

文章编号:1000-8055(2011)04-0924-07

圆孔喷嘴形成气动喉部的定常数值研究

谢侃, 刘宇, 王一白

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 对固体火箭发动机上由圆孔喷嘴喷入二次流所形成的气动喉部进行了三维数值模拟. 考察了圆孔喷嘴形成气动喉部的典型三维流动特征和喷嘴流量特性. 研究了不同喷嘴面积比、喷嘴个数、喷射角度、喷嘴构型及主要喷管参数对气动喉部调节喉部面积能力的影响. 结果表明在相同的喷嘴面积比下, 增加喷嘴个数、采用逆向喷射或选用收缩喷嘴构型都能显著提高气动喉部的扼流性能.

关 键 词: 圆孔喷嘴; 固体火箭发动机; 气动喉部; 二次流; 数值模拟

中图分类号: V430

文献标志码: A

Steady numerical study of aerodynamic throat formed by round injectors

XIE Kan, LIU Yu, WANG Yi-bai

(School of Astronautics,

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

Abstract: A three-dimensional (3-D) numerical simulation of aerodynamic throat formed by secondary flow from round injectors, which was applied to solid propellant rocket motors, was performed in this paper. The typical 3-D flow structure and mass flow character of round injectors were reviewed. The influence of different injector area ratios, injector numbers, injection angles, injector types and major nozzle parameter were studied. The results show that the mass control performance of aerodynamic throat can be obviously improved by increasing injector numbers, applying reverse injection or convergence injector type at the same injector area ratio.

Key words: round injector; solid rocket motor; aerodynamic throat; secondary flow; numerical simulation

通过改变喷管喉部面积来调节固体火箭发动机的推力是固体火箭发动机推力实时调节技术的一个研究分支. 在固定喷管型面的条件下, 改变喉部面积的方法主要有机械和流体喷射两种方法. 目前研究的机械方法主要是带可移动的喉栓(针栓), 通过喉栓的移动来改变喉部面积^[1]. 这里的气动喉部是一种流体喷射方法, 它将二次流射入发动机喉道附近的主流中, 主流和二次流相互作用从而改变喷管声速面的位置和形状. 气动喉部技术不但可以实现喉道调节, 还可以实现推力矢

量控制, 因而被认为具有很好的潜在应用前景^[2-9].

国内外目前针对用在固体火箭发动机上的气动喉部研究较少. 实际在固体火箭发动机上使用的二次流喷注结构通常是(收敛)圆孔形式^[10]. 本文对这一常用结构形式下喷入的二次流所形成的气动喉部进行了喉部调节特性研究, 为实际应用提供参考. 图1给出了一个采用气动喉部控制技术的地面热试发动机的结构示意图, 该发动机使用钨渗铜喷管. 下文针对该实际发动机建立了模

收稿日期: 2010-03-02; 修订日期: 2010-04-25

基金项目: 航天科技创新基金(CASC200903)

作者简介: 谢侃(1982-), 男, 湖南株洲人, 博士生, 主要从事航空宇航推进理论与工程研究. E-mail: xk311531@126.com

型,分析探讨了圆孔喷嘴参数对所形成的气动喉部调节性能大小的影响。

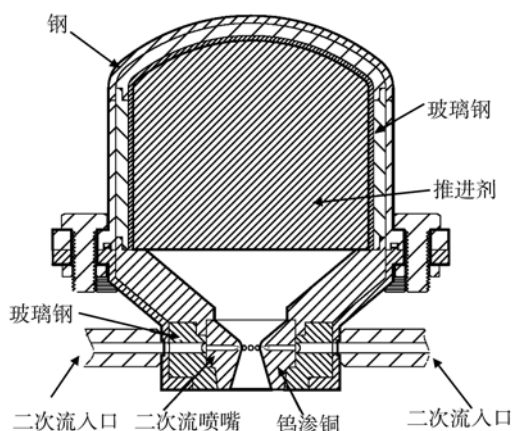


图1 实验发动机示意图

Fig.1 Geometry of experimental motor

1 特征函数

气动喉部所需的二次流可由两种方式获得:一种是增加额外的高压气瓶(有源法);另一种是从发动机燃烧室中直接引出一部分气流(无源法)。这里是对可获得较高喉部面积调节能力的有源式气动喉部进行流量控制的研究。为便于下文讨论,首先定义气动喉部的有效喉部面积 A_t 如下:

$$A_t = \frac{\dot{m}_m \sqrt{R_m T_{c,m}}}{p_{c,m} \Gamma}$$

$$\Gamma = \sqrt{\gamma} \left[\frac{2}{\gamma+1} \right]^{\frac{\gamma-1}{2(\gamma+1)}}$$

