

超声速型面可控喷管设计方法*

赵一龙, 赵玉新, 王振国, 易仕和

(国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:提出了基于 B-Spline 曲线和特征线方法的超声速型面可控喷管设计方法,通过设置喷管轴向马赫数分布可以灵活地调整喷管的型面形状。数值验证结果表明,该方法不仅可以设计出高品质的喷管出口流场,而且能够实现喷管型面的灵活调整,可以获得长度与最短长度喷管一致,但流场品质更优的喷管。

关键词:超声速;喷管设计;B-Spline 曲线;特征线方法

中图分类号: V434.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1001-2486(2012)05-0001-04

Designing method of supersonic nozzle with controllable contour

ZHAO Yilong, ZHAO Yuxin, WANG Zhenguo, YI Shihe

(College of Aerospace and Materials Engineering, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: A designing method of supersonic nozzle with controllable contour based on B-Spline curve and characteristic line algorithm is proposed. The contour of the nozzle was adjusted by assigning the distribution of Mach number on the nozzle's axis. The reliability of the designing method was validated by numerical simulation, which shows that the outflow of the nozzle with high quality can be produced and the contour can be adjusted freely. The result also shows that the nozzle designed by the proposed method can produce better flow than the minimal length nozzle (MLN) with the same length.

Key words: supersonic; nozzle design; B-Spline curve; characteristic line algorithm

喷管是超声速风洞的核心部件,一般为对称构型,由收敛段(亚声速段)和膨胀段(超声速段)组成。喷管的设计方法直接影响风洞的加工成本和流场品质。喷管设计主要包括跨声速区参数计算、超声速段无粘壁面曲线设计、超声速段实际壁面曲线的修正、亚声速段设计和喷管壁面整体曲线优化。

目前,喷管设计方法主要包括以下几种: Foelsch 提出的一种近似方法^[1],采用经验曲线设计亚声速段,对于超声速段,假定喷管的某一区域为泉流,然后过渡为均匀流动,并针对初始膨胀区提出一套经验公式。随后人们对该方法进行了很多改进,如 Crown 对其经验公式进行改进^[2]。由于这些方法都基于泉流假设,为了减小误差,喷管一般较长,且由于在轴线上泉流区直接与均匀区相接造成轴向速度梯度不连续,影响流场品质。为了避免这些问题,Cresci 通过在型面中设置一部分消波区而对以前的方法进行改进^[3],但此方法初始膨胀段仍为经验公式,喷管很难做到优化。Sivells 继承 Cresci 的设计思想,结合 Hall 的跨声

速理论^[4],通过设定轴线马赫数分布或速度分布而得到具有连续曲率的喷管气动型面^[5]。刘政崇在专著中介绍了多种喷管设计技术^[6],相应的设计思路与前述方法类似,这里不再赘述。

综合来看,现有的超声速喷管设计方法依然存在一些不足的地方,比如基于经验公式的方法很难灵活地调整壁面曲线的形状,而基于 CFD 技术的方法周期较长、计算量巨大等。针对这些问题,本文提出了一种新的型面可控的超声速喷管设计方法。

1 喷管型面设计

本文喷管设计方法包括无粘型面的设计和对无粘型面进行的边界层粘性修正,以下分别对具体的方法进行阐述。

1.1 喷管无粘型面设计

根据给定的喉部曲率半径,通过求解无粘守恒型 Euler 方程得到喷管喉部流动参数的分布。求得参数分布后,根据当地流动方向角和马赫角确定初始特征线,确定轴线初始点(初始特征线

* 收稿日期:2012-03-06

基金项目:国家自然科学基金资助项目(11072264)

作者简介:赵一龙(1986—),男,山东五莲人,博士研究生,E-mail:zhaoyilong2007@126.com;

赵玉新(通信作者),男,副研究员,博士,E-mail:zyx_nudt@yahoo.com.cn

和超声速区轴线的交点)的马赫数及其沿轴线方向的一阶导数。

喷管超声速区轴线马赫数的分布采用三次 B-Spline 曲线的方法来设置^[7]。曲线的两端点为固定约束,分别为轴线初始点和轴线终点(超声速区轴线与菱形区边线的交点)的马赫数及其沿轴线方向的一阶导数,曲线的内部形状可灵活调整,但要满足二阶导数连续,以保证喷管壁面曲率的连续性。

