

文章编号:1000-8055(2013)02-0379-06

钝化前缘乘波布局及其一体化构型气动特性

陈雪冬^{1,2}, 王发民¹(1. 中国科学院 力学研究所, 北京 100190;
2. 中国运载火箭技术研究院 研究发展中心, 北京 100076)

摘 要: 以最大升阻比为优化目标,在锥型流场中优化设计出乘波布局,并考虑高超声速飞行器的防热需求,对乘波布局进行钝化设计,利用数值模拟和风洞实验两种手段,研究钝化前缘乘波布局的气动特性.结果表明:在一定钝化半径内,随着钝化半径的增加,乘波构型的升力特性变化仅为 2%,但阻力特性增加近 3 倍,升阻比降低了将近 50%. 尽管如此,为了钝化乘波布局,仍维持了较高的升阻比,升阻比为 3 左右. 同时,以二维顶压式进气道为基础,在多级楔锥组合体流场中,设计出满足超燃发动机进气要求的乘波前体/进气道一体化构型,并进行前缘钝化设计. 针对一体化构型进行了数值验证,结果表明:此类一体化构型升阻比大于 2.6,同时发动机总压恢复系数保持在 40% 左右,满足进气道的要求.

关 键 词: 钝化前缘; 高超声速; 乘波布局; 一体化构型; 气动特性

中图分类号: V211

文献标志码: A

Aerodynamic characteristics of waverider and its integrated configuration with blunt leading edge

CHEN Xue-dong^{1,2}, WANG Fa-min¹(1. Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;
2. Research and Development Center, China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: The maximum lift-drag ratio was used as the optimization target, and a waverider configuration from the conical flow field was designed. To meet the needs of heat protection, a waverider configuration with blunt leading edge was designed. Numerical and experimental methods were used to analyze the aerodynamic characteristics of blunt waverider configurations. The results show that with the blunt ratio increasing, the lift of blunt waverider increases 2% and the drag of blunt waverider is nearly 3 times larger than that of the sharp waverider, as well as the ratio of lift to drag of blunt waverider is 50% of that of the sharp waverider. For blunting waverider configurations, the high lift-drag ratio characteristics is kept both on and off design conditions. The 2-D inlet was used as the basis, and a waverider/inlet integrated configuration from the multi-wedge-cone flow field was designed. Blunt-leading design was conducted for the integrated configuration. The results from the numerical analysis show that the ratio of lift to drag of this configuration is greater than 2.6, and the total pressure recovery of the inlet is almost 40%, which can meet the requirements of inlet.

收稿日期: 2012-02-10

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130131.0829.201302.379_019.html

基金项目: 国家自然科学基金(11272319)

作者简介: 陈雪冬(1985—),男,天津人,博士生,主要从事高超声速空气动力学研究.

Key words: blunt leading; hypersonic; waverider configuration; integrated configuration; aerodynamic characteristics

高超声速巡航飞行器是当前研究讨论的热点^[1-2]。按照高超声速巡航的要求,此类飞行器应具有细长体的气动布局以保证尽量高的升阻比,同时要求飞行器机体与冲压发动机耦合设计^[3],飞行器前体既要保持高升阻比的良好气动性能,又要作为发动机进气道的一部分,为发动机提供满足入口条件的均匀流场^[4]。

乘波布局^[5-8]依赖其尖前缘的附体激波,将高压气体限制在构型的下表面,保证了高升阻比特性。同时,运用流线追踪技术生成的乘波构型,避免了下表面流场的横向流动,可以为冲压发动机提供均匀流场,有利于冲压发动机工作^[9-11]。但拥有尖前缘的乘波布局在高超声速飞行时面临着严峻的气动加热问题^[12],为了满足防热需求必须对乘波布局前缘进行钝化设计,因此形成了乘波构型所需附体激波与防热设计导致脱体激波的矛盾。为了解决这一矛盾,本文利用数值模拟和风洞实验 2 种手段,研究了钝化半径对乘波布局气动性能的影响,提出了钝化半径变化范围,对钝化乘波布局在设计和非设计状态下的气动特性进行验证。

国内外已对高超声进气道进行了充分研究^[13-15]。经研究发现,二维进气道中采用多级压缩的方式可以获得较好的总压恢复性能和质量捕获性能^[16-17]。本文以二维 3 级压缩进气道为基础,在多级楔锥组合体流场中设计出乘波前体与进气道的一体化构型,并进行钝化设计,利用数值模拟手段研究其气动性能和进气道性能。

