

膨胀规律可控的轴对称基准流场设计方法

南向军, 张留欢, 李永洲

(中国航天科技集团公司 西安航天动力研究所, 西安 710100)

摘 要: 为了提高流线追踪喷管设计方法的灵活性,从推力和力矩两方面考虑,引入特殊中心体,探索了壁面膨胀规律可控的轴对称基准流场设计方法.设计过程中利用特征线理论(MOC)实现了由膨胀规律求解气动壁面的反设计.针对基准流场的主要设计参数,包括膨胀规律、中心体及斜倾角等进行了参数化研究,得到了设计参数对基准流场结构及性能的影响规律.利用该基准流场,设计了矩形截面的流线追踪喷管(导出喷管),并进行了分析.结果表明:利用特征线理论可以实现膨胀规律到壁面的反设计;在进口参数和落压比一定的条件下,存在一定的膨胀规律使得基准流场的内推力最大;流场的中心体尺度和长度比对推力影响很小,可作为调整导出喷管力矩的设计参数;出口斜倾角增大会导致基准流场的长度减小,同时推力下降明显,设计时应综合考虑.

关 键 词: 高超声速; 喷管; 基准流场; 膨胀规律; 力矩

中图分类号: V23

文献标志码: A

Design method of axisymmetric basic flowfield with controlled expansion law

NAN Xiang-jun, ZHANG Liu-huan, LI Yong-zhou

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute,

China Aerospace Science and Technology Corporation, Xi'an 710100, China)

Abstract: In order to make the design methodology of streamline traced nozzle more flexible, an innovative axis symmetrical basic flow field design methodology with controlled expansion law on wall was explored while a centre body was placed in the flowfield. In the design process, Method of characteristics (MOC) was used to inversely solve the wall with given expansion law. The main design parameters, such as expansion law, centre body and oblique angle, were parametrically investigated. Then the variation of structure and performance of basic flowfield with these parameters were obtained. Using this basic flowfield, a rectangular streamline traced nozzle was designed and analyzed. Results show that, inverse design can be achieved by MOC; when the inlet and exit flow parameters are stable, there is a suitable expansion law corresponding to the maximum thrust performance. The radius of centre body and length ratio of basic flowfield, with less effect on thrust, can be used as the parameters to optimize the moment characteristics of derivative nozzle. When the oblique angle increases, the length and thrust of basic flowfield decrease rapidly, so the choice of oblique angle should be considered carefully.

Key words: hypersonic; nozzle; basic flowfield; expansion law; moment

收稿日期: 2015-08-20

作者简介: 南向军(1985—),男,高级工程师,博士,主要从事内流气体动力学研究.

引用格式: 南向军,张留欢,李永洲.膨胀规律可控的轴对称基准流场设计方法[J].航空动力学报,2017,32(5):1131-1137. NAN Xiangjun, ZHANG Liu-huan, LI Yongzhou. Design method of axisymmetric basic flowfield with controlled expansion law [J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(5): 1131-1137.

不同于传统的涡轮发动机、冲压发动机等,高超声速吸气式发动机多为非轴对称^[1-2]构型。为了追求良好的气动性能,发动机往往与飞行器一体化设计,这就要求发动机具有良好的几何适应性,特别是进排气系统。排气系统的一体化设计要求喷管型面必须适应后体,从几何上和气动上实现高效气动融合。排气系统不仅应具有优良推力性能,还应具有良好的力矩特性。为此须对现有喷管的设计方法进行优化、革新。

单壁膨胀喷管^[3-5]较好地解决了喷管、后体一体化的问题。这种喷管一侧为几何型面,另一侧为气动型面,适应范围广,还可以用于平衡进气系统产生的抬头力矩。单壁膨胀喷管非常适合于宽范围工作的发动机。但是,由于其为二维构型,几何适应性并不好。

