

瓦状塞式喷管的设计和试验分析

王一白, 刘 宇, 覃 粒 子

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083)

摘 要: 为了分析瓦状塞式喷管的气动特性, 提出轴对称内喷管和塞锥的型面设计方法, 设计了两单元的模型发动机, 内喷管面积比为 5.81, 总面积比为 24.36、29.43、33.88、37.58。采用高压空气为介质对模型发动机进行冷流试验, 分析内喷管倾角和底部二次流变化、以及有无底部盖板对推力性能和底部压强的影响情况。介绍了试验发动机的结构与设计参数, 给出了试验模型照片、测量参数曲线和性能数据处理。结果表明: 瓦状塞式喷管模型的高度补偿效果较为明显, 在整个工作高度有较高的推力系数效率, 20°模型的最高效率为 96%; 底部压强曲线反映出了底部气动特性由开放状态到闭合的转变过程; 内喷管倾角增大, 底部压强增大即增加底部推力, 但存在一个优化性能的最佳倾角; 底部加入二次流可以增加底部压强, 提高性能, 但其影响范围在 1%~2%, 少量的二次流对增加性能的效果较好; 底部盖板会影响底部的气动特性, 底部压强是否受环境压强的影响取决于底部处于开放或闭合状态。

关键词: 瓦状塞式喷管; 型面设计; 冷流试验; 二次流

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2008) 01-0001-07

Design and experimental analysis of tile-shaped aerospike nozzles

Wang Yibai, Liu Yu, Qin Lizi

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

Abstract: Simple design methods of the tile-shaped aerospike nozzle with the axisymmetric thrust cell and the concave plug were presented, and the two-module experimental models were designed. The area ratio of internal nozzle is 5.81 and the total area ratios of the aerospike models are 24.36, 29.43, 33.88 and 37.58. Cold-flow tests on the tile-shaped models were carried out using highly pressurized air. The effects of the variations of the inclination angle and the amount of base bleed on the performance and the base pressure were examined in the tests. Test apparatus, struc-

收稿日期: 2007-08-16; 修回日期: 2007-10-02。国家发明专利: 塞式喷管[ZL02158695.0]。

作者简介: 王一白 (1976—), 男, 博士, 讲师, 研究领域为先进航天推进理论与技术。

tures photographs and design parameters of the main parts of the experimental engine were introduced. Chamber pressure, thrust and ambient pressure were acquired and the data analyses were also delivered. It is shown that good altitude compensation capacities and high efficiencies were obtained in the tests. The maximum nozzle thrust efficiency of the tile-shaped nozzles tested here is 96%. The base pressure increases when the inclination angle becomes bigger and there is an optimum angle for the optimum performance. The bleed can increase the base pressure, the effect of bleed on the performance is within 1%~2% and a little bleed can improve the performance effectively. The effects of base sidewalls on base pressure were also analyzed. The results indicate that whether the base pressure changes with the ambient backpressure or not depends on the base region is working at open or closed condition.

Key words: tile-shaped aerospike nozzle; contour design; cold-flow experiment; base bleed

1 引言

塞式喷管与钟型喷管相比,前者在整个飞行高度都有较高的性能,具有很好的高度补偿能力。塞式喷管的最初概念是在20世纪40年代提出的,是一个半开放的流场结构,由内喷管、塞锥和底部组成。20世纪90年代以来,随着可重复使用运载器对高性能火箭发动机的需求,世界各国掀起了塞式喷管的研究热潮。1996年,美国启动了以塞式喷管发动机(XRS-2200)为动力装置的X-33单级入轨运载器演示计划。随后,欧洲、日本和中国也积极开展塞式喷管的数值仿真和实验研究^[1-7]。到目前为止,国外塞式喷管的典型结构型式有美国的直排式塞式喷管和欧洲、日本的环排式塞式喷管。与直排和环排塞式喷管不同,瓦状塞式喷管采用了轴对称内喷管和瓦状凹面塞锥。文献[8]结合理论分析和数值计算,对瓦状塞式喷管模型发动机的流场结构进行研究,并采用酒精和氧气作为推进剂进行了热试车,得到了较为理想的喷管效率。本文首先总结瓦状塞式喷管的型面设计方法,并利用空气对两单元瓦状塞式喷管试验发动机进行了冷流试验,主要研究了推力的高度特性和底部压强的气动特性,以及受内喷管倾角和底部二次流变化的影响情况。

