

文章编号: 1000-8055(2004) 05-0724-06

塞式喷管底部气动特性及其 对性能的影响

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: 在内喷管倾角为 10° , 20° , 30° , 40° 和底部二次流为 0.0%, 0.4%, 1.0%, 1.4%, 2.0%, 3.0% 的工况下, 实验测量了两单元瓦状塞式喷管的底部压强。结果表明在不同的外界反压作用下, 底部具有开放、闭合和开闭过渡三种气动状态, 底部的这种特性不随内喷管倾角和底部二次流的变化而变化。实验研究了 80%, 40%, 30% 和 20% 截短两单元直排塞式喷管的高度特性, 数值模拟计算了实验喷管的性能和塞锥表面的压强分布, 数值模拟结果与实验测量数据吻合较好。结合实验数据和数值模拟结果分析了塞锥截短和底部气动特性对塞式喷管性能的影响。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 火箭发动机; 塞式喷管; 底部特性; 高度特性; 实验
中图分类号: V430 文献标识码: A

Base Aerodynamic Behavior and Its Effects on Performance of Aerospike Nozzle

WANG Chang-hui, LIU Yu, LIAO Yun-fei

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

Abstract: Base pressure of a two-cell tile-shaped aerospike nozzle was measured under conditions of 10° , 20° , 30° , 40° cell inclination and 0.0%, 0.4%, 1.0%, 1.4%, 2.0%, 3.0% base bleed ratio. It was found that in the base region there exists open wake, close wake or open to close transition condition under different ambient pressure. Base aerodynamic behavior does not change with variations of cell inclination or base bleed ratio. Experimental performance change with altitude of two-cell linear aerospike nozzle truncated at 80%, 40%, 30% and 20% of the full plug length was obtained. The performance of the experimental aerospike nozzle and the pressure distribution along the plug were also computed. The predicted performance show good agreement with measured data. Based on experiments and numerical simulation, the effects of plug truncation and base aerodynamic behaviour on the performance of the aerospike nozzle are investigated.

Key words: aerospace propulsion system; rocket engine; aerospike nozzle; base aerodynamic behaviour; performance change with altitude; experiment

塞式喷管具有半开放的流场结构, 燃气单侧 与大气相通, 能自动适应外界反压变化, 处于完全

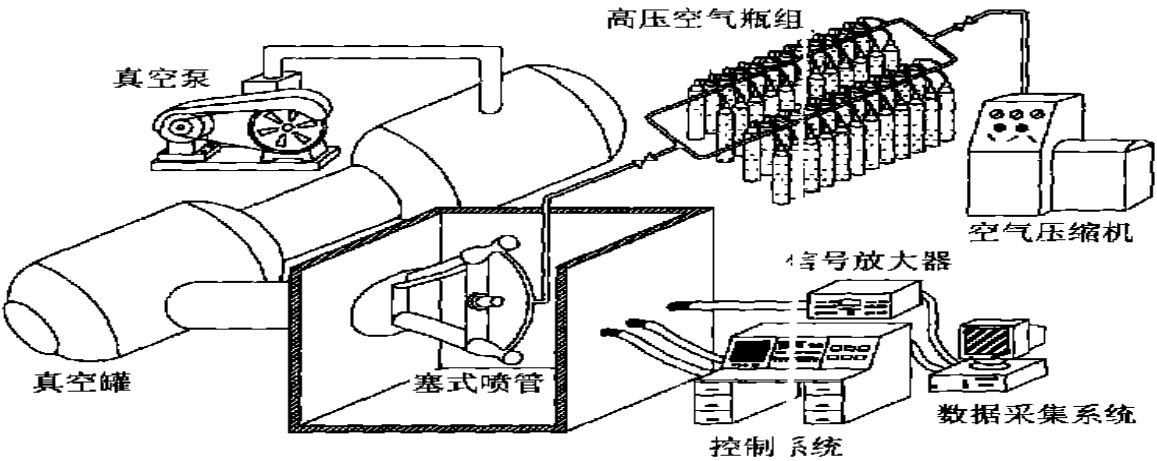


图 1 实验系统图

Fig.1 Sketch of test system components

或接近完全膨胀的状态, 相对于钟型喷管在低于设计点的高度上仍具有高性能。适合工程应用的塞式喷管是塞锥被截短后具有底部的气动塞式喷管, 截短势必丧失了由被截断部分产生的推力, 这部分截短的性能损失由底部形成的气动结构部分地弥补。文献[1]实验研究了底部压强的分布特点, 指出底部具有开放和闭合两种气动状态。文献[2, 3]从数值模拟的角度计算了底部压强。文献[4]研究了底部加入二次流后对塞式喷管性能的影响。

