

文章编号:1000-8055(2012)12-2742-07

超声速/高超声速双拐点喷管设计

郭善广, 王振国, 赵玉新, 柳 军

(国防科学技术大学 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 长沙 410073)

摘 要: 为实现直连式试验台、高温风洞等试验设备的多马赫数运行,提出了双拐点喷管设计方法。喷管分 2 段设计,第 1 段共用,采用 3 次 B-Spline 函数描述喷管轴线马赫数分布。首先采用特征线方法求解 Euler 方程,得到无黏的理想喷管型面。其次采用参考温度方法求解边界层位移厚度,对无黏壁面进行修正得到实际壁面。共用段喷管出口的平行均匀流作为第 2 段喷管设计的初值。为验证设计方法的可行性,设计了中间马赫数为 3.0,出口马赫数分别为 4.0、4.5 和 5.0 的双拐点喷管,并采用雷诺平均的 Navier-Stokes 方程对设计的喷管流场进行数值模拟。计算结果表明:喷管出口流场均匀,试验菱形区的马赫数误差小于 1.2%。该方法提高了喷管设计精度,保证消波干净,为直连式试验台、高温风洞等设备的多个喷管共用一套动力系统提供了基础。

关 键 词: 喷管设计; 超声速; 双拐点; 型面; 特征线; 消波

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Contour design of super/hypersonic dual-inflection nozzle

GUO Shan-guang, WANG Zhen-guo, ZHAO Yu-xin, LIU Jun

(Science and Technique on Scramjet Laboratory,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In order to achieve multi-Mach number run for the direct-connected test bench and high temperature wind tunnel, a straightforward technique has been developed to quickly determine a design of the super/hypersonic dual-inflection nozzle. The nozzle was divided into two sections to be designed, and the first was shared for different test Mach number. B-Spline functions were used to describe the Mach number distribution along the axial line of the nozzle. The preliminary nozzle contour was generated by a new computer program that solved the axisymmetric Euler equations using the method of characteristics. The final nozzle design was obtained by adding the boundary-layer thickness which was solved with the reference temperature method. An example of a dual-inflection supersonic nozzle design was employed to illustrate the technique with a computational fluid dynamics calculation. The simulation results indicate that desired Mach numbers are obtained at the nozzle exit, and the good flow quality is attained for different nozzles within Mach number error less than 1.2% in the test rhombus region. The present technique improves the design precision of the converging-diverging nozzle, cancels waves completely, and achieves the nozzles with different exiting Mach numbers which shares subsonic section and a portion of supersonic section.

收稿日期: 2012-06-21

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121218.0859.201212.2742_016.html

基金项目: 国家自然科学基金(11072264)

作者简介: 郭善广(1986—),男,山东济宁人,博士生,研究方向为超声速流场设计。

通讯作者: 赵玉新(1980—),男,吉林舒兰人,副教授,博士,研究方向为实验流体力学和高超声速空气动力学。

E-mail: zyx_nudt@yahoo.com.cn

Key words: nozzle design; super/hypersonic; dual-inflection; contour; characteristic; wave-cancellation

超声速/高超声速喷管广泛地应用于高速飞行器、火箭发动机、超声速风洞、高能激光器和引射真空泵等设备中。喷管流场品质对设备性能具有重要影响。

超声速喷管一般由收缩段和膨胀段组成。在一定的压力驱动下,气体在收敛段加速,并在喉部达到声速,然后在膨胀段继续加速,直至在出口形成所需要的马赫数和流动方向角分布的超声速气流。在超声速风洞中,为了节省喷管加工费用,通常采用更换喷管喉部实现喷管大部分的共用,以实现多马赫数的运行。然而随着对试验能力要求的提高,当喷管喉部的研制经费远高于其他部分时,提出了双拐点喷管的设计需求。