2 瓦状塞式喷管的型面设计方法

瓦状塞式喷管型面设计包括轴对称单元内喷管型面和塞锥型面设计,图1给出了全锥型面示意图,设计完成后可根据需要进行适当的截短。

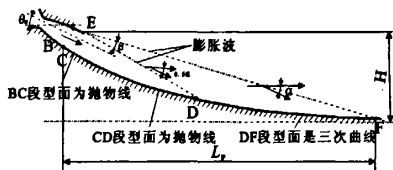


图1 塞式喷管的型面设计示意图

Fig.1 The contour design of the aerospike nozzle

2.1 轴对称单元内喷管

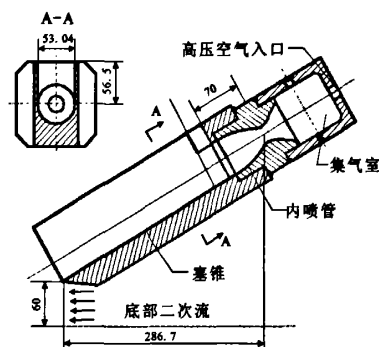
内喷管型面包括收敛段、喉部和扩张段三部分。收敛段采用两段圆弧和一段直线段的设计方法,喉部为双圆弧型面,喉部下游圆弧段以后的扩张段型面采用Rao氏抛物线^[9]。假设 R_0 是燃烧室的尺寸,喉部半径为 R_1 。收敛段的第一段圆弧是连接燃烧室的 R_{11} ,略小于 R_0 ,圆心位置在喷管入口截面的径向轴线上;第二段圆弧是喉部上游圆弧 R_{12} ,取值范围是 $R_1 < R_{12} < 2R_1$,圆心位置在喉部截面的径向轴线上;两段圆弧之间是直线段,可以用收敛角来约束,收敛角过大,会造成收敛段的烧蚀,过小又会增加喷管长度,一般取

45°左右。双圆弧喉部的下游圆弧段 R_d 太大, 燃气加速缓慢, 下游内壁烧蚀就减轻, 但会增加喷管长度; R_d 太小, 燃气加速急剧, 对壁面冲刷严重, 烧蚀严重, 也会使得初始扩张段的面积比变化大, 气流参数变化迅速, 造成化学动力学损失, 本文取 $R_d=R_i$ 。喉部下游圆弧段以后的扩张段型面采用 Rao 氏抛物线代替实际流线, 大大简化了计算工作, 不必计算特征线网格, 可以在给定的几何约束条件下求出抛物线方程的系数, 已经成熟地应用于钟型喷管型面设计。如图 2 所示, 扩张段型面曲线 BC 是一段抛物线, 方程是 $y=a_1+b_1x+c_1x^2$, B、C 的位置和方程系数由以下参数求出: R_i , R_d , 喉部下游段圆弧角 θ_A 、内喷管流出角 β , 单元内喷管面积比 ε_i 。

