

文章编号: 1000-8055(2007)05-0818-05

三单元气氢/气氧塞式喷管发动机实验

王长辉, 刘 宇, 廖云飞
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 以气氢/气氧为推进剂, 对三单元直排塞式喷管模型发动机(内喷管和燃烧室内衬采用耐烧蚀材料钨渗铜, 塞锥为碳钢)进行了热试实验研究. 给出了实验结果, 进行了数据分析. 在两个压比(燃烧室压强与环境反压之比)下, 获得了塞式喷管性能数据和塞锥表面 5 个测点处的压强分布. 实验表明, 塞式喷管具有良好的高度补偿能力和较高的效率. 在压比值为 50 附近, 效率达到 92 %~93.5 %; 在压比值为 350 附近, 效率达到 95 %~96 %. 数值模拟的预示结果与实验数据吻合较好.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 火箭发动机; 塞式喷管; 热试车; 性能

中图分类号: V433.9+2

文献标识码: A

Tests on GH_2/GO_2 engine of 3-cell aerospike nozzle

WANG Chang-hui, LIU Yu, LIAO Yun-fei
(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics
and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Hot-firing tests were carried out on a 3-cell GH_2/GO_2 linear aerospike nozzle engine with round-to-rectangle primary nozzles. The primary nozzles and inner layer of the combustion chambers were made of ablation-resistant W-Cu alloy and the aerospike ramp was made of steel. Data measured in the tests and data analyses were presented. The aerospike nozzle performance and pressure at five locations along aerospike ramp were obtained under two NPR (nozzle pressure ratio), which is the ratio of combustion chamber pressure to ambient pressure. It is shown that test aerospike nozzle has good altitude compensability of thrust. High nozzle thrust efficiencies were yielded in the tests. Near NPR value of 50, nozzle efficiency was 92 % to 93.5 % and nozzle efficiency is 95 % to 96 % near NPR value of 350. Numerically predicted results are in good agreements with test data.

Key words: aerospace propulsion system; rocket engine; aerospike nozzle; hot-firing test; performance

塞式喷管是一种具有连续高度补偿能力的喷管,它具有半开放的流场结构,燃气外侧与大气相通,能自动适应外界反压变化,使喷管工作在各个高度上时均处于完全膨胀状态,相对于钟型喷管,在低于设计高度上仍具有高性能.塞式喷管用于现有火箭发动机,可望仅作有限的改动便可大幅

度提高发动机的性能.20 世纪 70 年代,塞式喷管发动机曾一度计划用于航天飞机主发动机,20 世纪 90 年代以来,塞式喷管技术在美国^[1]、欧洲^[2]、日本^[3]和中国^[4]受到广泛关注和研究.虽然由于燃料储箱超重和研究经费短缺等原因,美国以塞式喷管发动机为动力的“X-33”运载器计划被终止,但塞式喷管发动机的研制是成功的.截至

收稿日期: 2006-10-24; 修订日期: 2006-12-24

基金项目: 国家 863 和国家博士后科学基金(20060400038)资助项目

作者简介: 王长辉(1977-),男,辽宁盘锦人,博士后,主要从事航天推进技术研究.

目前,对塞式喷管的小规模研究和应用仍在继续进行^[5].在我国,从1997年至今,对塞式喷管型面设计^[6]、高度特性、底部特性和流场结构等方面的认识不断深化和完善^[4].大量的冷试实验结果证明,塞式喷管具有良好的高度补偿特性,相对传统钟型喷管具有更高的性能.塞式喷管的应用方案之一就是氢氧塞式喷管火箭发动机,本文进行三单元气氢/气氧塞式喷管发动机的热试实验研究.

1 实验系统

热试实验系统主要包括三单元塞式喷管发动机、气氢/气氧推进剂供给系统、氮气吹除系统、真空系统、点火系统和测控系统等.

1.1 推进剂供给和吹除系统

推进剂供给系统包括常温气氧系统和常温气氢系统.气氧由汇流排上20个体积约为0.041 m³的高压氧气瓶并联提供,充气后压强可达12 MPa.气氢由北京航天试验技术研究所高压氢气贮箱提供,最高供氢压强可达18 MPa.为精确控制推进剂混合比,气源经过减压后由声速喷嘴控制流量.相对于实验所需流量,气源气量可以充分保证实验过程中减压后压强稳定.

