

带侧向膨胀的三维非对称喷管 设计和性能分析

牛彦沅, 徐惊雷, 莫建伟

(南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 针对带侧向膨胀的三维矩形截面非对称喷管, 提出了一种基于准二维特征线法的喷管设计方法, 获得了基于准二维特征线法的非对称喷管设计程序。然后, 根据给定的几种侧向膨胀规律, 通过该设计方法获得了相应的非对称喷管构型, 并将该构型与通过优化算法获得的最优构型进行了比较, 结果表明: 两种方法所设计的非对称喷管的上、下壁面型面基本重合, 喷管壁面压力分布趋势基本一致, 验证了准二维特征线法的可靠性。与最优构型的性能相比, 该方法所设计的喷管构型, 推力偏差低于 0.60%, 升力偏差低于 8.07%, 且该设计法将设计耗时由 30.5 h 减少到 2 h, 可方便地应用到带侧向膨胀喷管的初期设计中。

关 键 词: 三维非对称喷管; 侧向膨胀; 准二维特征线法; 优化设计; 性能分析

中图分类号: V235.21

文献标志码: A

Design and performance analysis of the three-dimensional asymmetric nozzle with lateral expansion

NIU Yan-feng, XU Jing-lei, MO Jian-wei

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Design method based on the quasi two-dimensional method of characteristics (MOC) was proposed for the three-dimensional (3-D) rectangular cross-section asymmetrical nozzle with lateral expansion. The corresponding asymmetrical nozzle design program based on MOC was obtained. Then, according to different lateral expansion laws, a series of asymmetrical nozzles were designed by using this method. And comparisons were made between these nozzles and the optimal configurations designed by optimization method. The comparisons show that: the up and down ramps of asymmetrical nozzles designed by the two methods are basically coincident and the pressure distributions on the expansion ramp are consistent, verifying the reliability of quasi-two-dimensional method of characteristics; the difference in thrust between the MOC design and the optimization design is lower than 0.60% and in lift is lower than 8.07%. This design method can reduce the time spent by the design from 30.5 h to 2 h, presenting a satisfactory approach for the preliminary design.

Key words: Three-dimensional asymmetrical nozzle; lateral expansion;
quasi two-dimensional method of characteristics;
optimization design; performance analysis

对采用吸气式超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器来讲,为了减轻发动机质量,同时有效利用飞行器下表面作为膨胀面,要求飞行器在气动、结构等方面进行推进系统与飞行器一体化设计.飞行器后体为喷管的一部分上膨胀面,所以其喷管是非对称的^[1-2].另外,由于受到总体尺寸的强烈约束,为了充分利用喷管的膨胀面积比,通常要求喷管侧壁也提供部分膨胀,使之在整个飞行器长度的限制下仍然保持高加速性能,以满足飞行器的推力需求.此外,与无侧向膨胀的二维流道相比,三维流道湿面积小,从而可以减小黏性损失.所以设计一种考虑三维效应的带侧壁膨胀的喷管是非常必要的^[3-4].近年来,各国相继开展相关研究^[5-12],但总体来说,这些研究多侧重于优化方法的探索方面,其结果只能在一定程度上缩短优化耗时,但却对优化计算资源提出了更高的要求^[13].对三维喷管直接开展优化设计,优化变量多、计算量大,不适于工程单位的方案设计与筛选之用.因此,找到一种快速设计方法取代优化设计,从而在推进系统的初期迭代设计中节省大量时间就变得至关重要.

特征线法是超声速气动构型设计的经典方法,在二维型线设计方面使用非常广泛和成熟,却很少用于三维流场的设计方面. Delguidice 等^[14]曾尝试采用“源流”的特征线法来设计带侧向膨胀的喷管的流场,但是无法灵活调整侧壁面的曲率,具有一定的设计局限性.

鉴于此,本文提出了基于准二维特征线法的三维非对称喷管的设计方法,并将其应用于侧向曲率连续变化的三维喷管设计中,在给定侧壁膨胀规律条件下实现了带侧向膨胀的三维喷管的快速设计.与直接优化方法相比,在推力性能基本不下降的前提下,将喷管设计耗时由 30.5 h 减少到 2 h,大大提高了设计效率,为工程单位的方案设计与筛选,提供了很好的设计方法.