为了适应高度一体化的排气系统,需探索非常规构型的喷管设计方法,可在几何上与飞行器后体融合,同时可匹配后体以满足飞行器的气动要求。

流线追踪技术的出现,大大提高了气动设计的灵活性、适应性。早在 20 世纪 50 年代, Lewis 研究中心^[6]就对这种技术进行了探索,之后这种技术被引入 Busemann 进气道^[7]的设计,并广泛应用于各类内收缩进气道^[8-10]。该技术同样可用于喷管设计,相对传统的喷管设计,流线追踪喷管相比直线壁喷管性能有一定提升^[11],同时浸润面积小,有利于减小喷管的结构质量。流线追踪技术也可用于设计三维变截面喷管设计^[12]。

随着喷管技术的发展,喷管、后体一体化设计也由二维向三维发展,如文献^[13-14]对矩形截面三维膨胀喷管与后体一体设计进行了探索。国外猎鹰(FALCON)计划^[15]的高超飞行器采用流线追踪喷管和三维曲面后体设计,与飞行器实现了气动融合,性能优良。与此类似,文献^[16]中的高超声速飞行器也采用了特殊出口截面的流线追踪喷管,来实现与飞行器后体的一体化气动设计。

目前的公开文献中,流线追踪喷管的主要研究目标是提高推力性能和实现气动融合。从飞行器气动设计角度看,喷管、后体还是低头力矩的主要来源,因此,在设计喷管时除追求高的推力性能外,还需考虑其力矩特性^[17-18]。这就要求探索一种有效的创新的喷管设计方法,通过方法的改进来满足高超飞行器对喷管的多种要求。

从喷管的研究历程来看,流线追踪喷管适应性广、性能优,可以从这种设计方法着手。设计流

线追踪喷管的核心是选取一个理想的膨胀流场,它决定了喷管的流场特征和性能水平,一般称为基准流场。为改善喷管的综合性能,其基准膨胀流场需要精心设计。

本文的主要研究内容便是流线追踪喷管的基准流场,从喷管的综合性能需求出发,探索一种合理的基准流场结构,并利用相关气动理论开展设计方法研究。

1 基准膨胀流场的结构及计算

喷管的设计目标有两个:一是推力性能优;二是力矩特性好。这两个目标只有在设计方法中有所体现,才能取得良好的效果,在设计基准流场时就应考虑。设计流线追踪喷管通常选取的基准流场有:倒置 Busemann 流场和最大推力喷管流场等,这些流场均具有良好的气动性能。然而这两种基准流场的不足之处在于设计参数少,不便于调整喷管的尺寸和性能,特别是力矩特性不易调节。

1.1 基准流场构型

膨胀流场多种多样,理论上均可作为喷管的基准流场。三维流动求解过程复杂,不利于快速精确设计。相对而言,轴对称流动其本质是二维,可采用特征线理论进行快速求解。为使喷管设计具有高效、高精度的特点,本文研究的基准流场也采用轴对称构型。

流线追踪喷管的实质为其基准流场的一个流管。为了方便调整膨胀规律,基准流场的主膨胀面可设计为膨胀规律可控型面。为使最终的流线追踪喷管(导出喷管)具备力矩调节的能力,可在轴对称基准流场中置一种特殊的中心体,使气流可向对称轴膨胀,而通过调整中心体的型线,便可控制气流向外和向内的膨胀程度。另一方面,基准流场出口的斜倾角影响其导出喷管的非对称性,有可能作为调整其导出喷管力矩特性的一个手段。综合以上思想,设计的基准流场构型如图 1 所示。

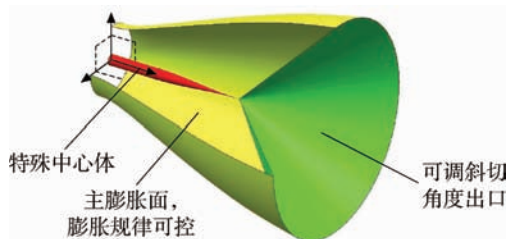


图 1 基准流场构型

Fig. 1 Configuration of basic flowfield

1.2 特征线法求解

基准膨胀流场的二维示意图如图 2 所示. 假设来流为均匀流动, 且参数已知. 喷管入口半径为 R_i , 中心体半径为 R_c , 初始膨胀角度为 α . 采用特征线理论进行求解时, 需确定一条初始线, 选取一条右行特征线作为初始线是方便的. 该初始线连接喷管入口和中心体的起点.