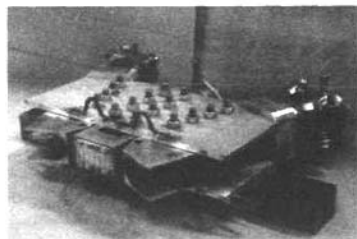
2.2 塞锥型面设计

Angelino^[9]提出了一种塞锥型面的简化设计方法, 假设塞锥入口是均匀的一维流动, 内喷管出口点发出的扇形膨胀波簇都是直线型的, 每道波上的流动参数都是不变的, 在理想均匀流动的条件下可以获得很好的推力性能, 设计约束条件是给定总面积比 ε_i 或是设计压强比 P_{rd} 。但实际流动中塞锥上的膨胀波簇不是直线型, 因此需要在塞锥流场中应用特征线网格来确定每一道膨胀波的位置和形状。基于特征线法中的直接壁面单元过程, 发展了一种直接壁面单元过程来生成塞锥型面, 利用流量守恒与固体壁面对流动方向的约束条件来确定壁面点的位置和流动参数。但是简化设计方法和直接壁面单元过程法得到的是塞锥型面的离散点集, 不便于严格保证整个型面的光滑连续性, 也不易于型面参数的直接优化以获得最优的总体性能。本文采用的曲线近似法能够快速、准确、有效地进行塞锥型面设计, 通过几何和气动的约束条件确定型面方程。将塞锥型面近似为两段简单的数学曲线 (如图 2): 前一段 CD 为抛物线 $y=a_2+b_2x+c_2x^2$, 后一段 DF 是一条三次曲线 $y=a_3+b_3x+c_3x^2+d_3x^3$, 两段曲线在 D 点光滑连接, D 点位置与燃气在塞锥上的膨胀程度有关, 在设计条件下, 燃气在经过 D 点的膨胀波后相对内喷管轴线所偏转的角度刚好是燃气经过膨胀波 EF 后所偏转角度的一半。设计工况下膨胀

波 EF 是从内喷管出口 E 点发出的最后一道膨胀波, 经过 EF 后燃气的压强等于设计高度下的环境压强, 并且气流方向与塞式喷管的轴线方向 (水平方向) 一致, 根据流量守恒, 可以通过波后气流的密度、速率以及马赫数来确定 EF 的长度, 再根据角度来确定 F 点的坐标值。气流流经膨胀波 ED 后的偏转角度为 $\alpha/2$, 可以由普朗特-迈耶函数来确定 ED 上的流动参数, 通过流量计算出 ED 的长度, 进而确定 D 点的位置。塞锥型面曲线上的 C 点、D 点和 F 点的位置都已经确定, 而且已知 C 点和 F 点的切向角, 以及在 D 点的连续性要求, 就可以求出抛物线 CD 和三次曲线 DF 的方程系数。



(a) 结构尺寸图



(b) 照片 (无底部盖板)

图 2 两单元瓦状塞式喷管试验发动机

Fig.2 The tile-shaped aerospike nozzle test model

3 试验设备和过程

冷流试验系统包括高压空气供给系统、空气压缩机、高空模拟系统、测量控制系统, 以及塞式喷管试验发动机与推力台架等^[11]。

两单元瓦状塞式喷管发动机的主要结构尺寸和实物照片如图2所示,主要包括集气室、单元内喷管、塞锥、塞锥固定板、底部盖板、底部二次流及实验台连接结构等。每个单元的集气室有四个 $\Phi 20\text{mm}$ 高压空气入口连接管嘴和一个压强测量孔,通过 $\Phi 16\text{mm}$ 连接导管来保持两个单元压强平衡。轴对称内喷管喉部直径 $d_t=\Phi 22\text{mm}$, $\varepsilon_t=5.81$ 。集气室和内喷管以及塞锥采用焊接方式连接,并通过螺栓与塞锥固定板连接。采用不同的塞锥固定板,可以改变内喷管倾角 $\theta=10^\circ$ 、 20° 、 30° 、 40° ,总面积比分别为 $\varepsilon_t=24.36$ 、 29.43 、 33.88 、 37.58 ,对应的 $P_{Rt}=509$ 、 671 、 823 、 956 。可有一定比例的气体由集气室引出,通过35个 $\Phi 2\text{mm}$ 小孔均匀注入底部,改变节流孔径来控制底部二次流流量, M_{FM} (底部二次流与主流的流量百分比)为0、0.41%、1%、1.4%、2%和3%,布置有7个底部压强测量孔。