1 设计理论及设计方法

1.1 准二维特征线设计理论

首先,推导适用于带侧向膨胀喷管上、下壁面型线设计的控制方程.在带侧向膨胀喷管设计中,较小的侧壁膨胀水平就可实现气流的更快膨胀,有效减小喷管长度.因此,工程实际中所要求的喷管侧向膨胀型线多为直线或曲率较小、曲率变化缓慢的曲线.由于带侧向膨胀喷管是左右对称的,在上述侧向膨胀规律下,只有紧邻侧壁面的气流

受侧壁面膨胀的影响较大,而中间大部分流场区域仍保持良好的二维特性,满足准二维设计条件.假设喷管侧向膨胀率为 x 的单值函数,表示为 $W(x)$.将质量守恒定律应用于图 1 所示控制体中,得到微分形式连续方程

$$\rho u_x + \rho v_y + u\rho_x + v\rho_y + \delta\rho u/x = 0 \quad (1)$$

其中 u, v 分别为 x, y 方向的分速度,下标 x, y 表示相应物理量在该坐标方向的偏导数. $\delta = x \frac{W_x}{W} = x \frac{d(\ln W)}{dx}$, 膨胀率 W 由给定的侧向膨胀规律确定,若 $W=0$,即不考虑侧向膨胀时, $\delta=0$,该控制方程可应用于二维流动;若 $W=kx$, $\delta=1$,该控制方程应用于轴对称流动;其他情况下,该控制方程应用于准二维流动.

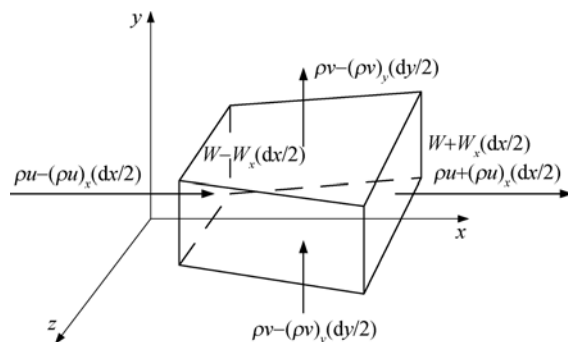


图 1 连续方程控制体

Fig. 1 Flow model for the continuity equation

同理可以推导得到 x, y 轴方向动量方程和理想气体定常绝热流动的能量方程,其结果恰与不考虑侧向膨胀的情况相同.进而可得适用于带侧向膨胀三维喷管流场的控制方程

$$(u^2 - a^2)u_x + (v^2 - a^2)v_y + 2uvu_y - \quad (2)$$

$$\delta u a^2/x = 0$$

$$u_y - v_x = 0 \quad (3)$$

$$a^2 + \frac{\gamma_a - 1}{2}(u^2 + v^2) = a_0^2 + \frac{\gamma_a - 1}{2}V_0^2 \quad (4)$$

式中 a 为声速, γ_a 为空气比热比,下标 0 代表来流参数.

对准二维流动的特征线方程推导过程与二维定常流动特征线方程类似^[15],沿特征线上述流动控制方程变换为

特征线方程

$$\lambda_{\pm} = \left[\frac{dy}{dx} \right]_{\pm} = \tan(\theta \pm \alpha) \quad (5)$$

式中“+”代表左行特征线,“−”代表右行特征线, θ 为气流方向角, α 为马赫角.

相容性方程

$$(u^2 - a^2)du_{\pm} + [2uv - (u^2 - a^2)\lambda_{\pm}]dv_{\pm} - \left(\frac{\delta a^2 u}{x}\right)dx_{\pm} = 0 \quad (6)$$

1.2 设计方法

本文选择设计矩形喷管的进口尺寸为 150 mm×100 mm. 设计点条件根据文献[16]选定. 设计时假设燃气冻结, 且进口参数均匀, 三维喷管设计条件如表 1, 表中 γ_f 为燃气比热比, R_f 为燃气气体常数.

表 1 三维喷管设计条件

Table 1 Design condition for the 3D nozzle

参数	数值
来流	
Ma_0	6
p_0/Pa	2757.9
T_0/K	218.33
γ_f	1.19
喷管	
Ma_f	1.5
进口	
p_f/Pa	71705
燃气	
T_f/K	2344
$R_f/(\text{J}/(\text{kg} \cdot \text{K}))$	341.1

1.2.1 准二维特征线设计法

准二维特征线法总体设计思路为: 给定侧向膨胀曲线的参数式, 通过特征线设计方法得到喷管上、下膨胀面型线, 最后建模得到三维喷管无黏构型. 上、下膨胀面型线设计方法与传统的用特征线法设计二维喷管上、下型面的方法相类似^[17], 但由式(2)、式(6)可知, 准二维特征线法的相容性方程中含有控制侧向膨胀的函数 δ , 从而使设计结果能考虑三维流场的情况.

