

文章编号: 0258-1825(2017)01-0108-06

乘波构型钝化方法分析及性能研究

陈小庆^{1,2}, 贺国宏¹, 江增荣¹, 钟文丽³, 侯中喜^{4,*}

(1. 中国人民解放军 96658 部队, 北京 100085;

2. 火箭军驻 8610 厂军事代表室, 湖北 远安 444200;

3. 装备学院激光推进及其应用国家重点实验室, 北京 101416;

4. 国防科技大学 航天与材料工程学院, 湖南 长沙 410073)

摘要:基于乘波构型设计高升阻比飞行器是新型高超声速飞行器布局设计的一种有效途径。受热防护系统设计和材料加工工艺等限制, 实际应用中需要对乘波构型具有的尖前缘进行钝化。本文针对移除材料和增加材料两种边缘钝化方法进行了对比研究, 分析了两种方法的共同点, 并采用典型外形阐明了这一共性。在此基础上, 基于移除材料方法对典型外形进行了一致钝化和非一致边缘钝化, 利用 CFD 方法对两种钝化外形气动性能进行了仿真分析。流场计算表明: 和一致边缘钝化相比, 非一致边缘钝化有效降低了下表面高压气体向上表面的渗透, 提高了外形所受的升力, 降低了边缘所受的阻力, 从而提高了钝化外形的升阻比; 尖前缘乘波构型最大升阻比位于零度迎角, 而钝化之后乘波构型最大升阻比在 2° 迎角附近取得; 随着迎角的增大, 钝化外形升阻比变化趋势和尖前缘外形变化趋势一致, 非一致钝化乘波构型气动性能和尖前缘乘波构型气动性能较接近, 非一致钝化方法得到外形的气动性能优于一致钝化外形。研究可为高超声速乘波飞行器的钝化修形设计提供参考依据。

关键词:乘波构型; 钝化方法; 数值计算; 气动性能; 一致钝化; 非一致钝化

中图分类号: V412

文献标识码: A

doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0082

Blunt methods for the leading edge of waverider

Chen Xiaoqing^{1,2}, He Guohong¹, Jiang Zengrong¹, Zhong Wenli³, Hou Zhongxi^{4,*}

(1. Unit 96658 of PLA, Beijing 100085, China;

2. Rocket Force Representative Office in 8610 Factory, Yuan'an, Hubei 444200, China;

3. State Key Laboratory of Laser Propulsion and Application, Academy of Equipment, Beijing 101416, China;

4. College of Aerospace Engineering, National University of Defense Technology, Changsha, Hunan 410073, China)

Abstract: Waverider is an effective reference configuration when designing high Lift-to-Drag ratio hypersonic aircraft. Restricted by aerodynamic thermal protection system and material processing technique, the sharp leading edge of a ideal waverider needs to be blunted. Two blunt methods, Tincer method and Takashima method, are discussed and analyzed in this work, and the feature that the two methods have in common is suggested and clarified by a typical waverider. Chosen a typical ideal waverider as reference model, uniform and non-uniform methods are applied, and the aerodynamic performances are studied. CFD method is used to analyze the performance of the three waverider models. The sharp leading edge waverider achieves its maximum Lift-to-Drag ratio at 0° angle of attack, which is the design point and shows the “wave rider” characteristic, the sharp leading edge prevents the high pressure leaking to the upper surface, thus shows good aerodynamic performance. Blunted waverider obtains the maximum lift-to-drag ratio at about 2° angle of attack. As the angle of attack increases, the aerodynamic performance of both the ideal and the blunted waveriders shows the same variation

收稿日期: 2015-07-06; 修订日期: 2015-09-19

作者简介: 陈小庆(1982-), 男, 江苏泰兴人, 工程师, 博士, 主要从事高超声速飞行器气动力、热计算研究。E-mail: chen_xiaoqing@qq.com

通信作者: 侯中喜*(1973-), 男, 陕西宝鸡人, 教授, 博士, 主要从事临近空间飞行器总体技术研究。E-mail: cn_hzx@sina.com.cn

引用格式: 陈小庆, 贺国宏, 江增荣, 等. 乘波构型钝化方法分析及性能研究[J]. 空气动力学学报, 2017, 35(1): 108-114.

doi: 10.7638/kqdlxxb-2015.0082 Chen X Q, He G H, Jiang Z R, et al. Blunt methods for the leading edge of waverider[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2017, 35(1): 108-114.

trend, while the performance of the non-uniform blunted waverider is more close to the ideal one. The flow field pressure contours shows that the non-uniform blunted method effectively reduces the high pressure gas leaking from the lower surface to the upper surface, thus the non-uniform blunted waverider shows better aerodynamic performance than uniform blunted one, which can be referenced in the configuration design of hypersonic waverider analogue vehicle.