试验过程的集气室压强 p_c 的变化范围是 $3\text{MPa}<p_c<8.5\text{MPa}$,真空舱环境压强 p_a 的变化范围是 $0.015\text{MPa}<p_a<0.1\text{MPa}$,所以塞式喷管的工作压强比 $P_R(p/p_a)$ 是不断变化的。试验内容主要包括以下几部分:(1)内喷管倾角和底部二次流变化对推力高度特性的影响;(2)底部二次流为1.4%时,内喷管倾角变化对底部压强的影响;(3)内喷管倾角 $\theta=30^\circ$ 时,底部二次流变化对底部压强的影响;(4)底部盖板有无对性能的影响。试验过程测量了推力 F 、 p_c 、 p_a 、底部压强 p_b 、输送管路压强等参数。推力系数效率 $\eta=C_F/C_{Rt}$,试验测量结果 $C_F=F/(p_c \cdot A_t)$,工作高度环境压强下理想喷管的理论推力系数:

$$C_{Rt} = \sqrt{\gamma} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \left[1 - \left(\frac{1}{P_R} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}$$

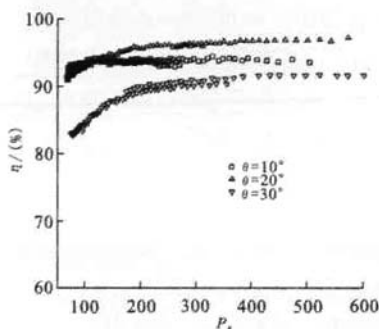
其中, A_t 为喉部面积, γ 为空气比热比。

4 结果与分析

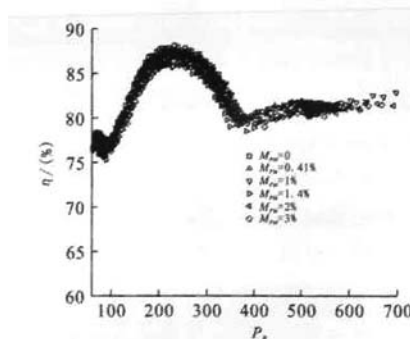
4.1 推力高度特性

为了研究内喷管倾角和底部二次流对性能的影响,图3(a)和(b)分别给出了 θ 和 M_{FM} 变化情况

下的推力系数高度特性曲线。结果显示,瓦状塞式喷管试验发动机具有很好的高度补偿特性, θ 为 20° 模型的效率高于 10° 和 30° 模型的。增大 θ 会增大塞式喷管总面积比,进而影响不同压强比的流动和效率曲线。当 θ 从 10° 变为 20° 时, $P_R=500$ 时的 η 增加约4%。在 $P_R=100\sim 600$ 的整个工作高度范围, θ 从 20° 变为 30° 时, η 曲线整体下降了约6%。内喷管倾角是塞式喷管的一个主要设计优化参数,对于本文的瓦状塞式喷管模型,最优的参数是 $\theta=20^\circ$ 。



(a) 无底板盖时不同内喷管倾角



(b) 不同底部二次流

图3 推力系数效率的高度特性曲线

Fig.3 The experimental thrust coefficient efficiencies as a function of P_R

塞式喷管截短后有一个亚声速的底部回流区,在中低空范围内底部压强低于环境压强,产生负推力,导致性能损失,通常在底部加入适当的二次流来提高底部压强,进而提高性能。图3(b)表明:在低压强比下,底部流动处于开放状态,是否有二次流注入对 η 没有太大影响,六条

曲线基本重合, 此时底部与环境相通, 环境压强较高, 底部完全受环境反压影响; 随着 P_R 增加, 底部二次流可以提高喷管性能, 但影响不是很大, 当 M_{FM} 从 0 变化到 3% 时, η 增加在 2% 之内, 与文献[12]的结果比较吻合。

