

基于马赫线切割的楔形乘波前体改进设计研究*

吕宇超, 胡姝瑶, 蒋崇文

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘要: 为了改善楔形乘波前体两侧大下反角对其横航向静稳定性的不利影响, 利用马赫线切割方法对其进行了改进设计。该方法为在不影响进气道入流的条件下, 对前体预压缩面的改进提供了基础。通过斜激波关系式求出了后掠斜楔激波脱体的临界参数, 将其应用于楔形乘波前体的改进, 使改进后的外形仍具有乘波特性的。使用以上方法对典型楔形乘波前体开展了改进设计, 采用数值模拟方法对改进外形进行计算分析。结果表明无粘流场中进气道入流区域的流场与原楔形乘波前体完全一致, 无粘升阻比有所提高; 同时, 改进外形的横航向静稳定性与原楔形乘波体相比有明显改善。粘性数值模拟结果显示改进外形在有粘条件下仍具有较好的乘波特性和升阻比。

关键词: 乘波前体; 马赫线切割; 进气道流动; 改进设计

中图分类号: V235.113 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2018) 08-1696-07

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.2018.08.002

Improved Design of Wedge-Derived Waverider Forebody Based on Mach Line Cutting of Compression Surfaces

LV Yu-chao, HU Shu-yao, JIANG Chong-wen

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to improve the detrimental impact on lateral static stability caused by the large negative-dihedral angle of the wedge-derived waverider forebody, the improved design based on the Mach Line Cutting of Compression Surfaces (MLCCS) was developed. The MLCCS principle provided the basis for improving the compression surfaces of the inlet without affecting the inlet flow. The critical parameters for the shock wave detached from the leading edge of swept wedges were obtained by the oblique shock equations. And the parameters were used in the improved design to guarantee the attached shock wave. The improved waverider forebody was designed and numerical simulations were taken. The inviscid results show that the uniform pre-compression inflows provided by the wedge-derived and the improved waverider forebodies are identical, and the lift-to-drag ratio increased. The lateral static stability of the waverider forebody gets an effective improvement. And the shock is still attached to the leading edge of the improved waverider forebody. The viscous results indicate that the improved waverider forebody still have higher lift-to-drag ratio than the wedge-derived waverider forebody, and the shock is just detached from the leading edge for a short distance.

Key words: Waverider forebody; Mach line cutting of compression surfaces; Inlet flow; Improved design

1 引言

吸气式高超声速飞行器机体与推进系统的一体化设计是实现高超声速飞行的关键之一^[1]; 同时为了

满足巡航需求则要求飞行器具有较高的升阻比^[2]。乘波体在设计条件下产生的激波附着在前缘, 波后的高压气体被控制在飞行器下方, 从而具有相比于其它气动布局更高的升阻比, 更适合作为高超声速

* 收稿日期: 2017-06-29; 修订日期: 2017-08-18。

通讯作者: 吕宇超, 男, 博士生, 研究领域为高超声速飞行器设计。E-mail: buaa_lyc@126.com

飞行器的前体^[3]。乘波体的波后流场可控,经设计得到的均匀波后流场能为冲压发动机进气道提供高品质的入流,便于与推进系统进行一体化。因此乘波体被广泛应用于吸气式高超声速飞行器的一体化设计^[4,5]。

乘波前体作为冲压发动机进气道的预压缩段,首先应为进气道提供均匀的入流。在众多乘波体设计方法中,楔形生成流场具有最优的波后流动均匀性,将基于楔形流场设计的乘波体(简称楔形乘波体)与冲压发动机一体化能为进气道提供高品质的入流条件。针对楔形乘波前体及其与推进系统的一体化设计研究人员开展了大量的工作。Nonweiler基于楔形激波流场设计了 Λ 型乘波体^[6];Flower设计了有膨胀上表面的楔形乘波体^[7];Pike对多激波的楔形乘波体进行了研究^[8];Townend提出了流动捕获型线(Flow Capture Tube, FCT)的概念,设计了前缘型线为曲线的楔形乘波体^[9];Tarpley开展了楔形乘波体与冲压发动机一体化设计研究^[10];Rudd等研究了由楔形乘波体与推进系统一体化设计的高超声速飞行器的纵向静稳定性及控制特性^[11]。

