

文章编号:1000-8055(2012)04-0755-06

线性塞式喷管外流干扰数值计算与冷流试验

程 诚, 王一白, 刘 宇

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 采用有限体积法对由塞锥截短率为 25% 的线性塞式喷管和升力体构成的塞式喷管运载器风洞冷流试验模型进行仿真计算, 并结合试验测量结果, 研究了不同高度(压比)下外流对线性塞式喷管流场结构和性能的影响。结果表明, 外流干扰导致线性塞式喷管内流过膨胀和横向侧流强度增加, 并影响塞锥底部气流的受限流动; 低空工况下外流的存在造成塞锥壁面和底部压强降低以及运载器底部阻力增加, 喷管性能损失较大; 高空工况下塞锥壁面和底部的压强已经不再受外流的影响, 喷管性能损失较小, 主要由运载器底部阻力损失造成。

关 键 词: 塞式喷管; 外流干扰; 性能损失; 数值模拟; 冷流试验

中图分类号: V430

文献标志码: A

Numerical simulation and cold-flow test of outflow effect on linear aerospike nozzle

CHENG Cheng, WANG Yi-bai, LIU Yu

(School of Astronautics,

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

Abstract: Finite volume method was adopted to get the simulation results of aerospike nozzle vehicle model for cold-flow test in wind tunnel which was composed of a linear plug nozzle truncated rate 25% and a lift body. Simultaneously combined with test measurements, outflow effect on flow field structure and performance of linear plug nozzle at different heights (pressure ratio) were presented. It is shown that outflow interference results in excessive expansion of jet and increase of the intensity of lateral flow in linear aerospike nozzle, and also affect the restricted flow around plug bottom. Under the low-altitude flight conditions, there is a serious loss of nozzle performance caused by pressure decrease on plug wall and at the bottom, and a vehicle base drag increase due to the existence of outflow. Under high-altitude flight conditions, the loss of nozzle performance mainly caused by vehicle base drag loss is small, because the pressure on plug wall and at the bottom is no longer affected by outflow.

Key words: aerospike nozzle; outflow interference; performance loss;
numerical simulation; cold flow test

塞式喷管外侧开放的流动结构使得其具有高度补偿特性, 这种结构保证燃气单侧与环境压强

收稿日期:2011-05-02; 修订日期:2011-12-30

基金项目:航天支撑技术基金(0476002)

作者简介:程诚(1987—),男,安徽黄山人,博士生,主要研究方向为航空宇航推进理论与工程、新概念推进技术等。

E-mail:ccheng.buaa@gmail.com

相通,受环境反压影响而自动调节膨胀状态,使燃气在整个飞行高度上处于完全或接近完全膨胀的状态^[1].但这种半开放的流动结构容易受到外流的影响,对外流干扰的研究是综合评估塞式喷管性能的重要方面之一.

Ruf 在总结 Silver 等人的试验结果基础上,对外流干扰的机理进行了讨论^[2-4].文献^[5]指出外流引起的塞式喷管性能损失与运载器底部形状有关,认为运载器底部回流区阻力和内喷管上唇的阻力导致性能损失. Hidemasa 等^[6]和李军伟等^[7]的研究表明横向侧流会导致塞式喷管产生较大的性能损失,外流和横向侧流的相互干扰对塞式喷管性能的影响不可忽略.为了研究外流对线性塞式喷管流场结构和性能的影响,本文采用有限体积法对由塞锥截短率为 25% 的线性塞式喷管和升力体构成的塞式喷管运载器风洞冷流试验模型进行仿真计算,并结合试验测量结果,分析了不同高度(压比)下外流干扰造成的线性塞式喷管性能损失.

