

轴对称矢量喷管外流对内流干扰研究

张群锋, 吕志咏

(北京航空航天大学 飞行器设计与应用力学系, 北京 100083)

摘要: 应用有限体积法在同位网格中对控制方程进行离散化, 对某一轴对称矢量喷管的内外流场进行了数值模拟, 数值模拟和试验结果进行了比较, 分析了该喷管在矢量偏角 20° 下, 不同的落压比、不同的外流速度对轴对称矢量喷管内流的影响。研究表明, 喷管内的分离激波是影响轴对称矢量喷管性能的重要因素。

关键词: 航空、航天推进系统; 喷管; 数值模拟; 矢量推力

中图分类号: V345.11

文献标识码: A

Effect of Outer Flow on Internal Performance of Axisymmetric Vectoring Nozzle

ZHANG QUN-feng, LU Zhi-yong

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

Abstract: The numerical simulation to study the internal flow characteristic of an axisymmetric vectoring nozzle under outer flow has been conducted with collocated finite volume scheme. The results of simulation have been compared with that of experiment. The effect of different NPR and outer flow on internal performance of axisymmetric vectoring nozzle with deflection angle of 20° has been analyzed. The investigation shows that the separation shock wave gives an important effect on internal performance of axisymmetric vectoring nozzle.

Key words: aerospace propulsion system; nozzle; numerical simulation; vectoring thrust

1 引言

推力矢量技术已成为近年来国内外航空技术的热点, 推力矢量技术的应用使作战飞机突破传统的失速极限, 获得大迎角过失速状态下的超机动飞行能力, 大大提高了作战飞机的攻击能力和生存能力。目前由于受试验条件的限制, 仅局限于对矢量喷管进行静态或低速外流下的喷流试验。而在实际飞行中, 喷管的喷流和飞机外流之间必然存在着相互干扰^[1], 特别是喷流偏转后, 飞机外流和喷管喷流形成强干扰, 产生复杂的波系、涡系和分离流。因此, 有必要将矢量喷管和飞机外形的

气动布局型式相结合来提高矢量喷管的推力效率, 设计飞机/推进系统的综合控制规律及提高飞机性能。本文是对轴对称矢量喷管的内外流场进行数值模拟, 来研究外流场对轴对称矢量喷管内流场的干扰。

2 控制方程和计算格式

本文的轴对称矢量喷管的内外流场由连续方程、N-S 方程、能量方程、气体状态方程和 Sutherland 公式描述。方程的封闭采用 RNG $k-\epsilon$ 湍流模型。

该模型的湍流动能方程为:

收稿日期: 2002-06-18; 修订日期: 2002-09-25

作者简介: 张群锋(1972-), 男, 浙江富阳人, 北京航空航天大学飞行器设计与应用力学系博士生, 主要从事空气动力学研究。

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho u_j \epsilon - \frac{\mu_{\text{eff}}}{\sigma_\epsilon} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right) = C_{\epsilon 1} \frac{\epsilon}{k} \left[\mu_t P - \frac{2}{3} \left(\mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_i} + \rho k \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right]$$

湍流耗散率方程:

$$\frac{1}{\sqrt{g}} \frac{\partial}{\partial t}(\sqrt{g} \rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\rho u_j \epsilon - \frac{\mu_{\text{eff}}}{\sigma_\epsilon} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right) = C_{\epsilon 1} \frac{\epsilon}{k} \left[\mu_t P - \frac{2}{3} \left(\mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_i} + \rho k \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \right] -$$

$$C_{\epsilon 2} \frac{\epsilon^2}{k} - C_{\epsilon 3} \rho \epsilon \frac{\partial u_i}{\partial x_i} - \frac{C_\mu \eta^3 (1 - \eta/\eta_0)}{1 + \beta \eta^3} \frac{\rho \epsilon^2}{k}$$

