

文章编号: 1000-8055(2009)09-2078-07

带喉道注气的轴对称收扩喷管内流场计算研究

邹欣华, 王 强

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 通过对带喉道注气控制的轴对称收扩喷管内流场计算研究, 分析了喉道注气对喷管内流特性的影响. 研究表明, 相同落压比(NPR)下, 随着二次流压比(SPR)的增大, 喷管推力系数和流量系数均减小, 其中对喷管推力系数的影响低于 2%, 而对喷管流量系数的影响可超过 15%. 并在此基础上, 分别研究了喷管扩张比和调节片长度对喉道控制效果的影响, 得到研究范围内相对较好的喷管计算模型.

关 键 词: 喉道控制; 二次流; 收扩喷管; 内流特性

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Computational analysis on internal performance of a convergent-divergent nozzle with throat fluidic injection

ZOU Xirhua, WANG Qiang

(School of Jet Propulsion,

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

Abstract: The results of a computational study were presented to investigate the impact of throat fluidic injection on the flow field in an axisymmetric nozzle. With the increase of secondary pressure ratio(SPR), both the nozzle thrust ratio and mass flow ratio were reduced under the same nozzle pressure ratio (NPR). In addition, the effect of throat fluidic injection on the nozzle thrust ratio was less than 2%, but the effect on the nozzle mass flow ratio more than 15%. With the impact of the divergence ratio and adjustment sheet of the nozzle on the throat control effect presented, a better nozzle model was obtained within the scope of the investigation.

Key words: throat area control; secondary flow; convergent-divergent nozzle; internal performance

具备推力矢量和加力燃烧能力的涡扇发动机, 要求喷管喉道面积能随着发动机的不同状态而改变, 喷管整个偏转或至少扩张调节片偏转, 这均需要改变喷管的几何尺寸, 使整个排气系统的机械结构十分复杂, 质量增加, 这样不能满足先进飞机推进系统低成本高性能的要求. 而喉道注气控制喷管作为一种创新的、革命的方案可以解决这些问题, 这种方案^[1-2]主要是在不改变喷管几何

形状的情况下, 通过在喷管喉道处注入流体, 从而降低喷管的流量系数即减少喷管的有效流动面积, 达到控制效果. 目前国内外对喉道注气控制方案的研究主要着重于喉道面积控制的可行性. 相关的研究表明^[3-6], 流体注入对于控制喷管喉道面积有着实质性的作用; 从这些结果中还可以看出, 飞行状态进行喉道调节后, 喉道注气引起的推力损失很小. 但是均没有对这种喷管的设计规

收稿日期: 2008 10 06; 修订日期: 2008 11 27

作者简介: 邹欣华(1982-), 女, 山东青岛人, 博士生, 主要从事飞机发动机内流气动力学研究.

律和内流特性进行深入的研究分析。

利用文献[7]中的实验数据验证数值计算方法的有效性后, 本文深入研究了喉道注气控制对轴对称收扩喷管内流场的影响, 着重研究了不同气动参数, 包括喷管落压比和不同二次流压比对喷管推力系数、流量系数和壁面压力分布的影响, 同时对其内流特性进行了数值模拟。为了得到研究范围内较优的喉道控制效果, 即具有高推力, 低流量系数的喷管模型, 在此基础上又进一步研究了不同扩张比, 不同长度调节片(扩张段和收敛段) 等因素对喉道控制效果的影响。

1 数值计算方法

1.1 计算格式和湍流模型

本文采用的算法为时间推进的有限体积法, 控制方程选用一般曲线坐标系下强守恒形式的 Navier-Stokes(N-S) 方程。为提高收敛速度和求解精度, 离散格式选用隐式二阶迎风格式^[8]。

对于控制体 Ω , 积分形式的 N-S 方程可写为

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} u \, dx \, dy \, dz + \int_{\partial \Omega} \bar{f}(n) \, ds = 0 \tag{1}$$