其中 γ 为燃气比热比; R_m 为燃气的气体常数; $\dot{m}_m$ 为主喷管流量; $p_{c,m}$ 、 $T_{c,m}$ 分别为燃烧室总压和总温。下文中 $p_{s,m}$ 为二次流的总压。在讨论二次流与主流的相互作用时,需要涉及到以下三个流量,其计算公式如下:

质量流量

$$\dot{m} = \int_A \rho \mathbf{V} \cdot d\mathbf{A}$$

动量流量

$$f = \int_A \rho |\mathbf{V}| \mathbf{V} \cdot d\mathbf{A} + \int_A (p - p_{ref}) dA$$

能量流量

$$\dot{m}H = \left(\int_A \rho \mathbf{V} \cdot d\mathbf{A} \right) c_p T_c$$

其中 $p_{ref} = p_{c,m} \left[\frac{2}{\gamma+1} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$ 。

因为很难在没有其他两个流量的情况下区分

一个变量,所以定义了一个可以使三个流量复合成一个独立变量的函数,以便在喷入不同压力、温度、马赫数等的射流时能够方便比较有效喉部面积的大小。下面定义的“复合流量函数”能够成为一个好的函数变量,它能使无量纲的有效喉部面积系数函数压缩成为直线形式。复合流量函数定义为

$$x = \sqrt{\frac{f_s}{f_m}} \sqrt{\frac{\dot{m}_s (\dot{m}H)_s}{\dot{m}_m (\dot{m}H)_m}}$$

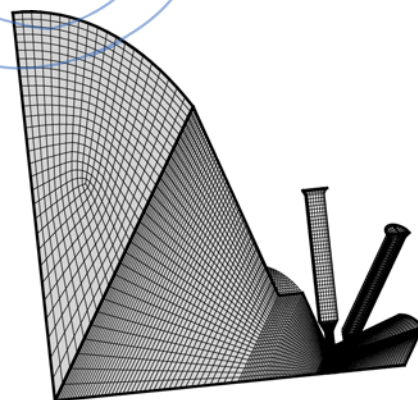
另外定义有效喉部面积系数函数 y 为

$$y = \left[\frac{A_t}{A_{t0}} \right]^2 - 1$$

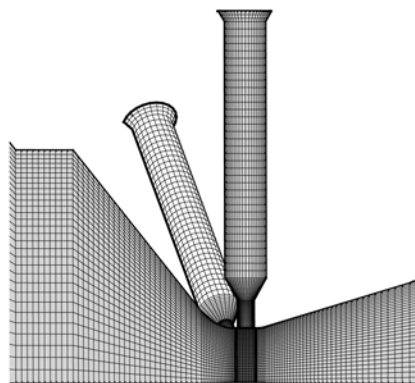
其中 $\dot{m}_s$ 为二次流流量。

2 计算方法

研究所采用的三维几何模型如图2所示。模型喷管主要几何参数为:收缩比为208.6,扩张比约为3.5,扩张半角为 16° 。考察的二次流喷嘴喉部总面积与主喷管几何喉部面积比为(以下简称喷嘴面积比)10%,20%两种情况。采用结构网格离散计算区域,见图2。



(a) 三维网格



(b) 二次流喷嘴处网格

图2 计算网格

Fig.2 Grids for calculation

这里定义二次流与主流的夹角为二次流入射角, 记为 α , 如图 3(a) 所示. 二次流喷嘴都设置在主喷管喉部处. 考察了两种实用的二次流喷嘴构型, 一种为收缩型喷嘴(构型 A), 另一种为简单圆孔型喷嘴(构型 B), 见图 3(b).