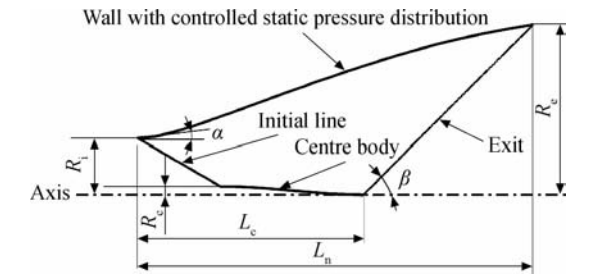


图 2 基准膨胀流场几何参数

Fig. 2 Geometric parameters of basic expansion flowfield

中心体的型线预先给定, 理想情况下中心体初始端应和均匀来流相切, 末端应对称轴相切. 为此, 选取余弦曲线构造中心体母线, 其表达式为

$$y = \frac{R_c}{2} \left[\cos\left(\frac{x - x_0}{l}\right) + 1 \right]$$

式中 $l = \frac{L_c - x_0}{\pi}$, x_0 为中心体起始点横坐标.

然而如何构造喷管主膨胀面是整个设计方法的核心, 膨胀规律的选取至关重要. 通过对大量喷管的压力分布进行研究可知, 静压分布基本表现为: 静压在入口段急剧下降, 之后迅速转为平缓, 然后近似以直线规律保持缓慢下降直到出口. 本文也选取了类似的压力分布规律作为主膨胀面的膨胀规律, 其数学表达式为

$$p(x) = a(x + b)^{-\frac{1}{n}} + c$$

式中参数 a, b, c 可根据起点的压力、起点的轴向压力梯度及背压确定. 参数 n 可以调整压力分布变化的缓急程度.

结合该压力分布可完成流场的计算. 具体为从初始马赫数线开始, 在给定压力点的一侧, 通过压力反解壁面坐标, 然后结合初始线求解右行特征线, 直到中心体截止. 再以新的右行特征线和已知压力值向下游推进, 依次完成计算. 越过中心体后, 终止截面可利用出口斜倾角 β 确定, 计算过程推进至该处截止, 流场计算完成.

按照以上思路完成了基准流场计算程序的编写. 选取下列参数开展了流场计算, 见表 1. 表中

Ma_i 为入口气流马赫数, p_i 为入口气流静压, T_i 为入口气流静温, γ 为比热比, R 为气体常数, p_0 为背压, p_i^*/p_0 为落压比.

表 1 基准膨胀流场设计参数

Table 1 Design parameters of basic expansion flowfield

设计参数	数值
Ma_i	2.0
p_i/kPa	80
T_i/K	1800
γ	1.33
$R/(\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K}))$	320
p_0/Pa	2188
p_i^*/p_0	281.9
R_i/m	1
R_c/m	0.15
$\alpha/(\text{^\circ})$	2
L_c/R_i	5
L_n/R_i	10
n	6
$\beta/(\text{^\circ})$	36.7

图 3 为计算得到的基准流场静压等值线图. 从静压分布可知, 气流在喷管入口附近静压由 80 kPa 急剧下降至 20 kPa 左右, 之后压力下降变缓. 至出口截面静压约为 2 kPa 左右. 出口截面的静压并不均匀, 而是呈现出两头大、中间小的分布. 从喷管推力性能角度看, 壁面附近压力高, 对喷管推力的贡献大. 另一方面, 这种分布也更能减弱背压对喷管出口壁面处流动的影响.