B-Spline 曲线 $P_i(u)$ 的参数表达式如下:

$$P_i(u) = [u^3 \quad u^2 \quad u \quad 1]$$

$$\mathbf{B}_{N,i} [V_i \quad V_{i+1} \quad V_{i+2} \quad V_{i+3}]^T$$

$$(i = 1, 2, \dots, N-1, N)$$

其中: $0 \leq u \leq 1, N > 3, V = [x, M]$ (x 表示轴线点坐标, M 表示该点的马赫数),取值应在两端点之间,用于调整曲线形状; $\mathbf{B}_{N,i}$ 表示第 N 个顶点的第 i 个基函数矩阵。

本文通过特征线法迭代^[8]得到喷管超声速理想壁面曲线,将初始特征线、超声速区轴线以及菱形区边线作为计算的边界条件,图 1 给出了喷管的特征线网格图。

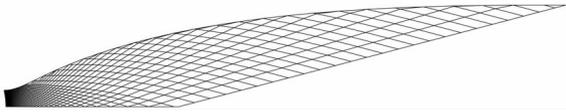


图 1 喷管特征线网格图

Fig. 1 Mesh of the nozzle's characteristic line

特征线法的迭代公式为

$$\begin{cases} \frac{\Delta r}{\Delta x} = \tan \left[\theta \pm \arcsin \left(\frac{1}{M} \right) \right] \\ \frac{(M^2 - 1)^{\frac{1}{2}}}{1 + \frac{(\gamma - 1)M^2}{2}} \frac{\Delta M}{M} \mp \Delta \theta - \delta \frac{\tan \theta}{(M^2 - 1)^{\frac{1}{2}} \tan \theta \pm 1} \frac{\Delta r}{r} = 0 \end{cases}$$

其中, x 为横坐标, r 为纵坐标, θ 为当地流动方向角, $M > 1$, 为当地马赫数,对于二维流动 $\delta = 0$, 轴对称流动 $\delta = 1, r \neq 0$ 。根据初始特征线、超声速轴线的马赫数分布和质量守恒原理,迭代求解理想壁面曲线及对应的流动参数。

本文设计方法中的喷管亚声速段壁面曲线设计同样采用 B-Spline 曲线的方法进行,以保证该段的壁面曲线也可以方便地进行调整与优化。

1.2 喷管壁面粘性修正

由于气体粘性的存在,喷管壁面所产生的边界层相当于改变了喷管实际壁面曲线的形状,会降低菱形区流场的品质,因此需对喷管的理想壁面曲线进行粘性修正。本文方法中的壁面粘性修正采用参考温度法^[9]进行,通过采用 Runge-Kutta

法求解动量积分关系式来获得边界层的位移厚度。

方法中 Re 数的参考长度为

$$x = \sqrt{\frac{\gamma + 1}{2}} r^* R^* \quad (\text{其中 } r^* \text{ 为喉部半高度, } R^*$$

为喷管喉部曲率半径)

参考温度:

$$T' = 0.5(T_w + T_e) + 0.22(T_{aw} - T_e),$$

动量积分关系式如下:

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

$$\phi = \arctan \left(\frac{dy}{dx} \right)$$

$$H = \frac{\delta^*}{\theta}$$

采用最优化理论的方向加速法,通过调整喷管轴线马赫数的分布来对修正后的喷管壁面曲线进行优化。

2 喷管流场数值验证

2.1 型面调整技术

采用本方法可以对喷管的型面进行灵活调整,从而可以根据实际需要设计出口参数一致而型面曲线不同的喷管,型面调整通过改变喷管轴向马赫数的分布来进行。

为验证该方法的型面调整功能,给出了两种轴向马赫数的分布,并根据轴向马赫数分布分别设计了入口和出口半径均为 25mm、出口马赫数为 3.0、扩张段长度均为 175mm 的两个喷管。图 2 为两喷管的轴向马赫数分布曲线,图 3 为根据轴向马赫数分布所设计出的喷管型线。由图中可

