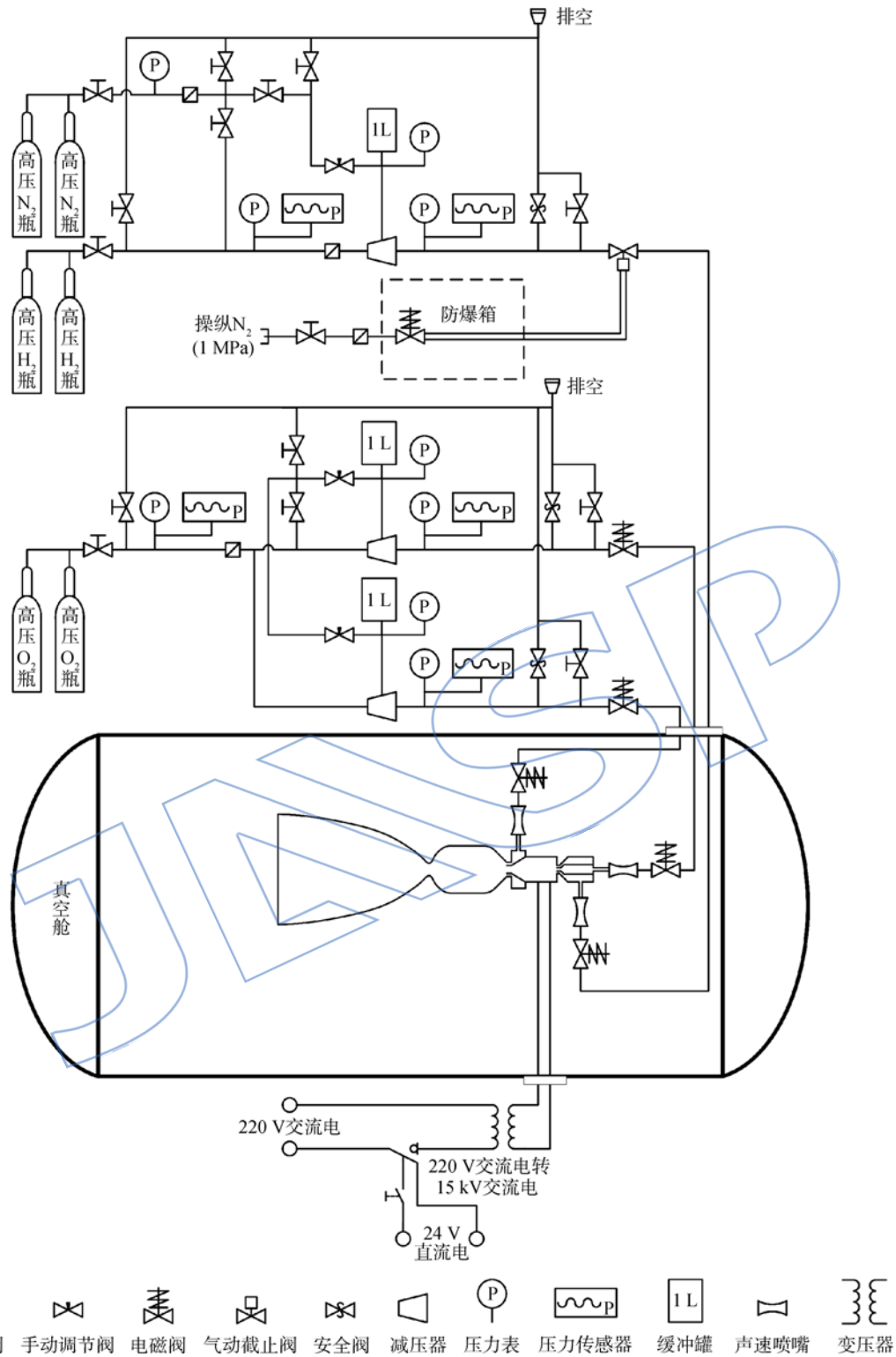


图 6 发动机试验系统原理图

Fig. 6 Schematic of the engine experiment system

导入舱内,再通过不同的声速喷嘴控制其流量.为安全起见,氢气储供系统配置了以氮气为工质的配气系统,用于吹除、置换、调压、驱动气动阀等.

点火系统通过高压变压器将 220 V 交流电转化为 15 kV 交流电,用继电器控制线路通断,通过

耐高压电极穿舱法兰及耐高压导线将电压施加于舱内火花塞两端,产生电火花.