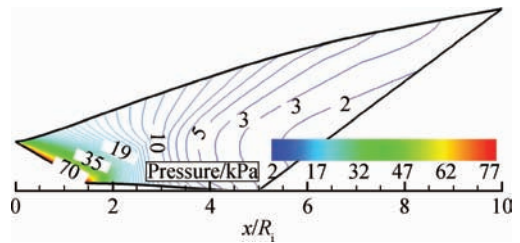


图 3 基准流场静压等值线

Fig. 3 Pressure contour of basic flowfield

喷管主膨胀面上的静压分布如图 4 所示, 其中实线为给定的压力预期, 点划线为特征线理论 (MOC) 程序的计算结果. 由图可知, 计算结果和预期的膨胀规律吻合很好, 这表明基准流场的膨胀规律可以实现预先给定, 控制膨胀规律来设计基准流场是可行的.

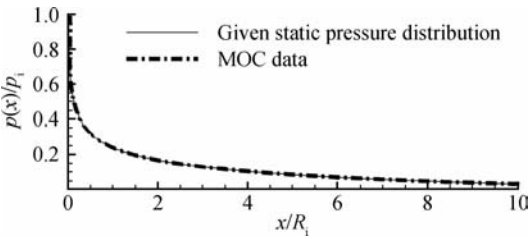


图 4 给定压力分布和 MOC 计算结果对比
Fig. 4 Comparison of given pressure distribution and MOC calculation result

2 膨胀规律对流场特性的影响

膨胀规律中包含 4 个系数,其 3 个参数 a, b, c 均可由喷管的设计条件确定. 仅其参数 n 是自由的,这也是最能影响膨胀规律的设计参数. 保持其他设计参数同表 1,仅改变膨胀规律研究了对基准流场的影响. 图 5 为压力分布随指数 n 的变化情况. 可见,随着 n 增大,压力分布趋于平缓,特别是入口处的压力梯度明显减小. 然而当 n 大于 5 以后,膨胀规律随 n 的变化很小. 从这种变化趋势可知,当 n 小于 5 时敏感度高,可通过调整 n 的数值有效的调整流场的压力分布、型面以及流场.

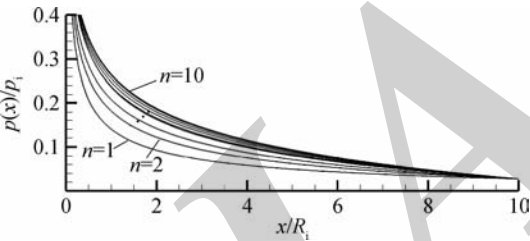


图 5 膨胀规律随参数 n 的变化
Fig. 5 Variation of expansion law with parameter n

基准流场也可看作一个轴对称喷管,也可用推力系数作为性能参数,衡量其性能.

推力的计算采用如下公式:

$$F_x = \dot{m}(v_{ex} - v_{ix}) + p_e A_e - p_i A_i = \int_{A_{ex}} p_e (1 + \gamma Ma_e^2 \cos\theta) dA - p_i A_i (1 + \gamma Ma_i^2)$$

推力系数为

$$C_{F_x} = \frac{F_x}{F_{x,ise}}$$

式中 A_e 为出口面积,指主膨胀面终点与中心体终点相连的截面; θ 为流动角; $F_{x,ise}$ 为等熵膨胀推力.

图 6 给出了基准流场的性能随膨胀规律的变化情况. 由图可知,面积比和推力系数在参数 n 小于 5 时变化明显,大于 5 以后变化较小. 然而出口静压和马赫数的变化规律不同,随着参数 n 的增大,其变化越来越剧烈,最后趋于线性. 当 n 大于

5 后,虽然出口马赫数 Ma_e 增加明显,但其对推力系数的影响被出口静压 p_e 和面积的减小所抵消,推力系数变化平缓.

推力系数在指数 n 为 5 时达到极大值. 此时喷管处于欠膨胀状态,环境压力约为出口静压的 96%. 这一点不同于经典的最大推力喷管设计理论,由于本文采用的推力为喷管内壁面受力,与最大推力理论所用的推力不同. 由推力随参数 n 的变化情况可知,在背压和长度确定的情况下,存在一种压力分布规律具有最优的推力性能,此时冲量推力和压力推力两者之和最大,而相应的面积比并不是很大. 可见,对于膨胀流场而言,并不是膨胀程度越大推力性能越好.