在燃烧加热的自由射流风洞中,燃烧室以及喷管的亚声速段和初始膨胀段中流动的马赫数较低,静温较高,必须采用冷却系统以保证设备不出现变形甚至破坏。为节省经费,提高试验效率,在设计中,可以将燃烧室和喷管喉道前后的低马赫数区域做成一体,降低冷却系统复杂性的同时,既避免拆卸可能带来的系统被破坏的风险,又大大减少了设计、加工和维护费用。实现一套动力系统对应多个风洞的运行马赫数、出口直径。同时,现有的直连式试验台中一个加热器只能对应一个燃烧室,为更好地利用现有的加热器,在现有加热器喷管后面设计一段喷管,以实现现有加热器有多个马赫数出口和对应多个燃烧室。

由此提出了一个新的问题,对于超声速/高超声速喷管来说,在一部分超声速型面确定之后,如何在出口生成不同参数的流场测试条件。

现有的变马赫数喷管有很多类型,其中以塞式喷管和挠性喷管应用最为广泛^[1-6]。Ito, Fujii 和 Hayashi^[7]数值研究了长度不同的塞式喷管内的流动结构和推力性能。Mizukaki 和 Watabe^[8]采用激波风洞对短化的二维塞式喷管启动过程进行了研究。Matsuo 和 Kojima^[9]研究了侧壁型面对方形塞式喷管性能的影响。郑孟伟, 张扬军, 诸葛伟林等^[10]探讨了喷管倾角和塞锥长度比对塞式喷管流场结构和性能的影响。由于塞式喷管内的膨胀波和压缩波不易消除,因此该类型的喷管主要用在火箭发动的排气系统上。

挠性型面设计广泛地应用在二维喷管中。Varner^[11]对二维挠性喷管的设计技术进行了总

结。Juhany, Husini^[11]采用单支点挠性喷管提升了现有风洞马赫数运行范围。刘铭甲^[12]基于梁弯曲变形的小挠度线性理论,提出了半挠性喷管挠性板弹性曲线的计算方法。在超声速风洞中,为防止气体液化,气体总温较高,喷管喉道的几何稳定性难以保证,因此超声速风洞一般选用轴对称喷管。因此,二维喷管的挠性型面设计技术不能推广到超声速风洞中。

基于以上分析,论文提出了一种超声速/高超声速双拐点喷管设计方法。主要目的是实现不同出口马赫数喷管可以共用喷管第 1 段。论文主要包括以下几个方面:首先论文详细介绍了双拐点喷管的设计方法;其次为验证该设计方法的可行性,设计了马赫数为 4.0、4.5 和 5.0 的双拐点喷管,并采用雷诺平均的 Navier-Stokes (N-S) 方程对喷管流场进行数值模拟与分析。

1 设计方法

1.1 基本设计方法

论文的设计方法包括两部分:无黏型面设计和边界层修正。首先采用特征线方法确定无黏壁面;其次采用参考温度方法求解动量积分方程,得到边界层位移厚度^[13],把边界层的修正量加到无黏壁面上得到实际的喷管壁面。

特征线方法主要包括以下 3 个步骤^[14]:首先根据物理扰动传播的轨迹确定特征线,如图 1。其

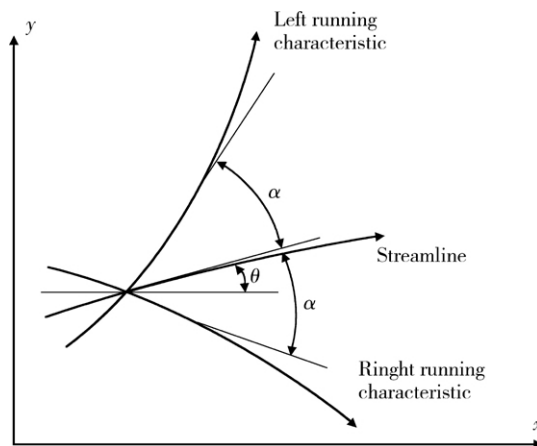


图 1 特征线示意图

Fig. 1 Illustrating schematic of characteristics

次沿特征线由连续方程、动量方程和能量方程推导出相容性方程,最后沿特征线步进求解相容性关系式。

二维、无旋特征线方程为

$$\left(\frac{dy}{dx}\right)_{\pm} = \tan(\theta \pm \alpha) \quad (1)$$

相容性方程为

$$\frac{1}{V} \left(\frac{dV}{d\theta}\right)_{\pm} = \pm \tan \alpha + \delta \frac{\sin \alpha \tan \alpha \sin \theta}{\sin(\theta \mp \alpha)} \frac{1}{y} \left(\frac{dy}{d\theta}\right)_{\pm} \quad (2)$$