喷管上、下膨胀面型线的设计流程为: 首先, 由几何控制参数 G 和出口上角点的压力确定上、下壁面喉部的初始膨胀角. 如图 2(a) 所示, G 是上、下壁面初始膨胀角之比, $G = \delta_1/\delta_u$; 然后用一小段圆弧取代喉部尖点, 对上、下壁面喉部初始膨胀角所对应的圆弧进行离散, 以确定喉部各点处流动参数; 随后, 运用特征线法中的内点单元过程和壁面点单元过程, 确定初始膨胀区特征线上各点的流动参数; 最后, 以出口气流方向水平为出口条件, 通过壁面消波即可确定上、下壁面点. 具体如图 2(b) 所示, 对于上壁面: 通过 1, 2 点的坐标及流动参数可求得壁面点 3 的相关参数, 然后通过 12 段特征线和 23 段特征线上的流量平衡来修

正 3 点的参数. 同理可得下壁面点: 通过 4, 5 点的坐标及流动参数可求得壁面点 6 的相关参数, 然后通过 45 段特征线和 56 段特征线上的流量平衡来修正 6 点的参数.

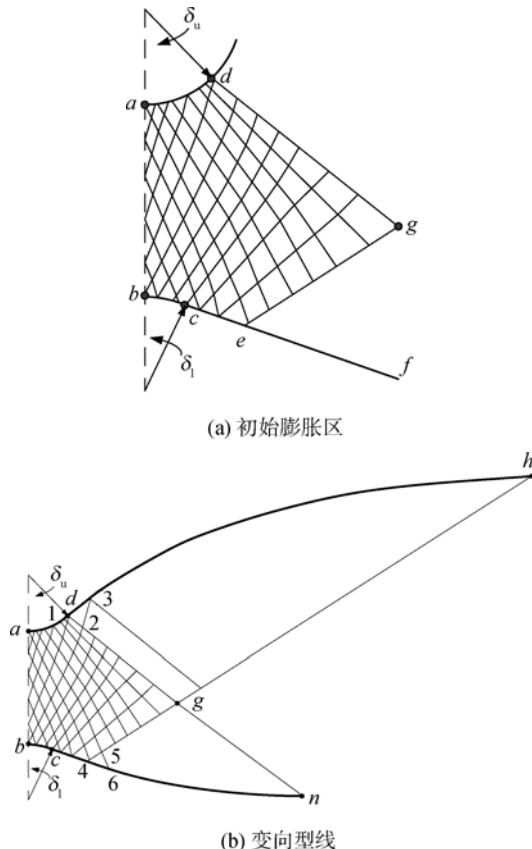


图 2 喷管型线确定过程

Fig. 2 Nozzle contour determination process

1.2.2 优化三次曲线设计法

对于带侧向膨胀的三维喷管, 通常采用优化方法设计^[2-9]. 为验证本设计方法的可靠性, 也用优化三次曲线法设计三维喷管作为对照标准(如图 3), 可通过本课题组开发的喷管优化设计平台来获得.

优化过程如图 4 所示. 以推力最大为目标, 采用试验设计(DOE)和近似模型相结合的方法. 试

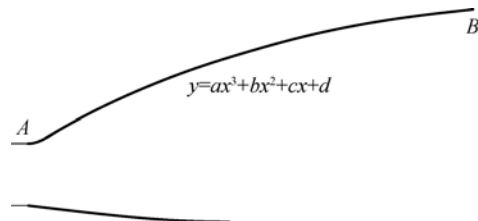


图 3 喷管型线参数化示例

Fig. 3 Nozzle contour parameters definition

验设计采用最优拉丁超立方算法排布离散点,考虑到输入参数与输出参数间复杂的非线性关系,本文采用神经网络模型建立近似模型^[18].