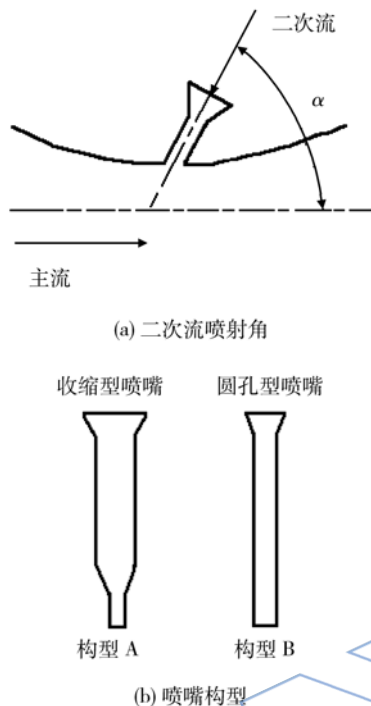


图 3 喷嘴结构参数示意图

Fig. 3 Sketch of injector structure parameter

数值计算中略去质量力, 不考虑化学反应, 假定气流为纯气相的理想气体. 离散理想气体的雷诺平均 Navier-Stokes(N-S)方程中的对流项采用二阶迎风格式, 黏性项采用中心差分离散, 湍流模型采用 Spalart-Allmaras(S-A)模型^[11]. 数值计算过程在软件 FLUENT 6.3 中完成.

3 计算结果与分析

3.1 算例校核

图 4 给出采用计算流体动力学(CFD)S-A 湍流模型预测的喷嘴面积比分别为 10%, 20%, 喷嘴个数都为 8 的(图 4 中代号分别为 Noz-1008, Noz-2008)两种喷嘴的捩流性能曲线并和实验结果作了对比. 实验采用的工质为冷氮气. 其中纵坐标 C_d/C_{d0} 为通入二次流前后的喷嘴流量系数比(定义见文献[12]), 横坐标 w_s/w_0 为二次流与主流的流量比. 图 4 表明计算结果可以很好地预测出实验的趋势, 并且可以正确反映出两种喷嘴的捩流性能差别. 其中, Noz-2008 喷嘴的计算结果误差比 Noz-1008 喷嘴的大, 尤其是在小流量比的

工况下, 最大误差约为 12%. 产生误差的原因除了湍流模型外, 还有几何模型与实际实验件的差别. 在数值模型中, 喷孔内壁面的粗糙度是按理想情况给定的, 并且几何壁面光滑, 喷嘴出口边缘也是光滑的; 而实际加工的喷射孔内壁粗糙度都很大, 孔的内型面与设计的也有一定的差别, 这都会造成喷射工质总压和动量的损失. 因而通常计算预测的性能都比实验值偏高.

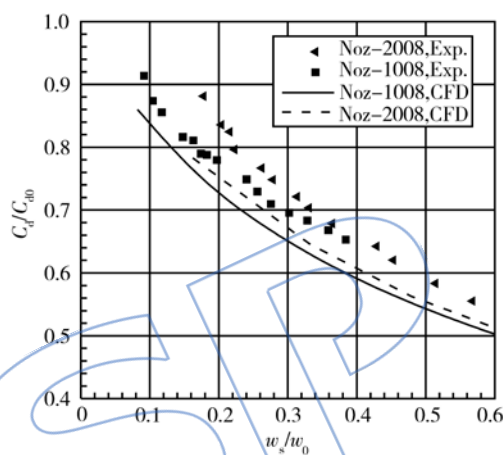


图 4 实验与 CFD 的结果对比

Fig. 4 Comparison of experimental and numerical results

图 5 给出了同一喷嘴模型及喷射参数下采用粗网格和细网格时的结果. 这里粗网格的网格总数为 48 万个, 细网格的总数为 100 万个. 结果表明细网格的计算结果与粗网格的已经基本没有差别, 说明粗网格的个数已经足够, 解的精度和网格总数已无关.