式中 u 为守恒变量, $\bar{f}$ 为沿边界面外法线方向的通量, $\partial \Omega$ 为控制体 Ω 的边界面。 $\bar{f}(n) = n_x f + n_y g + n_z h$, 其中 f, g 和 h 为笛卡尔坐标系下的矢通量, $n = n_x i + n_y j + n_z k$ 为沿边界面单位法向向量。

离散格式采用二阶迎风格式

$$u_j^{n+1} = u_j^n - \frac{\Delta t}{v_j} \sum_{i=1}^{d(v_j)} \Delta s_i q(\bar{u}_i^+, \bar{u}_i^-; u_i) \tag{2}$$

$j = 1, n(v)$

这里 $d(v_j)$ 为单元体 v_j 的边界面数, $n(v)$ 为单元体数, Δs_i 为第 i 个边界面的面积。 $q(\bar{u}_i^+, \bar{u}_i^-; n_i)$ 为第 i 个边界面上沿外法线方向的通量, 用 Roe 通量函数表示为

$$q(u^+, u^-; n) = \frac{1}{2} [\bar{f}(u^+; n) + \bar{f}(u^-; n)] - \frac{1}{2} |A(u^+, u^-; n)| (u^+ - u^-) \tag{3}$$

其中 u^+ 和 u^- 为单元界面左右流场的参数值, $|A|$ 为 A^+ 和 A^- 的 Roe 平均, 可从雅可比矩阵 $\frac{\partial F}{\partial u}$ 求得^[8]。

现在只需确定 $\bar{u}^+$ 与 $\bar{u}^-$, 便可对离散方程组 (3) 进行迭代求解。在本文中, 采用分段线性重构

法^[7] 来获得二阶精度的迎风格式, 同时保证在重构过程中不出现新的极值。

湍流模型采用重整化群 RNG (renormalization group) $k-\epsilon$ 二方程模型^[9], 采用标准壁面函数。

1.2 计算模型参数及工况

为了与实验结果进行比较, 计算时喷管的几何和气动参数与实验模型喷管^[6] 的参数完全一致。计算模型如图 1 所示, 喷管进口直径为 64.7 mm, 喉道直径为 41.275 mm, 出口直径为 44.323 mm, 收敛段长度为 132.471 mm, 扩张段长度 $l = 57.912$ mm, 注气缝宽度 $t_s = 1.778$ mm, 喷管收敛角为 $\alpha = 10^\circ$, 注气角度 $\phi = 30^\circ$, 喷管喉道位于坐标原点处。喷管出口直排大气。进口气流(理想气体)总温为 300 K, 喷管进口落压比分别为 4.0, 6.0, 7.0; 二次流压比(二次来流总压与外界自由流静压之比)为 0~7.0。

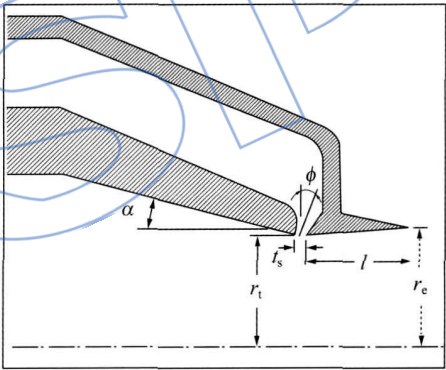


图 1 实验模型图
Fig.1 Nozzle geometry

1.3 计算网格与边界条件

本文所采用的计算网格为局部加密的六面体结构化网格。计算所用的轴对称收扩喷管的对称面及横截面的网格如图 2 所示。为减少工作量, 取喷管的四分之一流场进行数值模拟。

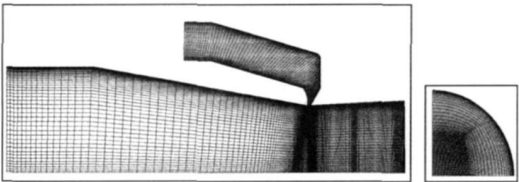


图 2 计算网格图
Fig.2 Computational grid of the nozzle

计算的边界条件: 喷管上游来流为亚声速, 热

力学参数由滞止状态确定,即给定总压 p_0 ,总温 T_0 以及速度方向,速度大小由下游流场外插给出.出口截面条件将根据亚、超声速出口流态分别考虑:对亚声速状态,给定反压,其余参量则通过外插给出;对超声速状态,则外推给出所有流动参数.壁面采用无滑移壁面边界条件.在对称面上没有通量传输,因此法向速度为零,其他参数采用一阶外推进行处理.