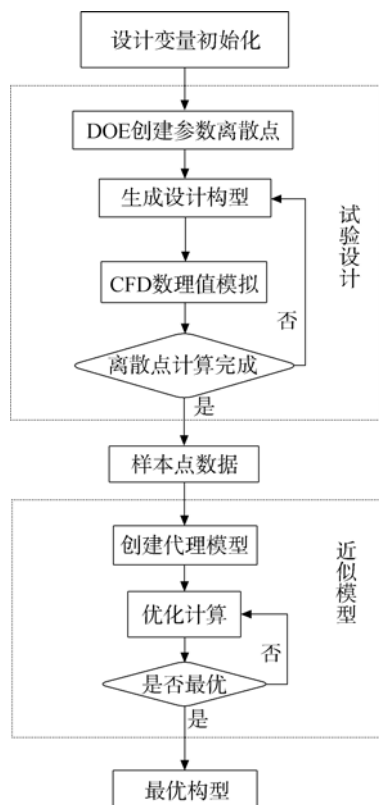


图4 优化设计流程图

Fig. 4 Flowchart of the optimization design

2 三维喷管设计及性能分析

2.1 曲侧壁三维喷管设计

为了对比分析,准二维特征线设计和优化设计均需要在事先给定侧壁膨胀曲线的表达式的情况下设计喷管上、下膨胀面型线。如图5所示,假设侧向膨胀按照三次曲线的规律,通过改变曲线的进出口角 θ_1 和 θ_2 (见表2)得到如图6中的4条侧壁曲线。应用本方法设计相应于每条侧向膨胀曲线的喷管无黏构型,图7为侧壁为曲线1时的

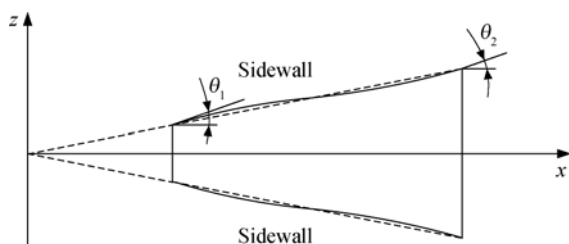


图5 侧壁膨胀曲线示例

Fig. 5 Lateral expansion contour

构型的主视图和全视图(取一半构型进行建模分析)。针对每条侧向膨胀曲线,同样采用优化方法进行喷管构型设计。

表2 侧壁型线进出口角度

Table 2 Inlet and outlet angles of the lateral expansion contour

侧壁曲线	$\theta_1 / (^\circ)$	$\theta_2 / (^\circ)$
1	20	0
2	20	5
3	5	0
4	0	5

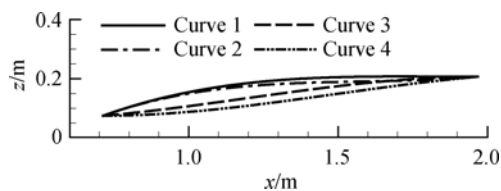


图6 不同进出口角度时的侧壁型线

Fig. 6 Lateral expansion contours with different inlet and outlet angles

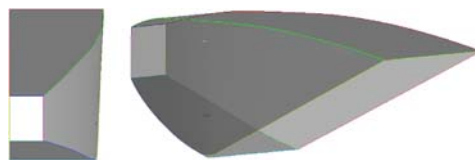


图7 曲侧壁三维喷管构型

Fig. 7 Three-dimensional configuration of nozzle with curve-sidewall

2.2 三维喷管构型对比分析

以曲线1为侧壁为例,将本文提出的基于特征线法的设计结果(用MOC表示)与优化方法得到的结果(用Opt.表示,下同)进行对比,如图8所示。可以看出,两种方法得到的喷管上、下壁面型线基本重合,即特征线法设计的构型与优化构型几乎相同。但基于试验设计和CFD手段建立的喷管气动性能优化过程时间接近30h;之后建立代理模型代替真实的试验过程进一步寻优,此过程经历0.5h。因此,每一个构型的优化设计时间共计接近30.5h。基于准二维特征线法的设计程序完成一个喷管构型型线的设计耗时约10min,加上CFD数值模拟,整个特征线设计流程耗时约2h。优化方法的设计周期远大于特征线法,因此,

在前期的概念设计和方案对比研究中,准确、高效的准二维特征线法设计方法很有吸引力。

进一步对两种方法得到的构型用相同的网格和设置参数进行数值模拟,得到三维非对称喷管壁面上的压力对比云图(如图 9),上、下壁面中心型线沿程压力分布对比如图 10。从喷管侧壁面压