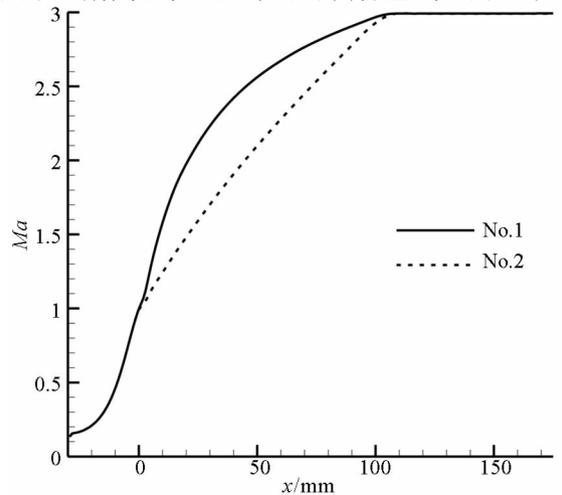


图 2 喷管轴向马赫数分布图

Fig. 2 Mach number of the nozzle's axis

可以看出,喷管轴向马赫数分布的曲线与喷管的型线形状相对应,轴向位置上的马赫数越高,则相应位置的型线越饱满。这是由于要达到较高的马赫数,就需要气流进行较大程度的膨胀,从而喷管相应位置的流通面积就要更大。

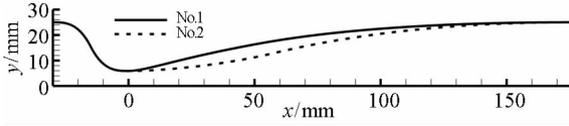


图3 型面不同喷管壁面曲线图

Fig.3 Nozzles with different contour

为了考察不同型面喷管的性能,采用数值模拟的方法模拟了上述两个喷管的流场,模拟的控制方程为 Euler 方程,结果如图4、图5所示。从图中可以看出,尽管喷管的壁面曲线差别较大,但两者在菱形区内均获得了品质极高的流场。通过统计菱形区内的马赫数发现,菱形区内马赫数的设计误差小于0.5%。

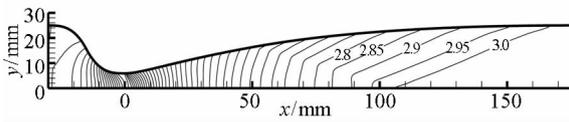


图4 型线1喷管流场马赫数等值线图

Fig.4 Mach number contours of No. 1 nozzle

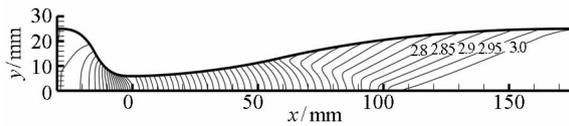


图5 型线2喷管流场马赫数等值线图

Fig.5 Mach number contours of No. 2 nozzle

2.2 粘性修正流场验证

喷管无粘型面设计结束后需要对其进行边界层粘性修正,图6给出了所设计的出口马赫数为

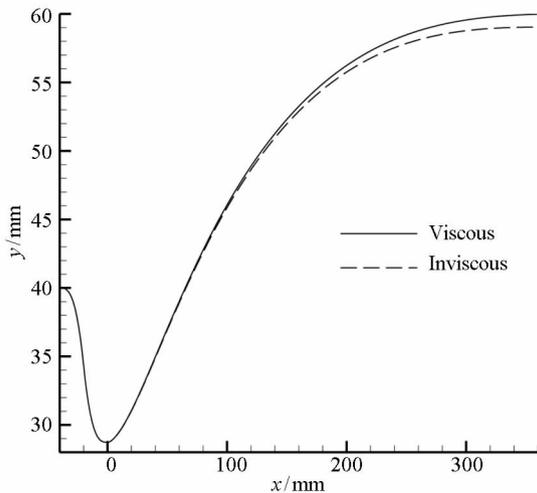


图6 喷管有粘和无粘型面对比

Fig.6 The contours of the nozzle with and without viscous

3.0、扩张段长度为360mm的喷管无粘型面和采用参考温度法进行粘性修正后的型面的对比

为了验证粘性修正方法的可靠性,对粘性修正后的喷管进行了流场的数值模拟验证,模拟的控制方程为质量加权平均的 N-S 方程,湍流模型为 $k-\epsilon$ 模型,空间差分采用 Roe 通量差分裂格式^[10]。所划分的网格如图7所示,数值模拟结果如图8所示。