式中: k 为湍流动能, ϵ 为湍流耗散率, $\mu_{\text{eff}} = \mu + \mu_t$, μ_t 为湍流粘性系数。

$$\eta \equiv S \frac{k}{\epsilon}, \quad S \equiv (2s_{ij}s_{ij})^{1/2}, \quad P \equiv 2s_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j}, \quad C_\mu = 0.085, \quad \sigma_k = 0.719$$

$$\sigma_\epsilon = 0.719, \quad C_{\epsilon 1} = 1.42, \quad C_{\epsilon 2} = 1.68, \quad C_{\epsilon 3} = -0.387$$

$$k = 0.4, \quad E = 9.0, \quad \eta_0 = 4.38, \quad \beta = 0.0012$$

用有限体积法在同位网格中对控制方程进行离散化,用 SIMPLE 方法求解离散方程,为了保证流场中速度、压力和密度在同位网格中不失耦,通过对控制体积中的节点上的密度和速度的插值获得控制体截面上的密度和速度。

3 轴对称矢量喷管内外流场计算

3.1 轴对称矢量喷管内外流干扰的计算工况和网格生成

图 1 为某一缩比模型喷管加机身后体的计算网格,在壁面附近采用了嵌套网格。喷管的出口和

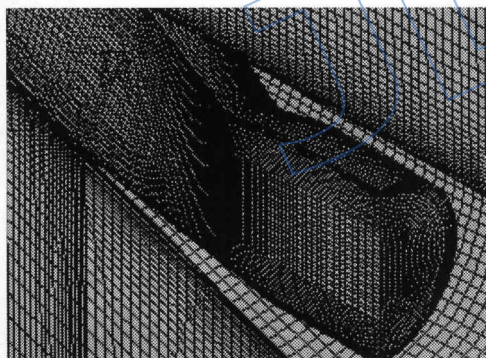


图 1 计算网格

Fig.1 Grid

喉道面积比为 1.61,收敛角为 10.9° ,扩张角为 9.4° ,喉道圆弧半径为 3 mm,后体角为 15° ,飞行高度为海平面,喷管的落压比为 4.71,5.2,5.77 和 7.2。喷管的几何矢量偏转角分别为 20° ,外流马赫数 Ma 为 0.03,0.7,0.95,1.2,1.4,1.6 和 1.8。

3.2 边界条件

轴对称喷管俯仰方向发生偏转时,计算区域呈左右对称,因此只算对称的一半。喷管入口给

定总温、总压条件。计算域出口给定压力条件,对称面给定对称条件。

3.3 计算结果和分析

3.3.1 算例验证

图 2 为外流马赫数 $Ma=0.03$,落压比 $NPR=5.77$ 时,喷管对称平面内的马赫数分布。图 3 为喷管上壁面的静压分布的试验值^[2]和计算值。 X/L 为轴向相对距离, $X=0$ 处为喉道位置, L 为喷管扩张段长度, P 为喷管壁面静压, P_t 为喷管入口总压。从图中可以看出,计算结果与试验值吻合很好。

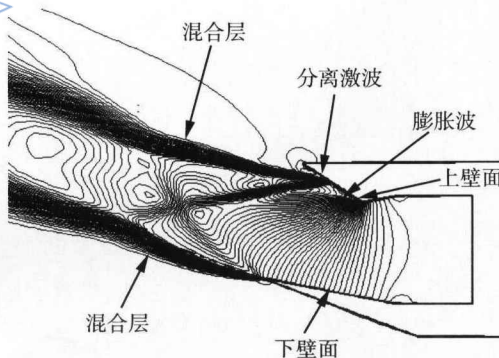


图 2 $NPR=5.77$ 喷管对称平面内的马赫数分布

Fig.2 $NPR=5.77$ Mach contours along the nozzle centerline

从图 2 可以看出,喷管偏转后,扩张段内气流发生偏转,喷管内部流动呈现非对称性,喉道附近的音速面也相应偏转了一定的角度,上壁面附近的扩张段调节片偏角增大,出现过度膨胀,气流在上壁面发生分离,产生分离激波,在上壁面的静压分布图中,在 $X/L=0.6$ 附近有明显的压力提升过程。偏转后的气流通过分离激波后,气流折向下壁面,气流被“校直”。下壁面附近的调节片偏角减