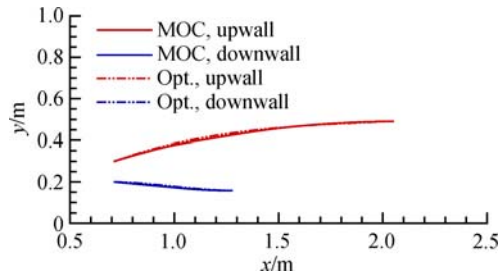


图 8 曲侧壁三维喷管构型上、下壁面型线对比

Fig. 8 Up and down ramps of the 3-D configuration of nozzle with curve-sidewall

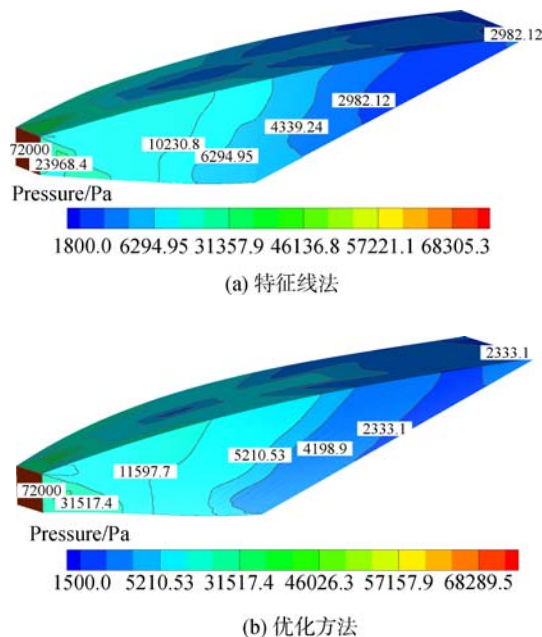


图 9 曲侧壁三维喷管流场压力云图对比

Fig. 9 Pressure contours of the 3-D configuration of nozzle with curve-sidewall

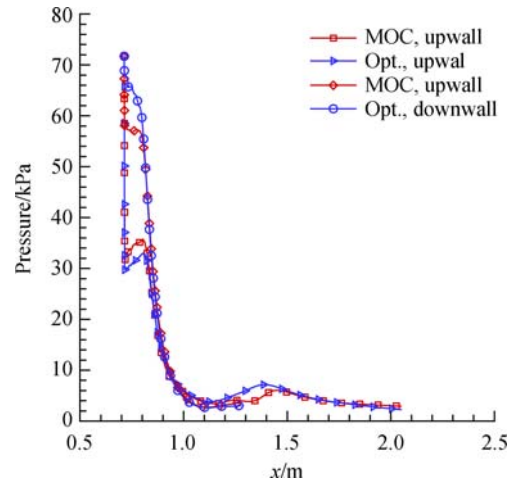


图 10 曲侧壁三维喷管上下壁面中心型线沿程压力分布对比

Fig. 10 Pressure distributions along the x axis of up and down ramps of the 3-D nozzle with curve-sidewall

力云图来看,优化构型的压力膨胀程度稍大,但两种构型的压力扩张趋势基本一致。图 10 中则可以看出,两种设计方法得到的喷管上、下壁面中心线沿程压力分布基本吻合。在 $x=1.1$ m 之前,管内气流沿上、下、侧壁面迅速膨胀,压力急剧下降;在 $x=1.1$ m 之后,由于下膨胀面的截短,管内气流膨胀速率较之前有所减小。因此,图 9 中两喷管上壁面均存在局部低压区,之后随着喷管扩张能力的减弱使得上壁面压力略有回升。在初始膨胀区,两构型壁面压力均直线下降,构型的初始膨胀角决定了其在初始膨胀时所能达到的最低压力值。当侧向膨胀曲线为曲线 2~曲线 4 时,可以得到与以上相类似的分析结果,这里不再赘述。

考虑到喷管是高超声速飞行器推力产生的关键部件,因此将喷管构型推力性能进行对比,同时也给出了升力性能对比,如表 3。可以看出,在侧壁为曲线 4 时两种设计方法得到的构型推力相差最大,但也仅为 0.60%。因此,将准二维特征线法应用于侧向膨胀型线为三次曲线的可靠性得到了验证。而两种方法设计的构型在升力方面差别较

表 3 曲侧壁三维喷管性能参数对比

Table 3 Performance comparison of 3-D configuration of nozzle with curve-sidewall