2 计算结果分析

2.1 计算方法验证

图 3 为有二次流情况下喷管对称面速度矢量分布图,图中可见在注气孔附近,主气流在二次流的作用下向喷管中心线偏转,而注气孔下游出现了明显的气流分离.

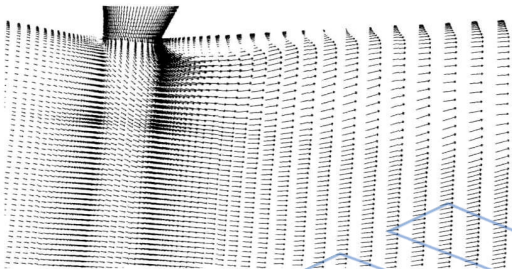


图 3 有二次流情况喷管对称面速度矢量分布图
Fig.3 Computed velocity vectors

图 4 所示的是有二次流情况下喷管对称面压等马赫线分布图,由于注入二次流,整个喷管内流分布发生了很明显的变化.由于注入二次流导致声速线从注气孔的上游边界转移到其下游边界.因此,注气孔附近的主流和二次流都属于亚声速(仅对于现有模型).从图中还可以看到,在注气孔下游区域存在着一个低压的回流区,由于回流重新附着于喷管壁面而在喷管扩张段流场产生了斜激波.

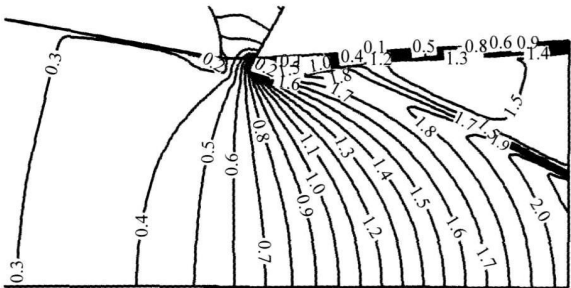


图 4 有二次流情况喷管对称面等马赫线分布图
Fig.4 Mach number contours

图 5 所示是一组壁面压力分布计算与实验数据的对比,其中包括注气和非注气的状况.图中曲线再一次表明:注入二次流对壁面的压力分布有着明显的影响,包括注气孔的上游和下游区域.注气孔的上游区域压力大小近乎是恒定的,在注气孔附近区域略有增加.由于注气孔前气流速度降低,导致注气孔附近壁面压力增加.对于注气孔下游区域,有二次流的壁面压力大小明显都低于无二次流的压力,在下游区域的更远处,随着气流重新附着于壁面,壁面压力会随之增加.

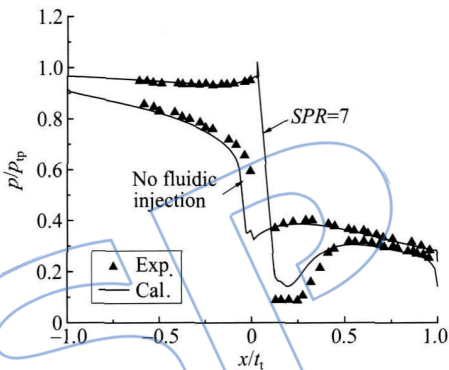


图 5 喷管壁面压力对比分布图
Fig.5 Comparison of static pressure distribution

总体来看,图 5 所示的计算结果,与实验结果基本相符.注气孔上游的壁面压力分布,计算值和实验值误差在 1% 之内.而注气孔下游壁面压力的分布,在气流分离区,其数值比实验值略高出 4% 左右;而在气流重新附着壁面后的区域,计算值和实验值误差在 2% 以内.