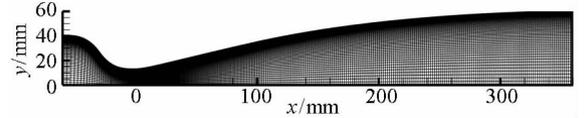


图7 马赫数3.0的喷管计算网格

Fig.7 Mesh of the Mach3.0 nozzle

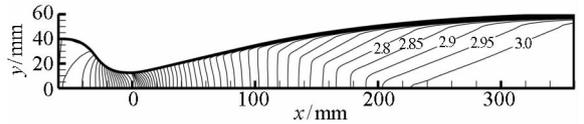


图8 马赫数3.0的喷管数值模拟结果

Fig.8 Mach number contours of the Mach3.0 nozzle

从图8中可以看出,粘性修正后的喷管流场依然保持很高的质量,出口仍然为均匀的菱形区流场,说明本文的粘性修正方法可靠,完全可以用于喷管型面的粘性修正。

2.3 与最短长度喷管的对比

为研究本文设计方法是否可将喷管短化,将采用本文方法设计的喷管与最短长度喷管进行对比,分别设计了入口和出口面积相等、扩张段长度均为2m的两种喷管,并采用数值模拟的方式对流场进行了模拟。两种喷管的入口气流参数相同,设计出口马赫数均为4.0。图9、图10分别给出了两种喷管流场的马赫数等值线图,图11给出了两种喷管出口的马赫数分布曲线。

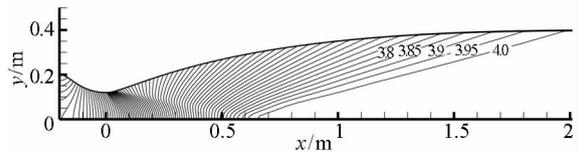


图9 本文设计喷管流场马赫数等值线图

Fig.9 Mach number contours of the nozzle designed by the proposed method

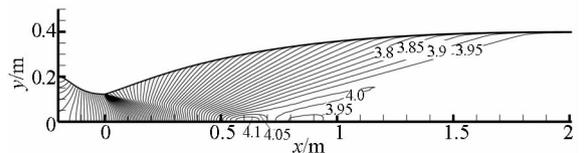


图10 最短长度喷管流场马赫数等值线图

Fig.10 Mach number contours of the minimal length nozzle(MLN)