1 塞式喷管运载器结构

塞式喷管运载器由截短的线性塞式喷管和升力体构成,如图 1 所示.用圆弧和抛物线构造内喷管型面,用抛物线和三次曲线构造塞锥型面,以从海平面到设计高度的飞行总冲最大为目标函数,进行线性塞式喷管型面设计和优化^[8].升力体参考 X-33 的外形设计,采用翼身融合体的气动布局提高升阻比^[9].塞式喷管的设计压比(压比 N_{pr} = 燃烧室压强 p_c /环境压强 p_a)为 500,塞锥截短率 25%,喷管的主要结构参数见表 1.

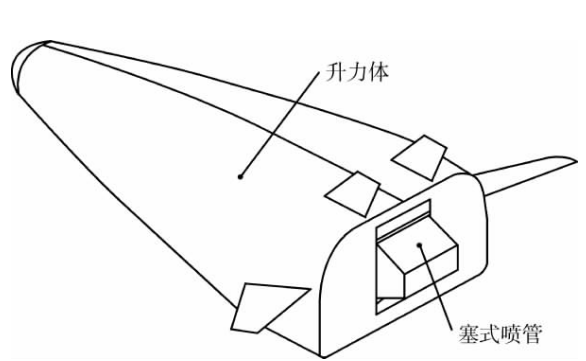


图 1 塞式喷管运载器模型
Fig. 1 Aerospike nozzle vehicle model

表 1 线性塞式喷管结构参数
Table 1 Structural parameters of linear aerospike nozzle

参数	数值
总膨胀比	24
内喷管膨胀比	3.3
喉部高度/mm	0.8
喷管宽度/mm	35
内喷管出口角/(°)	3
内喷管倾角/(°)	30.5
截短后塞锥长度/mm	23.7
塞锥底部高度/mm	7.6

2 数值方法和风洞冷流试验

2.1 数值计算方法

为简化计算模型,塞式喷管运载器内外流干扰数值模拟时假设外流与内流的计算工质均为理想状态空气,物性参数相同.忽略质量力、化学反应和热辐射.在任意曲线坐标系 (ξ, η, ζ, τ) 下,三维理想气体可压缩流 Navier-Stokes(N-S)方程的无量纲形式为

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

式中 $\hat{E}, \hat{F}, \hat{G}$ 为对流项; $\hat{E}_v, \hat{F}_v, \hat{G}_v$ 为黏性项.计算网格用 Gambit 生成,在近壁层、内喷管、塞锥以及气流分离处进行网格加密处理,如图 2 所示.

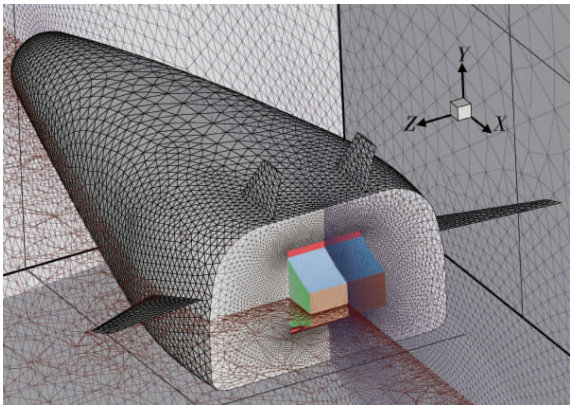


图 2 三维计算网格
Fig. 2 Three-dimensional computational grid

计算采用有限体积法全隐式格式求解上述控制方程,其中对流项采用二阶迎风格式离散,黏性项采用中心差分格式离散,湍流模型选用 Spalart-Allmaras 一方程模型^[10].内喷管入口选用压强入口条件,外边界选用压强远场条件,壁面采用无滑移绝热边界条件.燃烧室(集气室)总压为 5 MPa,环境压强随运载器飞行高度变化,本文选取塞式喷管运载器在飞行过程中不同高度下的典型工况进行仿真计算,计算方案如表 2 所示.衡量喷管性能使用推力效率,即某一高度下计算推力系数与理论推力系数之比,理论推力系数为外界环境压强等于理想喷管出口压强时的推力系数^[11].