图 7 给出了主膨胀面的最大膨胀角 α_{max} (膨胀型线与对称轴的最大夹角)和推力系数随膨胀规律的变化,可见,当参数 n 为 1 时,最大膨胀角较大,达到 32° . 但随 n 增大,该角急剧减小. 最大膨胀角越大,气流的横向速度越大,从而发散损失越大. 当参数 n 大于 5 时,最大膨胀角变化平缓.

从推力系数的变化情况看,当最大膨胀角约为 20° 时,推力系数达到极大值. 从推力性能看,流场主膨胀面的最大膨胀角不宜过大也不宜过小.

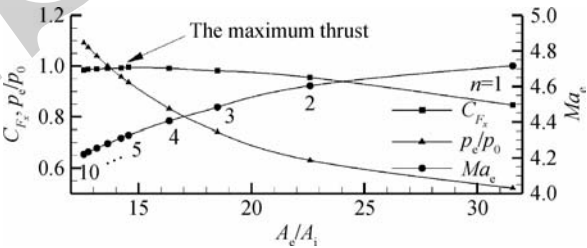


图 6 流场性能随参数 n 的变化
Fig. 6 Variation of flowfield performance with parameter n

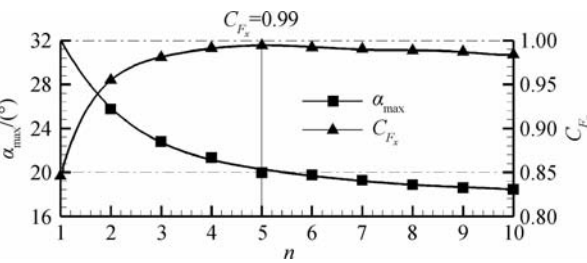


图 7 最大膨胀角和推力系数随参数 n 的变化
Fig. 7 Variation of maximum expansion angle and thrust coefficient with parameter n

3 非对称性对流场特性的影响

从流场的设计参数可以看出,除了膨胀规律

外,还有中心体构型及出口斜倾角等,而这几个参数虽不影响膨胀规律,但对流场的结构、非对称程度等有显著影响,进而可能会影响导出喷管的力矩特性. 和研究膨胀规律时相同,基准流场的设计参数和表 1 相同,仅改变其中一个,研究其影响规律.

3.1 中心体

中心体起始点的半径决定了流场内侧的膨胀空间,图 8 给出了基准流场壁面随中心体半径的变化情况. 中心体半径对膨胀面前半部分影响较小,但对后半部分影响较大,导致膨胀面逐渐靠近对称轴.

