

文章编号: 100028055(2009) 022024208

高超声速飞行器后体喷管三维构型设计

徐大军, 陈 兵, 蔡国飙, 徐 旭
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为研究高超声速飞行器后体喷管三维构型的设计, 以 NASA 半壁喷管试验为参考, 进行了二维及三维内外流相互作用的数值模拟计算, 分析了后体喷管三维流场的特点. 从高超声速飞行器机身推进一体化的角度, 构建了后体喷管三维构型, 进行了不同构型设计对后体喷管性能影响的参数研究. 结果表明: 后体喷管的三维效应不可忽视, 后体喷管侧壁的存在及下壁面长度对性能影响较大.

关 键 词: 高超声速飞行器; 一体化设计; 后体喷管; 三维构型; 数值模拟

中图分类号: V235.2

文献标识码: A

Design of three dimensional afterbody/ nozzle configuration of airbreathing hypersonic vehicle

XU Da2jun, CHEN Bing, CAI Guo2biao, XU Xu

(School of Astronautics,

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

Abstract: Three dimensional configuration design of afterbody/ nozzle was studied in this paper. Flow filed numerical simulations were conducted on NASA single expansion ramp nozzle experiment model. Numerical simulation results of two2dimensional and three2dimensional flow field without/ with side fence were compared with experiment data and structure of three2dimensional flow filed. From the viewpoint of hypersonic vehicle airframe/ propulsion integrated design, three2dimensional configuration of afterbody/ nozzle was constructed with side fences. Parameters of cowl length and side fence inclination angle were investigated to analyze their effects on thrust, lift and pitch moment acted on overall vehicle. The results show three dimensional effect of afterbody/ nozzle flow field could not be neglected.

Key words: hypersonic vehicle; integrated design; afterbody/ nozzle;
three2dimensional configuration; numerical simulation

超燃冲压发动机喷管与高超声速飞行器的后体共同组成了高超声速飞行器的排气系统, 飞行器的后体作为燃气继续膨胀的扩张面, 产生作用于飞行器的推力, 垂直于飞行器纵向轴线的法向力, 以及由此而产生影响飞行器姿态控制的俯仰力矩. 由于高超声速飞行器后体喷管上下壁面的不对称, 因此通常称为半壁喷管(Single expan2

sion ramp nozzles, 简称 SERN). 国内外对二维后体喷管已开展了大量的研究工作, 文献[1]采用 CFD 与响应面拟合的技术, 发展了后体喷管设计与性能预测的方法. 文献[2]对二维超燃冲压发动机尾喷管开展了优化设计的研究, 设计优化参数包括后体喷管型面的描述参数以及下壁板的长度. 在后体喷管构型对高超声速飞行器总体性能

收稿日期: 20080122; 修订日期: 20080602

基金项目: 中国博士后科学基金(20070420285)

作者简介: 徐大军(1977-), 男, 安徽定远人, 博士后, 主要从事高超声速飞行器一体化设计研究.

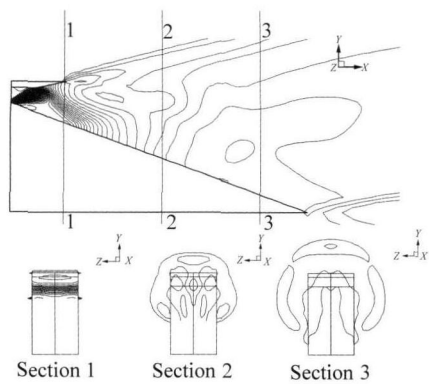


图 2 后体喷管内外流场横截面压力等值线图
Fig. 2 Pressure contours of SERN at cross sections

中压力靶置于试验模型的中轴线上, 对应于三维计算中 $Z=0\text{ mm}$ 的位置. 从图 3(a) 可以看出, 在较为靠近内喷管出口位置, 二维计算结果以及三维较为靠近中心线的 Z 位置处的计算结果与 Pitot

测量数据吻合较好, 只有在模型膨胀面边缘的 $Z=38.1\text{ mm}$ 处与试验数据有一定的偏差, 说明该处的流场结构仍较接近二维, 内流受外流的影响较小. 随着 X 测量位置的后移, 从图 3(b) 和 (c) 可以看出, 靠外侧的两条三维计算曲线与试验数据明显较内侧及二维计算曲线偏差大, 而当 X 测量位置后移至模型尾部的时, 三维计算结果曲线位于测量数据的两侧, 而与二维计算结果有显著的差异, 这说明在模型尾部内流受外流的干扰, 已完全偏离二维流场结构, 外流对此处流场分布的影响不可忽视.