本文通过实验获得了不同内喷管倾角和不同底部二次流情况下的底部压强及 80%, 40%, 30% 和 20% 四种不同塞锥截短长度时塞式喷管的效率高度特性。结合数值模拟结果, 分析了塞式喷管底部在工作过程中的气动特点及底部特性对塞式喷管性能的影响。

1 实验系统

如图 1 所示, 采用冷流高压空气作为推进剂, 整个实验系统由贮气系统、空气压缩机、真空系统、实验控制系统、数据采集系统以及实验喷管组成。高压空气源由 89 个体积约为 0.041 m³ 的高压气瓶(充气压强最高可达 13 MPa) 并联提供, 气瓶总容积约为 3.6 m³, 系统最大流量可达 16 kg/s。真空系统由真空泵和容积约为 120 m³ 的真空罐(室) 组成。32 路计算机数据采集系统记录实验数据。

为获得喷管效率和底部压强, 实验测量参数包括推力 F , 集气室压强 P_c , 环境压强 P_a 和底部压强 P_b 等, 压比 $NPR = P_c/P_a$ 反映高度变化。实

验采用水平的推力台架, 为准确测量轴向推力, 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转化成拉力, 用拉压传感器测量。实验发动机用钢丝绳悬挂吊在真空室中, 调整钢丝绳保证喷管轴线与推力台架轴线在同一条直线上。塞式喷管头部集气室使用柔性的波纹管供气, 该系统的测量误差不大于 1%。

2 塞式喷管底部气动特性

2.1 实验件

为研究塞锥底部压强的气动特性, 对两单元瓦状塞式喷管进行实验。以 30° 内喷管倾角实验喷管为例, 主要尺寸见图 2, 塞锥是一个直的半圆柱面, 采用直锥减小了加工与设计难度。每个单元

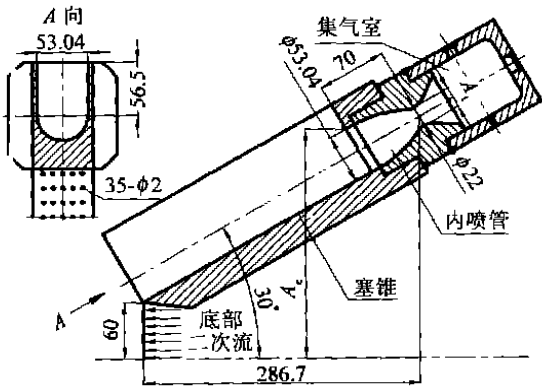
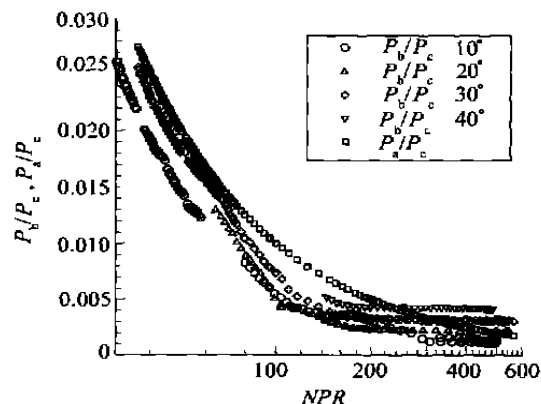


图 2 两单元瓦状塞式喷管图

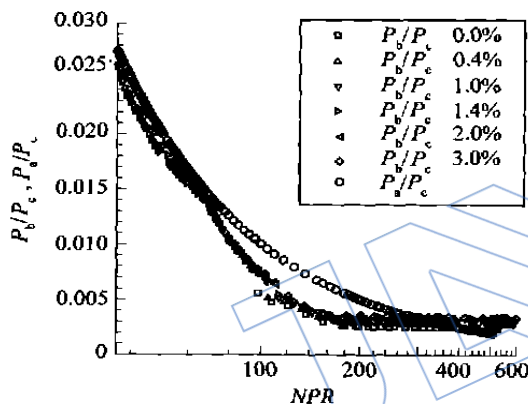
Fig.2 Sketch of 2-cell tile-shaped aerospike nozzle