4.2 内喷管倾角对底部压强的影响

图 4 中(a)和(b)分别给出了不同 θ 的底部压强 p_b/p_c 和 p_b/p_a 随 P_R 变化的实验结果曲线。

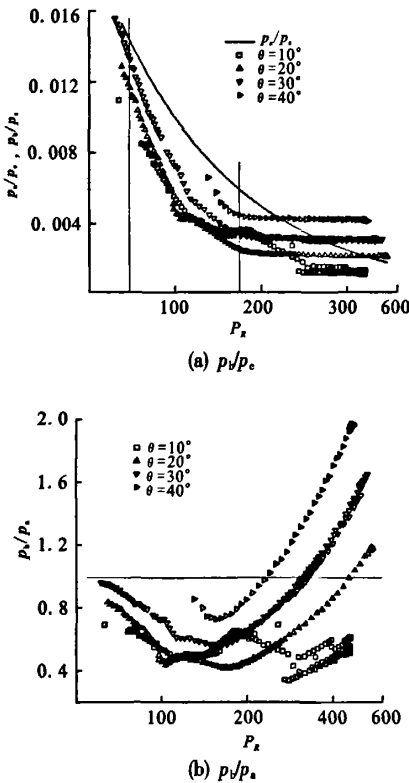


图 4 不同内喷管倾角的底部压强高度特性曲线
Fig.4 The base pressure characteristics with inclination angle as a function of P_R

无论是在高空还是在低空, 随着 θ 增大, 塞锥出口的角度就越大, 对底部区域的压缩越大, p_b 增大。随着 P_R 增加, 底部呈现开放和闭合两种流动状态, P_R 定义为在从开放开始向闭合状态转变所对应的 P_R 。 $P_R < P_R$, p_b 随 p_a 的降低而线性下降, 由于主流的引射作用, p_b 一直低于 p_a , 这时底部流动处于开放状态, p_b 受外界 p_a 影响; $P_R > P_R$, 底部进入闭合状态, 随着 p_a 的降低, p_b

基本保持不变, 说明外界 p_a 不再影响 p_b 。不同 θ 对底部压强影响的程度有差别, 主要体现在 4 个方面: (1)开放状态下 p_b/p_c 随 p_a 降低的程度不同; (2)对应的 P_R 不同; (3)底部闭合后恒定的 p_b/p_c 值不同; (4)底部开始提供正推力的 P_R 值不同。 P_R 数值随着 θ 的增大而减小。 θ 为 20° 时, $P_R > 180$ 后, p_b 开始保持不变; 30° 的 P_R 数值为 170, 而 40° 的是 160。从图 4 (b)还可以得到, 当 $(p_b/p_a) > 1$ 时底部提供正推力; 当 $(p_b/p_a) < 1$ 时底部提供负推力。在中低空条件下, p_b 低于 p_a , 随着 P_R 增大, p_b 逐渐大于 p_a , 底部先提供负推力, 然后提供正推力。随着 θ 增大, 底部开始提供正推力的 P_R 数值不断减小。

4.3 底部二次流对底部压强的影响

图 5 是 p_b/p_c 在给定 P_R 下随 M_{FM} 变化的曲线, 随着 M_{FM} 增大, p_b 增大, 只是低空和高空增加的幅度有差别。低压强比下, M_{FM} 从 0 增加到 0.41% 时, p_b 增加较多, 但 M_{FM} 继续增大时, p_b 增加的幅度很小, 几乎保持不变; 高压强比工况下, p_b 随 M_{FM} 的增加而增大, 基本呈直线关系, 但 M_{FM} 从 0 到 1.0% 时, p_b 增加的幅度要大一些, 说明随着底部二次流的增加对 p_b 的影响程度逐渐减小。引入底部二次流可以提高底部压强进而避免底部状态转变时的性能降低, 但过多比例的主流引入底部会造成总体效率的降低。对于本文的研究模型, M_{FM} 在 1.5% 左右最佳。