方法	推力/N				升力/N			
	曲线 1	曲线 2	曲线 3	曲线 4	曲线 1	曲线 2	曲线 3	曲线 4
特征线法	651.97	642.20	619.0	601.13	430.88	442.59	441.08	447.50
优化方法	651.48	642.29	621.29	604.75	468.70	463.46	464.77	479.52
相对误差/%	0.075	-0.014	-0.37	-0.60	-8.07	-4.50	-5.10	-6.68

为明显,特征线法得到的喷管升力均低于优化喷管.从压力云图可知,主要是由于特征线喷管上壁面低压区面积较大所致.考虑到特征线法是以实现最大推力为目标进行设计的,升力方面的差别可以接受.

3 结 论

通过本文研究,得出以下结论:

1) 对于给定侧向曲线膨胀规律的三维喷管,采用准二维特征线法设计结果显示,与传统的优化三次曲线法设计的构型相比,两者内部气流压力膨胀趋势基本一致;不同曲侧壁时推力相差最大为0.60%,升力偏差低了8.07%.准二维特征线设计法用于设计此类喷管的可靠性得到验证.

2) 在推力基本不下降的前提下,准二维特征线设计方法将喷管设计耗时由30.5h减少到2h,大大提高了设计效率.准确、高效的准二维特征线设计方法在前期的概念设计和方案对比研究中具有很好的工程应用前景.

参考文献:

- [1] Mitani T, Ueda S, Tani K, et al. Validation studies of scramjet nozzle performance[J]. Journal of Propulsion and Power, 1993, 9(5): 725-730.
- [2] Baucio A R, Shanley K T, Bevis D. CFD validation study for internal performance of advanced SERN configurations [R]. AIAA-2012-4223, 2012.
- [3] 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): 248-254.
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): 248-254. (in Chinese)
- [4] Novelli P, Koschel W. Progress of the JAPHAR cooperation between ONERA and DLR on hypersonic airbreathing propulsion[R]. AIAA-2001-1870, 2001.
- [5] Ferri A. Analysis and design of three dimensional supersonic nozzles: Volume 3 a design technique for multiple nozzle configurations[R]. NASA CR-132352, 1972.
- [6] Wang X, Damodaran M. Optimal three-dimensional nozzle shape design using CFD and parallel simulated annealing [J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(1): 217-221.
- [7] Kraiko A N, Polyanskii A R, Tillyaeva N I. Variational problem of optimum side wall design for a narrow three-dimensional nozzle[J]. Fluid Dynamics, 1992, 27(2): 230-238.
- [8] Wang X, Damodaran M. Aerodynamic shape optimization using computational fluid dynamics and parallel simulated annealing algorithms [J]. AIAA Journal, 2001, 39(8): 1500-1508.
- [9] Dash S, Delguidice P, Kalben P. A numerical procedure for the parametric optimization of three dimensional scramjet nozzles[J]. NASA CR-132440, 1973.
- [10] 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): 91-96.
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): 91-96. (in Chinese)
- [11] 贺旭照, 倪鸿礼, 周正, 等. 吸气式高超声速飞行器三维后体尾喷管优化设计[J]. 推进技术, 2009, 30(6): 687-691.
HE Xuzhao, NI Hongli, ZHOU Zheng, et al. 3D afterbody nozzle optimization of air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(6): 687-691. (in Chinese)
- [12] 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)
- [13] Isakova N P, Kraiko A A, P'yankov K S. Direct method for the design of optimal three-dimensional aerodynamic shapes[J]. Computational Mathematics and Mathematical Physics, 2012, 52(11): 1520-1525.
- [14] Delguidice P, Dash S, Kalben P. A source flow characteristic technique for the analysis of scramjet exhaust flow field [R]. NASA CR-132437, 1974.
- [15] 左克罗, 霍夫曼. 气体动力学[M]. 魏叔如, 吴宗善, 王汝涌, 等, 译. 北京: 国防工业出版社, 1984.
- [16] Harloff G J, Redy D R, Lai H T. Viscous three-dimensional analyses for nozzles for hypersonic propulsion [J]. NASA CR-185197, 1990.
- [17] Goeing M. Nozzle design optimization by method-of-characteristics[J]. AIAA 90-2024, 1990.
- [18] 赖宇阳. Isight 参数优化理论与实例详解[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2012.

(编辑: 陈 越)