2.2 喉道注气对喷管内流特性的影响

表 1 和表 2 所给出的是无二次流的情况,不同落压比下的喷管推力系数和流量系数计算值与实验值的对比.从表可以看出,计算结果和实验结果基本吻合,其误差控制在 0.5% 以内.

表 1 推力系数计算值及实验比较($SPR=0$)
Table 1 Comparison between calculation and experiment for thrust ratio ($SPR=0$)

落压比 NPR	计算值	实验值
4.0	0.989	0.992
6.0	0.982	0.982
7.0	0.975	0.974

表 2 流量系数计算值及实验比较($SPR=0$)

Table 2 Comparison between calculation and experiment for mass flow ratio ($SPR=0$)

落压比 NPR	计算值	实验值
4.0	0.9836	0.976
6.0	0.984	0.976
7.0	0.9838	0.978

表 3 和表 4 所列出的是有二次流的情况下, 喷管推力系数的计算值与实验值的比较. 表中的计算值和实验值的误差控制在 1% 之内. 而且可以看到, 相同落压比下, 随着二次流压比的增加 (无二次流情况除外), 推力系数减小. 总体来讲, 其对推力系数的影响甚微低于 2%. 推力损失主要是由于二次流注入产生比较大的总压损失所引起.

表 3 推力系数计算值及实验比较($NPR=7$)

Table 3 Comparison between calculation and experiment for thrust ratio ($NPR=7$)

落压比 NPR	二次流压比 SPR	计算值	实验值
7	0	0.975	0.974
7	4.5	0.982	—
7	5.5	0.98	—
7	6.5	0.972	0.974
7	7.0	0.971	0.972

表 4 推力系数计算值及实验比较($NPR=4$)

Table 4 Comparison between calculation and experiment for thrust ratio ($NPR=4$)

落压比 NPR	二次流压比 SPR	计算值	实验值
4	0	0.989	0.992
4	2.0	0.9952	—
4	2.8	0.9936	—
4	3.6	0.978	0.978
4	3.8	0.976	0.975
4	4.0	0.967	0.965

表 5 和表 6 中所列出的是喷管流量系数计算值和实验值的对比, 其误差基本控制在 2% 以内. 结果表明: 相同落压比下, 随着二次流压比的增大, 流量系数减小, 同时可以看出二次流的注入对流量系数的影响较为显著, 最大可超过 15%. 这说明, 通过喉道注气控制, 流量系数明显减小, 这样在几何面积不改变的情况下, 使得流动有效面

积相应减少. 而无二次流跟有二次流的情况比较, 相同落压比下, 前者的流量系数始终大于后者, 这也证实了喉道注气控制的有效性.

表 5 流量系数计算值及实验比较($NPR=7$)

Table 5 Comparison between calculation and experiment for mass flow ratio ($NPR=7$)

落压比 NPR	二次流压比 SPR	计算值	实验值
7	0	0.9838	0.978
7	4.5	0.9664	—
7	5.5	0.9393	—
7	6.5	0.875	0.87
7	7.0	0.833	0.82

表 6 流量系数计算值及实验比较($NPR=4$)

Table 6 Comparison between calculation and experiment for mass flow ratio ($NPR=4$)

落压比 NPR	二次流压比 SPR	计算值	实验值
4	0	0.9836	0.976
4	2.0	0.975	—
4	2.8	0.9539	—
4	3.6	0.907	0.88
4	3.8	0.869	0.865
4	4.0	0.837	0.825

2.3 不同喷管扩张比对喉道控制效率的影响

图 6 所示为通过改变出口面积来改变喷管扩张比, 其它参数不变的情况下推力系数的对比分析. 结果表明: 随着二次流压比的增加, 推力系数是逐渐减少的. 而且随着扩张比的增大, 推力系数整体是下降的. 特别对于扩张比为 1.5 的工况, 推