为进一步研究侧壁对三维后体喷管流场以及性能的影响, 对三维带侧壁后体喷管模型进行了流场计算. 图 4 给出了 4 个观测位置模型膨胀面 Z 向的压力分布, 可以看出无侧壁的三维后体喷管流场受外流影响显著, 而有侧壁情况下, 三维后体喷管内的流场仍保持较好的 Z 向均匀性.

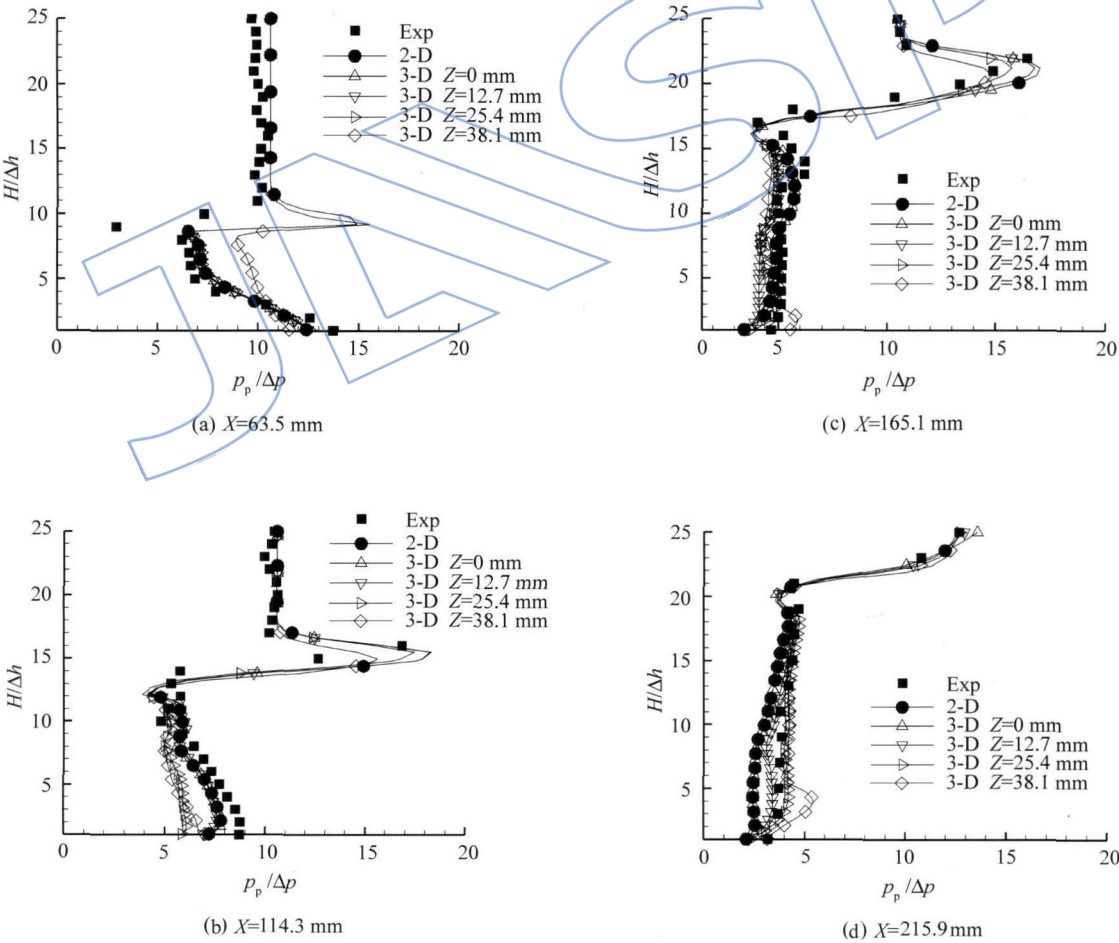


图 3 Pitot 压力比较($h=5.08\text{ mm}$, $p=6894.757\text{ Pa}$)
Fig. 3 Comparison of Pitot pressure ($h=5.08\text{ mm}$, $p=6894.757\text{ Pa}$)

