

文章编号: 1000-8055(2003) 02-0248-05

“瓦”状塞式喷管的实验研究

马 彬, 刘 宇, 戴梧叶

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘要: 为了了解塞式喷管的性能特征和更好地设计塞式喷管, 本文对两种不同结构的“瓦”状塞式喷管进行了试验研究。实验采用气氧/酒精作为推进剂。实验发动机是一个四单元和一个十四单元的“瓦”状塞式喷管。文中介绍了实验系统和实验发动机的主要结构。给出了典型的试验曲线, 并分析了“瓦”状塞式喷管的高度特性和底部二次流对性能的影响情况。结果显示, 该种喷管具有很好的高度补偿特性, 在底部加入适当的二次流能使喷管性能稍有提高。

关键词: 航空、航天推进系统; 火箭发动机; 塞式喷管; 性能; 实验研究

中图分类号: V430

文献标识码: A

Experimental Research on Tile-Shaped Aerospike Nozzles

MA Bin, LIU Yu, DAI Wu-ye

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: To understand the performance of aerospike nozzles and to design aerospike nozzle with higher efficiency, the experimental research on two tile-shaped aerospike nozzles has been conducted. The gaseous oxygen and alcohol were used as propellants in the experimental study. The engines researched here include a four-unit tile-shaped aerospike nozzle and a fourteen-unit tile-shaped aerospike nozzle. The experimental setup and the geometry of the two tile-shaped aerospike nozzles are presented. The typical experimental curves are showed. The altitude characteristic and the effect of base bleed on aerospike nozzles are analyzed too. The experimental results indicate that the tile-shaped aerospike nozzle has good altitude compensation ability, and that the proper base bleed can promote the nozzle performance.

Key words: aerospace propulsion; rocket engine; aerospike nozzle; properties; experimental research

1 引 言

目前, 根据各种卫星、载人飞船、空间载荷和探测器的不同及其所要求的轨道不同, 开发出了很多的运载火箭, 如美国的德尔它 4、宇宙神 5、大力神 4 欧空局的阿里安 5, 俄罗斯/乌克兰的质子号、天顶号, 日本的 H2, 以及中国的长征系列。所

有这些运载火箭, 几乎全部采用了钟型喷管。钟型喷管经过在航天运载器中几十年的成功应用, 已经有了相当成熟的技术, 当然也包括很多其它的优点, 如在设计点有很高的性能、重量轻和花费少等, 但是也有明显的缺点。如喷管比较长, 而且在偏离设计点时, 性能损失严重, 没法实现完全的可重复使用。事实上, 从开始钟型喷管发动机研究的

收稿日期: 2002- 03- 12; 修订日期: 2002- 04- 30

基金项目: 国家 863- 2 高技术航天领域(863- 2- 3- 4- 10); 国防科学技术二等奖(2000GFJ2203)

作者简介: 马彬(1961-), 男, 河南焦作人, 北京航空航天大学宇航学院工程师, 主要从事机械制造研究。

那天起,人们就没有停止对更好性能喷管的探索,而且提出了不少于十二种替代钟型喷管的设计方案^[1],而其中塞式喷管被认为具有最好的连续的高度补偿特性^[2],它可望利用现有的技术和材料,仅通过结构方式的改进在短时间内以最大的幅度提高火箭发动机的性能。当然塞式喷管也包括很多其它优点,如采用差分流量调节进行矢量控制、结构短、重量轻等。参考文献[3]提出了一种新型的“瓦”状塞式喷管,该塞式喷管的特点是内喷管为轴对称喷管(即钟型喷管)、塞锥为凹面,这种喷管能够降低设计难度、产生更合理的流场结构。本文采用气氧/酒精作为推进剂对两种不同结构的“瓦”状塞式喷管进行了试验研究,介绍了实验系统和实验发动机的主要结构,给出了典型的试验曲线,并分析了“瓦”状塞式喷管的高度特性和底部二次流对性能的影响情况。

2 实验系统

整个实验系统由供氧系统、供酒精系统、吹除系统、真空系统、测控系统、高压空气源及实验塞式喷管组成(见图 1)。供酒精系统采用挤压式,设计的最大流量为 0.9 kg/s;高压氧气源由 50 多个

体积约为 45 升的高压氧气瓶(氧气压力达 13 MPa)并联组成,设计的最大流量为 1.3 kg/s。在酒精系统和供氧系统的管路上,均装有文氏管,用以调节流量。整个系统设计的燃烧室压力为 5 MPa,对于本模型的热试车,真正的燃烧室压力最大约为 3.0 MPa。真空系统由真空泵和容积为 60 m³ 的真空箱(罐)组成,可以模拟地面至 22 km 的高空实验。