小,出现欠膨胀。

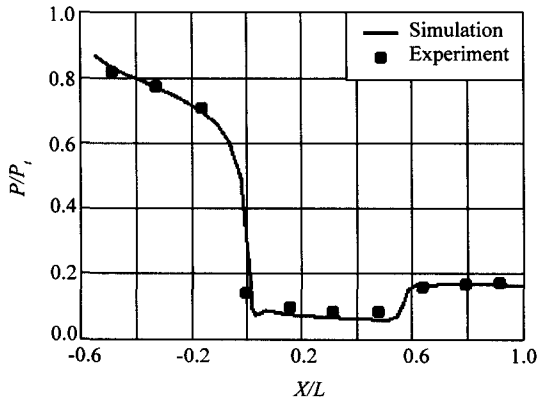


图 3 喷管上壁面的静压分布的试验值和计算值的比较

Fig. 3 Experimental upper wall pressure compare with the simulation result

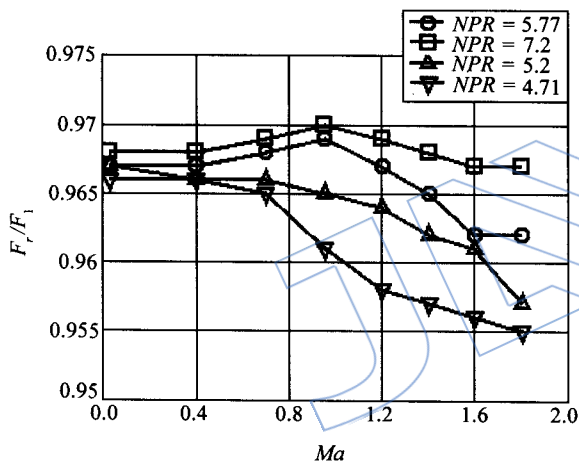


图 4 不同落压比、不同外流速度下喷管推力系数
Fig. 4 Axial thrust coefficient of nozzle with different NPR and outer flow velocity

3.3.2 喷管落压比对喷管流动特性的影响

图 4、图 5、图 6 和图 7 分别为喷管在不同外流马赫数、不同落压比下的推力系数(F_r/F_i)、轴向推力系数(F_x/F_i)、法向推力系数(F_y/F_i)和气动矢量角 δ_v , F_r 、 F_x 和 F_y 为推力(不计外流阻力)、轴向推力和法向推力^[3], F_i 为喷管理想推力^[3], $\delta_v = \tan^{-1}(F_y/F_x)$ 。从图中可以看出,当外流马赫数小于 0.8 时,所给定的落压比对推力系数影响不大,对其他参数有影响,落压比小时,轴向推力系数大,法向推力系数小,气动矢量角小。

图 8 和图 9 为外流马赫数 $Ma=0.03$, $NPR=4.71$ 和 7.2 时对称平面内的马赫数分布,落压

比小时,上壁面的分离激波向喉道靠近,由分离激波所产生的推力损失增加,下壁面出口处的欠膨胀程度减弱,由于欠膨胀所产生的推力损失减小,两者的共同作用,使得喷管的推力系数保持相对稳定。

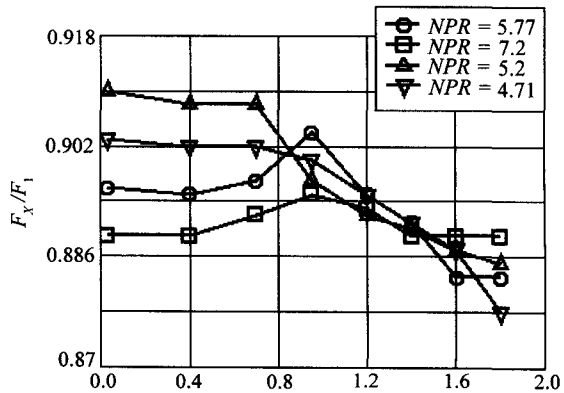


图 5 不同落压比、不同外流速度下喷管推力系数
Fig. 5 Axial thrust coefficient of nozzle with different NPR and outer flow velocity