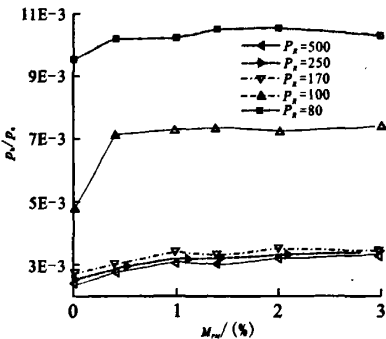


图 5 p_b/p_c 随 M_{FM} 的变化曲线
Fig.5 p_b/p_c as a function of M_{FM} at certain P_R

4.4 底部盖板的影响

有盖板的情况下, 底部随 P_R 变化会出现开

放和闭合两种不同的气动状态,不同的气动状态对应不同的压强分布规律;没有盖板的情况下,底部始终与外界大气相通,气流会从底部回流区流向环境 ($p_b > p_a$) 或者从环境流向回流区 ($p_b < p_a$), p_b 近似等于 p_a , 不会出现底部闭合的情况。图6给出了有无底部盖板情况下试验模型的底部压强变化曲线,有没有底部盖板会使 p_b/p_a 的高度特性发生明显变化。没有底部盖板的 p_b 在整个压比范围内近似等于 p_a , 没有出现底部气动状态转变的过程;而有盖板情况下的底部随压强比变化会出现开放和闭合两种气动状态,底部闭合后 p_b 保持恒定。盖板对 p_b 的影响直接反映到塞式喷管 η 的高度特性曲线上。为了保证较高的喷管效率,需要安装底部回流区盖板。

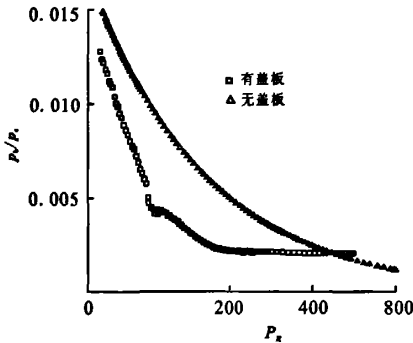
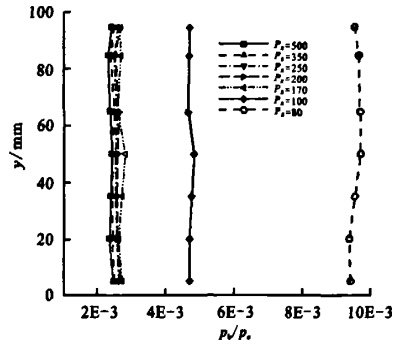


图6 有无底部盖板的底部压强高度特性曲线 $\theta=20^\circ$

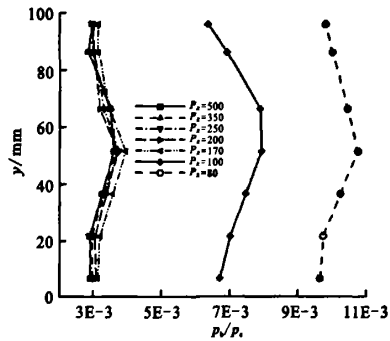
Fig.6 p_b/p_a as a function of P_x with or without base sidewalls

4.5 底部压强分布

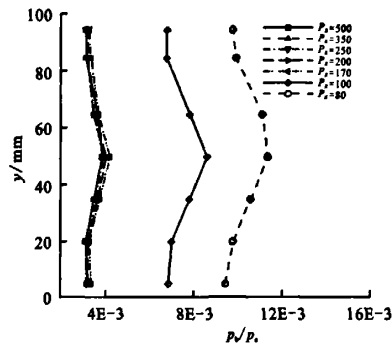
为了研究底部回流区的压强分布情况,在塞锥底部中心线上垂直方向 $Y=5、20、35、50、65、85、96\text{mm}$ 处布置了7个底部压强传感器。图7(a)、(b)、(c)分别给出了 $\theta=30^\circ$ 模型在不同 M_{FM} 下的 p_b/p_a 分布情况。总的来说, $M_{FM}=0$ 时底部高度不同位置的压强相差不大,随着高度增加, p_b/p_a 的分布趋于均匀一致,说明底部压强分布还是比较均匀的。 M_{FM} 从0增加为1.4%,再到3%,中心位置 ($Y=50\text{mm}$) 的底部压强高于两侧位置 ($Y=5$ 或 96mm) 的底部压强,从图中可以看出不同二次流时,底部压强不再变化的 P_x 数值规律也表现得比较明显。