尽管楔形乘波体激波后流场的均匀性好,但平直的激波形状导致其外形两侧的下反角过大,会对其横航向静稳定性产生不利影响。这一缺陷制约了其在吸气式高超声速飞行器一体化设计中的应用,故而需对楔形乘波体外形两侧的大下反角加以改善。作为吸气式高超声速飞行器的前体,楔形乘波体的改进设计应在不影响进气道入流的前提下进行,因此需对改进的区域进行严格划分。蒋崇文等提出了一种二维进气道前体压缩面的马赫线切割方法,为乘波体改进区域的划分提供了依据^[12]。该方法利用高超声速流动中任意一点产生的扰动无法跨过从该点发出的马赫线向外传播,证明了改变进气道外缘与飞行器前缘间马赫线外侧的前体外形不会影响进气道内的流动。

为了在保持乘波特性和不影响进气道入流的前提下改善楔形乘波前体的横航向静稳定性,本文基于马赫线切割方法对楔形乘波前体开展改进设计研究。根据马赫线切割方法对楔形乘波前体进行区域划分,确定进行改进设计的部位,并提出改进设计方案;研究改进部位的外形参数选取,通过斜激波关系式得出满足外形激波附体的临界参数并加以验证;对改进外形开展数值模拟并与原楔形乘波前体进行对比,验证改进设计的有效性。

2 改进设计方法

图1为在楔形生成流场中对给定前缘型线进行流线追踪得到的典型楔形乘波前体。该乘波前体前缘中心为直线,两侧通过曲线过渡到后掠直线。将该乘波前体作为吸气式高超声速飞行器前体,冲压发动机入口位于乘波前体尾部中心位置,前缘中心的直线部分便于与冲压发动机进行一体化设计。从前视图中可以看出楔形乘波前体两侧有明显下反,对飞行器的横航向静稳定性会产生不利影响,需对其进行改进设计。楔形乘波前体为对称外形,仅针对其一侧进行改进研究。

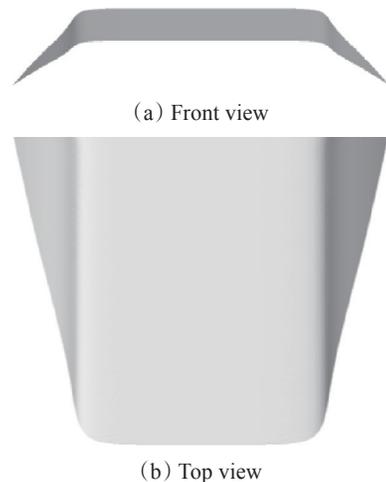


Fig. 1 Typical wedge-derived waverider forebody

2.1 楔形乘波前体马赫线切割

图2为楔形乘波前体一侧的下表面示意图,基于马赫线切割方法可将楔形乘波前体的下表面分为两个区域。区域1与区域2由一条马赫线分隔,该马赫线是以乘波前体前缘为顶点且与进气道外缘相交的马赫锥与乘波前体下表面的交线,马赫锥的马赫角由激波波后马赫数确定。由于高超声速流动中任意一点产生的扰动仅在以该点为顶点的马赫锥范围内传播,区域2内的扰动不会跨过马赫线影响区域1内的流动,进气道流场仅由区域1内的外形确定。改进设计时不改变该区域的下表面外形能保证进气道范围内的流场与原楔形乘波前体在该区域的流场一致,为冲压发动机提供均匀入流。区域2在马赫线外侧,将区域2切除或改变其外形不会影响进气道入流的均匀性。

将楔形乘波前体的区域2再分为两部分,如图3所示。其中区域2a是从马赫线起沿流向延伸至乘波前体底部的区域,其外形由位于区域1内的前缘型线决定,改变该区域的外形将导致乘波前体下表面的

流向外形出现偏转。向内侧偏转将会引起气流膨胀,从而降低预压缩效果;向外侧偏转将使得区域2a的外形下反角增大,与改进设计减小下反角的目标相悖。因此改进设计中保持该区域外形与原楔形乘波前体一致,沿流向均为直线。区域2b是原楔形乘波前体主要的下反部分,对其横航向静稳定性产生的不利影响集中在该区域,改进设计也将针对区域2b的外形。