吹除系统用常温高压氮气.气源由并联多个高压氮气瓶的汇流排提供,分别对气氧和气氢路进行吹除.由于不需要精确控制吹除氮气的流量,为简单考虑,系统不再设声速喷嘴,而是由孔板取而代,氮气瓶组充气压强可达12 MPa.

1.2 高空模拟和测量系统

高空模拟系统主要由高空模拟实验舱、4个大圆柱形真空舱和真空泵等组成,总真空容积大于150 m³.

实验采用水平的推力台架.测量参数包括推力 F ,燃烧室压强 p_c ,实验舱内压强 p_a 和塞锥壁面上5个测点的压强 $p_{p1} \sim p_{p5}$.另外,测量的还包括推进剂在推力室头部的压强以及推进剂管路上不同位置的压强和温度等参数.测压采用精度高、稳定性好的离子束溅射薄膜压力传感器,传感器自带变送器,提高了抗干扰能力.推力台架具有现场校准推力的自动标定系统,提高了推力标定和测量精度.误差分析显示,推力测量误差小于0.5%,压强的测量精度比推力测量精度更高.压比 $C_{NPR} = p_c / p_a$ 反映模拟高度变化.衡量喷管性能用推力效率,为某一反压下实验测量推力系数与理论推力系数之比.

1.3 控制时序的确定

进行热试实验之前,需对新安装的推进剂管路进行充填特性实验.具体方法是以测量系统记录的时间起始点为零点时刻,重叠气氢或气氧主阀后压强曲线与燃烧室压强曲线,燃烧室压强开始稳定的时刻 t_c 与气氢或气氧阀后开始建压时刻 t_H 、 t_o 的时间间隔就是两种推进剂在管路和头部中充填所需要的时间,这两个时间分别称为气氢管路充填时间 $\Delta t_H = t_c - t_H$ 和气氧管路充填时间 $\Delta t_o = t_c - t_o$.通过这两个时间来确定氢、氧主阀开闭的先后时序,时序要保证点火可靠和启动平稳.

设计条件下,发动机的工作参数为: $p_c = 3.85$ MPa,推进剂混合比 $\alpha = 5.46$,推进剂总流量 $\dot{m}_t = 1.0227$ kg/s.热力计算的燃烧室温度 $T_c = 3427$ K,燃气比热比 $\gamma = 1.198$,燃气气体常数 $R_g = 632.0$ J/kg·K.

2 实验发动机

2.1 结构和设计参数

实验发动机为三单元直排塞式喷管发动机,其结构如图1所示,主要由单元推力室和塞锥组成.三个单元推力室的支撑主体是一个并排加工有三个圆柱形安装孔的整体结构,每个单元推力室的内喷管、燃烧室内衬和喷注器单元依次装入其内.相邻单元中心线的间隔是66 mm.通过安装固定件把单元推力室和塞锥连接在一起,通过结构支撑件把塞锥和底板安装固定.塞锥侧板上沿塞锥型面开有5个测压孔,测量塞锥壁面压强

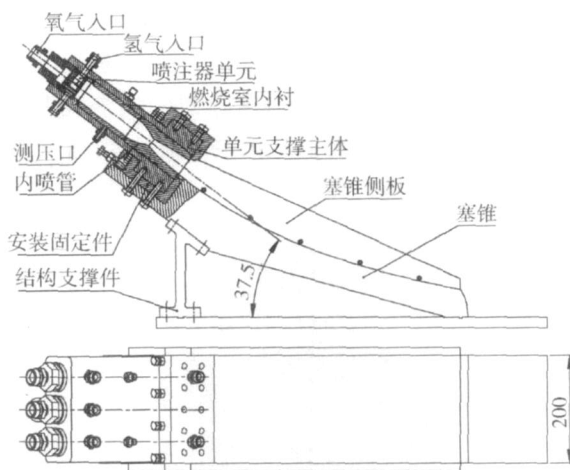


图1 实验塞式喷管发动机示意图

Fig.1 Sketch of test aerospike nozzle engine

分布. 塞锥材料为碳钢, 整体线切割加工. 内喷管倾角 $\theta=37.5^{\circ}$, 塞锥宽度 $W_d=200\text{ mm}$, 塞式喷管的总面积比 $E_t=80.0$, 设计点压比值 $C_{NPR}=1\ 139$.