1 钝化乘波构型的气动分析

1.1 乘波构型的优化设计及数值验证

本文以飞行马赫数 $Ma = 6$, 飞行高度 $H = 30 \text{ km}$ 为设计状态,在半锥角 $\theta_c = 7^\circ$ 的锥型流场中,利用单纯型加速法,以最大升阻比为优化目标,在流场中优化出一条前缘线,从前缘线出发利用流线追踪技术生成乘波构型下表面,乘波构型的上表面为自由来流流面。图 1 所示为利用上述方法生成的乘波构型。图 2 所示为数值计算后的流场压力云图,计算方法采用有限体积法求解欧拉方程,空间离散采用 2 阶迎风格式,从云图上可以看出流场中的高压气体被抑制在飞行器的下壁面,达到了设计要求,保证了乘波构型的高升阻比特性。

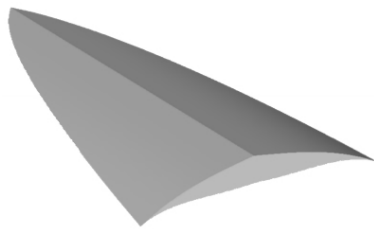


图 1 尖前缘乘波布局

Fig. 1 Waverider with sharp leading edge

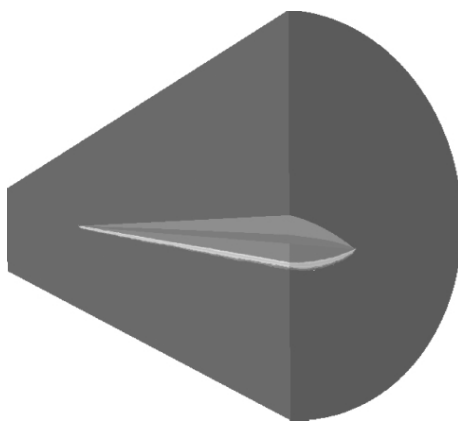


图 2 尖前缘乘波布局流场压力分布

Fig. 2 Pressure distribution on sharp leading waverider

1.2 乘波构型的钝化设计及数值研究

本文采取的钝化方式为保持乘波构型下壁面不变,将上壁面向上移动一段距离,上下壁面采用圆弧过渡。采用此种钝化方式的原因是为尽量保证原有前缘的位置不变,钝化后的乘波构型如图 3 所示。

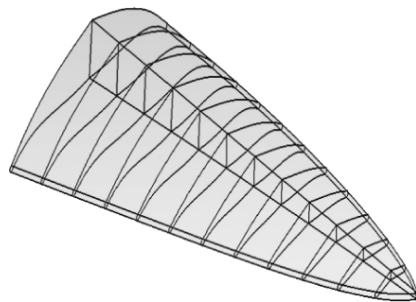


图 3 钝前缘乘波布局

Fig. 3 Waverider with blunt leading edge

选取钝化半径 R 和乘波构型的长度 L 的比值 R/L 作为无量纲参数开展研究。针对本文算

例,乘波构型的长度 $L=100\text{ cm}$,分别进行了半径 $R=3, 4, 5\text{ cm}$ 的前缘钝化,即 $R/L=0.03, 0.04, 0.05$. 计算结果如图4所示,从压力云图上可以看出,由于前缘的钝化导致在乘波体驻点区域及前缘出现弓形激波,由于弓形激波的影响,使得下表面的高压气体溢流到上表面. 尽管有溢流出现,绝大部分气体仍被限制在下表面. 随着钝化半径的增加(图5(a),图5(b)所示),升力系数 C_l 从3.38增加到3.42,增加了1%,可忽略不计,认为升力系数几乎没有变化. 阻力系数 C_d 从0.57增加到1.24,增加了1.35倍,说明由于钝化造成弓形激波的存在,给乘波构型带来了新的激波阻力. 图5中 l/d 为升阻比.