4 试验结果

发动机首先在大气条件下进行热试车以调试

实际工作状态. 地面热试车如图 7 所示, 喷管出口尾焰稳定, 证明发动机工作正常, 燃烧状态稳定.

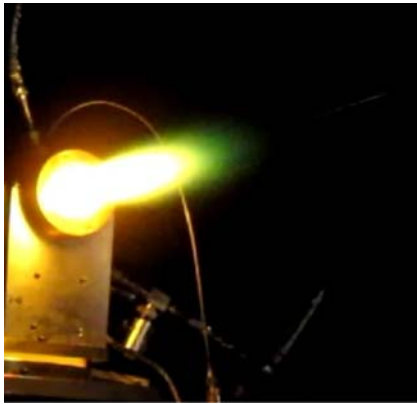


图 7 发动机地面热试车照片

Fig. 7 Ground heat firing run photo of the engine

真空环境进行热试试验, 由于无法使用普通摄像设备观察火焰状况来确定是否成功点燃, 只能通过燃烧室压力曲线进行判断. 热试车典型压力曲线如图 8 所示. 试车时间为 500 ms, 从图中曲线可以看出: 燃烧室压力达到额定压力 0.6 MPa, 点火成功, 证明电火花点火方案的可行性; 点火氢气、主氧气声速喷嘴前压力在 100 ms 后趋于稳定, 点火氧气由于流量较小, 压力波动也较小, 证明推进剂储供系统工作可靠, 通过声速喷嘴控制的流量响应快速、供应稳定; 燃烧室压力在点火后 100 ms 后即达到稳态值, 实际羽流试验时可缩短热试时间, 以获得较高的动态真空度. 为监测发动机喷管容热情况, 在距发动机喷管喉部内壁面 10 mm 处设置温度测点. 温升曲线如图 9 所示, 从图中可以看出, 温度上升较发动机工作时有延迟, 温度仅上升 3 K, 容热情况良好.

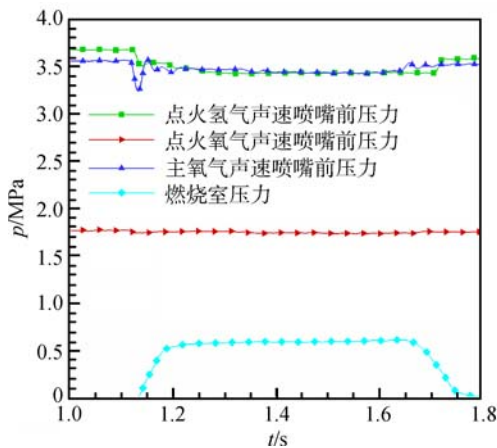


图 8 热试车典型压力曲线

Fig. 8 Typical pressure curve of heat firing run

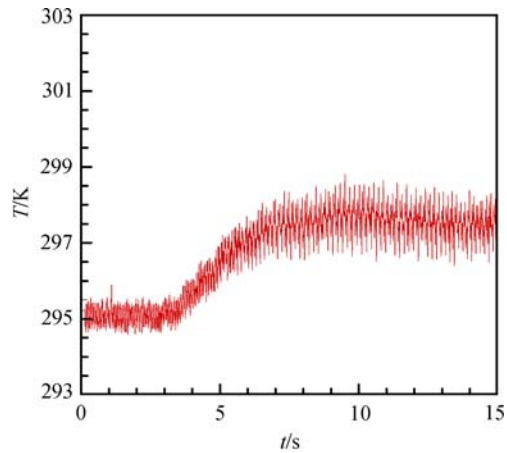


图 9 距喷管喉部内壁面 10 mm 处温度曲线

Fig. 9 Temperature curve at a point away from the internal wall of the nozzle throat

5 结 论

- 1) 60 N 缩比氢氧发动机设计合理, 工作状态稳定, 容热结构良好, 燃烧室压力达到额定工作压力 0.6 MPa, 为后续开展该发动机真空羽流效应研究奠定基础.
- 2) 试验系统设计合理, 流量供应稳定; 球头密封声速喷嘴较传统声速喷嘴减少 3 个密封面, 提高真空状态下系统的可靠性.
- 3) 应用电火花的点火方案设计合理, 可有效用于真空环境下氢、氧推进剂的点火, 简化真空试验系统管路.