其中 x 是横坐标, y 是纵坐标, θ 是当地流动角, α 是马赫角, V 是速度的大小, 平面流动 $\delta=0$, 轴对称流动 $\delta=1$ 。

无黏壁面确定之后,考虑边界层位移厚度对无黏壁面进行黏性修正。黏性修正有个前提假设:与喷管半径相比,边界层厚度是个小量,允许喷管流场按无黏计算特征线网格^[15]。

现在有很多经验的方法预测边界层的生长。把在热传导和纵向压力梯度条件下得到的可压缩数据转换到等效的不可压缩情况下,这已经有很多关系式了^[16]。但对于高超声速来说,必须发展更为精确地预测边界层增长的方法。本文的设计方法中,采用参考温度方法求解动量积分方程,得到边界层位移厚度^[17]。

二维黏性流动的动量积分方程为

$$\frac{d\phi}{dx} + \phi \left[\frac{2 - Ma^2 + H}{Ma \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma^2\right)} \frac{dMa}{dx} + \frac{1}{y} \frac{dy}{dx} \right] = \frac{C_f}{2} \sec \theta \quad (3)$$

其中是 ϕ 动量厚度, θ 是流动角, H 是边界层形状因子, γ 是比热比, Ma 是马赫数, C_f 是表面摩擦系数。方程 (3) 是一个常微分方程,采用四步龙格-

库塔方法求解。

1.2 设计方案

图 2 给出了双拐点喷管的设计概念。喷管分两部分设计,第 1 部分是共用段,其出口产生给定的中间马赫数 Ma_m 。共用段的长度可以根据设计要求任意设定。第 2 段根据设计要求,在保证其长度不变的情况,可以在其出口产生需要的均匀流。喷管扩张段的上游通过膨胀波加速流动,扩张段的下游产生弱压缩波消去流场内的膨胀波。两者的连接点称为拐点,它是壁面曲率为 0 的点。图中给出了第 1、第 2 个拐点。各区域的流动通过特征线法求解。

图 3 给出了双拐点喷管的设计流程。首先采用小扰动方法求解喉道附近的跨声速流动,喉道附近的流动可以认为是均匀的。其次基于 3 次 B-Spline 函数,把轴线马赫数分布分 2 段设置。第 1 段轴线的马赫数分布相同,而第 2 段轴线的马赫数分布可以根据喷管设计要求设定。因此通过特征线计算出的壁面型面的斜率和曲率均连续,而两段型面的连接点 f 例外,该点只有一阶导数连续。第 1 段壁面型面为共用区,第 2 段型面在出口可以产生均匀的设计马赫数。

下面给出了详细的设计流程:

1) 根据喷管的几何机构要求确定喷管喉部尺寸和喷管流量。

2) 采用 Sauer 方法^[18]求解跨声区 abc 的流动。由喉道半径和给定的喉道曲率确定初值线 ab 以及初始特征线 ac 。初始特征线和轴线的交点 c 处的马赫数及其导数可以求出。

3) 根据共用段的喷管长度和中间马赫数 Ma_m 确定轴线 ce 的长度。采用 3 次 B-Spline 函数设置轴线 ce 的马赫数分布。其中曲线的 2 个端点