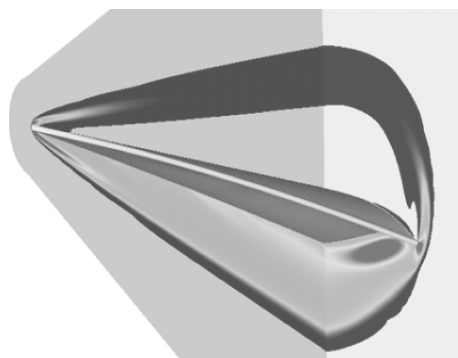


图4 钝化乘波布局压力分布云图

Fig. 4 Pressure distribution of blunt leading waverider

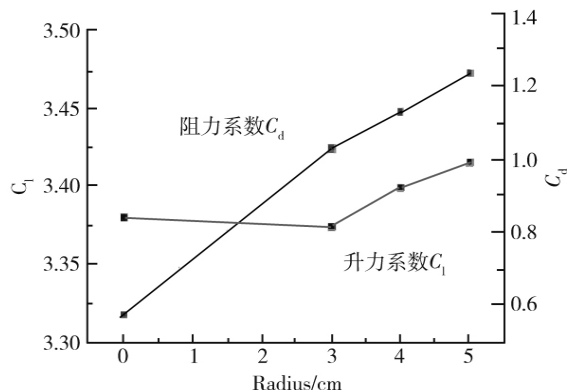
1.3 不同飞行条件钝化乘波构型气动分析

本文选取钝化半径 $R/L=0.03$ 的乘波构型,对其进行了设计状态和非设计状态的数值模拟,并首次利用风洞实验. 重点考察钝化乘波构型在宽工作范围内的气动性能. 其中,计算条件在飞行走廊内选取,共选取3个状态点: $H=28\text{ km}$, $Ma=5$; $H=30\text{ km}$, $Ma=6$ 和 $H=32\text{ km}$, $Ma=7$; 每个状态攻角变化范围 $\alpha=-2^\circ\sim 6^\circ$. 计算方法采用有限体积法,空间离散采用2阶迎风格式,湍流模式采用 $k-\omega$ shear-stress transport(SST)模型.

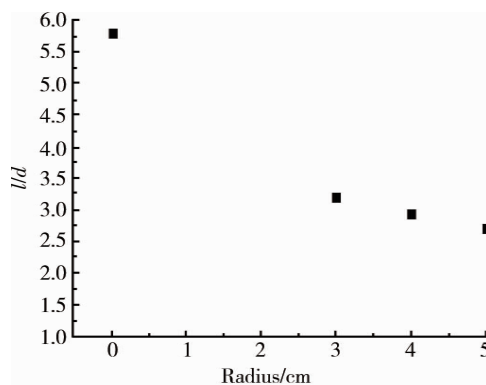
本文对乘波构型进行了风洞测力实验,在中国空气动力研究院的暂冲、吹引式高超声速风洞中进行,采用FD-07风洞10#六分量天平. 实验状态为 $Ma=5\sim 7$, 攻角 $\alpha=0^\circ, \pm 1^\circ\sim \pm 4^\circ, 5^\circ\sim 8^\circ$.

图6给出了乘波构型在不同马赫数下,升力系数 C_l 、阻力系数 C_d 及升阻比 l/d 随攻角(AOA)的变化趋势.

从升力系数曲线(图6(a))看出,3个状态下



(a) 升力、阻力系数随钝化半径的变化



(b) 升阻比随钝化半径的变化

图5 钝化半径的影响

Fig. 5 Effects of the radius of blunt leading

升力系数随攻角几乎呈线性增加,显示出乘波构型特有的高升力优势. 随着飞行高度和飞行马赫数的增加,升力线的斜率变小,这是因为随高度增加,空气密度降低,导致升力增加缓慢.

从阻力系数曲线(图6(b))看出,3个状态下阻力系数随攻角增加而非线性上升,这是由于随着攻角的增加,乘波构型前脱体激波强度增加导致激波阻力的非线性增长. 随着飞行高度和马赫数的增加阻力系数有所减少.

从升阻比曲线(图6(c))看出,在设计和非设计状态下升阻比随攻角的变化趋势一致,升阻比随攻角的变化先上升后略有下降. 最大升阻比出现在 2° . 三种状态的最大升阻比分别为3.90, 3.94, 3.90. 说明本文设计的乘波构型在设计和非设计条件中均保持高升阻比的良好气动效率.

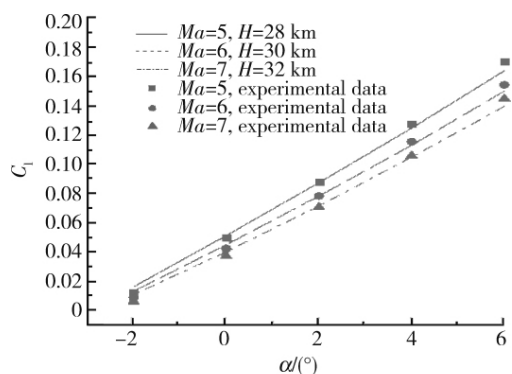
本文比较了数值计算和风洞实验的结果,从图6中可看出:

1) 升力系数的计算值和实验值结果符合较好,3种状态升力斜率误差分别为6.5%, 5.9%, 7.4%.