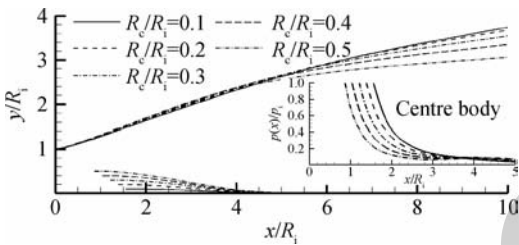


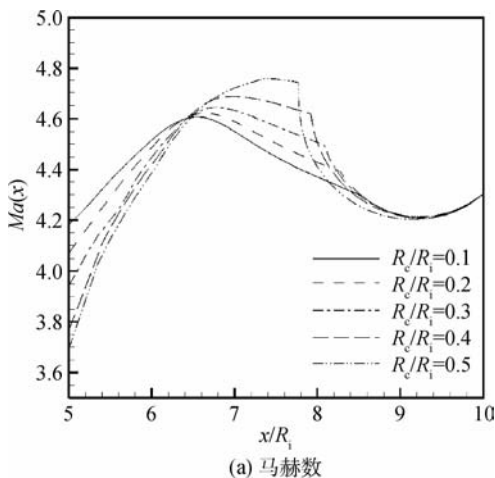
图 8 流场壁面随中心体的变化

Fig. 8 Variation of flowfield wall with centre body

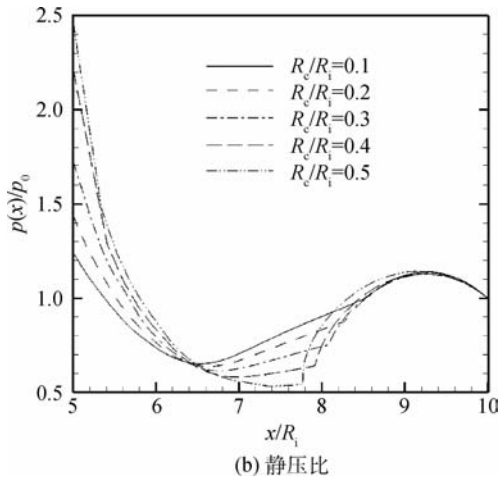
虽然主膨胀面的型面发生变化,但压力分布确是相同的. 中心体上的压力分布受其形状影响. 入口半径越大,前半部分膨胀程度越大,静压越小.

图 9 给出了出口截面的参数分布情况,可见中心体半径对出口气流马赫数和静压分布有很大影响,随中心体半径的增大,截面的膨胀程度差别越来越大,并且膨胀程度最大的区域向主膨胀面一侧移动. 中心体一侧的膨胀程度逐渐减小.

从性能方面看,中心体的变化对流场的气动性能影响不大,如图 10 所示.



(a) 马赫数



(b) 静压比

图 9 流场出口气流参数分布

Fig. 9 Distribution of flow parameters of flowfield exit

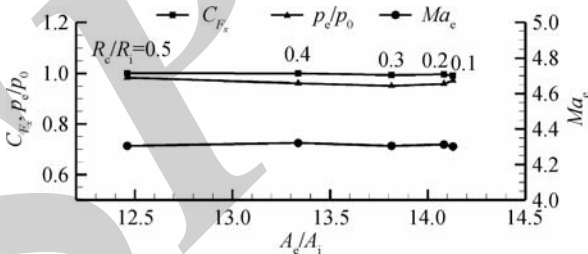


图 10 流场性能随中心体半径的变化

Fig. 10 Variation of flowfield performance with centre body radius

中心体的变化对流场的推力性能影响很小,但它对中心体的压力分布及出口流场的参数分布有很大影响,这两种影响必然会影响其导出喷管的力矩特性.

3.2 出口斜倾角

对流场而言,出口斜倾角(表 1 中 β)仅决定其主膨胀面的长度,理论上并不影响流场结构. 然而主膨胀面的长度可能会影响其导出喷管的力矩特性,因为力臂发生变化.

图 11 给出了不同斜倾角状态喷管的气动型面. 当斜倾角为 30° 时,流场长度为入口半径的 12 倍,而当斜倾角为 90° 时,流场长度仅为入口半径的 5 倍,可见斜倾角是调整流场长度的有效参数. 对于非对称喷管而言,外膨胀面是低头力矩的主要来源,因此斜倾角必然影响导出喷管的力矩特性.

图 12 给出了斜倾角对基准流场性能的影响,随斜倾角的增大,面积比和出口马赫数显著减小,出口静压明显增大. 推力系数也有所减小,当斜倾角为 90° 时,推力系数下降到 0.7 左右. 不同于中心体,斜倾角对流场的性能有较大的不利影响.