表 2 计算方案
Table 2 Calculation scheme

高度/km	压比 N_{pr}	外流 Ma
0	50	0
2.9	70	0.9
6.9	120	1.4
10.4	200	1.8
13.9	350	2.5
16.2	500	3.0
22.8	1 400	4.0

2.2 风洞冷流试验

塞式喷管运载器内外流干扰冷流试验在中国空气动力研究院的亚、跨、超声速风洞 FD-06 内完成,试验模型结构如图 3 所示.六分力测力天平一端通过锁紧螺母和升力体中部连接,另一端通过天平保护罩安装在支架上.线性塞式喷管发动机置于一个方形盒内,方形盒通过螺栓固定在升力体后部,发动机和方形盒之间在装配前填充硅胶以起到密封的作用.进入发动机的高压空气经柔性接头后由 4 根铜管从风洞外引入,铜管在支架后侧并被整流罩封闭,通过升力体的内部空腔后分别和发动机集气室左右两侧的 4 个接口连接,消除了进气冲量对喷管推力测量的影响.为了确保天平测量的准确性,通过控制零件加工和装配的精度,使测力天平的中心轴线和线性塞式喷管的中心轴线平行;安装时前后整流罩、支架和升力体间采用间隙配合,供气铜管和支架、整流罩以及升力体内空腔壁面间留有足够的间隙,以防止发动机推力通过升力体或铜管传递给支架.上、下集气室各设一个总压测量接口,上、下塞锥壁面中心对称线上各布置 3 个壁面静压测点.内流气体由压强可调的高压气瓶提供,调节气源压强使得集气室总压达到设计值 5 MPa,外流场由 FD-06 模拟.

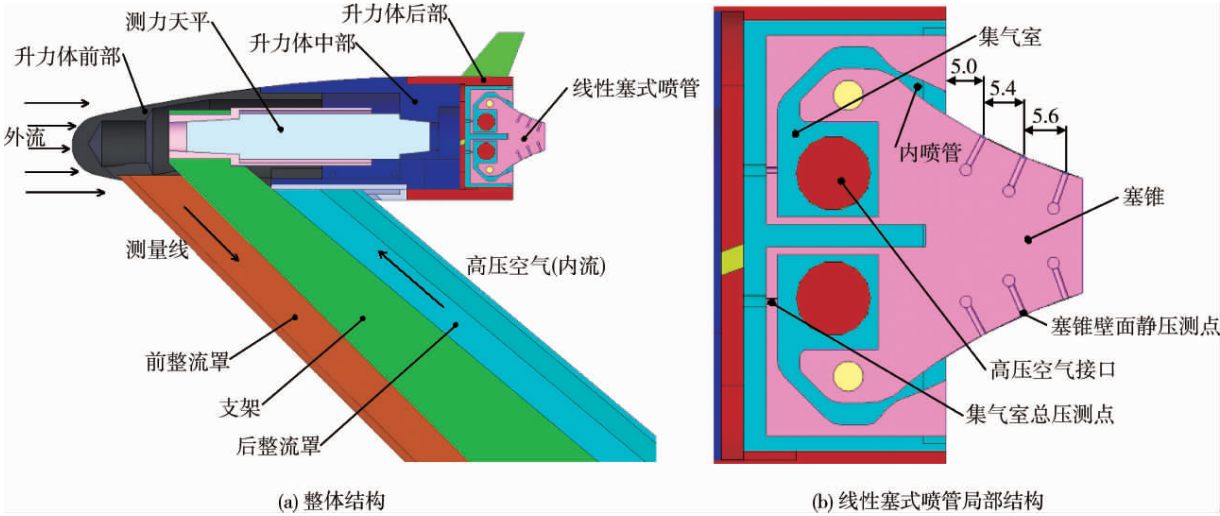


图 3 塞式喷管运载器风洞冷流试验模型(单位:mm)

Fig. 3 Cold flow test model in wind tunnel of aerospike nozzle vehicle (unit:mm)