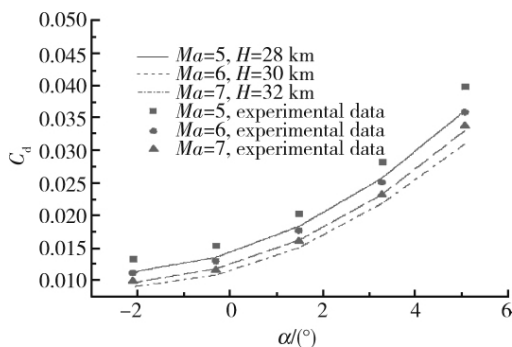
2) 阻力系数的计算值和实验值变化趋势一

致,但实验值大于计算值.原因在于本文计算条件利用的是给定高度的大气参数,而实际风洞参数与给定高度的大气参数差别较大,导致来流雷诺数以及边界层状态的不同,从而造成实验值大于计算值.3种状态中计算值与实验值之间的误差分别为9.8%,8.2%,6.8%.

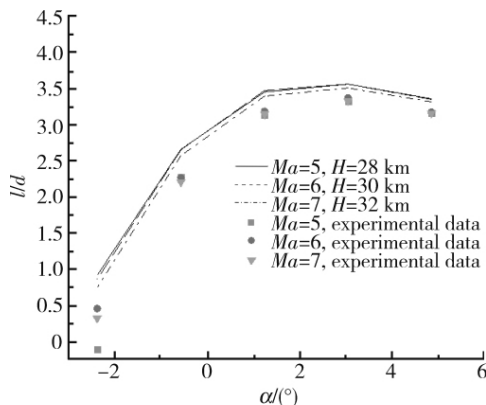
3) 升阻比的计算值和实验值变化趋势一致,但数值上有所差别,这主要是由于阻力系数差别大造成的.3种状态中两者的误差分别为10.1%,9.8%,9.5%.



(a) 升力系数比较



(b) 阻力系数比较



(c) 升阻比比较

图6 攻角的影响

Fig. 6 Effects of angle of attack

2 钝化乘波前体/进气道一体化构型气动特性

2.1 进气道前缘钝化研究

本文以最大总压恢复为优化目标,优化设计了一种二维顶压式进气道.对第1级压缩面前缘进行不同半径的优化,以钝化半径 R 和进气道高度 H_{inlet} 的比值 R/H_{inlet} 作为无量纲参数.针对本文算例, $R/H_{\text{inlet}}=0.005, 0.010, 0.030$.计算结果当 $R/H_{\text{inlet}}=0$ 时,进气道流场中波系结构清晰,3道激波交于进气道唇口,满足设计要求(图7所示).随着钝化半径的增加,由于前缘弓形激波的影响,导致激波与边界层相互干扰,同时弓形激波后的熵层与边界层相互作用,使得边界层变得越来越厚,最终导致流场的波系结构模糊(图8所示).从图9中定量分析看,随着钝化半径的增加进气道总压恢复性能有所下降,在 $R/H_{\text{inlet}}=$