的内喷管是一个小面积比钟型喷管, 内喷管和塞锥光滑连接。内喷管的喉部直径 $D_t = \Phi(22 \pm$

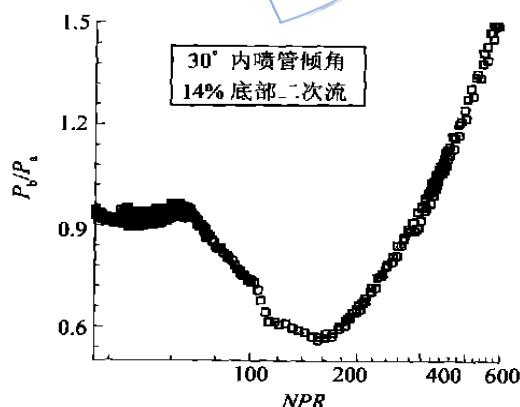
0.01) mm、面积比 $E_1 = 5.81$, 可有一定比例的主流流量由集气室引出, 通过 35 个 $\Phi 2$ mm 小孔均匀注入底部。如图 2, 塞式喷管的总面积比 E_t 为内喷管出口及塞锥所对应的轴向投影面积 A_e 与喉部面积 A_t 之比, 即 $E_t = A_e/A_t$ 。实验时底部尺寸



(a) 不同内喷管倾角



(b) 不同底部二次流



(c) 30° 倾角, 1.4% 二次流

图 3 实验塞式喷管底部压强特性图

Fig. 3 Base pressure behavior of experimental aerospike nozzle

不变, 改变内喷管倾角 $\theta = 10^\circ, 20^\circ, 30^\circ, 40^\circ$; 总面积比分别为 $E_t = 24.36, 29.43, 33.88, 37.58$ 和保证内喷管倾角 $\theta = 30^\circ$ 不变, 改变底部二次流为主

流的 0.0%, 0.4%, 1.0%, 1.4%, 2.0%, 3.0% 进行实验。

2.2 结果与分析

图 3(a) 和 (b) 分别是 1.4% 底部二次流、不同内喷管倾角时, 30 内喷管倾角、不同底部二次流时 P_b/P_c 和 P_a/P_c 随 NPR 的变化曲线, 图 3(c) 是 30 内喷管倾角、1.4% 底部二次流时 P_b/P_a 随 NPR 的变化曲线。各工况下底部特性的规律相同, 只是曲线略有差异。以 30 内喷管倾角、1.4% 底部二次流的实验结果为例, $NPR < 70$ 范围内底部压强随外界反压变化而变化, 呈跟踪特点; $NPR > 170$ 后 P_b/P_c 保持恒定, 不再受外界反压变化的影响; $70 < NPR < 170$ 范围内 P_b/P_a 随 NPR 呈近似线性变化, 是底部由开到闭的过渡状态。实验测得的底部压强规律与文献[5]的实验结果一致。

实验中体现的塞式喷管底部气动特性在不同内喷管倾角和不同底部二次流情况下均具备, 在外界反压变化的过程中底部气动特性有如下特点: 在低空 ($NPR < NPR_1$), 底部压强受环境反压影响, 随外界反压变化而变化, 称为“底部开放”状态; 在高空 ($NPR > NPR_2$), 底部压强与燃烧室压强比值为常数, 不随外界反压变化而变化, 称为“底部闭合”状态; 在中间高度范围上 ($NPR_1 < NPR < NPR_2$), 存在底部状态由开放到闭合的过渡过程, 称为“开闭过渡”状态。

3 底部特性对性能的影响

3.1 实验件

如图 4 所示, 实验件是两单元直排塞式喷管, 喷管型面曲线按理想膨胀特征线法设计^[6]。内喷管面积比 $E_1 = 4.0$, 总面积比 $E_t = 24.05$, 设计压比 $NPR = 500$ 。实验的塞锥截短率分别为全长的 80%, 40%, 30% 和 20%, 底部没有二次流注入。塞锥和盖板用螺栓压紧橡胶条密封, 塞锥截短后盖板上会出现螺栓孔, 螺栓孔将导致底部不封闭向环境漏气。40% 和 20% 截短实验时封闭了盖板上的螺栓孔, 而 30% 截短实验没有封闭螺栓孔, 两侧盖板上各保留了一个螺栓孔。