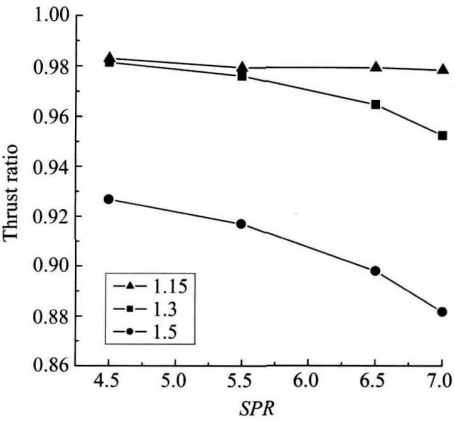


图 6 不同扩张比喷管推力系数对比分布图

Fig. 6 Comparison of thrust ratio distribution among nozzles of different divergence ratios

力系数体明显下降,如图 7 (c) 所示,由于扩张比过大,这样扩张段上游的回流区向喉道推进造成附加损失,激波也逼近扩张段下游. 波强增加,导致推力系数下降.

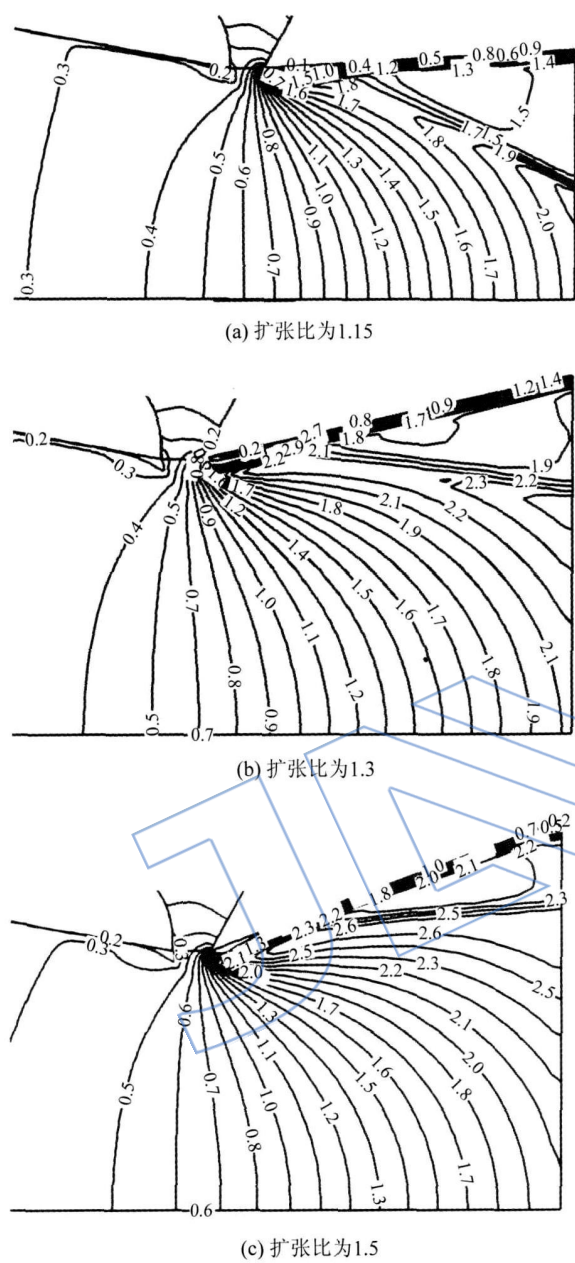


图 7 不同扩张比喷管对称面等马赫线分布图
($SPR = 7$)

Fig. 7 Comparison of Mach number contours among nozzles of different divergence ratios ($SPR = 7$)

图 8 所示的是三种扩张比下流量系数的对比分析,图中可见三种工况下,流量系数均随着二次流压比的增大而减小. 同时看到相同的二次流压比下,流量系数虽然相差甚微,但随着扩张比的增大而减小,这也是由于回流区的增大导致流动有效面积减少而造成的. 这样扩张比为 1.15 的模型

即原始喷管模型流量系数最小,其喉道控制效果最好.