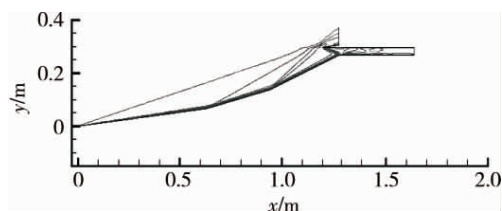


图7 尖前缘进气道密度分布

Fig. 7 Density distribution at sharp leading inlet

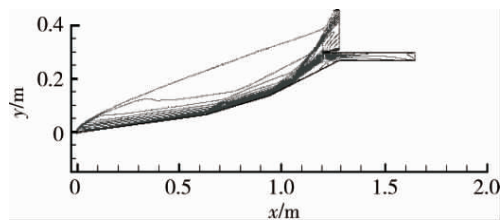


图8 钝前缘进气道密度分布

Fig. 8 Density distribution at blunt leading inlet

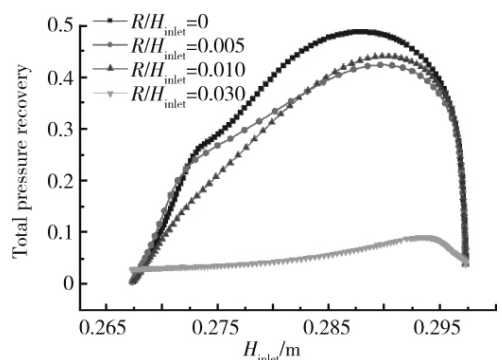


图9 钝前缘进气道总压恢复

Fig. 9 Total pressure recovery at blunt leading inlet

0.010时,最大总压恢复系数略高于 $R/H_{\text{inlet}} = 0.005$ 时的情况,可能是由于激波反射与边界层干扰的程度不同,造成总压恢复系数上出现反常,但两者的总压恢复系数差别不大, $R/H_{\text{inlet}} = 0.010$ 时,最大总压恢复系数为 43.2%,而 $R/H_{\text{inlet}} = 0.005$ 时,最大总压恢复系数为 41.5%。特别是在 $R/H_{\text{inlet}} > 0.03$ 时,总压恢复性能急剧下降,为了保证进气道的总压恢复本文确定进气道的钝化方式为 $R/H_{\text{inlet}} = 0.02$ 。

2.2 乘波前体/进气道一体化设计

本文以二维进气道为基础,设计出多级楔锥组合体(如图 10 所示),其中组合体的楔形部分的楔角与长度和进气道一致,在多级楔锥组合体流场中设计乘波构型,以求此类乘波构型保证高升阻比的同时也满足进气道的要求,实现乘波前体与进气道的一体化设计。本文按照 2.1 节提出的钝化限制,对一体化构型进行了钝化设计,并对钝化后的一体化构型进行数值模拟。图 11 是一体化构型的下壁面压力等值线图,从图中可看出,下壁面流线均匀,几乎没有横向流动,表明此构型可为发动机提供较均匀的来流条件。图 12 是一体化构型某位置横截面压力分布云图,从图中可以看出,绝大部分高压气体被抑制在构型的下壁面,由于前缘钝化的缘故,在前缘出现了少量气体溢流到构型上壁面。表 1 给出了一体化构型在不同飞行条件下的升阻比特性。从表中看出此类乘波构型

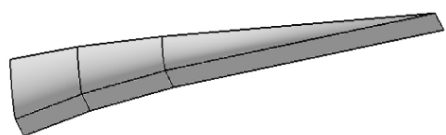


图 10 楔锥组合体

Fig. 10 Wedge-cone configuration

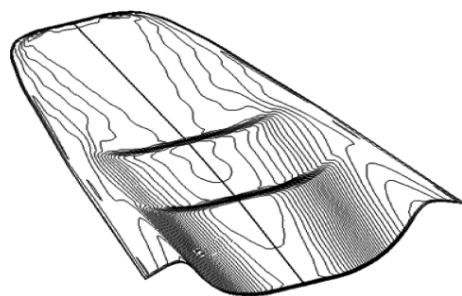


图 11 组合前体下壁面流线图

Fig. 11 Stream line of waverider/inlet integrated configuration

仍然保持了高升阻比特性。图 13 是对称面压力分布,从图中可以看出三级压缩波系明显,并且汇集在进气道唇口,满足进气道设计要求。经过以上分析,本文在多级楔锥组合体流场中设计出一体化乘波构型,具有传统乘波构型的高升阻比效率,同时,在飞行器下表面横向流动少,流场均匀,能够满足发动机的进气要求。

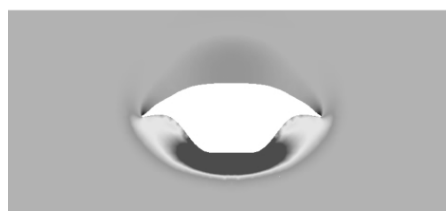


图 12 $x=2.0\text{ m}$ 处横截面压力分布

Fig. 12 Pressure distribution at $x=2.0\text{ m}$

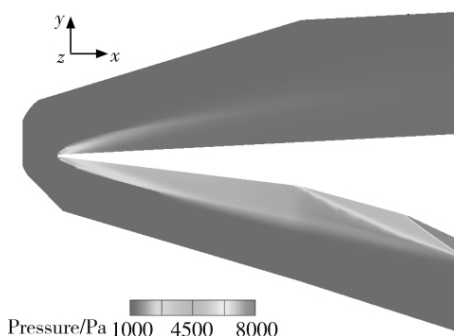


图 13 对称面压力分布

Fig. 13 Pressure distribution on symmetric plane

表 1 一体化构型各状态升阻比性能

Table 1 l/d characteristic of integrated configuration at different conditions

	$Ma=4$	$Ma=5$	$Ma=6$
$\alpha=0^\circ$	2.62	2.86	3.06
$\alpha=6^\circ$	2.98	3.21	3.48