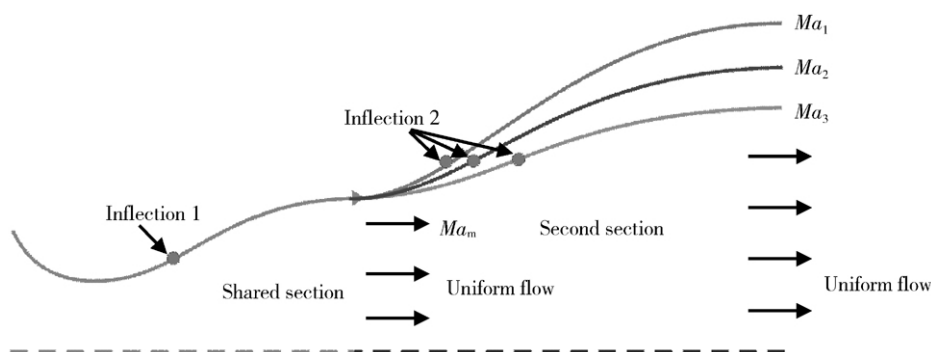


图 2 双拐点喷管概念图

Fig. 2 Illustrating schematic of the dual-inflection nozzle

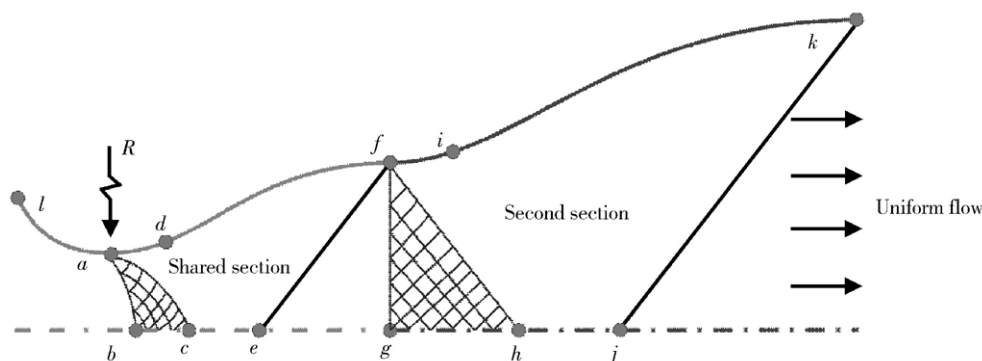


图 3 双拐点喷管设计示意图

Fig. 3 Illustrating schematic of design process of dual-inflection nozzles

为固定约束,分别为由第 1 步求得的初始点 c 和共用段喷管菱形区端点 e . 共用点 e 的马赫数为共用段喷管的设计马赫数 Ma_m .

4) 采用特征线方法求解共用区 $acef$, 根据质量守恒确定理想壁面型线. 初始特征线 ac , 轴线 ce 和菱形区边界 ef 作为求解共用区的计算边界条件. d 点为喷管的第 1 个拐点.

5) 喷管共用段出口 fg 为平行均匀流, 以 fg 为初值线, 求解喷管第 2 段的初始流动区 fgh , 计算出初喷管第 2 段的初始特征线 fh .

6) 轴线 hj 的马赫数分布也由 B-Spline 函数描述. 其 B-Spline 曲线的 2 个控制点分别为由上一步求出的 h 点和端点 j . 端点 j 的马赫数及其轴向坐标根据设计要求给定.

7) 采用特征线方法求解区域 $fhjk$ 的理想壁面型线. 特征线 fh , 轴线 hj 和菱形区边界 jk 作为求解该区的计算边界. i 点为喷管的第 2 个拐点.

8) 采用参考温度方法求解动量积分方程, 得到边界层位移厚度, 把边界层位移厚度加到无黏壁上, 得到实际的超声速壁面. 对于本文的 3 个喷管, 求解边界层位移厚度时采用相同的驻点条件.

9) 采用 3 段 B-Spline 曲线求解亚声速段型面 la , 其中曲线的两端点分别为喷管壁面入口点

l 和喷管超声段实际壁面的起点 a .

2 计算模型

2.1 设计实例

为验证本文设计方法的可行性, 设计了中间马赫数为 3.0, 出口马赫数分别为 4.0, 4.5 和 5.0 的喷管, 并对其内部流场进行了详细的数值模拟与分析. 最终的喷管壁面型面包括 1 个亚声速段、2 个外旋式的膨胀段和 2 个相反曲率的消波段, 如图 4 所示. 壁面型面已通过增加边界层位移厚度考虑流体的黏性效应. 图 5 给出了采用参考温度解法沿壁面求出的边界层位移厚度 δ^* . 3 个喷管喉道处 $\delta^* = 0$, 出口处 δ^* 分别为 3.9, 4.8 mm. 和 5.8 mm.