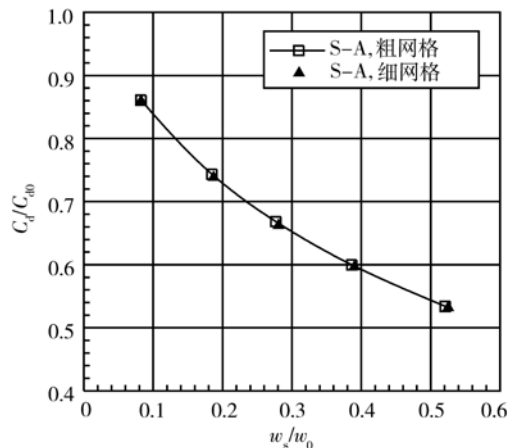
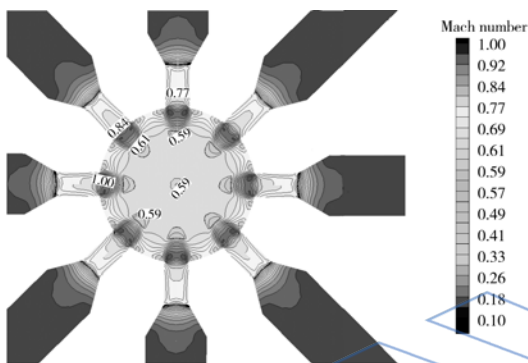


图 5 粗网格与细网格的计算结果对比

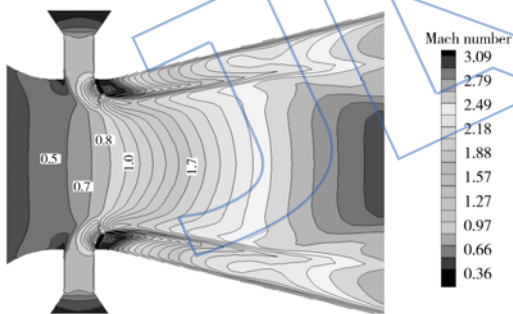
Fig. 5 Comparison of numerical results of coarse and fine grid

3.2 典型流动特征

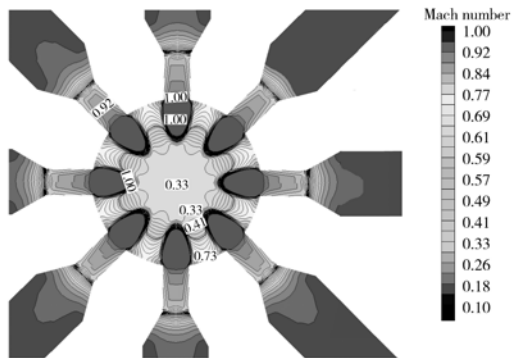
图 6(a), (b) 给出了 $p_{s,m}/p_{c,m}$ 为 1.25 : 1, 喷嘴面积比为 10% 时两处截面上典型的等马赫数云图. 图 6(c) 给出了 $p_{s,m}/p_{c,m}$ 为 2 : 1 时, 对应图 6(a) 中同一处横截面上的等马赫数云图. 从图 6(a), (b) 看出二次流喷入主流的喷口处存在复杂的流动现象, 二次流喷出后被主流引射往下游喷管出口流动. 二次流靠近喷嘴上游一侧与主流撞击静压升高, 二次流出口处马赫数较低; 而二次流在喷嘴下游一侧的背压较低, 二次流出口处的马赫数高. 在图 6(a), (b) 对应的工况下, 二次流在喷嘴出口截面处均未达到声速.



(a) 喷管喉部处横截面等马赫数云图, $p_{s,m}/p_{c,m}=1.25:1$



(b) 纵向切面等马赫数云图, $p_{s,m}/p_{c,m}=1.25:1$



(c) 喷管喉部处横截面等马赫数云图, $p_{s,m}/p_{c,m}=2:1$

图 6 气动喉部三维流动特征

Fig. 6 Three-dimensional flow characters of aerodynamic throat

从图 6(c) 看出随着二次流与主流压比的升高, 二次流在喷嘴出口处的马赫数升高并达到声速. 与图 6(a) 相比, 二次流渗入主流的深度加大, 二次流对主流的挤压作用增强, 主流喉道流通面积明显减小.