3 结果与分析

图 4 给出了运载器在设计压比、外流 $Ma =$

3.0 时线性塞式喷管的流场结构.外流在运载器底部膨胀并产生流动分离,导致内喷管出口附近(运载器底部气流分离区)的局部压强低于来流压

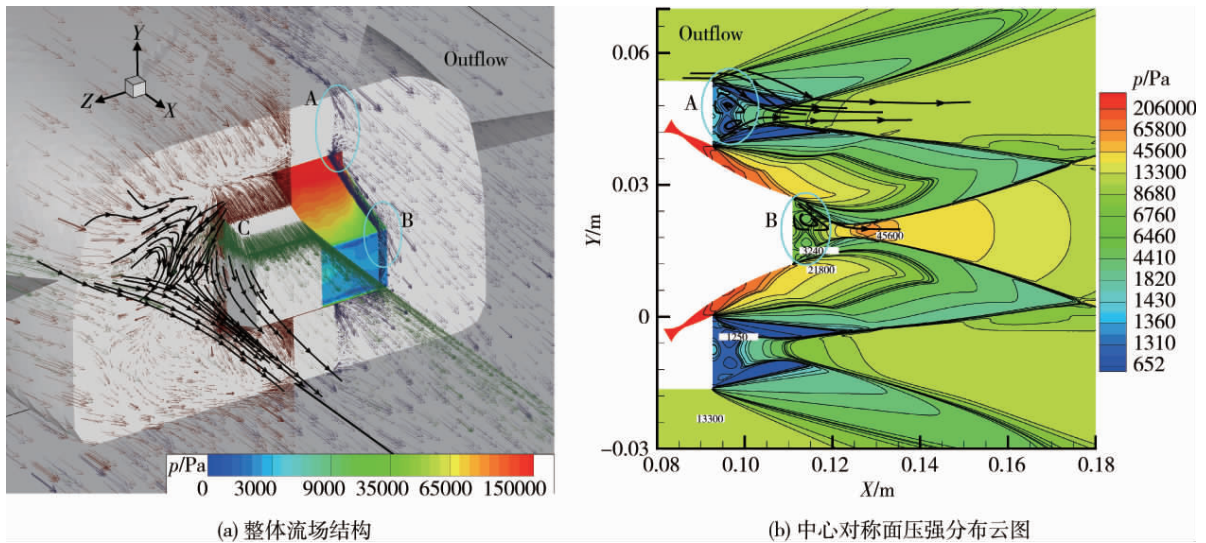


图 4 线性塞式喷管流场图 ($N_{pr}=500, Ma=3.0$)

Fig. 4 Flowfield of linear aerospike nozzle ($N_{pr}=500, Ma=3.0$)

强,也低于环境压强,使得内流的膨胀程度变大,与外流形成干扰流动(A处).内流经塞锥底部也产生膨胀波束,气流向底部偏转然后沿轴线方向流动,遇到对称来流相互压缩形成尾激波,激波后气流压强上升,将底部气流限制在底部区域内流动(B处).外流干扰导致内流过膨胀使尾激波形态发生改变,影响上述塞锥底部气流的受限流动.C处清晰地给出了横向侧流与外流的干扰流动,这种干扰流动导致了塞锥壁面压强明显的下降,对喷管性能带来较大的影响.

运载器在不同高度(压比)典型工况下塞锥壁面中心对称线的压强分布如图 5 所示,风洞冷流试验的测量结果和数值计算结果基本吻合,中心对称线上压强的变化仅与内流膨胀程度有关.在 $N_{pr}=50$ 时,塞锥壁面压强出现起伏变化,压强曲线在 $X=0.097\text{ m}$ 处存在一峰值,然后不断下降,至 $X=0.105\text{ m}$ 以后又不断上升,体现了塞式喷管的高度补偿特性;当 $N_{pr}\geq 70$ 时,塞锥壁面压强基本不再变化,这是由于随压比的升高内流膨胀程度增加,使气流的“再压缩”^[12]作用位置后移,移出了截短率为 25% 的塞锥壁面;对比不同工况下有、无外流时塞锥壁面中心对称线的压强分布,在 $N_{pr}\geq 70$ 后壁面压强基本不受外流的影响,外流虽然导致内流过膨胀,但对截短的塞锥壁面已经不造成过膨胀损失.