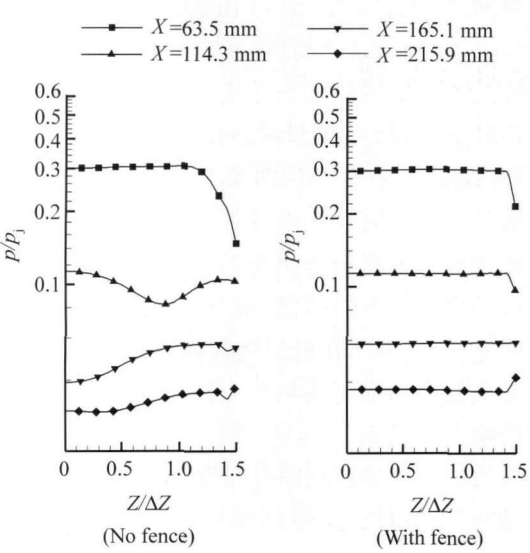


图 4 各位置 Z 向压力比较($p_0=33350\text{ Pa}$, $Z=25.4\text{ mm}$)

Fig. 4 Comparison of static pressure at ramp along Z direction ($p_0=33350\text{ Pa}$, $Z=25.4\text{ mm}$)

三维后体喷管膨胀面压力等值线分布(图 5)表明,无侧壁三维构型燃气从内喷管出口开始即受到外流的干扰,而有侧壁三维构型在很大范围内仍可保持流场的二维特性。以三维无侧壁后体喷管计算模型为基准,表 1 给出了无量纲化的后体喷管性能比较,若以二维计算模型计算三维无侧壁后体喷管构型则推力偏大 3.2%,升力偏大 22.6%;三维有侧壁后体喷管构型相对无侧壁构型,推力增加 5.4%,升力增加 34.8%,由此可见侧壁的存在能够显著增加三维后体喷管的性能。

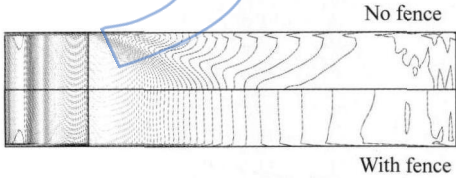


图 5 后体喷管膨胀面有无侧壁等压线对比

Fig. 5 Comparison of pressure contours at ramp

表 1 二维与三维有无侧壁计算性能比较

Table 1 Comparison of SERN performances

计算模型	无量纲化比较		
	推力	升力	总作用力
2D	1.032	1.226	1.064
3D 无侧壁	1	1	1
3D 带侧壁	1.054	1.348	1.104

2 后体喷管三维构型设计

高超声速飞行器一般外形如图 6 所示,为机身与推进一体化外形。后体喷管的三维构型如文献[15]所描述,可包括图 7 所示几种形式的组合,即膨胀面为直壁或曲面壁(a),下壁面长度(b)与倾角(c),侧壁面倾角(d),以及膨胀面横向曲面变换形式(e)。