喷管设计中的来流驻点条件为: 总压 $p_0 = 10$ MPa, 总温 $T_0 = 1000$ K. 按均匀来流设计以上喷管.

表 1 给出了 3 个喷管的几何尺寸. 3 个喷管在轴向坐标 $x = 255.9$ mm 之前有相同壁面型面, 即亚声速段入口半径 $R_{in} = 60$ mm, 亚声速段长度 $L_{sub} = 100$ mm, 喉道半径 $R_{th} = 20$ mm, 喷管共用段出口半径 $R_{sh} = 41.8$ mm, 喷管共用段出口马赫数

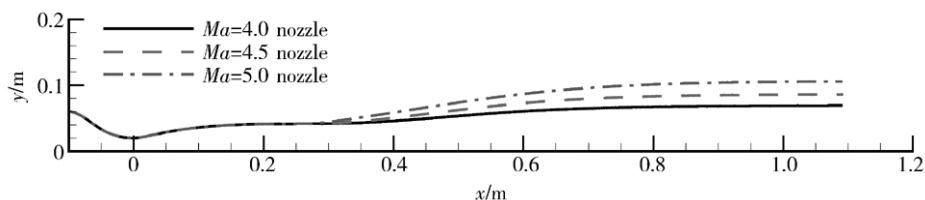


图 4 3 个喷管黏性修正后的壁面

Fig. 4 Corrected contour of three nozzles

为 $Ma_m = 3.0$. 所有这些参数可以根据设计要求任意设定. 同时表 1 还给出了喷管的总体参数, 其

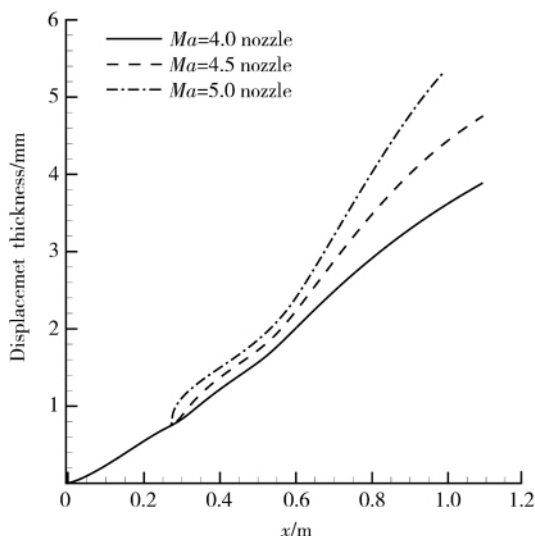


图 5 3 个喷管的边界层位移厚度

Fig. 5 Boundary-layer displacement thickness of three nozzles

中 L 为喷管总长度, R_{out} 为喷管出口直径, Ma 为喷管设计马赫数.

2.2 数值模拟模型

为研究双拐点喷管的流场品质和验证其设计方法的可行性, 对上述 3 个喷管进行了计算流体力学 (CFD) 数值研究. 采用有限体积法离散轴对称的 N-S 方程

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} W d\Omega + \int_{\Gamma} (F - G) dS = 0 \quad (4)$$

其中 W 是守恒变量, F 是无黏对流通量, G 为黏性扩散通量. 对流项采用 2 阶 AUSM (advection upstream splitting method) 格式离散, 黏性项采用中心差分格式离散, 采用 $k-\omega$ SST (shear-stress-transport) 湍流模型模拟涡黏性. 增加状态方程以封闭上述方程组.

2.3 网格生成和边界条件

由于喷管是轴对称的, 故计算网格采用单块二维结构化网格. 图 6 给出了 $Ma=5.0$ 喷管的计算网格, 其采用 281×41 个网格点. 为了更好地模拟壁面黏性, 对壁面附近的网格进行了加密.