3.2 数值方法

内喷管面积比较小, 出口压强较高, 环境压强一般不会影响其内部流场, 在计算时, 内喷管流场与塞锥外流场分开进行, 把内喷管的出口参数当作塞锥流场的入口边界条件。忽略质量力、化学

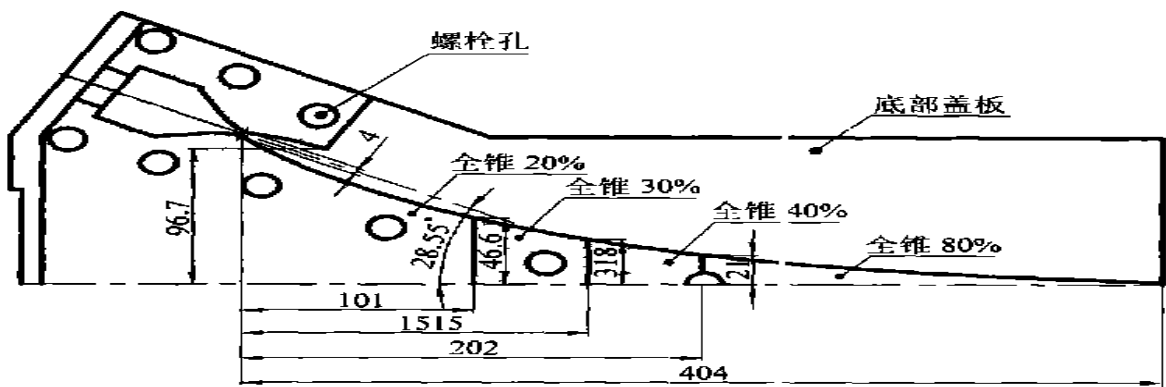


图 4 不同塞锥截短程度示意图

Fig.4 Sketch of different plug truncations of 2-cell linear aerospike nozzle

反应和热辐射,在任意曲线坐标系 (ξ, η, ζ, τ) 下,三维理想气体可压缩流 N-S 方程的无量纲形式为:

$$\frac{\partial \hat{U}}{\partial \tau} + \frac{\partial \hat{E}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}}{\partial \zeta} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial \hat{E}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{F}_v}{\partial \eta} + \frac{\partial \hat{G}_v}{\partial \zeta} \right)$$

计算采用 LU 时间隐式格式^[7], MUSCL 方法^[8]离散对流项,中心差分离散粘性项,湍流模型为低雷诺数 $k-\epsilon$ 两方程模型^[9]。

塞锥入口参数由计算内喷管流场确定。壁面采用无滑移绝热条件。自由流和侧远方的边界条件,对于亚声速流,采用 Riemann 边界条件,对于超声速流,给定外流参数。下游出口条件,如果出口为超声速,全部参数外推,如果出口为亚声速,则给定背压,其余参数外推。在对称面上的流动参数由对称条件得出。

参照实验条件,数值模拟时集气室总压 $P_c=4.5\text{ MPa}$,集气室总温 $T_c=300\text{ K}$,空气气体常数 $R=287\text{ J/kg}\cdot\text{K}$,绝热指数 $k=1.4$ 。自由流压强 P_a 由 NPR 计算,自由流温度 $T_e=300\text{ K}$ 。衡量喷管效率使用推力效率,即某一高度下计算推力系数与理论推力系数之比。

3.3 80%和40%塞式喷管分析

图 5 是 80%截短塞式喷管效率的实验和数值模拟结果对比图,图中也给出了相同面积比钟型喷管的一维理想高度特性曲线。可见相对于钟型喷管,塞式喷管在偏离设计点的高度上补偿特性明显,效率大大高于钟型喷管,数值模拟曲线基本反映了实验结果。图 6 是 40%截短塞式喷管效率的实验和数值模拟结果对比图,数值模拟分别给出了无底部盖板和有底部盖板计算的两条高度