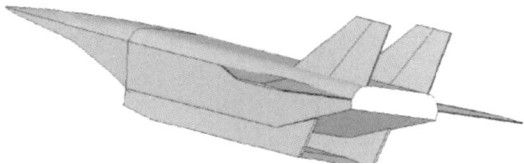


图 6 高超声速飞行器气动外形

Fig. 6 Aerodynamics configuration of hypersonic vehicle

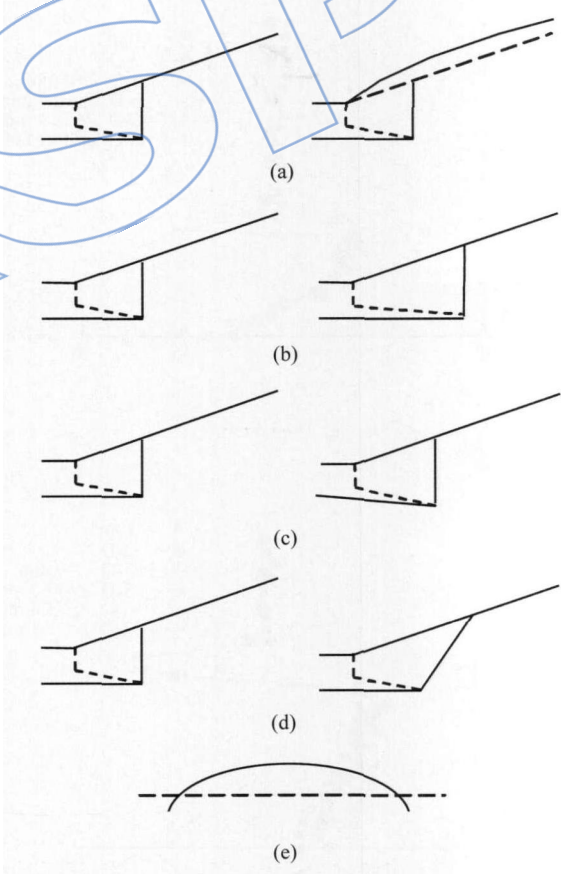


图 7 高超声速飞行器后体喷管构型方式

Fig. 7 Different shapes of afterbody/nozzle

本研究中的高超声速飞行器后体喷管三维构型如图 8 所示,其中后体长宽度由飞行器总体设计给出,属于后体可改变的几何设计参数有后体

喷管下壁面的长度与倾角, 侧壁的倾角, 以及上壁面壁面形式(如直线、曲线、曲面等)的描述参数。

上壁面采用由文献[2]得到的二维优化型面, 三维构型的影响参数选择为下壁面长度及侧壁的倾角, 如图 9 所示。

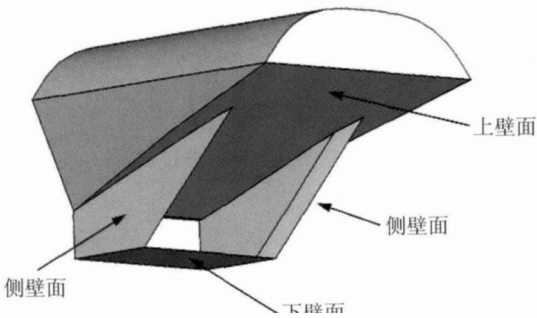


图 8 高超声速飞行器三维后体喷管构型

Fig. 8 Thre@dimensional configuration of afterbody/ nozzle

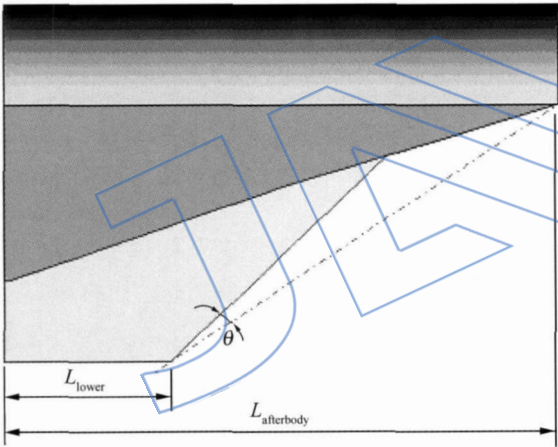


图 9 高超声速飞行器后体喷管设计参数

Fig. 9 Parameters of configuration of afterbody/ nozzle

下壁面长度以比值的形式给出

$$R_{lower} = \frac{L_{lower}}{L_{afterbody}}$$

其中 L_{lower} 为下壁面长度, $L_{afterbody}$ 为后体喷管长度, 即从内喷管入口到飞行器后体尾端. 参照文献[2]中下壁面长度对二维半壁喷管性能影响分析中的变化范围, 本文中 R_{lower} 值从 0. 1 变化到 0. 6.

图 9 中虚线为侧壁面封口位置, 以此虚线为基准, 侧壁倾角参数 H 为侧壁面外边缘与虚线的夹角, 变化范围从 0 到侧壁面外边缘线与下壁面垂直为止, 对应后体喷管侧壁的构型形式是从封

口至侧壁外边缘与下壁面垂直对齐。

3 设计参数影响分析

对不同构型设计参数的后体喷管进行了流场模拟计算. 喷管的入口参数: $Ma= 2. 06$, $T= 1309. 5\text{ K}$, $p= 41\ 184\text{ Pa}$; 外流为飞行器巡航条件下的自由来流参数: $Ma= 6$, $T= 226\text{ K}$, $p= 1\ 197\text{ Pa}$. 喷管内采用非结构化的四面体网格, 喷管后体外流场采用结构化的六面体网格. 喷管内外气体为理想空气, 流场计算为非化学反应流动. 图 10 为三维喷管后体对称面内的压力等值线图, 与文献[2]中二维流场计算结果的对比, 可以看出二者的流场结构相近.