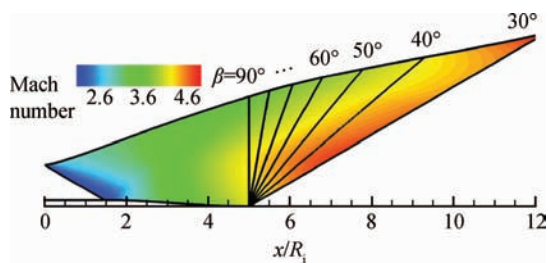


图 11 斜倾角对流场气动型面的影响

Fig. 11 Effect of oblique angle on dynamical configuration of flowfield

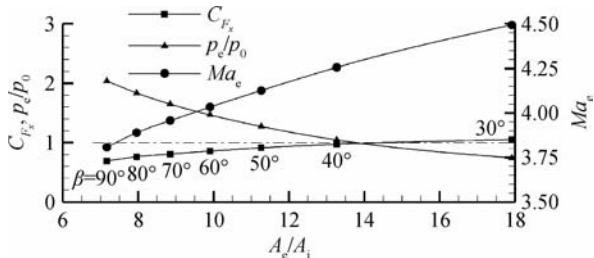


图 12 斜倾角对流场性能的影响

Fig. 12 Effect of oblique angle on performance of flowfield

4 喷管设计实例

图 13 为设计的一个矩形喷管例子,其基准流场膨胀规律指数取 5,中心体和入口半径比为 0.2,中心体长度为入口半径的 3.5 倍,总长度为 15 倍入口半径,出口斜倾角为 35°,其他参数同表 1. 通过调整出口斜倾角,缩短了喷管长度.

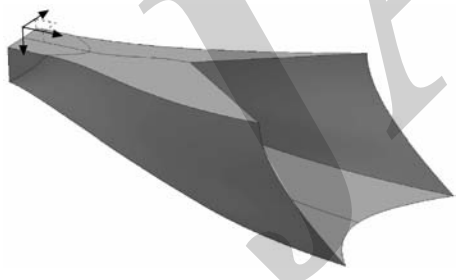


图 13 矩形喷管型面

Fig. 13 Configuration of rectangular nozzle

该喷管入口和出口宽高比均为 1.5,面积比为 13.0. 喷管的唇口一侧明显带有膨胀,有利于减小这一侧的力矩,这是引入中心体后的主要特征,也是与文献[11]的主要区别. 另外,出口斜倾角较大,这是与文献[11]的另一个区别.

图 14 为喷管的流场结构,喷管流场结构良好,角区亦无涡流形成,出口滑移层基本与外流平行.

设计点喷管总压恢复系数较高,达到 0.92. 推力系数为 0.92,出口截面静压约为 2660 Pa,可知喷管处于欠膨胀状态. 相对于入口中心产生了

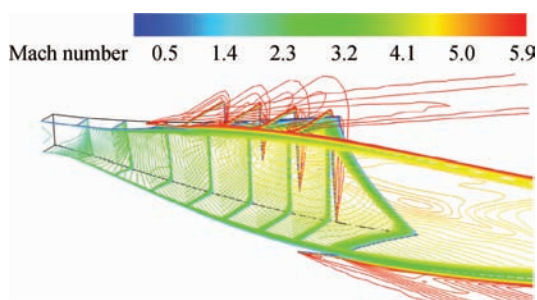


图 14 喷管马赫数等值线图

Fig. 14 Mach number contours of nozzle

较大的低头力矩,约为 5000 N·m,这对飞行器的力矩平衡有利.

5 结论

针对流线追踪喷管,研究了膨胀规律可控的轴对称基准流场设计方法,考虑到推力和力矩两个因素,确定了基准流场的结构,并对设计参数的影响进行了分析,初步得到以下结论:

- 1) 利用特征线法可以实现由基准流场膨胀规律反解壁面的反设计.
- 2) 膨胀规律对流场的结构、推力性能影响很大. 在一定的进出口条件和长度下,存在最优的膨胀规律,对应的最大膨胀角为 20°.
- 3) 中心体构型对基准流场推力性能影响很小,这可作为调整导出喷管推力特性的方法.
- 4) 斜倾角对基准流场长度、出口参数、推力性能有很大影响,也对导出喷管的力矩特性有较大影响,设计时应合理选取.

参考文献:

- [1] Cockrell C E, Jr, Auslender A H, White J A. Aeroheating predictions for the X-43 cowl-closed configuration at Mach 7 and 10[R]. AIAA-2002-0218, 2002.
- [2] Hank J M, Murphy J S, Mutzman R C. The X-51A scramjet engine flight demonstration program[R]. AIAA-2008-2540, 2008.
- [3] Small W J, Weidner J P, Johnston P J. Scramjet nozzle design and analysis as applied to a highly integrated hypersonic research airplane[R]. NASA TND-8334, 1974.
- [4] 张堃元, 张荣学, 徐辉. 非对称大膨胀比喷管研究[J]. 推进技术, 2001, 22(5): 380-382.
ZHANG Kunyuan, ZHANG Rongxue, XU Hui. Investigation of single expansion ramp nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2001, 22(5): 380-382. (in Chinese)
- [5] 张艳慧, 徐惊雷, 张堃元. 超燃冲压发动机非对称喷管设计性能[J]. 推进技术, 2007, 28(3): 282-286.
ZHANG Yanhui, XU Jinglei, ZHANG Kunyuan. Numerical simulation of single expansion ramp nozzle for scramjet