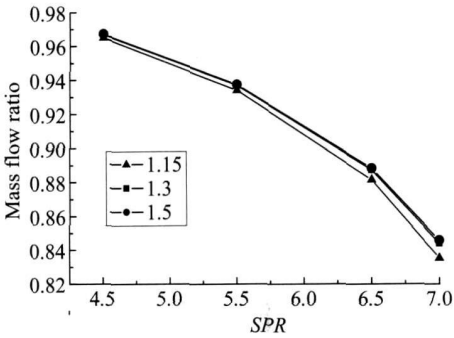


图 8 不同扩张比喷管流量系数对比分布图

Fig. 8 Comparison of mass flow ratio distribution among nozzles of different divergence ratios

2 4 不同调节片长度对喉道控制效率的影响

2 4. 1 扩张段长度的影响

图 9 给出的是在原有喷管模型基础上扩张段分别增长 15% 和 30% 的喷管模型(扩张比不变)推力系数的对比,可以看出与原始喷管模型相比,整体趋势是相同的,推力系数均随着二次流压比的增大而减小. 相同二次流压比下,扩张段增加 30% 的喷管模型推力效率最低,从图 10 中可以看出由于随着扩张段的增加,回流区域逐渐变大,同时斜激波也向喉道下游移动波强增强导致推力系数下降.

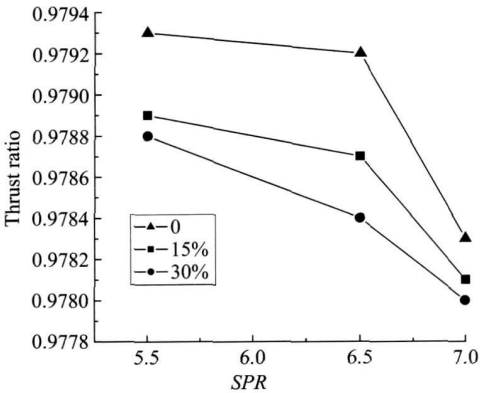


图 9 不同扩张段长度喷管推力系数对比分布图

Fig. 9 Comparison of thrust ratio distribution among nozzles of different divergence length

图 11 对于三种扩张段长度的喷管模型的流量系数进行了对比分析. 结果显示,其整体分布趋势与原始喷管模型也是相同的,而且相同二次流压比下,三种喷管模型的流量系数大小相差很少,原始喷管模型的喉道控制效果最好. 因此扩张段长度的变化对喉道控制效果几乎没有影响.