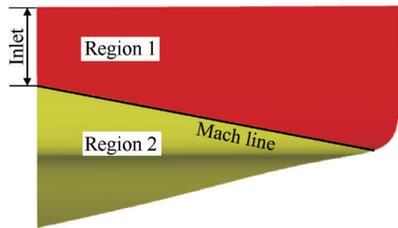


Fig. 2 Lower surface of the waverider forebody

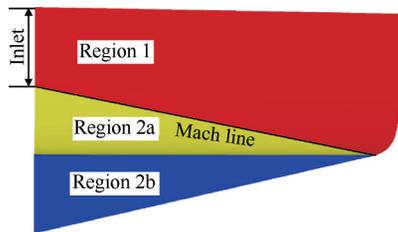


Fig. 3 Redistribution of the lower surface

改进设计的主要目标是消除楔形乘波前体两侧的下反,改善其横航向静稳定性,因此考虑将下反的区域2b外形用无下反、前缘后掠的斜楔代替,得到的改进外形如图4所示。改进外形的楔角与原楔形乘波前体楔角一致,外形是否乘波是由其前缘后掠角决定。为了使改进外形仍具有乘波特性,需对后掠角的选取进行研究。

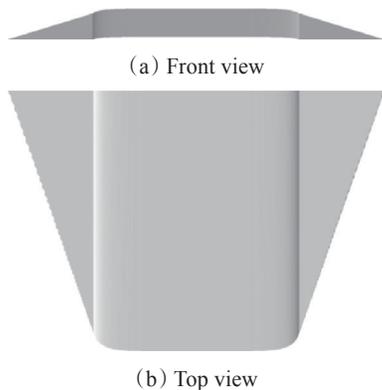


Fig. 4 Improved waverider forebody

2.2 后掠角选取研究

改进后区域2b的外形为一三维后掠斜楔,文献[13]研究表明,二维斜激波关系式经调整后仍然适

用于三维后掠的斜楔激波流场,二维条件下计算激波附体最大气流偏转角的方法亦可用于三维后掠斜楔。激波附体是乘波体具有的特征,若能通过计算出三维后掠斜楔激波附体应满足的外形参数,依据该参数设计的后掠斜楔为乘波体。

改进设计使用的三维后掠斜楔构型如图5所示,其中斜楔楔角为 θ ,后掠角 χ 为构型前缘与垂直于来流方向的水平线间的夹角。当来流马赫数为 Ma_0 时,垂直于前缘且平行于构型上表面的马赫数 $Ma'_0 = Ma_0 \sqrt{1 - \sin^2 \chi \cos^2 \theta}$,垂直于前缘平面内的等效楔角 $\theta' = \arctan(\tan \theta / \cos \chi)$ 。将垂直于前缘的平面视为二维斜楔,该平面内的斜激波关系式为

$$\tan \theta' = 2 \cot \sigma' \frac{Ma_0'^2 \sin^2 \sigma' - 1}{Ma_0'^2 (\gamma + \cos 2\sigma') + 2} \quad (1)$$

对应激波附体临界楔角 θ'_{\max} 的激波角 σ'_{\max} 可由下式求得

$$\sin^2 \sigma'_{\max} = \frac{1}{\gamma Ma_0'^2} \left\{ \frac{\gamma + 1}{4} Ma_0'^2 - 1 + \left[(\gamma + 1) \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} Ma_0'^2 + \frac{\gamma + 1}{16} Ma_0'^4 \right) \right]^{1/2} \right\} \quad (2)$$

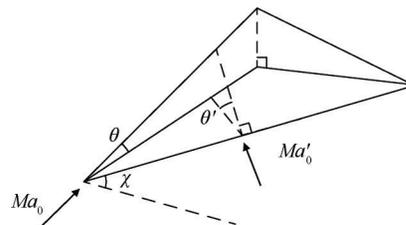


Fig. 5 Swept wedge configuration

由式(1),式(2)可求得不同来流马赫数 Ma_0 与楔角 θ 条件下激波附体的临界后掠角 χ_{\max} ,绘制 $\theta \sim \chi_{\max} \sim Ma_0$ 曲线如图6所示。从图中可以看出,在不同 Ma_0 下三维后掠斜楔的临界后掠角 χ_{\max} 与 θ 成反比;相同 θ 对应的 χ_{\max} 随着 Ma_0 的升高增大。不同 Ma_0 下,当 $\chi_{\max} = 0^\circ$ 时, θ 均达到极大值,该条件下构型无后掠, θ 的极大值与二维条件下来流马赫数为 Ma_0 对应的流动最大偏转角相同。当三维后掠斜楔构型的外形参数选择位于曲线下方时,该来流马赫数下构型产生的激波附体,构型具有乘波特性;当外形参数位于曲线上方时,该来流马赫数下构型产生的激波附体。