燃烧室内衬和内喷管使用耐高温、耐烧蚀材料钨渗铜, 它具有优良的耐烧蚀性能, 是理想的热试实验喷管材料. 有研究表明, 在作为喉衬材料时, 钨渗铜烧蚀率为 $0.002\ 8\sim0.024\text{ mm/s}$, 完全可作为喷管材料用于短时间热试车实验^[7]. 推力室单元支撑主体使用碳钢, 发动机综合烧蚀和热沉法进行热防护.

2.2 内喷管

如图 2 所示, 内喷管为圆喉转方型出口喷管, 喉部直径 $D_t=\phi 16\text{ mm}$, 面积比 $E_t=5.77$. 喉部上游收敛段和喉部下游扩张段的转方前是轴对称结构, 与一般轴对称拉瓦尔喷管类似. 收敛段入口直径 $D_i=\phi 40\text{ mm}$, 从扩张段面积比为 $E=1.38$ 处开始, 喷管型面的截面形状由圆形逐渐转变为带圆角的方形, 出口圆角半径由转方起始圆角半径 $R_1=9.4\text{ mm}$ 光滑过渡到出口圆角半径 $R_2=10.0\text{ mm}$. 内喷管外加工有三道密封槽, 加氟橡胶密封圈后装入单元支撑主体.

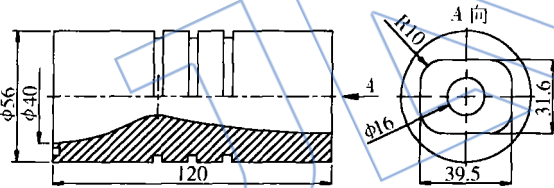


图 2 圆转方内喷管示意图

Fig. 2 Sketch of round-to-rectangle primary nozzle

2.3 喷注器单元

喷注器单元用不锈钢材料加工. 如图 3, 3 个直流式氢氧喷嘴加工好后, 通过螺纹安装到其 3 个孔内. 在喷注器单元圆柱段的周向上均匀分布 4 个 $\phi 10\text{ mm}$ 气氢进气孔.

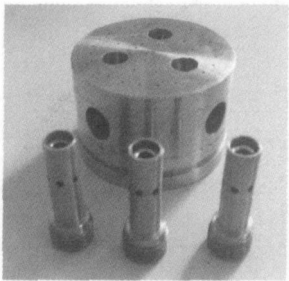


图 3 喷注器和喷嘴照片

Fig. 3 Photograph of injector and injector elements

考虑是气气混合燃烧, 喷注器采用直流式喷嘴. 如图 4, 中底和下底在沿直径 $\phi 24\text{ mm}$ 的圆周向均布 3 个氢氧喷嘴, 气氧喷嘴内径 $\phi 3.6\text{ mm}$, 外径 $\phi 6.0\text{ mm}$, 气氢喷嘴环内径 $\phi 6.8\text{ mm}$, 外径 $\phi 8.0\text{ mm}$. 气氢喷嘴环周向均匀分布 6 个直径 $\phi 2.0\text{ mm}$ 的进气孔, 气氢流动通道为内外径分别是 $\phi 6.0\text{ mm}$ 和 $\phi 6.8\text{ mm}$ 的环形间隙, 氧喷嘴缩进氢喷嘴 3 mm. 下底在周向布置三圈共 36 个直径 $\phi 1.0\text{ mm}$ 小孔用于喷气氢热防护.