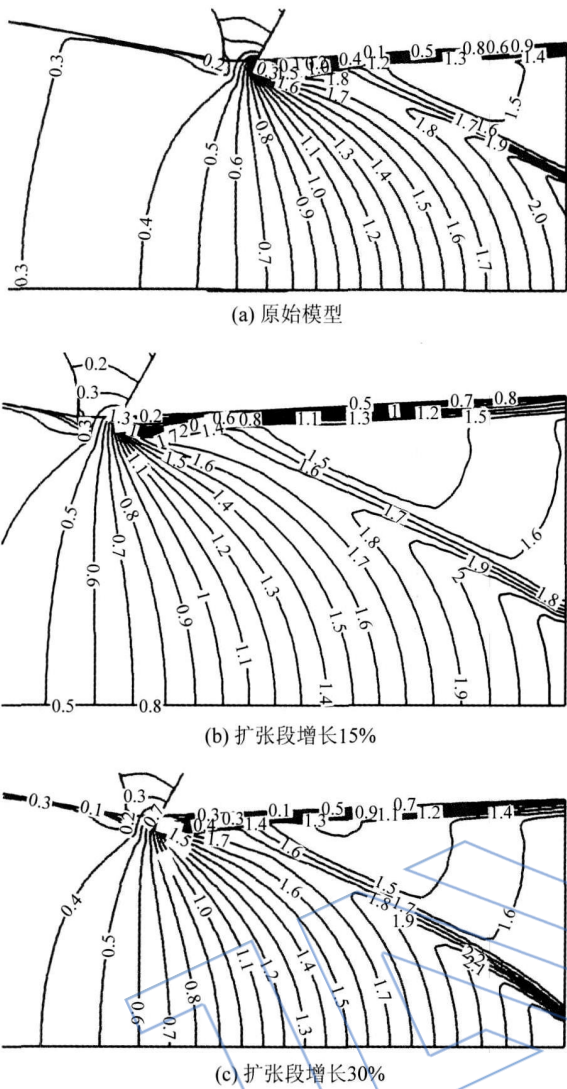


图 10 不同扩张段长度喷管对称面等马赫线分布图
($SPR=7$)

Fig. 10 Comparison of Mach number contours among nozzles of different divergence length ($SPR=7$)

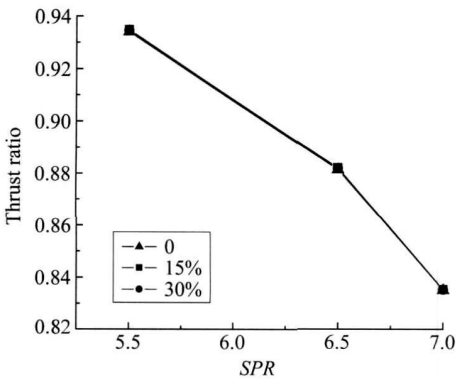


图 11 不同扩张段长度喷管流量系数对比分布图
Fig. 11 Comparison of mass flow ratio distribution among nozzles of different divergence length

2.4.2 收敛段长度的影响

图 12 给出的是在原有喷管模型基础上收敛段轴向长度分别缩短 15% 和 30% 的喷管 (扩张比不变) 模型推力系数的对比, 可以看出与原始喷管模型相比, 整体趋势是相同的, 推力系数均随着二次流压比的增大而减小. 相同二次流压比下, 推力系数相差不大, 而且这两种工况均比原始喷管推力效率高, 其中收敛段缩短 15% 的工况下推力系数最大. 这也可从图 13(b) 所示的等马赫线图中

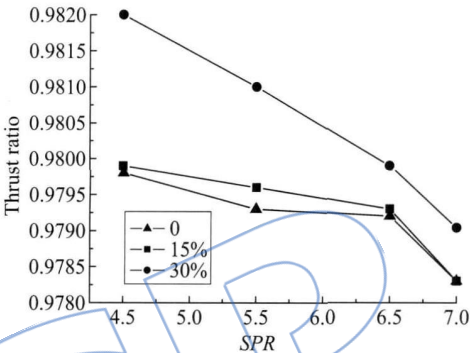


图 12 不同收敛段长度喷管推力系数对比分布图
Fig. 12 Comparison of thrust ratio distribution among nozzles of different convergence length

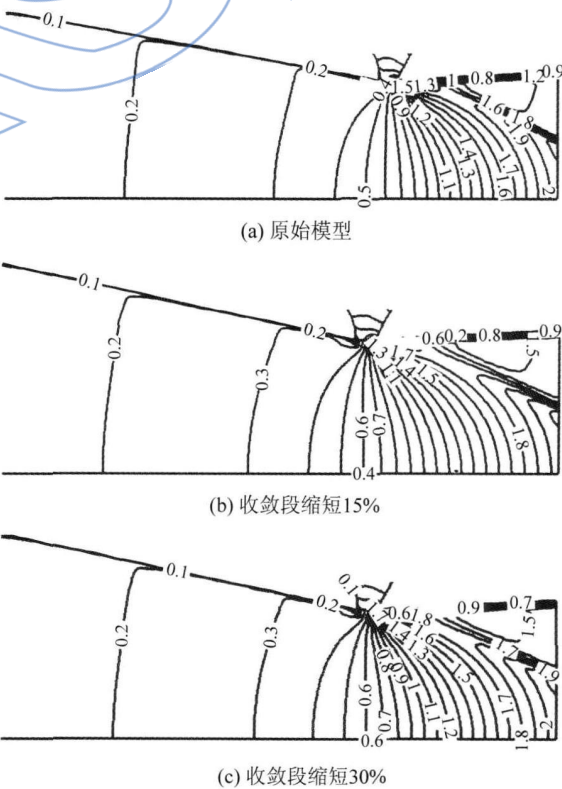


图 13 不同收敛段长度喷管对称面等马赫线分布图
($SPR=7$)