在本实验的测量系统中,最多可采集 32 路实验参数。为了了解发动机的性能,诸多参数中最重要的是推力和燃烧室压力。本实验系统采用水平的推力台架,固定在方形真空室的基座上。同时,为了改善拉压传感器的使用条件,推力台架采用了两个纵向刚度大、横向刚度小的叉簧饶性件将推力在转化成拉力。实验塞式喷管发动机用钢绳悬挂在真空室中,调整钢绳可以保证发动机与推力台架轴心在同一条直线上。该推力台架的测量精度可以满足实验的要求,综合的均方根误差分析显示推力测量误差小于 1%。燃烧室内的压强测量比推力的测量要简单而且准确。测量燃烧室压力采用两路同时进行,采用 3CYJ 型压力传感器,该传感器因采用真空离子束溅射及光刻技术,

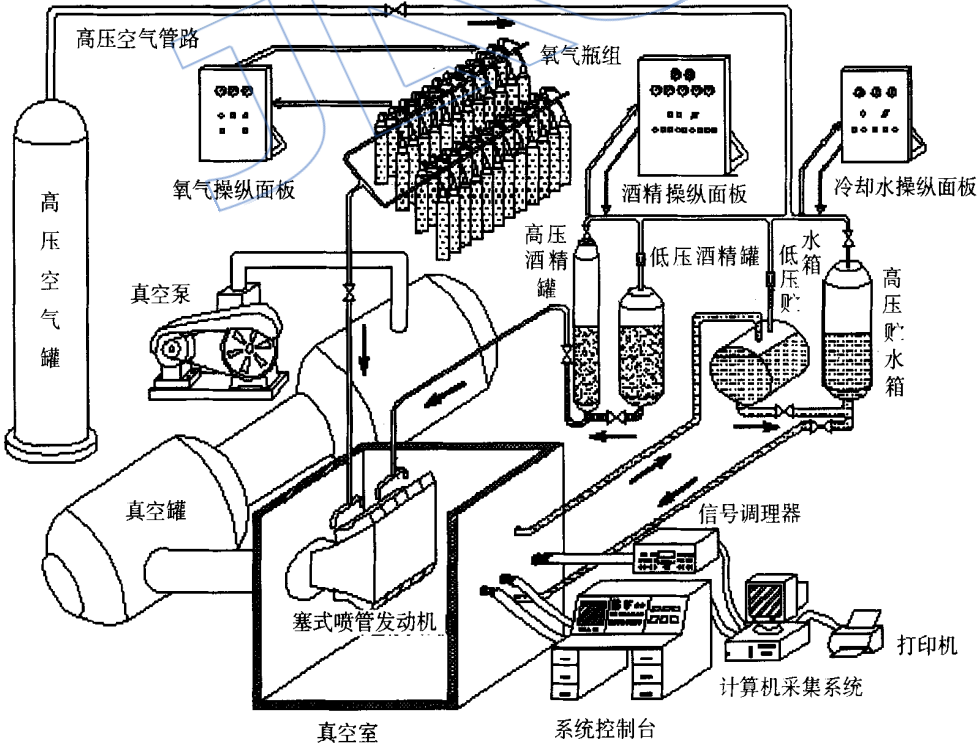


图 1 实验系统分布简图
Fig. 1 Sketch map of the test system

而具有精度高、抗干扰能力强等特点,在实际使用过程中,发现该传感器的零点漂移和波动误差只有 0.02%~0.04%,燃烧室压力的综合测量误差为 0.5%。

3 实验发动机

3.1 四单元实验发动机

四单元塞式喷管发动机结构简图如图 2,发动机有四个独立的燃烧室和喷管,每个喷管与轴线成 30°。需要指出的是采用的塞锥不是特征面,

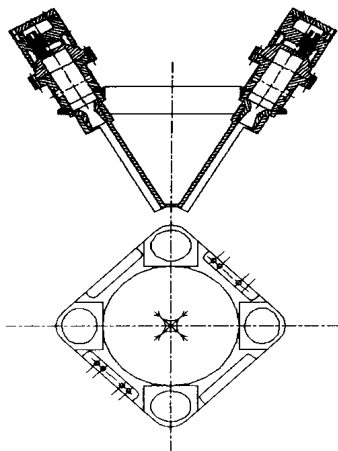


图 2 四单元塞式喷管发动机结构简图

Fig. 2 Sketch of four-unit plug nozzle

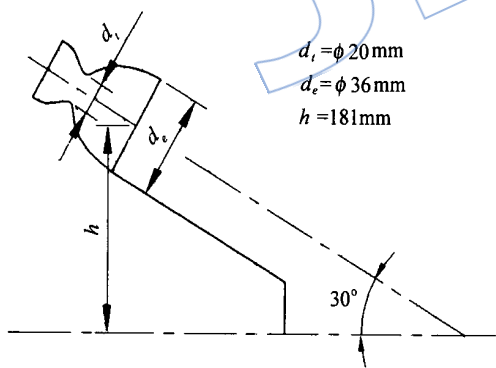


图 3 塞式喷管单元结构示意图

Fig. 3 Sketch map of unit plug nozzle figuration

而是一个半圆柱面。采用圆柱面塞锥,可以使内喷管出口气流的角度为零,进一步减少不同内喷管出口的气流在塞锥上的掺混,会增加气流对底部的压缩,会提高底部的压强增加底部推力(或减小底部的阻力),同时大大地减小加工与设计难度,但是可能会恶化塞锥的流场,导致整体性能的降低。每个单元的内喷管设计为钟型喷管,喉部直径

为 $\Phi 20$,内喷管的膨胀比 ϵ_{ti} 为 3.24,采用特征线法设计,然后采用了几段圆弧对其进行近似,并确保出口角度为 0 角以便和塞锥光滑连接。单元主要参数如图 3 所示,总的喷管膨胀比为:

$$\epsilon_{ti} = \frac{d_e^* h}{0.25 \pi d_i^2} + 0.5 \epsilon_{ti} \cos 30^\circ = 22.15 \quad (1)$$

在此面积比下,喷管的设计压力比 NPR_{ti} 约为 220。

3.2 十四单元实验发动机

十四单元塞式喷管发动机结构如图 4 所示,燃烧室是环型的,由两个半圆和两直线段组成,所以也称为环直塞式喷管发动机,该发动机的最大特点是可以保证底部气流封闭。燃烧室与 14 个尺寸参数一致的小喷管焊接,喷管与底板焊在一起,

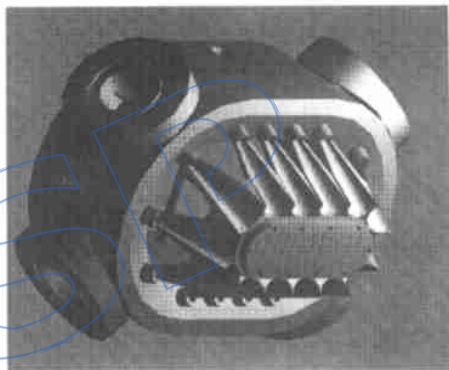


图 4 十四单元塞式喷管发动机结构简图

Fig. 4 Sketch of fourteen-unit plug nozzle

使底部气流封闭。同时底板上可以安装气锥小喷管,通过导管与燃烧室相通,选择不同喉径而改变底部二次流的流量,以考察不同底部气锥流量对发动机性能的影响。14 个小喷管设计为锥型喷管,喉部直径为 6 mm。内喷管出口直径为 18 mm。整个塞式喷管的膨胀比为 100。

4 性能处理方法

计算性能前,首先计算测量系统采集到的几个不同位置燃烧室压力的平均值 p_c ,并根据下式计算等效燃烧室压力:

$$\tilde{p}_c = p_c (1 + MPM) \quad (2)$$

这里 MPM 是二次流与主流的比,如果实验时没有二次流,令 $MPM = 0$ 即可。

然后,实验推力系数 C_f 用下式计算:

$$C_f = \frac{F}{\tilde{p}_c A_t} \quad (3)$$

由于塞式喷管具有高度补偿特性,其出口压

力在任何高度均被认为等于环境压力,因此其理论推力系数(C_{f0})即等于完全膨胀的理想推力系数:

$$C_{f0} = \frac{\bar{\gamma}}{\gamma_+} \left(\frac{2}{\gamma_+ + 1} \right)^{\frac{\gamma_+ + 1}{2(\gamma_+ - 1)}} \cdot \frac{1}{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{P_a}{\tilde{p}_c} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]} \quad (4)$$