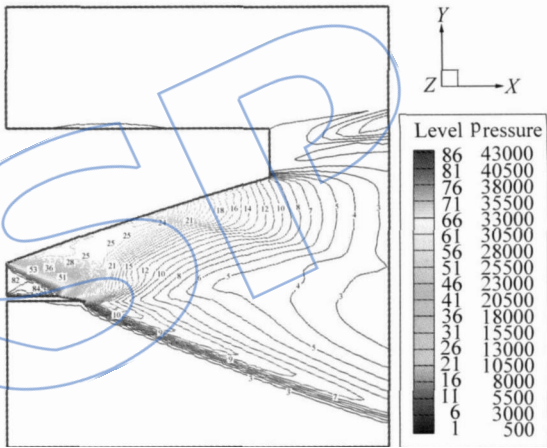


图 10 三维后体喷管对称面压力等值线图

Fig. 10 Pressure contours of 3D afterbody/ nozzle flowfield simulations at symmetric plane

不考虑飞行器攻角的变化, 力的统计包括作用于后体喷管上下壁面、两侧壁面的压力, 以及上壁面、下壁面内外侧、两侧壁面内外侧的摩擦阻力. 由于考虑攻角 $A= 0$, 因此轴向力 $F_x = T$, 法向力 $F_y = L$, 力矩的参考点为飞行器的重心位置, 假定为 60% 飞行器长度, 距喷管入口前方 $0. 5L_{afterbody}$ 处.

3. 1 下壁长度的影响

对侧壁面封口构型, 改变下壁面的长度比, 从 0. 1 变化到 0. 6, 间隔为 0. 1, 进行三维流场的计算, 得到各构型的推力系数、升力系数以及俯仰力矩系数, 如图 11 所示, 推力系数随下壁面长度比的增加先增加, 在下壁面长度比 0. 4 时, 达到最大, 随后略有下降; 升力系数随下壁面长度比的增加而下降, 从正升力变化为负升力; 俯仰力矩也随下壁面长度比的增加而下降, 从飞行器的低头力

矩变化为抬头力矩.

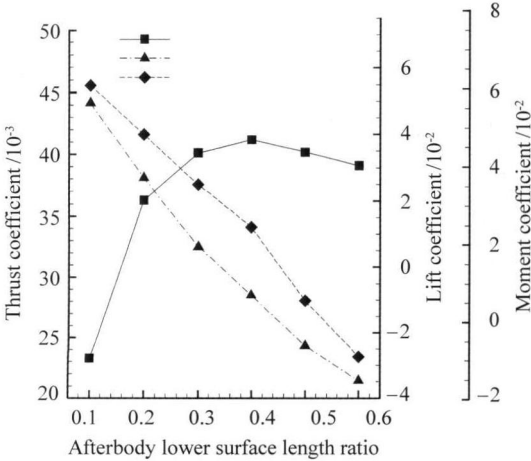


图 11 后体喷管下壁长度对性能参数的影响
Fig. 11 Effects of cowl length on performances of afterbody

图 12 为侧壁面封口下壁面长度比变化时, 后体喷管上壁面压力的分布, 从图中可以看出, 当下壁面长度比从 0.1 变化到 0.4 时, 后体喷管上壁面压力发生了相当大的变化, 高压区域所占的长度逐渐增加, 且整体的压力分布逐渐升高, 但下壁面长度比从 0.4 变化到 0.6, 压力分布没有表现出显著的变化. 这说明下壁面的长度有效地控制了燃气在后体喷管内的膨胀, 过短的下壁面使得燃气过早膨胀, 压力迅速下降, 因此所能产生的推力较小; 较短的下壁面长度还使得整个作用力的方向偏角较大, 故法向分力产生的升力也较大. 随着下壁面长度的增加, 作用在下壁面的压力所