Fig. 13 Comparison of Mach number contours among nozzles of different convergence length
($SPR=7$)

可以得到解释, 与其它两图相比其回流区最小.

如图 14 所示, 对于三种工况的流量系数对比, 其大小相差甚微. 但是可以看到相同落压比下, 收敛段缩短 30% 的喷管模型流量系数最小, 尤其在低二次流压比下更为明显, 总体来讲这种工况下喉道控制效果是最好的.

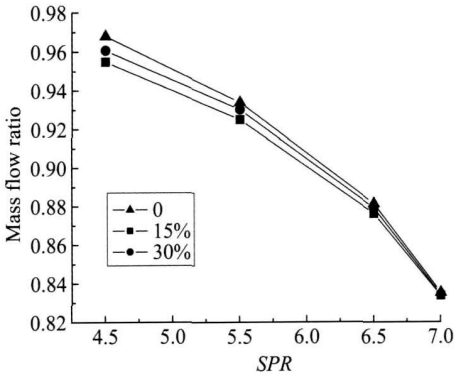


图 14 不同收敛段长度喷管流量系数对比分布图

Fig. 14 Comparison of mass flow ratio distribution among nozzles of different convergence length

3 结 论

本文采用数值方法对喉道注气控制轴对称收敛扩喷管内流场进行了计算及分析, 研究结果表明:

- 1) 本文所采用的数值方法能够有效地模拟带喉道注气控制的轴对称收敛扩喷管内流场, 注气孔上游和下游壁面压力分布的计算结果与实验数据基本相符. 从而证明了所采用数值计算方法的可靠性.
- 2) 通过喉道注气控制, 可使得喷管推力系数和流量系数均减小, 注气孔下游的气流分离和斜

激波的产生是造成喷管有较大推力损失的主要原因. 在不改变喉道固有面积的情况下, 二次流的注入减少了流动的有效面积, 与无二次流相比, 喉道面积控制的效果明显, 对喷管流量系数的影响超过了 15%.

3) 研究了喷管扩张比、调节片长度等参数对喉道控制效果的影响. 综合考虑推力效率和流量系数的变化, 与原始喷管模型相比, 尤其在低二次流压比的情况下, 收敛段缩短 30% 的喷管为喉道控制效果较优的计算模型.

参考文献:

- [1] Miller D N, Catt J A. Conceptual development of fixed geometry nozzles using fluidic injection for throat area control [R]. AIAA 95 2603.
- [2] Catt J A, Miller D N. A static investigation of fixed geometry nozzles using fluidic injection for throat area control [R]. AIAA 95 2604.
- [3] Federspiel J, Bangert L, Wing D, et al. Fluidic control of nozzle flow—some performance measurements[R]. AIAA 95 2605.
- [4] Catt J A, Miler D N, Welterlen T J. Decreasing F-16 nozzle drag using computational fluid dynamics[R]. AIAA 93 2572.
- [5] Hawke T. Computational analysis of an axisymmetric fluidic injection nozzle[R]. AIAA 96 0116.
- [6] Barth T J, Jespersen D. The design and application of upwind schemes on unstructured meshes [R]. AIAA 89 0366.
- [7] Roe P L. Approximate riemann solvers, parameter vectors and difference schemes [J]. Comput. Phys., 1981, 43: 8 11.
- [8] Yakhot V, Orzag S A. Renormlization group analysis of turbulence: basic theory[J]. Scient Comput., 1986, 1: 3 11.