因此, 喷管效率 η 用下式计算:

$$\eta = C_f / C_{f0} \quad (5)$$

采用公式(2)计算等效燃烧室压力的意义是把底部二次流当作整个喷管推进剂的一部分来考虑, 这样做的物理意义是: 正是因为底部加入了工质(二次流), 才使喷管推力有所增加, 因此从喷管的角度来说, 它应该属于推进剂, 如果不把它当作整个喷管推进剂的一部分, 很显然, 底部二次流流量越大, 推力就会越大, 其效率很容易远远大于 1, 这明显有悖于喷管性能的定义。或许二次流来自涡轮废气, 从整个发动机系统的角度来说, 没有消耗额外的推进剂, 但从喷管的角度来说, 只能说是喷管是有效地利用了涡轮废气, 但不能认为喷管没有消耗工质。另外, 这样处理性能后, 有无二次流的性能比较的意义是: 如果在底部加入二次流效率比没有加入二次流时效率低, 这就意味着把加入底部的这部分工质引入燃烧室会获得更好的性能。

5 结果与分析

图 5、图 6 给出了一组典型的试验曲线, 图 5 是推力曲线, 可以看出, 在发动机点火以后, 采集的数据有波动, 这是由于实验台架震动引起的, 属正常现象。图 6 是压力曲线, 曲线显示实验点火有个充气的过程, 在试验结束时, 有小段时间内测量到的压力值小于 0, 这是由于喷管气体排放过程中的引射所造成的, 它对本文对发动机的性能分析没有影响。这两试验曲线显示本实验系统工作正常, 可满足实验的要求。

四单元“瓦”状塞式喷管的试验喷管效率 η 随燃烧室与环境压力比 (NPR) 变化的曲线如图 7 所示, 实验的基本工作条件是燃烧室压力约 1.7 MPa, 燃烧室温度约 1300 K。图中虚线是相同面积比的钟型喷管在不考虑任何损失时的一维理论喷管效率, 即 C_{f0} 与公式(4)定义相同而 C_F 用如下公式计算:

$$C_F = \frac{\bar{\gamma}}{\gamma_+} \left(\frac{2}{\gamma_+ + 1} \right)^{\frac{\gamma_+ + 1}{2(\gamma_+ - 1)}} \cdot$$

$$\frac{2\gamma}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{1}{NPR_d} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right] + \epsilon_{ll} \left(\frac{1}{NPR_d} - \frac{1}{NPR} \right) \quad (6)$$

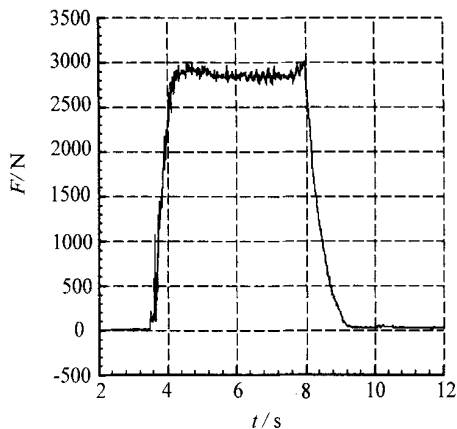


图 5 典型推力实验曲线

Fig. 5 Typical experimental curve of thrust

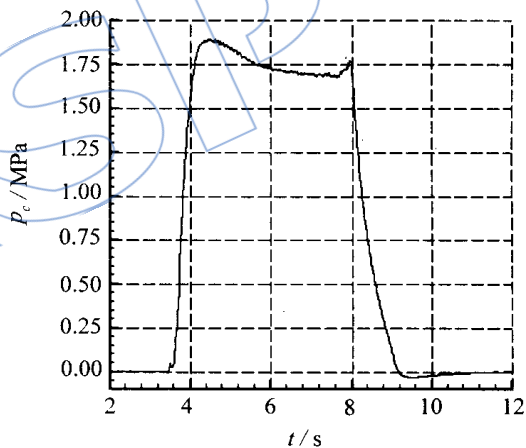


图 6 典型压强实验曲线

Fig. 6 Typical experimental curve of chamber pressure

曲线显示, 最大的喷管效率约为 0.96 (NPR 约为 220)。同钟型喷管相比, 具有很好的高度补偿能力: 从地面到设计高度 ($NPR = 16.8 \sim 220$), 喷管效率在 0.90~0.96 之间变化。该曲线的规律与目前国际上公布的塞式喷管的实验数据的规律非常吻合^[4,5]。但与文献[4, 5]的实验数据相比, 本研究模型的最大喷管效率还是约低 1%~2%。从前面的介绍知道: 本研究模型的塞锥是圆柱面, 如果从内喷管的中心线刨开来看, 塞锥是一条直线 (参见图 3), 这样的塞锥与文献[4, 5]的特征型面的塞锥相比, 性能肯定要降低。另外, 单元数太少, 以及内喷管的近似处理均会产生性能损失。因此, 如果改进塞式喷管型面的设计, 其性能应该可以