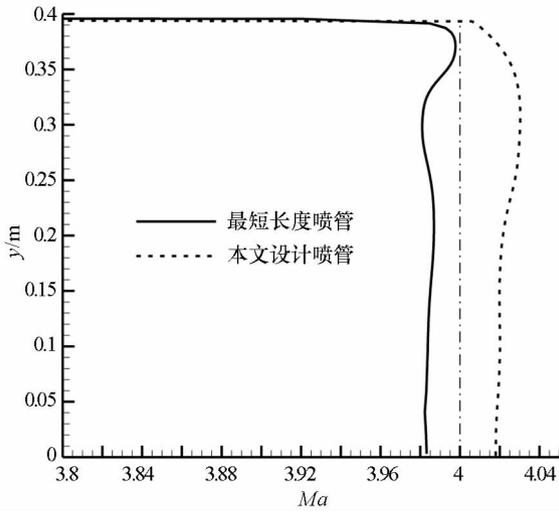


图 11 两种喷管出口马赫数对比图

Fig. 11 Mach number of the nozzle's outlet

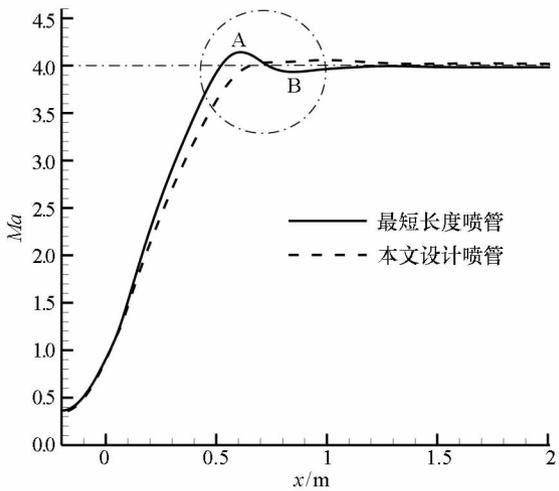


图 12 两种喷管轴线马赫数对比图

Fig. 12 Mach number of the nozzle's axis

由图中可以看出,两种喷管出口的流场都比较均匀,出口马赫数曲线显示,最短长度喷管出口马赫数较设计值偏低,而本文设计喷管偏高,但均与设计值偏差不大,约为 0.5%。观察整个喷管内的马赫数曲线可以发现,最短长度喷管采用在喉部后方型面上的一点进行突扩的方式使气流膨胀,导致流场参数变化剧烈,精度难以控制,在喷管轴线处,气流产生过膨胀与压缩,而本文设计喷管在喉部后方采用一段曲率连续变化的型面曲线对气流进行膨胀,实现了气流在整个喷管内的均匀加速。

图 12 给出了两喷管轴线上的马赫数分布曲线,图中最短长度喷管的曲线上的波峰 A 和波谷 B 即为轴线处的气流过膨胀后压缩所产生,其中 A 处的流动马赫数达到 4.15, B 处马赫数降为 3.9。与最短长度喷管形成对比,本文设计喷管的轴向马赫分布比较平稳,避免了气流的过膨胀与

压缩,流场品质更高。通过以上分析可以发现,采用本文方法可以设计出与最短长度喷管长度相同但流场品质更优的喷管。

3 结 论

数值模拟研究表明,本文提出的基于 B-Spline 曲线和特征线方法的喷管设计方法具有以下优点:

(1) 通过控制超声速区轴线马赫数的分布,可以灵活地调整喷管超声速段扩张型面的形状,并可以根据不同的设计目标调整喷管壁面形状而不影响流场品质;

(2) 在无粘型面设计准确的基础上,粘性修正方法可靠,修正后的喷管流场依然保持很高的品质,出口菱形区流场十分均匀;

(3) 采用本文方法可以设计出长度与最短长度喷管相同,但流场品质更优的喷管。

参考文献 (References)

- [1] Foelsch K. The analytical design of an axially symmetric laval nozzle for a parallel and uniform jet [J]. J. of the Aeronaut. Sci., 1948, 16: 161 - 188.
- [2] Crown J C. Supersonic nozzle design [R]. NACA TN - 1651, 1948.
- [3] Cresci R J. Tabulation of coordinates for hypersonic axisymmetric nozzles Part I - Analysis and coordinates for test section Mach numbers of 8, 12 and 20 [R]. WADD-TN - 58 - 300, 1958.
- [4] Hall I M. Transonic flow in two-dimensional and axially - symmetric nozzles [J]. Quarterly Journal of Mechanics and Applied Mathematics, 1962, XV: 487 - 508.
- [5] Sivells J C. A computer program for the aerodynamics design of axisymmetric and planar nozzles for supersonic and hypersonic wind tunnels [R]. AEDC - TR - 78 - 63, 1978.
- [6] 刘政崇. 高低速风洞气动与结构设计 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
LIU Zhengchong. High and low speed wind tunnel aerodynamic and structure design [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003. (in Chinese)
- [7] 朱心雄, 等. 自由曲线曲面造型技术 [M]. 北京: 科学出版社, 2000.
ZHU Xinxiong, et al. Free curve and surface modeling technology [M]. Beijing: Science Press, 2000. (in Chinese)
- [8] 赵玉新. 超声速混合层时空结构的实验研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2008.
ZHAO Yuxin. Experimental investigation of spatiotemporal structure of supersonic mixing layer [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2008. (in Chinese)
- [9] 赵学端. 粘性流体力学 [M]. 北京: 机械工业出版社, 1983.
ZHAO Xueduan. Viscous fluid mechanics [M]. Beijing: Machinery Industry Press, 1983. (in Chinese)
- [10] Toro E F. Riemann solvers and numerical methods for fluid dynamics [M]. Springer, 1999.