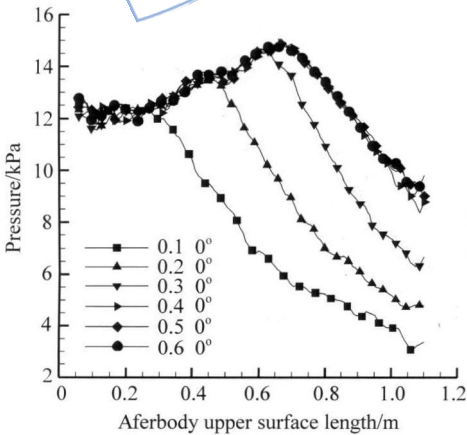


图 12 下壁面长度对后体上表面中心线压力分布的影响
Fig. 12 Effects of cowl length on pressure distribution on ramp centerline

产生的负方向升力也随之增加, 逐渐抵消了上壁

面产生的正方向升力, 使得整个后体喷管的升力由正转为负. 图 13 为下壁面长度比为 0.4 后体长度以及侧壁封口状态下, 上下壁面的压力分布, 由于上壁面存在扩张角度, 燃气得以膨胀, 而下表面仍保持较高压力, 且具有相当的长度, 因此上下壁面压力的合力方向为负升力方向, 由此可见不同的后体喷管构型会使得负升力, 以及使得飞行器抬头的俯仰力矩.

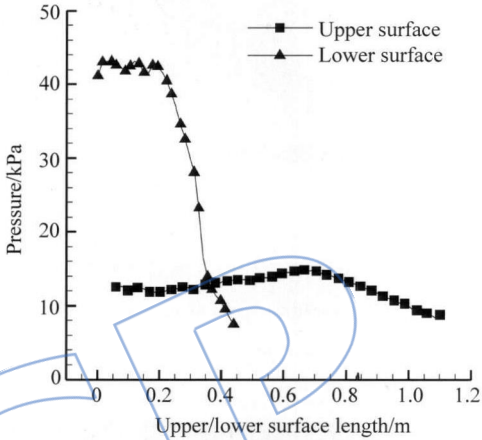


图 13 / 0.4 构型上下壁面中心线压力分布
Fig. 13 Pressure distribution on ramp and cowl inside centerline of / 0.4 configuration

3.2 侧壁倾角的影响

图 14~ 16 为下壁面长度及侧壁面倾角变化对推力系数、升力系数及俯仰力矩系数的影响. 总的来说, 推力系数随下壁面长度比的增加而增大,

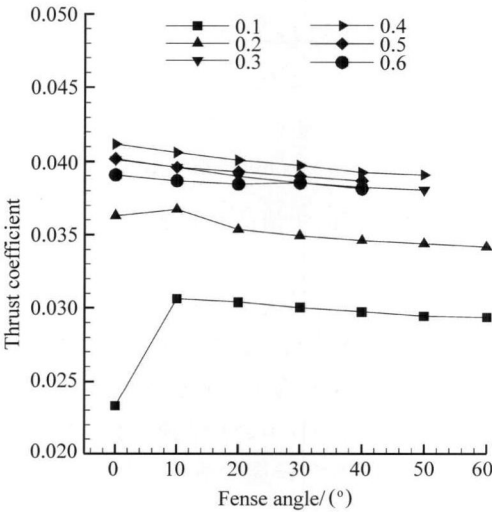


图 14 下壁长度及侧壁倾角对推力系数的影响
Fig. 14 Effects of cowl length and fence inclination angle on thrust coefficient

在达下壁面长度比 0.4 后, 逐渐减小, 推力系数随侧壁面倾角的增大而逐渐减小; 升力系数随下壁面长度比的增加而减小, 随侧壁面倾角的增大而减小; 俯仰力矩系数同样随下壁面长度比的增加而减小, 随侧壁面倾角的增大而减小。