下面对三维后掠斜楔的激波附体条件进行验证。当 $Ma_0=6, \theta=6^\circ$ 时,临界后掠角 $\chi_{\max}=73.53^\circ$,在高度25km、构型长度为1m的工况下,分别选取 χ 为 73.53° 和 74.53° 的构型开展数值模拟。使用结构网

格对计算域进行划分(如图7所示),为了实现激波的精确捕捉将其附近的网格法向距离加密至与近壁区相同的1mm,计算网格总量为83万。数值模拟使用作者课题组研发的基于MPI的CFD并行有限差分程序ACANS,该程序在可靠性已得到大量实验算例^[14,15]的验证。程序对控制方程进行数值离散时,无粘通量采用Roe格式,时间离散采用隐式LU-SGS方法。

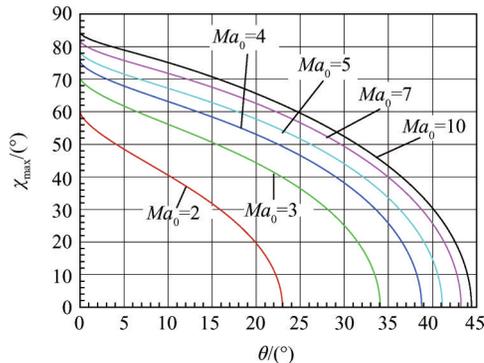


Fig. 6 $\theta-\chi_{\max}\sim Ma_0$ relations of the swept wedge

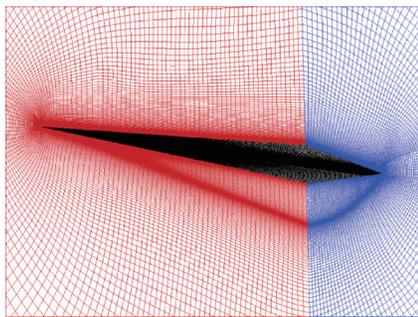
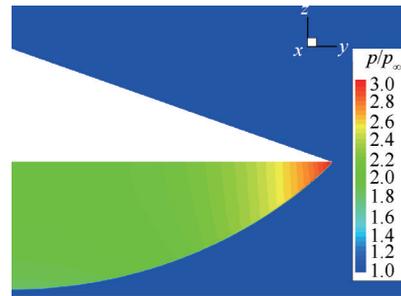


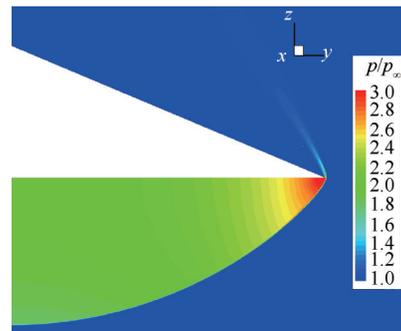
Fig. 7 Computational grid of the swept wedge

图8分别给出了构型尾部截面的压强云图。从图中可以看出当 $\chi = \chi_{\max}$ 时,见图8(a),构型产生的激波附于前缘,未发生泄漏,构型具有乘波特性的;当后掠角增大 1° ,见图8(b),构型产生的激波脱体,下表面的高压气体绕过边缘向上表面渗漏,构型不具有乘波特性。由于构型后掠角较大,过激波气流向构型外侧偏转发生膨胀,因此该构型产生的激波形状为曲面,波后压强因膨胀作用逐渐减小。数值模拟结果表明当 χ 小于或等于 χ_{\max} 时,后掠斜楔构型具有乘波特性;当 χ 大于 χ_{\max} 时,后掠斜楔构型的激波脱体。

经验证,通过斜激波关系式得出的激波附体条件能够判断后掠斜楔构型产生的激波是否附体。当斜楔后掠角 χ 小于或等于临界后掠角 χ_{\max} 时,下表面产生的激波附体,后掠斜楔具有乘波特性。