表 1 3 个双拐点喷管的几何尺寸

Table 1 Geometric characteristic of three nozzles

Nozzle	Shared section					Ma_m	General parameters		
	R_{in}/mm	L_{sub}/mm	R_{th}/mm	R_{sh}/mm	$L_{sh,sup}/mm$		L/mm	R_{out}/mm	Ma
$Ma=4.0$							1089.9	69.3	4.0
$Ma=4.5$	60.0	100.0	20.0	41.8	255.9	3.0	1089.9	86.0	4.5
$Ma=5.0$							1089.9	105.6	5.0



图 6 $Ma=5.0$ 喷管的计算网格

Fig. 6 Computational grid of $Ma=5.0$ nozzle

喷管入口为压力入口边界条件, 总压 $p_0 = 10$ MPa, 总温 $T_0 = 1000$ K. 喷管出口为压力出口边界条件, 轴线为轴对称边界条件, 壁面为等温壁边界条件, 壁面温度 $T_w = 500$ K.

3 结果与分析

图 7 给出了 3 个喷管内部的马赫数等值线. 从图中可以看出, 3 个喷管出口均得到了设计马赫数, 其马赫数等值线变化缓慢且喷管出口有足

够宽的均匀流核心区. 喷管内部没有出现激波. 以上分析结果表明, 喷管型面在消除初始扩张段产生的压缩波方面取得了良好效果.

图 8 给出了计算的 3 个喷管轴线马赫数分布. 在轴向坐标 $x=372.1$ mm 之前, 3 个喷管的轴线马赫数分布完全一致. 3 个喷管分别在 $x=730.1, 757.3, 551.2$ mm 处达到设计马赫数, 且喷管菱形试验区马赫数平均值为 4.00, 4.53 和 5.03, 菱形区马赫数误差分别为 0.3%, 0.7% 和 1.2%.

图 9 给出了 3 个喷管出口的纵向马赫数分布. 从图中可以看出, 喷管出口除边界层外马赫数均匀, 3 个喷管出口流动核心区 (达到主流速度的 99.9%) 分别达到 82.5%, 83.5% 和 82.1% 的喷