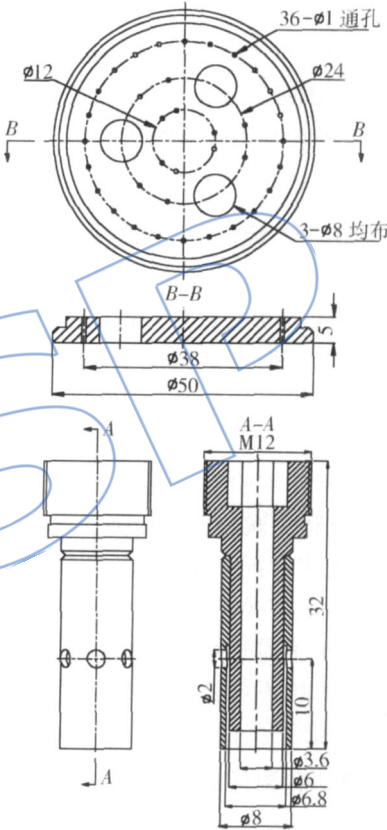


图 4 喷注器面板和喷嘴示意图

Fig. 4 Sketch of injector plane and injector element

3 实验和结果分析

3.1 系统管路充填特性实验

系统管路连接好后分别对气氢、气氧路进行了充填特性冷吹实验, 图 5 是氧阀后压强 p_o 与燃烧室压强 p_c 的实验曲线. 气氧主阀后建压时刻为 $t_o=0.975\text{ s}$, 燃烧室稳定建压时刻为 $t_c=2.0\text{ s}$, 气氧管路充填时间为 $\Delta t_o=1.025\text{ s}$; 气氢主阀后建压时刻为 $t_H=1.13\text{ s}$, 燃烧室稳定建压时刻为 $t_c=1.77\text{ s}$, 气氢管路充填时间为 $\Delta t_H=0.64\text{ s}$.

由于发动机稳定工作的时间比较短, 每次实验可以测得一个压比值附近的喷管性能. 为防止

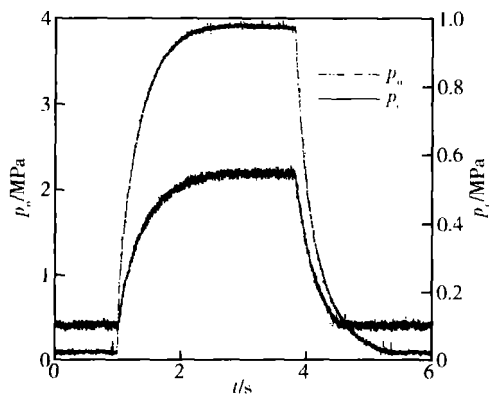


图 5 冷吹实验压强测量结果
Fig. 5 Measured pressure in cold-flow test

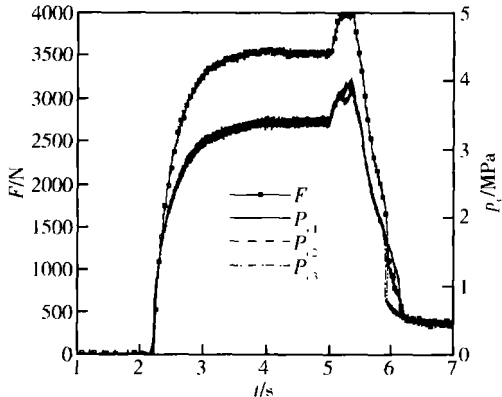


图 6 热试实验参数测量 ($C_{NPR} = 50$)
Fig. 6 Measured data in hot-firing test ($C_{NPR} = 50$)

舱内氧气含量过高而引起爆燃,低压比实验时,也先抽气到较高的真空度,然后根据实验反压要求向高空模拟系统充入氮气提高舱内压强,这样可避免在实验中舱内发生爆燃而损坏设备。

3.2 热试实验

实验发动机可靠地进行了两次高温燃气吹风实验,两次实验中测量的喷注器参数如混合比,氢喷嘴压降 Δp_H ,氧喷嘴压降 Δp_o 的值见表 1。

表 1 实验中喷注器工作参数表
Table 1 Parameters of the injector in the tests

No	α	$\Delta p_H / \text{MPa}$	$\Delta p_o / \text{MPa}$
1	5.62	0.29	1.26
2	5.36	0.35	1.25