(a) $Ma_0 = 6, \theta = 6^\circ, \chi = 73.53^\circ$



(b) $Ma_0 = 6, \theta = 6^\circ, \chi = 74.53^\circ$

Fig. 8 Pressure counter in bottom plane of the swept wedge

3 改进设计验证

楔形乘波前体改进设计的步骤如下:

(1)根据楔形乘波体尾部进气道尺寸利用马赫线对乘波前体下表面进行区域划分,确定需要进行改进的区域。

(2)通过楔形乘波前体的来流马赫数 Ma_0 和楔角 θ 计算该条件下激波附体的临界后掠角 χ_{\max} 。

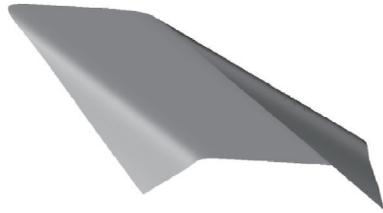
(3)将楔形乘波前体需要改进的外形用楔角相同、前缘后掠的无下反斜楔替换,根据需要选取小于或等于 χ_{\max} 的值作为改进外形后掠角。

经改进设计的外形仍具有乘波特性,因此可将改进外形称为改进乘波前体。

用于改进设计验证的楔形乘波前体是基于来流马赫数 $Ma_0=6$ 、楔角 $\theta=6^\circ$ 的楔形激波流场设计,外形如图9(a)所示。乘波前体长1m,宽1.2m,进气道入口位于乘波前体尾部中心位置,宽度为0.36m。按上文步骤对楔形乘波前体进行改进设计,在来流马赫数 $Ma_0=6$ 、楔角 $\theta=6^\circ$ 的条件下临界后掠角 $\chi_{\max}=73.53^\circ$,此处选取前缘后掠角 $\chi = \chi_{\max}$ 的极限情况,得到的改进乘波前体如图9(b)所示。

分别对原楔形乘波前体和改进乘波前体进行无粘数值模拟,图10给出改进乘波前体流场的压强等值线。可以看出改进乘波前体沿流向各截面位置内

的激波均完全附着于前缘,下表面的高压气流未出现向上表面泄漏的现象,这表明改进乘波前体具有良好的乘波特性。



(a) Wedge-derived



(b) Improved

Fig. 9 Waverider forebody configurations

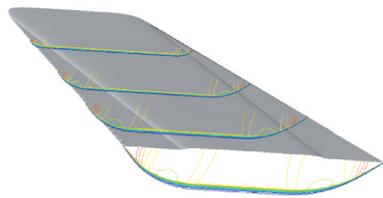
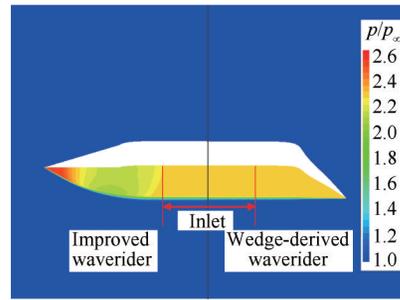


Fig. 10 Inviscid flowfield structure of improved waverider

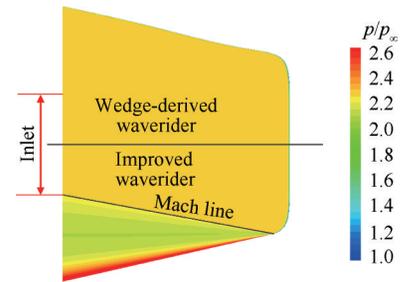
图 11 给出了改进乘波前体与原楔形乘波前体的压强对比云图。其中图 11(a)为尾部截面云图,从图中可以看出原楔形乘波前体外侧的下反面变为了改进乘波前体无下反平面,激波形状也由直激波变为曲激波。改进乘波前体进气道外侧流场由于外形变化导致与原楔形乘波前体波后一致的压强分布有明显区别,靠近外侧的压强比原乘波前体增大了10%,下表面压强从外侧向对称面先减小后增大;当进入进气道所在区域时,对称面两侧进气道范围内的流场压强分布完全相同,马赫线切割方法的使用保证了改进乘波前体进气道内的流场与原乘波前体保持一致,外形的改变未对流入进气道内的流动参数造成影响。图 11(b)为乘波前体下表面压强云图,改进乘波前体下表面的马赫线位置与设计完全一致。