提高 1%~2%。也就是说,本研究中的“瓦”状塞式喷管具有较好的高度特性。

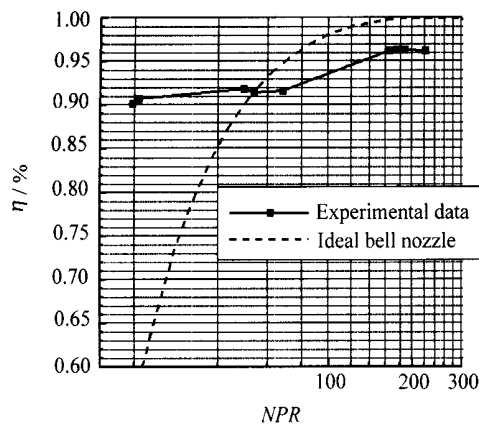


图 7 四单元“瓦”状塞式喷管的高度特性
Fig.7 Thrust efficiency at different pressure ratio

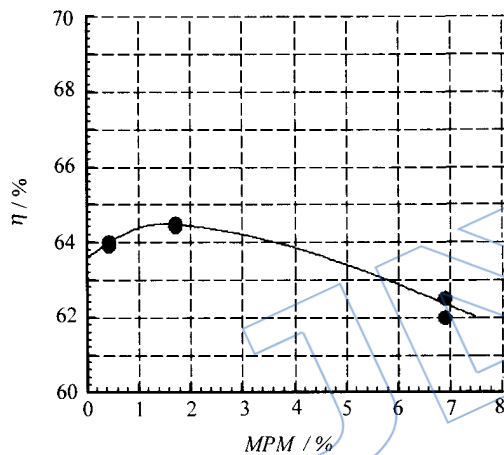


图 8 二次流的影响(14 单元发动机)
Fig.8 Thrust efficiency at different base bleed ratio

图 8 给出了二次流对喷管性能的影响情况,这里研究的喷管是十四单元的“瓦”状塞式喷管,实验的工作条件是燃烧室压力约 2.9 MPa,燃烧室温度约 1200 K。对同一个底部二次流重复作了两次试验,结果重复性较好。由于该喷管的膨胀大(达到 100),而燃烧室压力又比较低(约 2.9 MPa),这远远偏离了塞式喷管的工作条件(即使

单级入轨也不会如此偏离喷管设计点),再加上其单元采用的是锥形喷管,因此整个喷管的性能比较低,其喷管效率只有百分之六十多。曲线显示当底部二次流质量流率为总流量的 1%~2% 时比较好,能把塞式喷管性能有所提高,这和最近国外对线性塞式喷管的冷流实验结果^[6]吻合。

6 结 论

采用气氧/酒精作为推进剂对四单元和十四单元的两种不同结构的“瓦”状塞式喷管进行了试验研究,主要研究了“瓦”状塞式喷管的高度特性和底部二次流对其性能的影响情况。典型的试验曲线显示本实验系统工作正常,可满足实验的要求。点火试验的结果显示,“瓦”状喷管具有很好的高度补偿特性,从地面到设计高度,喷管效率在 0.90~0.96 之间变化。对底部二次流的研究显示,当底部二次流质量流率为总流量的 1%~2% 时,能使塞式喷管性能略有提高。“瓦”状塞式喷管是一种很有潜力的喷管,值得进一步研究。

参考文献:

- [1] Beichel R. Nozzle Concepts for Single-Stage Shuttles [J]. *Astronautics and Aeronautics*, June 1975: 16- 27.
- [2] Muss J A, Nguyen T V. Evaluation of Altitude Compensating Nozzle Concepts for RLV[R]. *AIAA Paper 97- 3222*, Jul. 1997.
- [3] 戴梧叶,刘宇,马彬,程显辰. “瓦”状塞式喷管的数值模拟与实验研究[J]. *推进技术*, 2002, 23(4): 292- 297.
- [4] Silver R. Final Report. Advanced Aerodynamic Spike Configurations: Volum I, Analytical and Cold Flow Studies [R]. Rockwell International Corporation, Rocketdyne Division, Report AFRPL- TR- 67- 246- Vol I, Air Force Contract 04 (611) - 9948. 1967.
- [5] Tomita T, Takahashi M, Onodera T. Visualization of Shock Wave Interaction on the Surface of Clustered Plug Nozzles [R]. *AIAA Paper 98- 3523*.
- [6] Tomita T, Takahashi M, Ododera T, et al. Effects of Base Bleed on Thrust Performance of a Linear Aerospike Nozzle [R]. *AIAA Paper 99- 2586*.