特性曲线,有底部盖板的计算结果较好地反映了实验塞式喷管的高度特性。可以看到由于 40%截短的塞锥底部尺寸比较小,底部的影响尚不十分

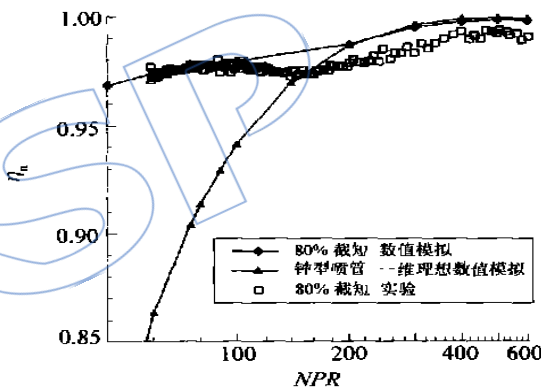


图 5 80%截短实验和数值模拟高度特性

Fig.5 Altitude characteristics of 80% truncated aerospike nozzle and bell nozzle

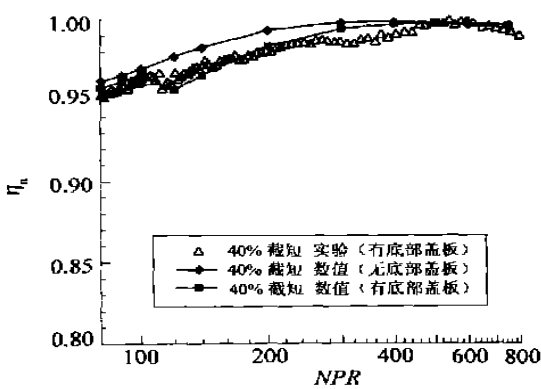


图 6 40%截短实验和数值模拟高度特性

Fig.6 Altitude characteristics of 40% truncated aerospike nozzle

明显,但差异还是有的,无底部盖板的数值模拟曲线在 $NPR=400$ 时效率最大,有底部盖板的数值

模拟曲线在 $NPR=500$ 时效率最大, 实验结果和型面设计都是在 $NPR=500$ 时效率最大。

两条计算曲线的差异来源于是否计入了底部的作用。实验时底部有盖板, 在地面附近由于引射作用, 底部压强低于外界反压, 底部产生负推力(阻力); 在低于设计点的某个压比开始底部封闭, 并随着高度的增加底部由提供负推力转为提供正推力, 随着高度进一步增加底部推力也不断增大。在设计点附近底部提供的是正推力, 如果底部无盖板封闭, 就没有计入这部分正推力, 导致计算效率最大处的压比低于有底部盖板的设计压比。从另一个角度来讲, 不计底部推力相当于认为燃气只在内喷管和塞锥表面膨胀, 而有盖板时燃气离开塞锥表面后继续在底部膨胀, 如果只认为燃气在内喷管和塞锥表面膨胀, 就减小了实际塞式喷管的面积比, 从而使计算效率最大点的压比降低, 这种降低的程度会随着底部面积的增大而增大。图 6 中 40% 截短的效率曲线在 $NPR=110$ 附近有小的转折, 这是底部气动开闭的过渡点, 底部状态的变化, 导致底部压强的变化, 最终影响到推力和效率的变化。

3.4 30% 和 20% 塞式喷管分析

图 7 是 30% 截短塞式喷管效率的实验和数值模拟结果对比图。30% 截短塞式喷管在底部以下的盖板上有一个没封闭的螺栓孔, 所以其底部的实验特性应当介于底部有盖板和底部无盖板之间(半底部)。半底部的数值模拟结果是把无底部盖板和有底部盖板计算的效率平均后的结果, 虽然实验件的情况不能简单认为是二者的平均, 但相对来讲这更接近于实验的条件。由于底部面积比 40% 截短时大, 所以从数值模拟结果上也可看到有无底部盖板的两条数值模拟曲线差异更明显, 无底部盖板计算的效率最大点在 $NPR=300$, 比 40% 截短的 $NPR=400$ 还低, 符合前面的分析。实验结果与半底部情况下的数值模拟曲线比较相符, 已经看不到底部开闭过渡产生的效率转折了。实验数据显示在 $NPR=500$ 附近达到了效率的最大值, 说明在设计点附近底部封闭并提供了正推力, 这主要是因为设计点时螺栓孔处于底部气动封闭区域以后。

为了实验验证底部盖板对高度特性曲线的影响, 对 20% 截短塞式喷管的实验分为有底部盖板和无底部盖板两种情况。图 8 是 20% 截短塞式喷管效率的实验和数值模拟结果对比图。数值模拟结果比实验结果略高一些, 但趋势相符, 数值模拟