图 7 给出了二次流喷嘴面积比都为 10% 时, 对应喷嘴个数为 8 的喷嘴垂直入射、喷嘴个数为 16 的喷嘴垂直入射及喷嘴个数为 16 的喷嘴 30° 入射情况下二次流喷嘴流量关于压比的曲线. 从曲线看出随着压比升高, 二次流流量增加, 在升高到一定阈值时, 二次流在喷嘴出口处达到声速, 随后二次流流量随压比升高呈线性增加. 另外还看到放置在喷管喉部处的二次流喷嘴的流量主要与喷嘴面积比和二次流压比有关, 而受喷嘴个数及喷射角度的影响较小.

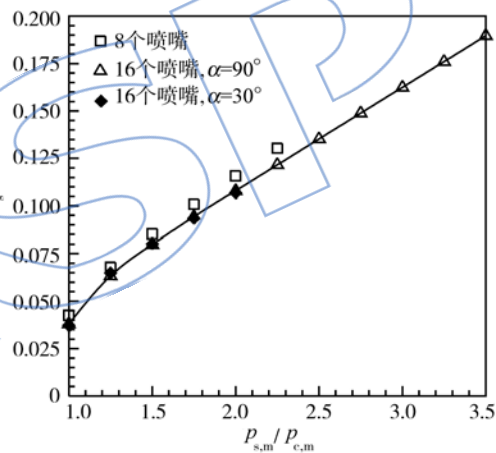


图 7 二次流喷嘴流量随压比变化曲线

Fig. 7 Mass flow rate of secondary flow injectors vs. pressure ratio

图 8 给出了无二次流喷嘴、喷嘴个数为 8 的喷嘴垂直入射、喷嘴个数为 16 的喷嘴垂直入射和理想环缝式喷嘴情况下 (喷嘴面积比都为 10%, 二次流压比为 1 : 1) 沿喷管壁面的压强分布比较. 从图中看出无二次流情况时, 压强曲线除在喉部的直线段处略有升高外, 总体呈下降趋势. 而当有二次流喷入时, 喷嘴位置上游侧的压强升高, 主流在该点基本滞止, 压强恢复到与燃烧室内的总压基本一致; 经过二次流喷嘴后喷管壁面压强迅速降低, 经过振荡调整, 扩散段后半截的压强分布与无二次流喷入时的压强分布基本一致.

3.3 喷嘴个数及面积比的影响

图 9 给出了不同喷嘴个数及面积比下, 对应不同复合流量函数 x 的有效喉部面积系数 y . 研

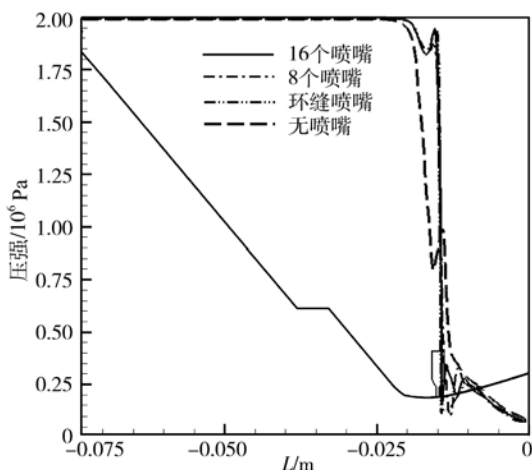


图8 喷管纵向切面沿壁面的压强分布

Fig. 8 Pressure distribution along the wall in longitudinal plate

究了 $x < 1$ 时的情况, 即二次流的特征流量比主流的要小. 从图中可以看出 y 关于 x 可拟合为直线 $y = ax$ 的形式. 这里直线斜率 a 的物理意义在于斜率越大, 在相同的 x 值下, 有效喉部面积的变化范围越大, 二次流在相同的特征流量情况下扼流能力越强; 或者要得到相同的有效喉部面积变化范围, 所需的 x 值约小, 即所要消耗的二次流的特征流量越小. 因而可以按上述特征函数形式整理计算结果, 并比较拟合直线的斜率, 能方便地得出对主流喉部有效面积影响敏感的二次流喷嘴参数. 另外, 直线函数形式也便于工程使用和参考, 可减少实验和数值计算的工况.