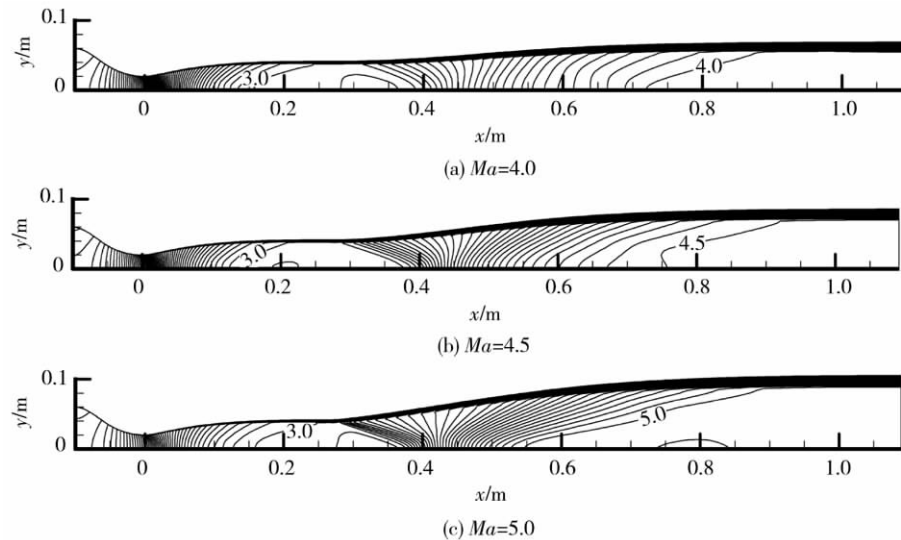


图7 3个喷管内部的马赫数等值线

Fig. 7 Mach number contours inside three nozzles

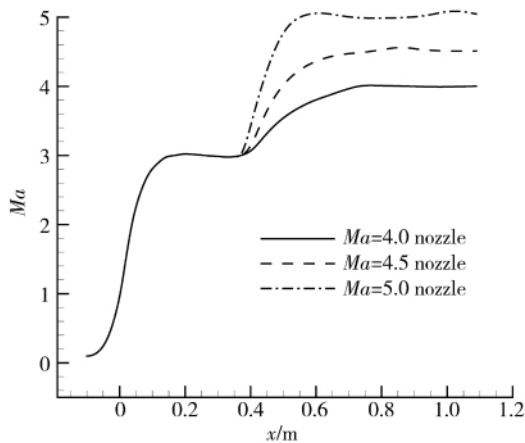


图8 3个喷管的轴线马赫数分布

Fig. 8 Mach number distributions on the centerline of three nozzles

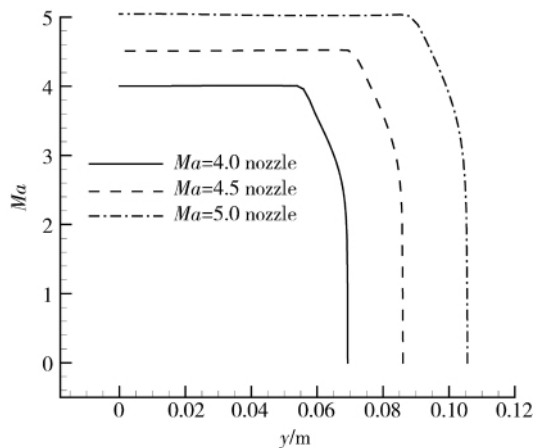
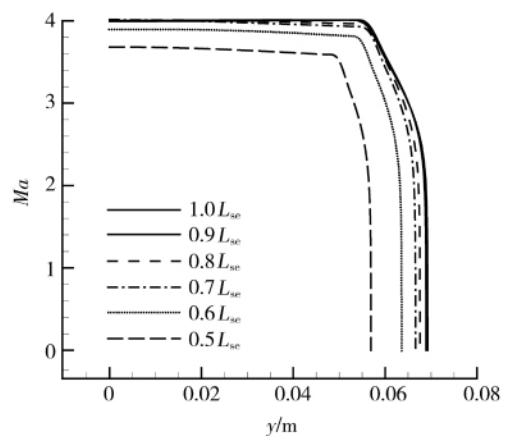


图9 3个喷管出口的纵向马赫数分布

Fig. 9 Mach number profiles at the exit of three nozzles

管出口直径. 以上分析说明, 3个喷管有足够大的核心试验区.

针对 $Ma=4.0$ 喷管, 对不同轴向位置处的纵向截面的流场进行了分析. 图10给出了 $Ma=4.0$ 喷管在 $x = L_{1st} + 0.5L_{2nd}$, $L_{1st} + 0.6L_{2nd}$, $L_{1st} + 0.7L_{2nd}$, $L_{1st} + 0.8L_{2nd}$, $L_{1st} + 0.9L_{2nd}$ 和 $L_{1st} + 1.0L_{2nd}$ 位置处的纵向截面的马赫数分布, 其中 L_{1st} 为喷管共用段长度, L_{2nd} 为喷管第2段长度. 如图10所示, 随着轴向坐标 x 的减小, 均匀流核心区变得越来越窄. 但对于 $x = L_{1st} + 0.8L_{sup}$ 和 $L_{1st} + 0.9L_{sup}$ 的横截面, 流动的核心区相对较宽. 以上结果说明, 可以通过优化设计轴线上的马赫数

图10 $Ma=4.0$ 喷管不同轴向位置处的纵向马赫数分布Fig. 10 Mach number profiles at different axial positions of the $Ma=4.0$ nozzle

分布来减小喷管长度。

4 结 论

本文发展了超声速/高超声速双拐点喷管设计技术。喷管分 2 段设计, 其中第 1 段为共用段。共用段喷管出口的均匀流作为第 2 段喷管设计的初值, 采用 B-Spline 函数描述轴线马赫数分布, 采用特征线方法确定喷管无黏型面, 每个壁面坐标加上边界层位移厚度 δ^* 得到喷管实际壁面。图 3 给出了详细的设计方案。

采用上述技术, 设计了出口马赫数分别为 4.0, 4.5 和 5.0 的双拐点喷管。并采用相同的均匀来流对喷管内部流场进行了全黏性的数值模拟。数值模拟结果表明: 具有相同共用段型面的 3 个喷管, 其出口获得了均匀的设计马赫数。3 个喷管试验菱形区的马赫数误差均小于 1.2%。以上结果表明: 本文发展的喷管设计技术解决了共用一部分超声速段的多马赫数喷管的设计问题, 为直连式、高温风洞的多个喷管采用同一套动力系统提供了基础, 同时可以扩大现有直连式试验台、高温风洞的马赫数试验范围。