表 1 中列出了原楔形乘波前体与改进乘波前体在设计状态下的无粘气动参数对比。与原楔形乘波前体外形相比改进乘波前体的升力系数、阻力系数与升阻比均有所提高。在吸气式高超声速飞行器中乘波体作为前体,而飞行器的质心位置在靠近机身中部的的位置,因此在计算力矩时取质心在乘波前体尾部对称面中心的位置,坐标为(1m, -0.105m, 0m)。由于升力增大,改进乘波前体的俯仰力矩系数也大

于原楔形乘波前体。



(a) Bottom plane



(b) Lower surface

Fig. 11 Pressure counter of waveriders

Table 1 Inviscid results of waveriders

Parameters	C_L	C_D	L/D	C_m
Wedge-derived	4.86×10^{-2}	5.08×10^{-3}	9.57	3.83×10^{-2}
Improved	5.05×10^{-2}	5.24×10^{-3}	9.64	4.12×10^{-2}

为研究改进乘波前体在非设计马赫数下的性能,对其在 $Ma_0=4$ 的条件下进行了数值模拟,并与设计马赫数进行对比。从图 12 中尾部截面的压强对比云图可以看出在 Ma_0 降低的非设计条件下改进乘波前体的激波脱体。由于 Ma_0 降低使得后掠斜楔的临界后掠角 χ_{max} 减小,在设计条件满足激波附体的后掠角无法确保在非设计条件下激波仍附体。若要求改进乘波前体在较低的 Ma_0 激波附体,应选取小于或等于该 Ma_0 对应 χ_{max} 的后掠角作为改进设计的前缘后掠角。非设计条件下改进乘波前体的激波形状也发生了变化, Ma_0 降低导致激波角增大,波后马赫角增大,改进设计的影响域向对称面方向扩大,使得对

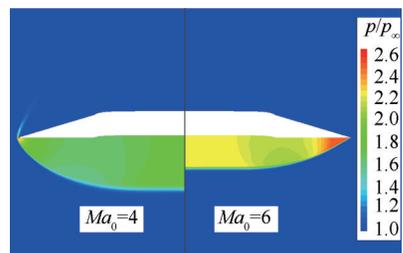


Fig. 12 Comparison of improved waverider in different conditions

称面两侧的平直激波段变窄。虽然激波的形状随 Ma_0 降低发生了变化,但波后流场仍保持了较好的均匀性。

下面研究改进设计对乘波前体横航向静稳定性的影响。分别对原楔形乘波前体与改进乘波前体在侧滑角 β 为 $2^\circ, 4^\circ, 6^\circ, 8^\circ$ 下开展无粘数值模拟。图 13 分别为原楔形乘波前体与改进乘波前体在不同侧滑角下的侧向力系数 C_y 、滚转力矩系数 C_l 及偏航力矩系数 C_n 。可以看出在小侧滑角范围内两种乘波前体的力及力矩系数近似呈线性,改进乘波前体的侧向力系数、滚转力矩系数及偏航力矩系数在各侧滑角下均远小于原楔形乘波前体。两乘波前体在有侧滑的情况下在横航向均是静不稳定的,但比较 $C_l \sim \beta$ 和 $C_n \sim \beta$ 曲线的斜率发现改进乘波前体的横航向静稳定