结果和前面对底部的分析被实验所证实。无底部盖板时, 实验和数值模拟的效率最大点都出现在 $NPR=200$, 这个压比较 40% 和 30% 截短时的相应压比都低; 底部有盖板时, 实验和数值模拟的效率最大点都出现在 $NPR=500$, 这个压比与有底部盖板的设计压比一致。实验结果也显示, 从地面附近到 $NPR=300$, 有底部盖板的喷管效率低于无底部盖板的效率, 从 $NPR=300$ 开始, 有底部盖板的喷管效率高于无底部盖板的效率。图 8 中有底部盖板的效率曲线在 $NPR=100$ 处出现了小转折, 这是底部气动开闭的过渡点, 而底部与环境相通的效率曲线是没有这个转折的。

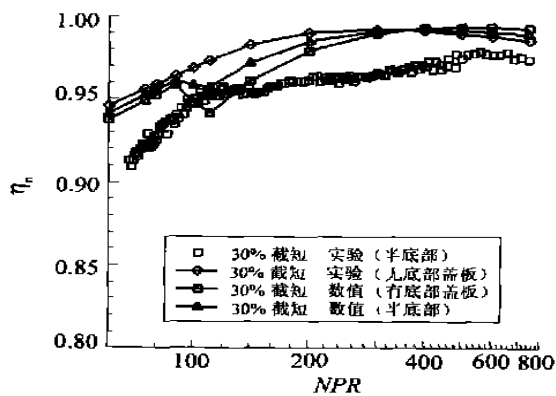


图 7 30% 截短实验和数值模拟高度特性
Fig.7 Altitude characteristics of 30% truncated aerospike nozzle

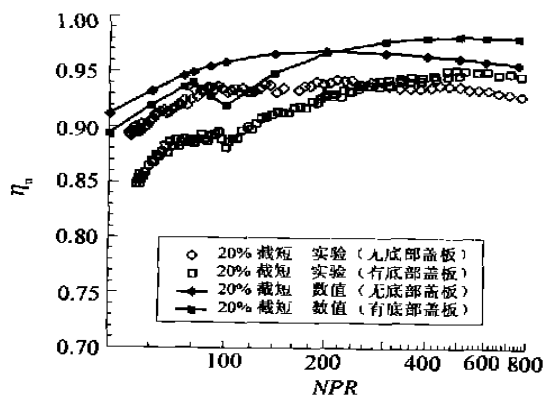


图 8 20% 截短实验和数值模拟高度特性
Fig.8 Altitude characteristics of 20% truncated aerospike nozzle

图 9 是 80%, 40%, 30% 和 20% 截短塞式喷管实验效率的对比图。40% 截短的效率只在 $NPR < 140$ 的范围内比 80% 截短略有降低, 而在 $NPR > 140$ 后与 80% 截短的效率基本相同, 在整个高度上 40%, 30% 和 20% 截短的效率依次降低。图

10 是地面到设计点几个压比下全锥表面压强分布的数值模拟结果。塞锥截短将损失一部分推力, 而底部只能部分弥补这种损失, 所以, 塞锥越短塞式喷管性能越低, 但考虑到塞锥的尺寸和重量, 截短位置的选择实际上成为一个优化问题, 例如可以把推重比最大作为目标进行优化, 这已不在本文讨论的范围内。一般来说, 首先要保证较高的设计点效率, 可以参考设计高度下全锥表面的压强分布, 使被截断部分的压强分布较低且变化梯度较小, 同时考虑塞锥的重量和体积等因素进行选择, 对本文的实验塞式喷管, 30%~40% 截短是比较合理的。

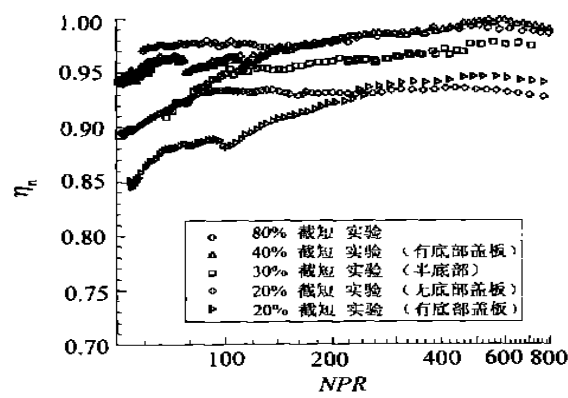


图 9 80%, 40%, 30% 和 20% 截短实验高度特性
Fig. 9 Altitude characteristics of 80%, 40%, 30% and 20% truncated aerospike nozzle