图 6 是不同高度(压比)典型工况下有、无外流时塞锥底部中心对称线上的压强分布曲线.塞锥底部压强随压比增加而降低,无外流时 $N_{pr}\geq$

120、有外流时 $N_{pr}\geq 70$ 后底部压强基本不再变化,且均接近某一恒值,这是因为对称内流形成的尾激波随压比增加逐渐将塞锥底部“封闭”,而外流的存在导致内流过膨胀,加速了这一过程.在 $N_{pr}=70$ 时,外流 $Ma=0.9$ 的飞行工况塞锥底部压强明显比无外流时低,底部性能降低,但 $N_{pr}\geq 120$ 后塞锥底部已被“封闭”,底部压强不再受外流的影响.

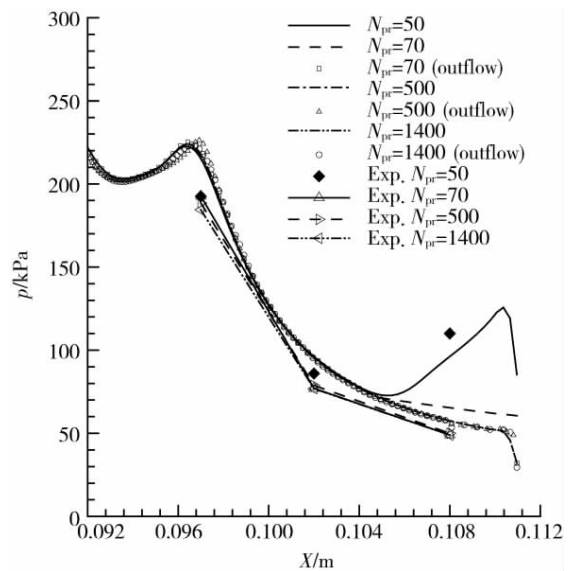


图 5 塞锥壁面中心对称线压强曲线图

Fig. 5 Pressure curves on symmetrical line of plug wall

图 7 给出了不同压比下有、无外流时塞锥壁面的压强分布,壁面两侧压强明显比中间区域低,

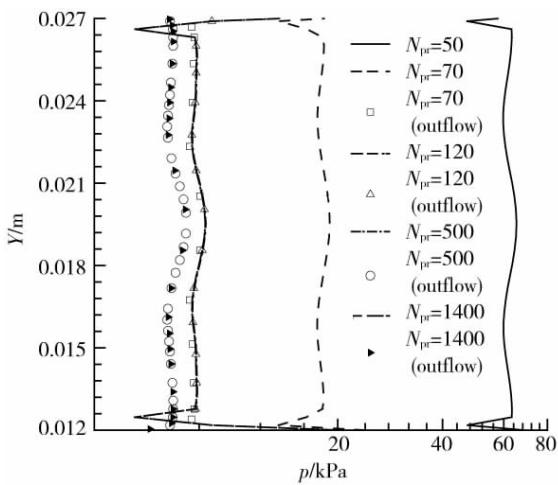


图 6 塞锥底部中心对称线压强曲线图
Fig. 6 Pressure curves on symmetrical line of plug base

这是由横向侧流造成的. 随压比增加两侧压强不断下降, 侧流强度不断增加, 无外流时 $N_{pr} \geq 200$, 有外流时 $N_{pr} \geq 120$ 后面压强基本不再改变, 表明内流膨胀到一定程度后, 横向侧流强度的继续增加对塞锥壁面的压强分布不再造成影响. 在 $N_{pr} = 70$ 时, 有外流时的塞锥壁面侧边压强比无外流时低很多, 外流和横向侧流的相互干扰使塞锥壁面性能损失增加, 但 $N_{pr} \geq 200$ 后面压强不再受外流干扰的影响.