以 $C_{NPR} = 350$ 附近时实验测量的结果为例,推力 F 和三个燃烧室压强 $p_{c1} \sim p_{c3}$ 的测量结果如图 6 所示。点火后推力和燃烧室压强迅速升高,推力达到 3 500 N,燃烧室压强达到 3.40 MPa。实验结束时推力和燃烧室压强已经出现了平稳段,三条燃烧室压强曲线重合较好。吹除氮气的压强较高,使推力和燃烧室压强曲线后段出现了压强峰。

低压比实验获得的数据在 $C_{NPR} = 50$ 附近,实验测量结果与图 6 类似,推力达到约 3 000 N。两次实验的燃烧室压强均在 3.4 MPa 左右,低于设计值 3.85 MPa。 $C_{NPR} = 50$ 时发动机热试车的照片如图 7 所示。

两次实验中,沿塞锥长度 x 方向上,塞锥表面压强 p_p 的实验数据和数值模拟结果如图 8 所示,数值模拟方法参见文献[8]。在 $C_{NPR} = 50$ 时,塞锥表面有波动的压强分布,压强峰可以补偿推力,使塞式喷管在低空仍然具有较高的效率,即高

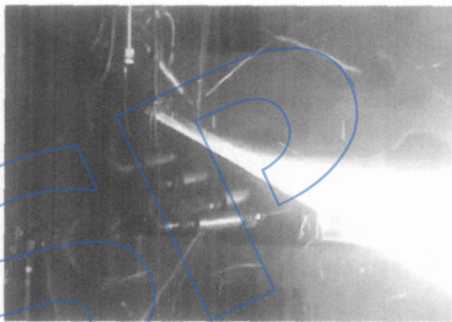


图 7 热试实验照片 ($C_{NPR} = 50$)
Fig. 7 Photograph of hot-firing test ($C_{NPR} = 50$)

度补偿特性。在 $C_{NPR} = 350$ 时,燃气沿塞锥型面膨胀时的压强一直是降低的,类似于钟型喷管内表面的压强分布规律。从图中可见,数值预测结果基本反映了相应压比下塞锥表面的压强分布。

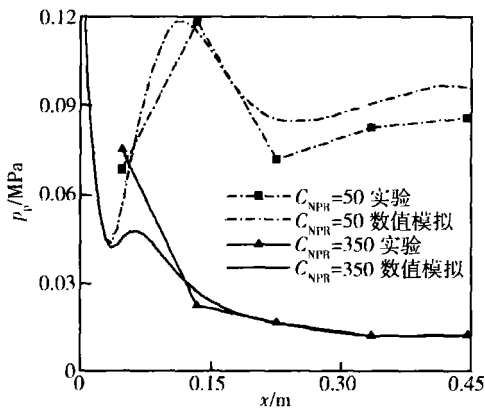


图 8 塞锥表面压强分布的实验和数值模拟图
Fig. 8 Experimental and numerical pressure distribution along plug ramp

经过两次高温燃气吹风实验后,发动机头部无烧蚀损坏,喷嘴单元和喷注器面板状态良好,保

持金属光泽,发动机其它各个部分也完好.由于进行了高温实验,钨渗铜内喷管的内壁表面有少量的铜渗出,在高温高速燃气流的冲刷下,渗出的铜在壁面上沿流线方向成细丝状分布.实验后内喷管型面和塞锥型面无破坏,喉部尺寸变化不大,两次实验后,测量的内喷管喉部直径比实验前增大约 0.1 mm.

3.3 塞式喷管性能

图 9 是实验塞式喷管性能的数值模拟结果和实验数据对比图.两次实验的有效数据在 $C_{NPR} = 50$ 和 $C_{NPR} = 350$ 两个压比(高度)附近获得了喷管的推力效率.在 $C_{NPR} = 50$ 附近,效率在 92%~93.5%之间;在 $C_{NPR} = 350$ 附近,效率在 95%~96%之间.在 $C_{NPR} = 350$ 下,数值预测的喷管效率与实验测量数据吻合较好,在 $C_{NPR} = 50$ 下,数值计算的效率在 90%左右,而实验测量数据在 92%~93.5%之间,模拟计算的喷管效率比实验测量值低,在低压比下,塞锥上的燃气在膨胀过程中存在分离流动,模拟计算的精度不如较高压比下的计算结果.