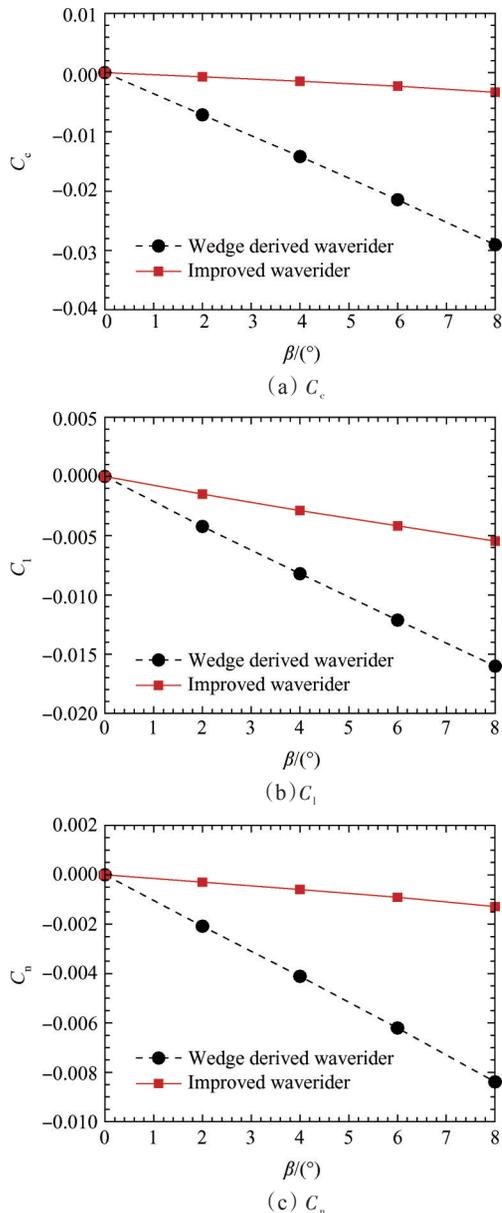


Fig. 13 Effect of β on lateral parameters of waveriders

性明显优于原楔形乘波前体。其中 C_l 和 C_n 对 β 的导数分别减小了 66.25% 和 84.64%。数值模拟结果表明改进设计能够有效改善原楔形乘波前体的横航向静稳定性。

图 14 给出了 $\beta=8^\circ$ 时两乘波前体尾部截面的流场压强对比。与原楔形乘波前体相比,改进乘波前体减小了下表面左侧区域的高压,同时增大右侧区域的低压,综合作用下减小了乘波前体两侧的压强差,从而起到改善其横航向静稳定性的作用。侧滑对两种乘波前体进气道入口流场的均匀性均有不利影响,在与推进系统进行一体化设计时应加以考虑。

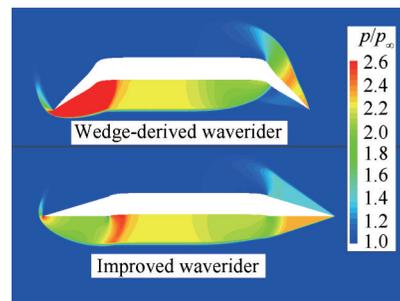


Fig. 14 Pressure counter in bottom plane of waveriders ($\beta=8^\circ$)

使用 ACANS 对改进乘波前体进行了粘性数值模拟,湍流模型采用 $k-\omega$ SST 模型,粘性通量采用中心差分。为验证本文的摩擦计算精度,分别对壁面第一层网格距离为 $1 \times 10^{-3} \text{m}, 5 \times 10^{-4} \text{m}$ 和 $1 \times 10^{-4} \text{m}$ 的三套网格开展数值模拟,结果表明三套网格计算的摩擦阻相差 2.59%,总阻力仅相差 0.92%,因此使用第一套网格已能够满足对摩擦计算精度的需求。图 15 给出了改进乘波前体流场流向截面的压强等值线图,可以看出粘性导致激波脱体,乘波前体下表面高压气流在前缘出现了泄漏。表 2 列出了粘性条件下两种乘波前体的气动参数,可见改进乘波前体的粘性升阻比仍高于原楔形乘波前体。粘性影响导致乘波前体总阻力增大,从而使其升阻比降低,相比于无粘条件乘波前体的升阻比减小了 39.93%。粘性对乘波前体的升力及压差阻力影响较小,同时乘波前体两侧的溢流也较少,改进乘波前体在粘性条件下仍具有较好的乘波特性。

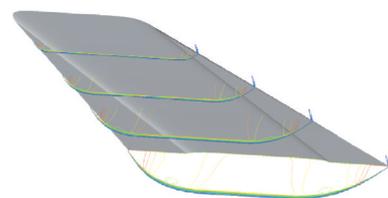


Fig. 15 Viscous flowfield structure of improved waverider

Table 2 Viscous results of waveriders

Parameters	C_L	C_D	L/D	C_m
Wedge-derived	5.07×10^{-2}	8.94×10^{-3}	5.67	3.99×10^{-2}
Improved	5.16×10^{-2}	8.91×10^{-3}	5.79	4.59×10^{-2}

4 结论

本文提出了基于马赫线切割方法的楔形乘波前体改进设计,并对一典型楔形乘波前体进行了改进设计和数值模拟研究,结果表明:

(1)马赫线切割方法提供了在保留原楔形乘波前体部分流场不变的条件下对其进行改进设计的途径。将该方法用于楔形乘波前体,可在不影响进气道入流的前提下对前体的部分外形进行改进。

(2)将通过斜激波关系式计算得到的三维后掠斜楔激波附体应满足的外形参数用于楔形乘波前体的改进设计,能够确保改进外形在设计条件下依然具有乘波特性的。

(3)与典型楔形乘波前体相比,改进外形的滚转力矩系数和偏航力矩系数对侧滑角的导数分别减小了66.25%和84.64%。数值模拟结果表明,改进设计在不影响进气道入流和前体乘波特性的条件下,有效提高楔形乘波前体的横航向静稳定性。

下一步研究如何将马赫线切割方法应用于其它类型的乘波前体改进中,以期设计出气动性能更为优越的乘波前体。

参考文献:

- [1] Witte D W, Huebner L D, Trexler C A, et al. Propulsion Airframe Integration Test Techniques for Hypersonic Airbreathing Configurations at NASA Langley Research Center[R]. *AIAA* 2003-4406.
- [2] Berens T M, Bissinger N C. Forebody Precompression Effects and Inlet Entry Conditions for Hypersonic Vehicles[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1998, 35(1): 30-36.
- [3] O'Neill M K L, Lewis M J. Optimized Scramjet Integration on a Waverider [J]. *Journal of Aircraft*, 1992, 29(6): 1114-1121.
- [4] 朱伟,张堃元,南向军. 壁面马赫数分布规律可控的新型内收缩基准流场设计方法[J]. *推进技术*, 2013, 34(4): 433-438. (ZHU Wei, ZHANG Kun-yuan, NAN Xiang-jun. Investigation on Basic Flow-Field with Controlled Mach Number Gradient for Hypersonic Inward Turning Inlets [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2013, 34(4): 433-438.)
- [5] 贺旭照,周正,倪鸿礼. 密切内锥乘波前体进气道一体化设计和性能分析[J]. *推进技术*, 2012, 33(4): 510-515. (HE Xu-zhao, ZHOU Zheng, NI Hong-li. Integrated Design Methods and Performance Analyses of Osculating Inward Turning Cone Waverider Forebody Inlet[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2012, 33(4): 510-515.)
- [6] Nonweiler T R F. Aerodynamic Problems of Manned Space Vehicles [J]. *Journal of the Royal Aeronautical Society*, 1959, 63: 521-528.
- [7] Flower J W. Configurations for High Supersonic Speeds Derived from Simple Shock-Waves and Expansions [J]. *Journal of the Royal Aeronautical Society*, 1963, 67: 287-290.
- [8] Pike J. On Lifting Surfaces Supporting One or More Plane Shock Waves [R]. *Royal Aircraft Establishment*, 66-3623, 1966.
- [9] Townend L H. On Lifting Bodies Which Contain Two-Dimensional Supersonic Flows [R]. *Royal Aircraft Establishment* 63-2675, 1963.
- [10] Tarpley C. The Optimization of Engine-Integrated Hypersonic Waveriders with State Flight and Static Margin Constraints [D]. *Maryland: University of Maryland*, 1995.
- [11] Rudd L E, Pines D J. Dynamic Control of Mission Oriented Hypersonic Waveriders [R]. *AIAA* 99-4951.
- [12] Jiang C W, Hu S Y, Gao Z X, et al. Mach Line Cutting of Compression Surface for Two-Dimensional Planar Inlets [J]. *AIAA Journal*, 2017, 55(1): 1-8.
- [13] Neal D D. General Three-Dimensional Relation for Oblique Shocks on Swept Ramps [J]. *AIAA Journal*, 2016, 54(1): 310-319.
- [14] Gao Z X, Lee C H. A Numerical Study of Turbulent Combustion Characteristics in a Combustion Chamber of a Scramjet Engine [J]. *Science China Technological Sciences*, 2013, 53(8): 2111-2121.
- [15] Gao Z X, Jiang C W, Pan S W, et al. Combustion Heat-Release Effects on Supersonic Compressible Turbulent Boundary Layers [J]. *AIAA Journal*, 2015, 53(7): 1949-1968.

(编辑:史亚红)