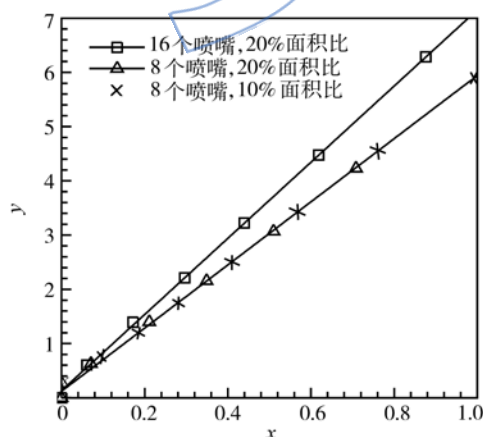


图9 不同喷嘴个数及面积比下的复合流量函数曲线

Fig. 9 Composite mass flow rate function curves with different injector numbers and area ratios

比较图9中面积比为20%, 喷嘴个数分别为16和8时特征函数的直线斜率可知, 在相同的收缩喷嘴构型及面积比条件下, 喷嘴个数越多, 有效

喉部面积变化范围越大. 比较喷嘴个数都为8, 喷嘴面积比分别为10%, 20%两种情况可知, 两者特征函数斜率基本一致; 即在相同的喷嘴构型和喷嘴个数条件下, 喷嘴面积比对气动喉部扼流性能的影响微小. 要获得相同的气动喉部面积变化范围, 无论是大面积比还是小面积比的喷嘴, 都需要消耗同等的二次流特征流量; 不同的是小面积比喷嘴需要比大面积喷嘴高得多的压比才能达到预定的特征流量, 这会使二次流供给系统的耐压要求提高, 并增加系统质量. 因而喷嘴面积比是一个在设计中需要综合考虑的参数, 既要考虑二次流的系统质量要求又要顾及在喉部处开孔的结构限制、烧蚀及受力问题.

3.4 喷嘴构型的影响

图10比较了面积比都为20%, 喷嘴个数为16时, A型喷嘴及B型喷嘴两种构型下的气动喉部扼流性能. 由图可知收缩型喷嘴的气动喉部性能明显优于圆孔喷嘴构型. 但在实际选型中, 圆孔喷嘴具有结构简单、便于加工等优点仍值得考虑和研究.

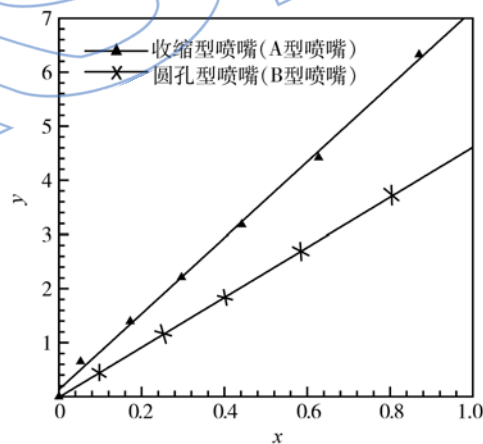


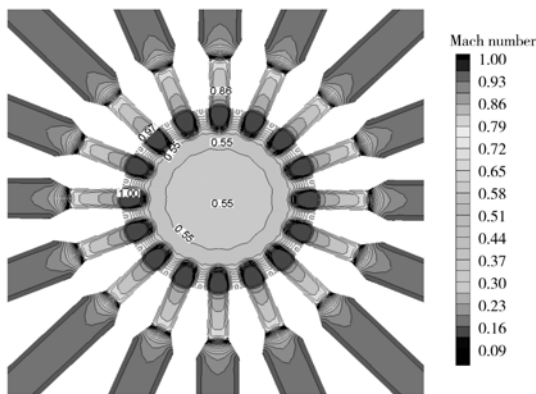
图10 两种喷嘴构型下的复合流量函数曲线

Fig. 10 Composite mass flow rate function curves with two different injector types