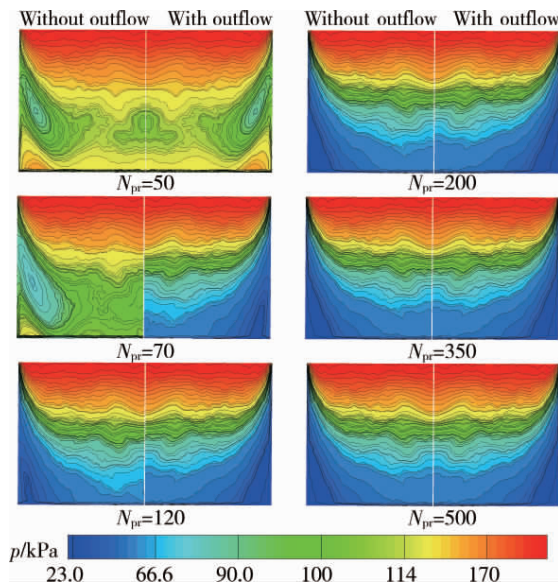


图 7 不同工况下塞锥壁面压强分布云图
Fig. 7 Pressure contours of plug wall under different conditions

定义运载器底部阻力为某一高度(压比)下环境压强与运载器底部压强之差和底部面积的乘积, 如图 8 所示, 没有外流干扰的理想飞行过程运载器底部阻力很小, 在实际飞行过程中外流的存在导致运载器底部压强降低, 运载器底部阻力明显增加, 图中 α 为有外流时的运载器底部阻力与没有外流干扰时的运载器底部阻力之比, 在 $N_{pr} = 120$ 时, α 达到最大为 70.6, 之后随着压比增加运载器底部阻力不断降低, α 不断减小.

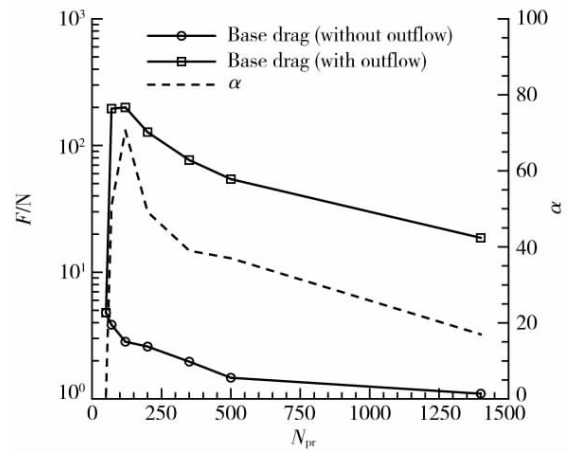


图 8 运载器底部阻力
Fig. 8 Base drag of vehicle

图 9 给出了不同工况下线性塞式喷管的推力效率, 试验测量结果和数值计算结果基本一致. 有外流干扰时的喷管性能相对无外流的理想飞行过程要低, 图中 λ 为有外流干扰时的塞式喷管推力效率相对没有外流时塞式喷管推力效率的百分比损失量. 在低空工况下外流的存在导致内流过膨