参考文献:

[1] 蔡国飙, 祖国君, 王慧玉, 等. 羽流问题研究概况[J]. 推进技术, 1995, 15(4): 50-54.
CAI Guobiao, ZU Guojun, WANG Huiyu, et al. The sketchy situation of study on plume[J]. Journal of Propulsion Technology, 1995, 15(4): 50-54. (in Chinese)

[2] 徐义华, 胡春波, 张胜敏, 等. 固体火箭发动机羽流红外辐射特性研究[J]. 固体火箭技术, 2010, 33(2): 176-181.
XU Yihua, HU Chunbo, ZHANG Shengmin, et al. Study on infrared radiative characters of the SRM plume[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2010, 33(2): 176-181. (in Chinese)

[3] 肖泽娟, 程惠尔, 李鹏, 等. 模拟空间环境下小发动机羽流压力场[J]. 推进技术, 2007, 28(6): 633-636.
XIAO Zejuan, CHENG Huier, LI Peng, et al. Pressure of a small nozzle plume flow in simulated space environment [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(6): 633-636. (in Chinese)

[4] Farhangi S, Yu T, Rojas L, et al. Gas-gas injector technology for full flow stage combustion cycle application[R]. AIAA 99-2757, 1999.

- [5] Archambault M R, Talley D, Perroomian O. Computational analysis of a single-element shear-coaxial GH₂_GO₂ engine[R]. AIAA 2002-1088, 2002.
- [6] CAI Guobiao, WANG Xiaowei, JIN Ping, et al. Experimental and numerical investigation of large mass flow rate gas-gas injectors[R]. AIAA 2008-4562, 2008.
- [7] 杜正刚, 高玉闪, 李茂, 等. 同轴双剪切气-气喷嘴试验研究[J]. 推进技术, 2010, 31(2): 170-173.
DU Zhenggang, GAO Yushan, LI Mao, et al. Experimental investigation on dual shear coaxial gas-gas injector[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(2): 170-173. (in Chinese)
- [8] 李茂, 高玉闪, 陈泽, 等. 气氢/气氧富燃预燃室设计与试验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(6): 1426-1430.
LI Mao, GAO Yushan, CHEN Ze, et al. Design and experiment for a GH₂/GO₂ fuel-rich preburner[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(6): 1426-1430. (in Chinese)
- [9] 王新月. 气体动力学基础[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2006.
- [10] 梁国柱, 马彬, 张国舟, 等. 气动谐振管点火技术研究[J]. 推进技术, 2001, 22(4): 286-289.
LIANG Guozhu, MA Bin, ZHANG Guozhou, et al. Investigation on gas dynamic resonance tube ignition method[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(4): 286-289. (in Chinese)
- [11] 梁国柱, 马彬, 程显辰, 等. 气动谐振管加热效应初步实验[J]. 推进技术, 2002, 23(1): 52-56.
LIANG Guozhu, MA Bin, CHENG Xianchen, et al. Preliminary experimental investigation on gas dynamic resonance tube heating effect[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(1): 52-56. (in Chinese)
- [12] 宋雅娜, 俞南嘉, 马彬, 等. 基于气动谐振点火器的氢氧变轨火箭发动机地面点火试验[J]. 航空动力学报, 2005, 20(3): 523-528.
SONG Yana, YU Nanjia, MA Bin, et al. Ground ignition test of an orbit maneuver H₂/O₂ thruster based on gas dynamic resonance igniter[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 523-528. (in Chinese)
- [13] 俞南嘉, 张国舟, 马彬, 等. 应用气动谐振点火的氢氧小发动机试验[J]. 推进技术, 2010, 31(2): 134-138.
YU Nanjia, ZHANG Guozhou, MA Bin, et al. Experimental investigation for hydrogen/oxygen engine using gas dynamic resonance ignition technique[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(2): 134-138. (in Chinese)
- [14] 侯清润, 茅卫红, 陈宜保. 气体放电实验与帕邢定律[J]. 物理实验, 2004, 24(1): 3-4.
HOU Qingrun, MAO Weihong, CHEN Yibao. Gas discharge experiment and Paschen's law[J]. Physics Experiment, 2004, 24(1): 3-4. (in Chinese)
- [15] 王文龙, 周建平, 蔡国飙. 羽流效应地面模拟试验系统关键技术发展[J]. 航空动力学报, 2012, 27(4): 900-906.
WANG Wenlong, ZHOU Jianping, CAI Guobiao. Development of vacuum plume effects ground simulation experimental system key technology[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(4): 900-906. (in Chinese)