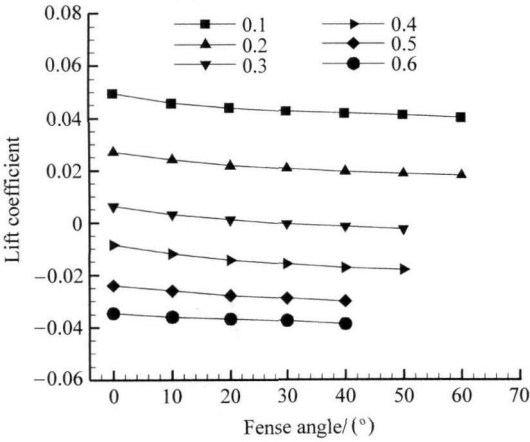


图 15 下壁长度及侧壁倾角对升力系数的影响
Fig. 15 Effects of cowl length and fence inclination angle on lift coefficient

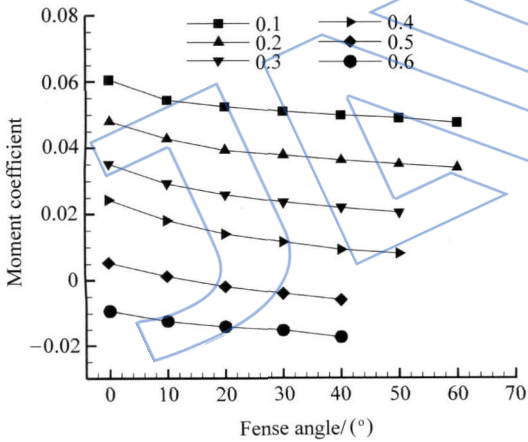


图 16 下壁长度及侧壁倾角对俯仰力矩系数的影响
Fig. 16 Effects of cowl length and fence inclination angle on pitch moment coefficient

图 17 为下壁面长度比 0.3 时, 侧壁面倾角改变对上壁面压力分布的影响, 大部分区域压力分布一致, 在上壁面尾段, 发生显著的差异, 侧壁面的存在使得燃气不过分膨胀, 从而压力较高, 故随着侧壁面倾角的增大使得后体喷管作用力减小, 推力、升力以及俯仰力矩随之减小。另外计算中作用力的累积除了压力的作用还包括摩擦阻力, 较大的壁面面积会导致较大的摩擦阻力, 因此在压力作用差别不大的情况下, 摩擦阻力的差异就会显现出来, 如侧壁面封口状态下, 下壁面持续增

加, 当下壁面长度比超过 0.4 时, 上壁面压力分布差别不大, 但下壁面面积增大导致摩擦阻力增大, 故推力略呈下降趋势, 见图 11; 下壁面长度比为 0.1 和 0.2 时, 侧壁面 0b 倾角的构型推力系数要小于 10b 倾角时的构型, 见图 14。

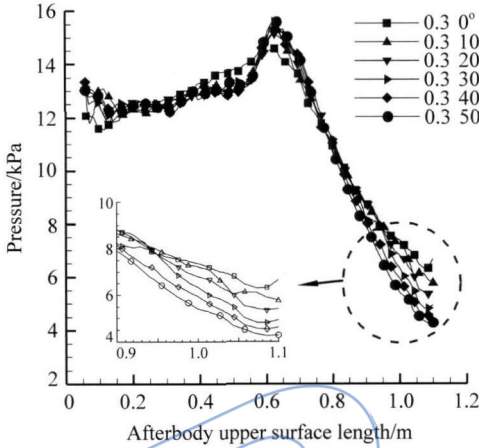


图 17 侧壁倾角对后体上表面中心线压力分布的影响
Fig. 17 Effects of fence inclination angle on pressure distribution on ramp centerline

4 结 论

通过上述分析可以得出如下结论:

- 1) 后体喷管流场的三维效应不可忽视, 以 NASA 后体喷管试验模型为例, 以二维计算模型计算三维无侧壁后体喷管构型则推力偏大 3.2%, 升力偏大 22.6%。因此二维计算的性能不能准确预测后体喷管的性能。
- 2) 后体喷管的侧壁对提高性能有显著的作用, 以 NASA 后体喷管试验模型为例, 数值模拟得到三维有侧壁后体喷管构型相对无侧壁构型, 推力增加 5.4%, 升力增加 34.8%。
- 3) 后体喷管下壁面长度对性能影响较大, 推力随下壁面长度呈先增加后减小的趋势, 过长的下壁面长度有可能产生负升力。
- 4) 后体喷管侧壁倾角的变化主要是通过改变上壁面压力的分布, 而影响推力与升力, 但较大的侧壁面面积会导致较大的摩擦阻力。因此在压力作用差别不大的情况下, 摩擦阻力的差异就较为显著。
- 5) 三维后体喷管的性能所受影响因素众多, 应加以细致地分析研究。同时后体喷管的设计目标除应考虑推力、升力及俯仰力矩外, 还应当从高超声速飞行器总体的角度考虑不同设计参数对结构质量的影响。同时偏离设计工况下的后体喷管

特性也应加以研究.