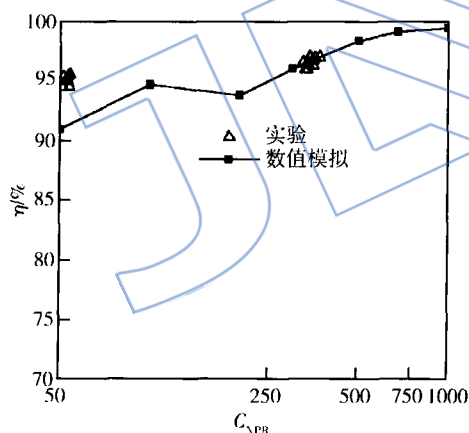


图 9 性能的实验和数值模拟结果

Fig. 9 Experimental and numerical results of performance

目前,实验发动机只做了在 $C_{NPR} = 50$ 和 $C_{NPR} = 350$ 两个反压下的热试车,由于后续还要在该发动机上实验爆震波点火器的多管点火,为了防止钨渗铜喷管烧蚀过于严重,设计压比 $C_{NPR} = 1\ 000$ 附近的实验待多管爆震波点火系统安装调试完成后进行.

4 结 论

(1) 以气氢/气氧为推进剂,设计三单元直排

塞式喷管发动机并成功进行了热试车实验,实验获得了发动机推力和三个燃烧室压强的稳定工作过程,计算了两个压比附近性能的实验数据.

(2) 采用耐烧蚀材料钨渗铜加工圆转方内喷管和燃烧室内衬,碳钢材料加工塞锥的非冷却热试发动机顺利完成了短时间热试实验.实验后,发动机推力室单元、内喷管和塞锥等零部件无烧蚀和损坏.实验证明,对于短时间热试车研究,这种设计方案可行.

(3) 实验发动机喷注器单元的设计采用直流式同轴喷嘴,在喷注器面板上,靠近燃烧室壁面和氢氧喷嘴之间的位置布置多个小孔喷氢热防护.实验表明,喷注器单元的结构和参数设计是合理的.

参考文献:

- [1] Ryan H M, Solano W, Holland R, et al. The future of full-scale propulsion testing[R]. AIAA Paper 2001-0746, 2001.
- [2] Onofri M. Plug nozzles: summary of flow features and engine performance[R]. AIAA Paper 2002-0584, 2002.
- [3] Sakamoto H, Takahashi M, Sasaki M, et al. An experimental study on a 14 kN linear aerospike nozzle combustor[R]. AIAA Paper 99-2761, 1999.
- [4] 王长辉. 塞式喷管气动特性的实验和数值模拟研究[D]. 北京:北京航空航天大学, 2005.
WANG Changhui. Experimental and numerical investigation of aerospike nozzle aerodynamic characteristics[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005.
- [5] Mori H, Taniguchi M, Nishihira R, et al. Experimental analyses of linear-type aerospike nozzles with and without side-walls[R]. AIAA Paper 2005-1350, 2005.
- [6] 覃粒子, 刘宇, 王一白. 塞式喷管多参数性能优化计算[J]. 宇航学报, 2002, 23(2): 28-33.
QIN Lizi, LIU Yu, WANG Yibai. Optimized performance calculation in multi-parameter for aerospike nozzle[J]. Journal of Astronautics, 2002, 23(2): 28-33.
- [7] 丘哲明, 陈明义, 杨传荣, 等. 固体火箭发动机材料与工艺[M]. 北京: 宇航出版社, 1995: 135-136.
QIU Zeming, CHEN Mingyi, YANG Chuanrong, et al. Materials and technology of solid rocket engine[M]. Missile and Aerospace Series, Beijing: China Astronautic Publishing House, 1995: 135-136.
- [8] 王长辉, 刘宇, 覃粒子, 等. 多单元直排塞式喷管发动机性能研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2004, 30(7): 627-630.
WANG Changhui, LIU Yu, QIN Lizi, et al. Performance analysis of linear clustered aerospike nozzles[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(7): 627-630.