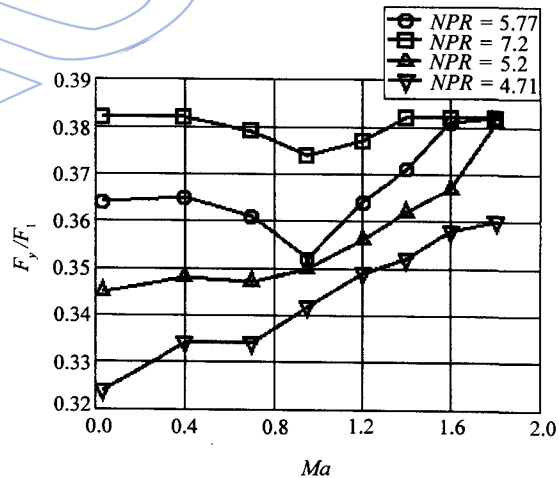


图 6 不同落压比、不同外流速度下喷管推力系数
Fig. 6 Axial thrust coefficient of nozzle with different NPR and outer flow velocity

3.3.3 外流速度对喷管流动特性的影响

当有外流流经喷管外壳时,会造成喷流出口附近压力的变化。通过喷管壁面附面层的作用影响喷管内部的流动特性。图 5、图 6 和图 7 说明外流速度对喷管内部流动的影响程度和喷管的落压比有着密切的联系。 $NPR=4.71$ 和 5.2 时,外流对矢量喷管的气动矢量角影响大,随着外流速度

的增加, 轴向推力系数减小, 法向推力系数增大,

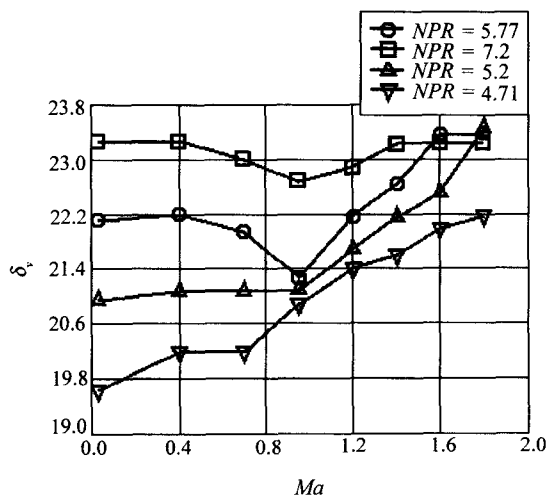


图 7 不同落压比、不同外流速度下喷管气动矢量角

Fig. 7 Thrust vectoring angle of nozzle with different NPR and outer flow velocity

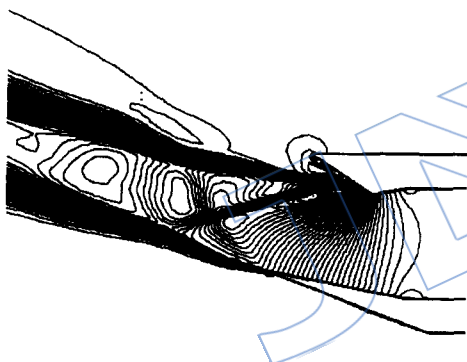


图 8 $NPR=4.71$ 喷管对称平面内的马赫数分布

Fig. 8 $NPR=4.71$ Mach contours along the nozzle centerline

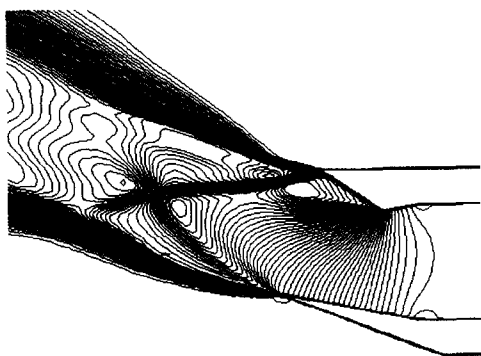


图 9 $NPR=7.2$ 喷管对称平面内的马赫数分布

Fig. 9 $NPR=7.2$ Mach contours along the nozzle centerline

气动矢量角增大, 不同外流速度下的气动矢量角可相差 2.7° 。 $NPR=5.77$ 和 7.2 时, 外流在亚音速区内, 随着外流马赫数的增加, 轴向推力系数增大, 法向推力系数减小, 气动矢量角减小; 外流在超音速区内, 轴向推力系数减小, 法向推力系数增大, 气动矢量角增大。由于上述原因, 使得在 $Ma=0.95$, $NPR=5.2$ 和 5.77 时, 气动矢量角很接近。