参考文献:

[1] Bradford J. Rapid prediction of aftbody nozzle performance in scramjet[R]. AIAA 20023650.

[2] 陈兵, 徐旭, 蔡国飙. 二维超燃冲压发动机尾喷管优化设计[J]. 推进技术, 2002, 23(5): 432-437.

CHEN Bing, XU Xu, CAI Guobiao. Optimization design of two dimensional scramjet nozzle based on NS equations [J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(5): 432-437. (in Chinese)

[3] William J S, Weidner J P, Johnston P J. Scramjet nozzle design and analysis as applied to a highly integrated hypersonic research airplane[R]. NASA TN D28334, 1976.

[4] 车竞, 唐硕. 高超声速飞行器后体/尾喷管一体化设计[J]. 飞行力学, 2006, 24(3): 742-77.

CHE Jing, TANG Shuo. The application of genetic algorithms to afterbody/ nozzle integrated design of a hypersonic vehicle[J]. Flight Dynamics, 2006, 24(3): 742-77. (in Chinese)

[5] 陈兵, 徐旭, 蔡国飙. 基于遗传算法和空间推进方法的单壁扩张喷管优化设计研究[J]. 航空学报, 2007, 28(4): 827-832.

CHEN Bing, XU Xu, CAI Guobiao. Optimization design of single expansion ramp nozzles using genetic algorithms based on a parabolized navier-stokes solver [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(4): 827-832. (in Chinese)

[6] 贺旭照, 张勇, 汪广元, 等. 高超声速飞行器单壁膨胀喷管的自动优化设计[J]. 推进技术, 2007, 28(2): 148-151.

HE Xu Zhao, ZHANG Yong, WANG Guangyuan, et al. Automated design optimization of single expansion ramp nozzle for hypersonic vehicle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(2): 148-151. (in Chinese)

[7] 徐华松, 谷良贤. 高超声速飞行器后体喷管设计[J]. 航空动力学报, 2007, 22(2): 257-260.

XU Huasong, GU Liangxian. Nozzle afterbody design of hypersonic flight vehicle[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(2): 257-260. (in Chinese)

[8] 曹德一, 李椿萱. 高超声速飞行器尾喷管的优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(10): 1162-1165.

CAO Deyi, LEE Chunhian. Optimal design of nozzle for hypersonic vehicle [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2007, 33(10): 1162-1165. (in Chinese)

[9] Huebner L D, Witte D W. Exhaust simulation testing of a hypersonic airbreathing model at transonic speeds [R]. AIAA220027001, 2003.

[10] Cubbage J M, Monta W J. Parametric experimental investigation of a scramjet nozzle at Mach 6 with freon and argon or air used for exhaust simulation[R]. NASA TP23048, 1991.

[11] Shigeya W. A scramjet nozzle experiment with hypersonic external flow[R]. AIAA2923289.

[12] 王晓栋, 乐嘉陵. 入口温度剖面对喷管流场结构的影响[J]. 推进技术, 2002, 23(4): 283-286.

WANG Xiaodong, LE Jialing. Effect of temperature profile at entrance on flow fields of nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2002, 23(4): 283-286. (in Chinese)

[13] Monta W J. Pitot survey of exhaust flow field of a 2d scramjet nozzle at mach 6 with air or freon and argon used for exhaust simulation[R]. NASA2TM24361. 1992.

[14] 李念, 张堃元, 徐惊雷. 二维非对称喷管数值模拟与验证[J]. 航空动力学报, 2004, 19(6): 802-805.

LI Nian, ZHANG Kunyuan, XU Jinglei. Simulation and experiment validation of a two dimensional asymmetric ramp nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(6): 802-805. (in Chinese)

[15] Perrier P. Nozzle and afterbody design for hypersonic airbreathing vehicles[R]. AIAA 964548, 1996.