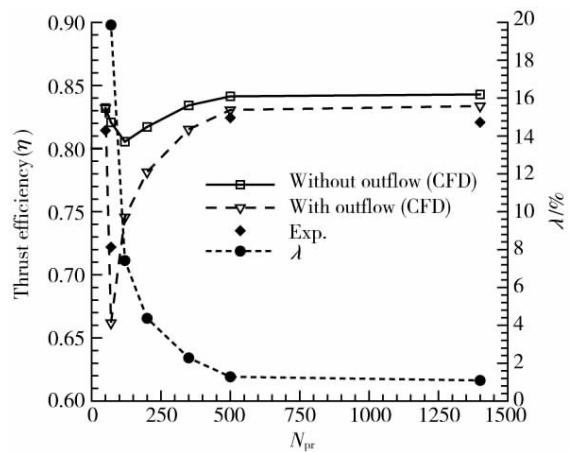


图 9 塞式喷管性能
Fig. 9 Performance of aerospike nozzle

胀、横向侧流强度增加和运载器底部阻力增加造成较大的喷管性能损失,当 $N_{pr}=70$ 时,外流干扰造成的线性塞式喷管推力效率相对损失量 λ 达到 19.86%;在高空工况下塞锥壁面和底部的压强已经不再受外流的影响,喷管性能的降低主要是由运载器底部阻力损失造成,当 $N_{pr} \geq 500$ 以后,线性塞式喷管推力效率的相对损失量 $\lambda \leq 2\%$ 。

4 结 论

通过对由塞锥截短率为 25% 的线性塞式喷管和升力体构成的塞式喷管运载器进行数值仿真计算和风洞冷流试验研究,可以得到以下结论:

1) 外流干扰改变线性塞式喷管的流场结构,导致内流过膨胀和横向侧流强度增加,并影响塞锥底部气流的受限流动。

2) 实际飞行过程中外流干扰给线性塞式喷管带来一定的性能损失,在低空工况下外流的存在导致塞锥壁面和底部压强降低以及运载器底部阻力增加,喷管性能损失较大;在高空工况下塞锥壁面和底部的压强已经不再受外流的影响,喷管性能损失较小,且主要由运载器底部阻力损失造成。

参考文献:

- [1] Muss J A, Nguyen T V. Evaluation of altitude compensating nozzle concepts for RLV[R]. AIAA 97-3222, 1997.
- [2] Ruf J H, MaConnaughey P K. The plume physics behind aerospike nozzle altitude compensation and slipstream effect[R]. AIAA 97-3218, 1997.
- [3] Silver R. Final report, advanced aerodynamic spike configurations; volum 1, 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.
- [4] Silver R. Final report, advanced aerodynamic spike configurations; volum 2, hot fire investigation; basic, slipstream and liquid TVC[R]. Rockwell International Corporation, Rocketdyne Division, Report AFRPL-TR-67-246-Vol II, Air Force Contract 04 (611)-9948, 1967.
- [5] Hagemann G, Immich H, Terhardt M. Flow phenomena in advanced rocket nozzles-the plug nozzle [R]. AIAA 98-3522, 1998.
- [6] Hidemasa M, Akiko M, Takayuki K. Effects of sidewall configurations on rectangular plug nozzle performance [R]. AIAA 2006-4373, 2006.
- [7] 李军伟, 刘宇, 王长辉. 塞锥侧板对直排塞式喷管性能的影响[J]. 推进技术, 2004, 25(3): 252-258.
LI Junwei, LIU Yu, WANG Changhui. Effects of plug sidewall on linear plug nozzles performance[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(3): 252-258. (in Chinese)
- [8] 覃粒子, 刘宇, 王小白. 线性塞式喷管型面快速设计方法[J]. 推进技术, 2004, 25(2): 144-147.
QIN Lizi, LIU Yu, WANG Yibai. Rapid method for contour design of linear plug nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2004, 25(2): 144-147. (in Chinese)
- [9] Dinesh K, Mark P, Venkatapathy E, et al. X-33 Aerothermal Environment Simulations and Aerothermodynamic Design[R]. AIAA 98-868-111, 1998.
- [10] Spalart P, Allmaras S. An one-equation turbulence model for aerodynamic flows[R]. AIAA 92-0439, 1992.
- [11] Dai W Y, Liu Y, Cheng X C, et al. Analytical and experimental studies of tile-shaped aerospike nozzle[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(4): 640-645.
- [12] 琚春光, 刘宇, 覃粒子. 塞式喷管效率高度特性分析[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4): 693-697.
JU Chunguang, LIU Yu, QIN Lizi. Altitude characteristics analysis of plug nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4): 693-697. (in Chinese)