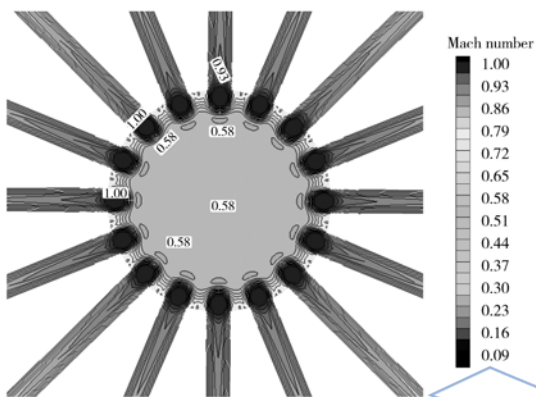
图11给出了对应图10中A型喷嘴与B型喷嘴在同一位置横截面上的等马赫线云图. 比较可以看出二次流在两种喷嘴的出口处均达到了声速. 但二次流经收缩型喷嘴后渗入主流的深度比普通圆孔型的要大, 一个可能的原因是普通圆孔型二次流喷嘴的总压损失较大; 这也解释了图8中收缩型二次流喷嘴的扼流性能比普通圆孔喷嘴要高的原因.

3.5 喷嘴入射角度的影响

图12给出了面积比都为20%, 喷嘴个数为



(a) A型喷嘴下的喉部截面处等马赫数云图



(b) B型喷嘴下的喉部截面处等马赫数云图

图11 两种喷嘴构型下的流场比较图

Fig. 11 Comparison of flow fields of two injector types

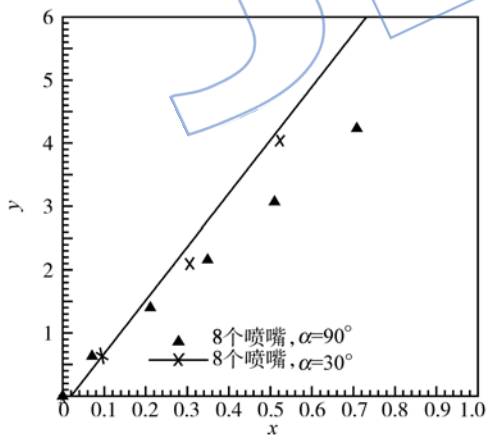


图12 不同喷射角度下的复合流量函数曲线

Fig. 12 Composite mass flow rate function curves with different injection angles

8, 入射角分别为 90° 及 30° 时的特征函数曲线. 对比曲线看出采用逆向喷射时特征函数斜率增加, 说明逆向喷射有助于提高气动喉部的扼流性能. 在相同的面积比下, 采用逆向喷射方式与增加喷嘴个数方式相比, 气动喉部扼流性能所能得到的

增益相当(比较图7和图9).

3.6 主喷管收敛角度的影响

图13给出了主喷管收敛角分别为 50° 和 75° 两种主喷管型面下的特征函数直线(两种情况的二次流喷嘴个数都为16, 喷嘴面积比为20%, 垂直入射). 比较两种情况可知主喷管收缩型面的收敛角度对二次流气动喉部的扼流性能几乎没有影响. 因而在实际设计中可以把主喷管设计成具有较大收敛角的喷管型面而不影响气动喉部的扼流性能. 可以选取大收敛角参数的意义在于这样就可以缩短主喷管收敛段的长度, 减小主喷管收缩段的空腔容积. 主喷管喉部前的空腔容积越小, 气动喉部调节固体火箭发动机推力时需要的燃烧室平衡时间越短, 气动喉部调节推力的响应时间就越短. 这是因为气动喉部扼流时, 无法流出的多余燃气填充容积小的空腔时间短, 室压上升越快.