(a) $M_{FM}=0$



(b) $M_{FM}=1.4\%$



(c) $M_{FM}=3\%$

图7 底部压强分布曲线

Fig.7 The distribution of p_b/p_a

5 结论

提出了瓦状塞式喷管的型面设计方法,通过空气冷流试验开展了两单元模型发动机的推力高度特性和底部压强研究,分析内喷管倾角和底部二次流变化的影响情况。试验结果表明:

(下转第62页)

5 结束语

(1) 本模型是从量子力学推导过来的, 适用于固体推进剂在湿热环境中的寿命评估, 也可适用于其它湿热老化的寿命评估。

(2) 本模型利用实验数据得到, 推进剂在实验环境和实际贮存环境的老化机理有一定的差别, 因实验条件限制, 不能得到大量数据对本模型的参数进行拟合, 从而影响到模型的准确度。

(3) 参照自然贮存数据, 修正湿热老化模型, 以提高预估实际环境下贮存寿命的准确性。

参考文献:

- [1] 彭培根, 刘培谅. 固体推进剂性能及原理[M]. 长沙: 国防科技大学, 1986.
- [2] 王治军. 导弹武器系统的可靠性与维修性[M]. 北京: 第二炮兵装备技术部, 1993.
- [3] 吴翊, 李永乐, 胡庆军. 应用数理统计[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1995.
- [4] Kivity M, Hartman G, Achlama A M. Aging of HTPB Propellant[R]. AIAA 2005-3802.

(编辑: 王建喜)

(上接第6页)

(1) 瓦状塞式喷管的型面设计方法简单有效, 模型发动机在整个工作高度范围内具有较高的推力系数效率;

(2) 底部压强曲线反映出了气动特性状态由开放到闭合的转变过程, 以及底部闭合后底部压强保持恒定不变;

(3) 内喷管倾角增大, 底部压强增大, 底部状态发生转变的 $P_{\text{底}}$ 和底部开始提供正推力的 P_{z} 数值逐渐减小;

(4) 底部加入二次流可以增加底部压强, 提高性能, 但其影响范围在 1%~2%, 试验模型的最佳二次流百分比为 1.5% 左右;

(5) 有无底部盖板会影响底部的气动特性, 没有底部盖板不利于底部形成闭合状态, 降低了底部压强, 气动性能下降;

(6) 底部引入二次流后, 底部压强呈现出由中心位置向两侧位置对称性逐渐减小的趋势。

参考文献:

- [1] Vuilamy D, Duthoit V, Berry W. European Investigation of Clustered Plug Nozzles[R]. AIAA 99-2350.

- [2] Onofri M. Plug Nozzles: Summary of Flow Features and Engine Performance[R]. AIAA 2002-0584.
- [3] Tomita T, Takahashi M, Tamura H. Flow Field of Clustered Plug Nozzles[R]. AIAA 97-3219.
- [4] 戴梧叶. 塞式喷管的实验与数值模拟研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2002.
- [5] 覃粒子. 塞式喷管型面设计与优化[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2004.
- [6] 王一白. 塞式喷管的性能实验与系统设计研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2004.
- [7] 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.
- [8] 戴梧叶, 刘宇, 马彬, 等. “瓦”状塞式喷管的数值模拟与实验[J]. 推进技术, 2002, 23(4): 292-297.
- [9] Rao G. Spike Nozzle Contour for Optimum Thrust[J]. Ballistic Missile and Space Technology, 1961, Vol.2, 92-101.
- [10] Angelino G. Approximate Method for Plug Nozzle Design[J]. AIAA Journal, 1964, 2(10): 1934-1935.
- [11] Wang Y, Qin L, Liu Y, et al. Cold-flow Experimental Studies on Performance of the Tile-shaped Aerospike Nozzles[R]. AIAA 2007-5477.
- [12] Tomita T, Takahashi M, Ododera T, et al. Effects of Base Bleed on Thrust Performance of a Linear Aerospike Nozzle[R]. AIAA 99-2586.

(编辑: 侯早)