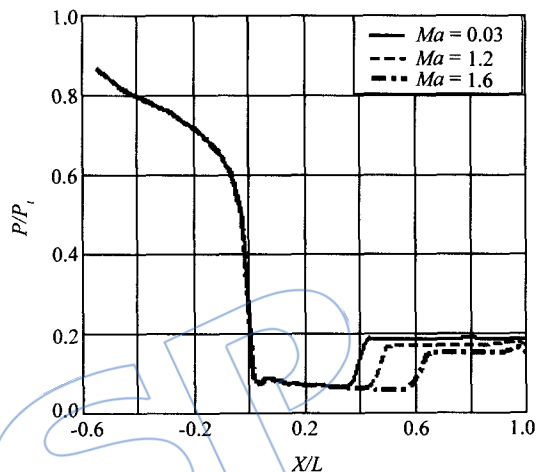


图 10 $NPR=5.2$ 不同外流速度下, 对称平面内上壁面处的压力分布

Fig. 10 $NPR=5.2$ Pressure distribution along upper wall with the different outer flow velocity

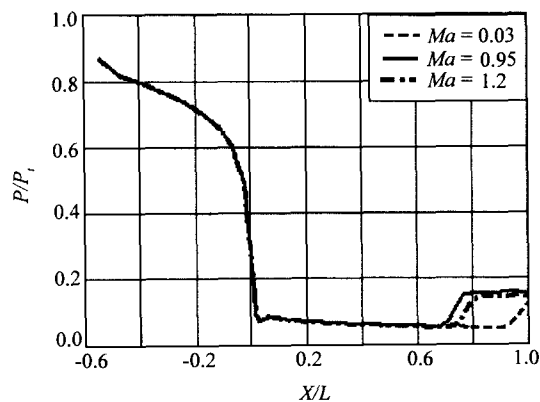


图 11 $NPR=7.2$ 不同外流速度下, 对称平面内上壁面处的压力分布

Fig. 11 $NPR=7.2$ Pressure distribution along upper wall with the different outer flow velocity

图 10 和图 11 为 $NPR=5.2$ 和 7.2 , 在不同外流速度下, 对称平面内上壁面处的压力分布。 $NPR=5.2$ 时, 外流马赫数增加, 上壁面处的激波

向喷管出口移动, $NPR=7.2$ 时, 外流马赫数为 0.03 时, 上壁面处的激波靠近喷管出口, 外流马赫数为 1.2 时, 激波靠近喷管喉道, 外流马赫数为 0.9 时, 激波位于前两者之间, 激波位置的变化, 调整了喷管推力在轴向力和法向力上的分配, 从而引起气动矢量角的变化。在低落压比下 ($NPR < 7.2$), 激波位置更接近喉道, 对轴向力和法向力的调节幅度更大, 使得喷管在外流马赫数大于 1.5 后, $NPR=5.2$ 和 5.77 时的气动矢量角大于 $NPR=7.2$ 的气动矢量角。

4 结 论

(1) 本文所用的计算程序在轴对称矢量喷管的内外流场计算中, 计算结果试验值吻合的很好, 该程序可以用于外流对轴对称矢量喷管内流干扰的研究。

(2) 落压比在某一范围内, 外流马赫数在亚音速范围内, 喷管推力系数保持相对稳定, 气动矢量角随着落压比的增大而增大。

(3) 不同的落压比下, 外流对喷管内流的影响不同。外流的变化, 引起喷管内分离激波位置的变化, 从而调整了喷管推力在轴向力和法向力上的分配, 从而引起气动矢量角的变化。

参考文献:

- [1] Thomas M Berens. Thrust vector Behavior of Highly Integrated Asymmetric Nozzles for Advanced Flighter Aircraft [R]. AIAA-98-0948
- [2] 金捷, 赵景芸, 张明恒, 等. 轴对称矢量喷管壁面静压分布的试验研究[J]. 航空动力学报, 2000, 15(3): 314-316.
- [3] Matesanz A. Aerodynamic Performance Prediction of Thrust-Vectoring Nozzle[J]. Journal of Propulsion and Power. 1998, (2): 241-246.