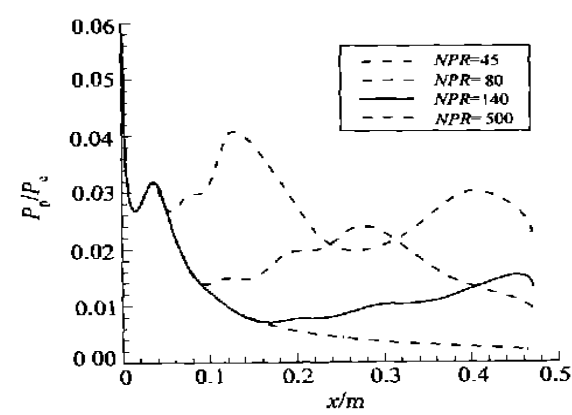


图 10 全锥表面压强分布图
Fig. 10 Pressure distribution along full plug surface

有底部盖板的 40% 截短与 20% 截短塞式喷管的效率分别在 $NPR=110$ 和 $NPR=100$ 附近有小的转折, 由于 40% 截短的塞锥相对 20% 截短的塞锥长一些, 所以底部开闭过渡点的压比值较高, 也就是达到底部封闭的高度要高一些。另外, 40% 截短的底部面积比 20% 截短的底部面积小,

底部影响相对较小, 所以从图 9 中看到它效率转折的程度较 20% 截短的小。

4 结 论

对两单元瓦状塞式喷管的底部压强进行测量, 结果表明随着外界反压的降低, 塞式喷管底部出现开放、开闭过渡和闭合三种气动状态。对 80%, 40%, 30% 和 20% 截短两单元直排塞式喷管进行了冷流实验和数值模拟研究, 数值结果较好地反映了塞式喷管的实验特性。结合底部气动特性对实验数据进行了合理分析, 不同截短塞式喷管的实验结果说明, 在一定范围内截短塞锥可以在少量损失性能的基础上大大减小塞锥的尺寸, 但过多的截短对塞式喷管的性能损失较大。可以参考全锥表面的压强分布, 使被截断部分的压强分布较低且变化梯度较小, 同时考虑塞锥的重量和体积等因素来确定截断位置, 对本文的实验塞式喷管, 30%~40% 截短是比较合理的。

参考文献:

[1] Wayne P Sule, Thomas J Mueller. Annular Truncated Plug Nozzle Flowfield and Base Pressure Characteristics[R]. A - IAA Paper 73- 137, 1973.

[2] Ito T, Fujii K. Flow Field Analysis of the Base Region of Axisymmetric Aerospike Nozzles[R]. A IAA Paper 2001 - 1051, 2001.

[3] Francesco Nasuti, Marcello Onofri. A Numerical Study of Wake Behavior in Plug Nozzles [R]. A IAA Paper 2001 - 1894, 2001.

[4] Tomita T, Takahashi M, Ododera T, et al. Effects of Base Bleed on Thrust Performance of a Linear Aerospike Nozzle [R]. A IAA Paper 99- 2586, 1999.

[5] Tomita T, Takahashi M, Ododera T, et al. Thrust Loss Due to Design of Linear Aerospike Nozzles[R]. A IAA paper 2000- 3290, 2000.

[6] 戴梧叶, 刘宇. 塞式喷管型面优化[J]. 推进技术, 2000, 21 (5): 26- 30.

[7] Jian Shun Shuen, Seokwan Yoon. Numerical Study of Chemically Reacting Flows Using a Lower - Upper Symmetric Successive Overrelaxation Scheme[J]. A IAA Journal, 1989, 27(12): 1752- 1760.

[8] Van Leer B. Towards the Ultimate Conservative Difference Scheme V. A Second-Order Sequel to Godunov's Method [J]. Journal of Computational Physics, 1979, 32(1): 101- 136.

[9] Lam C K G, Bremhorst K A. Modified Form of the $k-\epsilon$ Model for Predicting Wall Turbulence[J]. Journal of Fluids Engineering, 1981, 103: 456- 460.