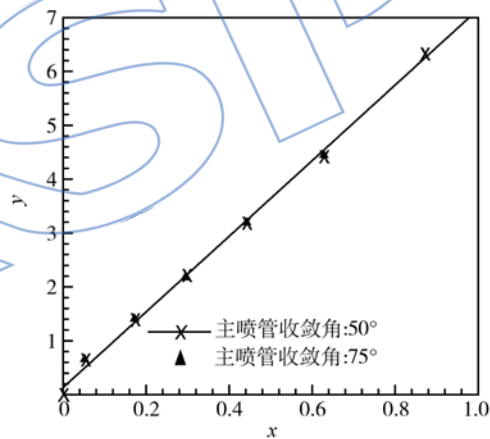


图13 不同收敛角喷管型面下的复合流量函数曲线

Fig. 13 Composite mass flow rate function curves with different convergent angles of nozzle contours

4 结论

1) 在喷管喉部处由圆孔式喷嘴喷入二次流, 其喷嘴流量特性表现为: 随着压比升高, 二次流流量增加, 在压比升高到一定阈值后, 二次流在喷嘴出口处达到声速, 随后二次流流量随压比升高呈线性增加. 在喷管喉部处的二次流喷嘴流量主要与喷嘴面积比和二次流压比有关, 而受喷嘴个数及喷射角度的影响较小.

2) 在相同的喷嘴面积比条件下, 增加二次流喷嘴个数, 采用逆向喷射方式或者选用收缩型喷嘴构型都能显著提高气动喉部的扼流性能. 而在

其他二次流参数相同的条件下,喷嘴面积比对气动喉部的捩流性能影响不大.但在实际设计中值得注意的是小面积比喷嘴需要比大面积喷嘴高得多的压比才能达到预定的特征流量,这会使二次流供给系统的耐压要求提高,并增加系统质量.

3) 把主喷管设计成具有较大收敛角的喷管型面不会影响气动喉部的捩流性能.

参考文献:

- [1] 李娟,李江,王毅林,等.喉栓式变推力发动机性能研究[J].固体火箭技术,2007,30(6):505-509.
LI Juan, LI Jiang, WANG Yilin, et al. Study on performance of pintle controlled thrust solid rocket motor[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2007, 30(6): 505-509. (in Chinese)
- [2] McArdle J G. Internal characteristics and performance of an aerodynamically controlled, variable discharge convergent nozzle[R]. NACA TN4312, 1958.
- [3] McAulay J E. Cold-air investigation of three variable-throat-area convergent-divergent nozzles[R]. NASA TM X-42, 1958.
- [4] Catt J A, Miller D N, Giuliano V J. A static investigation of fixed-geometry nozzle using fluidic injection for throat-area control[R]. AIAA 95-2604, 1995.
- [5] Miller D N, Yagle P J, Bender E E, et al. A computational investigation of pulsed injection into a confined, expanding crossflow[R]. AIAA 2001-3026, 2001.
- [6] Miller N, Yagle P J, Hamstra J W. Fluidic throat skewing for thrust vectoring in fixed-geometry nozzles[R]. AIAA 99-0365, 1999.
- [7] Vakili A D, Sauerwein S C. Pulsed injection applied to nozzle internal flow control[R]. AIAA 99-1002, 1999.
- [8] Yagle P J, Miller D N, Bender E E, et al. A computational investigation of pulsed ejection[R]. AIAA 2002-3278, 2002.
- [9] Williams R G, Vittal B R. Fluidic thrust vectoring and throat control exhaust nozzle[R]. AIAA 2002-4060, 2002.
- [10] Glenn D E. Predicting performance of candidates to replace Halon 2402 (Freon 114B2) in the Minuteman III Second Stage LITVC system[R]. AIAA 92-3558, 1992.
- [11] 谢侃,刘宇,任军学,等.两相流环缝塞式喷管理想型面的设计方法[J].固体火箭技术,2007,30(3):223-228.
XIE Kan, LIU Yu, REN Junxue, et al. An ideal method for the two-phase ring plug nozzle design[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2007, 30(3): 223-228. (in Chinese)
- [12] 谢侃,刘宇,王一白.固体火箭发动机气动喉部的两相流数值模拟[J].推进技术,2010,31(1):56-60.
XIE Kan, LIU Yu, WANG Yibai. Simulation for two-phase flow aerodynamic throat of solid rocket motors[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(1): 56-60. (in Chinese)