3 结 论

本文利用数值模拟和风洞实验 2 种手段,研究了钝化乘波构型在设计状态和非设计状态下的气动性能,研究发现钝化乘波构型仍然具有高升阻比效率,升阻比在 3 以上。本文针对二维进气道,进行前缘钝化研究,并在以二维进气道为基础的楔锥组合体流场中,利用流线追踪技术设计出

了乘波前体与进气道一体化构型,研究发现:这类构型在设计和非设计条件下升阻比大于2.6,进气道的总压恢复系数在40%左右,可以满足进气道的设计要求。

参考文献:

- [1] 解发瑜,李刚,徐忠昌.高超声速飞行器概念及发展动态[J]. 飞航导弹,2004(5):27-31.
- [2] 朱云骥,史忠科.高超声速飞行器飞行特性和控制的若干问题[J]. 飞行力学,2005,23(3):5-8.
ZHU Yunji, SHI Zhongke. Several problems of flight characteristics and flight control for hypersonic vehicles[J]. Flight Dynamics, 2005, 23(3): 5-8. (in Chinese)
- [3] Englund W C, Holland S C, Charles E C, Jr, et al. Propulsion system airframe integration issues and aerodynamic database development for the hyper-X flight research vehicle[R]. Hampton, VA, US: NASA, XIV ISOABE 99-7215, 1999.
- [4] 唐硕,祝强军.吸气式高超声速飞行器动力学建模研究进展[J]. 力学进展,2011,41(2):187-200.
TANG Shuo, ZHU Qiangjun. Research progresses on flight dynamics modeling of airbreathing hypersonic flight vehicles[J]. Advances in Mechanics, 2011, 41(2): 187-200. (in Chinese)
- [5] Nonweiler T R F. Delta wings of shape amenable to exact shock-wave theory[J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1963, 67: 39-40.
- [6] Bowcutt K G, Anderson J D. Viscous optimized hypersonic waveriders[R]. AIAA-87-0272, 1987.
- [7] Corda S, Anderson J D. Viscous optimized hypersonic waveriders deigned from axisymmetric flow fields[R]. AIAA-88-0369, 1988.
- [8] O'Neill M K, Lewis M J. Optimized scramjet integration on waverider[R]. AIAA-91-1693, 1991.
- [9] Starkey R P, Lewis M J. Design of an engine-airframe integrated hypersonic missile within foxed box constraints[R]. AIAA-99-0509, 1999.
- [10] Starkey R P, Lewis M J. Performance of hypersonic waverider missiles using multiple scramjets[R]. AIAA-99-4953, 1999.
- [11] Starkey R P, Lewis M J. Critical design issues for air-breathing hypersonic waverider missiles[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2001, 38(4): 510-519.
- [12] 潘静.高超声速飞行器气动防热新概念研究[J]. 力学学报,2010,42(3):383-388.
PAN Jing. New conception of aerothermal protection for hypersonic vehicles[J]. Acta Mechanica Sinica, 2010, 42(3): 383-388. (in Chinese)
- [13] Vinogradov V, Stepanov V, Goldfeld M. Experimental and uumerical investigation of two concepts of the hypersonic inlet[R]. AIAA-95-2721, 1995.
- [14] Auneau I, Garnerio P, Doveau P. Design and optimization methods for scramjets inlets[R]. AIAA-95-6017, 1995.
- [15] 韩兆林,王强.双模态冲压发动机进气道/隔离段流场的数值研究[J]. 航空动力学报,2006,21(1):31-35.
HAN Zhaolin, WANG Qiang. Numerical investigation on inlet/isolator flow field of a dual-mode scramjet[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 31-35. (in Chinese)
- [16] 罗世彬,罗文彩,丁猛,等.超燃冲压发动机二维进气道多级多目标优化设计方法[J]. 国防科技大学学报,2004,26(3):1-6.
LUO Shibin, LUO Wencai, DING Meng, et al. The multi-level and multiobjective optimization design method for two dimensional scramjet inlet[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2004, 26(3): 1-6.
- [17] 李淑艳.高超声速进气道设计及性能研究[D]. 西安:西北工业大学,2006.