- on the designing point[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(3): 282-286. (in Chinese)
- [6] Evvard J, Maslen S. Three-dimensional supersonic nozzles and inlets of arbitrary exit cross section[R]. NACA-TN-2688, 1952.
- [7] Mölder S. Internal, axisymmetric, conical flow[J]. AIAA Journal, 1967, 5(7): 1252-1255.
- [8] Billig F S. SCRAM: a supersonic combustion ramjet missile [R]. AIAA 93-2329, 1993.
- [9] Smart M K. Design of three-dimensional hypersonic inlets with rectangular to elliptical shape transition[R]. AIAA 98-0960, 1998.
- [10] 南向军, 张堃元, 金志光, 等. 压升规律可控的高超声速内收缩进气道设计[J]. 航空动力学报, 2011, 26(3): 518-523.
NAN Xiangjun, ZHANG Kunyuan, JIN Zhiguang, et al. Investigation on hypersonic inward turning inlets with controlled pressure gradient[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(3): 518-523. (in Chinese)
- [11] 卢鑫, 岳连捷, 肖雅彬, 等. 超燃冲压发动机尾喷管流线追踪设计[J]. 推进技术, 2011, 32(1): 91-95.
LU Xin, YUE Lianjie, XIAO Yabin, et al. Design of scramjet nozzle based on streamline tracing technique[J]. Journal of Propulsion Technology, 2011, 32(1): 91-95. (in Chinese)
- [12] Mo J, Xu J L, Gu R, et al. Design of a circular to rectangular transition scramjet nozzle with streamline tracing technique[R]. AIAA-2012-5885, 2012.
- [13] 高太元, 崔凯, 王秀平, 等. 三维后体/尾喷管一体化构型优化设计及性能分析[J]. 科学通报, 2012, 57(4): 239-247.
GAO Taiyuan, CUI Kai, WANG Xiuping, et al. Aerodynamic optimization and evaluation for the three-dimensional afterbody/nozzle integrated configuration of hypersonic vehicles[J]. Chinese Science Bulletin, 2012, 57(4): 239-247. (in Chinese)
- [14] 徐大军, 陈兵, 蔡国飙, 等. 高超声速飞行器后体喷管三维构型设计[J]. 航空动力学报, 2009, 24(2): 247-254.
XU Dajun, CHEN Bing, CAI Guobiao, et al. Design of three dimensional afterbody/nozzle configuration of air-breathing hypersonic vehicle [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(2): 247-254. (in Chinese)
- [15] Elvin J D. Integrated inward turning inlets and nozzles for hypersonic air vehicle; US07102293. 3[P]. 2007-02-13.
- [16] Kothari A P, Livingston J W, Tarpley C, et al. Rocket based combined cycle hypersonic vehicle design for orbital access [R]. AIAA-2011-2338, 2011.
- [17] 莫建伟, 徐惊雷, 全志斌, 等. 考虑进口非均匀的喷管设计及冷流条件下的性能研究[J]. 航空学报, 2014, 35(3): 706-713.
MO Jianwei, XU Jinglei, QUAN Zhibin, et al. Design and cold flow experiment of a scramjet nozzle considering non-uniform entrance flow effects[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(3): 706-713. (in Chinese)
- [18] 赵强, 徐惊雷, 于洋. 基于膨胀度可控的 SERN 设计及试验验证[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 125-131.
ZHAO Qiang, XU Jinglei, YU Yang. Design and experimental validation of SERN based on controllable expansion degree distribution[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 125-131. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)