参考文献:

- [1] Varner M O, Summers W E, Davis M W. A review of two-dimensional nozzle design techniques[R]. AIAA Paper 82-0609, 1982.
- [2] LI Junwei, LIU Yu, LIAO Yunfei, et al. Experimental and numerical study on two-dimensional plug nozzle [R]. AIAA Paper 2010-6659, 2010.
- [3] Erdmann S F. A new economic flexible nozzle for supersonic wind tunnels[J]. Journal of Aircraft, 1970, 8(1): 58-60.
- [4] 戴梧叶, 刘宇. 特征线法在塞式喷管中的应用[J]. 航空动力学报, 2000, 15(4): 371-374.
DAI Wuyue, LIU Yu. Application of characteristics method to aerospoke nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(4): 371-374. (in Chinese)
- [5] 任军学, 刘宇, 廖云飞, 等. 固体火箭发动机塞式喷管数值模拟和热态试验[J]. 航空动力学报, 2011, 26(6): 1420-1425.
REN Junxue, LIU Yu, LIAO Yunfei, et al. Numerical simulation and hot test investigation of plug nozzle in solid rocket motor[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(6): 1420-1425. (in Chinese)
- [6] 王-白, 王长辉, 刘宇, 等. 多单元圆转方塞式喷管的性能计算和分析[J]. 航空动力学报, 2007, 22(4): 639-644.
WANG Yibai, WANG Changhui, LIU Yu, et al. Performance calculations and analysis of multi-module aerospoke nozzles with round to rectangle inner nozzles[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(4): 639-644. (in Chinese)
- [7] Ito T, Fujii K, Hayashi A K. Computations of axisymmetric plug-nozzle flow-fields: flow structures and thrust performance[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(2): 254-259.
- [8] Mizukaki T, Watabe S. Flow visualization of starting process of a two-dimensional truncated plug nozzle using shock tube[R]. AIAA Paper 2011-2315, 2011.
- [9] Miyamoto H, Matsuo A, Kojima T. Effects of sidewall configurations on rectangular plug nozzle performance[R]. AIAA Paper 2006-4373, 2006.
- [10] 郑孟伟, 张扬军, 诸葛伟林, 等. 气动塞式喷管的流场数值模拟和设计参数探讨[J]. 航空动力学报, 2002, 17(2): 150-154.
ZHENG Mengwei, ZHANG Yangjun, ZHUGE Weilin, et al. Numerical simulation and design for aerospoke nozzle [J]. Journal of Aerospace Power, 2002, 17(2): 150-154. (in Chinese)
- [11] Juhany K A, Husaini H E. Investigation of a aingle-jack flexible supersonic nozzle[R]. AIAA Paper 2007-958, 2007.
- [12] 刘铭甲. 半挠性喷管挠性板弹性曲线计算方法[J]. 国防科技大学学报, 1992, 14(2): 109-114.
LIU Mingjia. A method of caculating elastic curve of emiflexible nozzle[J]. Journal of National University of Defense Technology, 1992, 14(2): 109-114. (in Chinese)
- [13] Naiman H. Analysis and design of quiet hypersonic wind tunnels[D]. New Jersey: State University of New Jersey, 2010.
- [14] Higdon K P. Analysis of annular plug nozzle performance and thrust vectoring control[D]. Huntsville: University of Alabama, 2005.
- [15] Sivells J C. Aerodynamic design of axisymmetric hypersonic wind-tunnel nozzles[J]. Journal of Spacecraft, 1970, 7(11): 1292-1299.
- [16] Chue R S M, Bakos R J, Tsai C Y, et al. Design of a shock-free expansion tunnel nozzle in HYPULSE [J]. Shock Waves, 2003, 13(4): 261-270.
- [17] 赵学端, 廖其冀. 粘性流体力学[M]. 北京: 机械工业出版社, 1983.
- [18] Zucrow M J, Hoffman J D. Gas dynamic[M]. New York: John Wiley & Sons, Inc., 1976.