Keywords: waverider; blunt method; CFD; aerodynamic performance; uniform blunt; non-uniform blunt

0 引言

乘波构型是实现飞行器高升阻比、突破高超声速“升阻比屏障”的一种有效尝试^[1]。其主要设计思想是通过已知流场构造外形,利用自身产生的附体激波将波后的高压气流限制在飞行器的下表面,依靠上下表面的压差形成较大升力,从而获得比常规外形高得多的升阻比。乘波构型作为一种先进的气动布局,正逐步应用于新概念飞行器和高超声速导弹的设计,如 HTV-2、X-51 等。

理想乘波构型的优异气动力性能总与其尖锐的边缘特征紧密联系,这不仅给材料带来加工工艺、力学性能等方面的困难,同时导致其边缘位置面临苛刻的气动加热环境。为了解决乘波构型优异气动力性能与尖锐边缘带来的材料、防热、控制等问题之间的相互矛盾,对其边缘实施钝化修形,在适当降低气动力性能的同时,提高乘波构型的防热性能,被认为是可能的有效途径^[2]。以前人们对未修形的乘波构型的气动特性研究比较多^[3-6],随着对乘波构型实用化研究的深入,对乘波构型钝化性能的研究越来越多: Lewis^[7]、Takashima^[3] 和 Travis^[8] 等分别采用风洞实验和 CFD 方法对具有钝化前缘的乘波构型进行了研究,结果表明钝化前缘对乘波构型的气动性能具有较大影响。文献[9]通过数值方法研究了钝边缘和尖锐边缘的 Δ 形乘波体的气动特征,结果表明对于半径不足外形长度 1% 的钝边缘造成外形升阻比相比理想外形下降了 50% 左右,因此基于防热考虑的钝边缘对乘波构形气动特征存在着极大的影响。刘济民在分析已有钝化处理方法的基础上,针对乘波构型设计的特点改进了两种钝化方法^[10]。刘建霞进行了非一致边缘钝化乘波构型的设计方法研究,建立了以当地后掠角作为边缘分区依据的具体思路,通过 CFD 和风洞试验对比分析,论证了“非一致边缘钝化方法”在乘波构型总体设计中的可行性^[11]。

本文在对目前广泛采用的两种钝化方法进行了分析,提出两种钝化方法是相通的,针对实际外形的对比验证了该观点;对一致钝化和非一致钝化两种外形气动性能进行了对比,验证了非一致钝化方法得到

的乘波构型的气动性能,研究可为高超声速乘波飞行器的外形钝化修形设计提供一定的依据。

1 乘波构型钝化方法分析

目前,针对乘波构型的钝化方法,有两种思路:移除材料和增加材料^[12]。Takashima^[3] 研究了移除材料的钝化方法(切割钝化),由于乘波构型边缘非常簿,这一钝化方法导致乘波构型的升力面、容积等指标损失严重;Tincher^[13] 针对增加材料的钝化方法进行了深入研究,并指出增加材料的钝化方法不会降低乘波构型容积,同时对其升力面、流场结构的影响很小。目前关于这两类钝化方法的优劣对比,主要强调 Tincher 方法对容积的贡献以及其对流场结构影响较小,两种方法如图 1 所示。

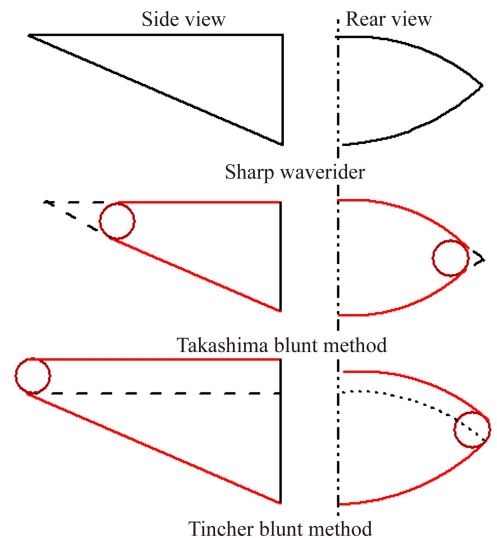


图 1 两种边缘钝化方法

Fig. 1 Two blunt method

文献[14]中对 Takashima 和 Tincher 的方法分别进行了改进,但其方法对上下表面均需进行光滑处理,以改进的 Takashima 方法为例,如图 2 所示,对原始构型均会产生不同程度的偏离,尤其是上表面,以图中所示的截面为例,针对 B 附近进行局部修形之后,必须对 B 点之后 BC 之间的上下表面进行同步的处理,否则利用这种方法得到的外形不能保证上表

面平行于来流,下表面也和原始流线追踪的外形偏离较大,构造起来比较复杂,而利用基本方法得到的外形则不存在这方面的问题。

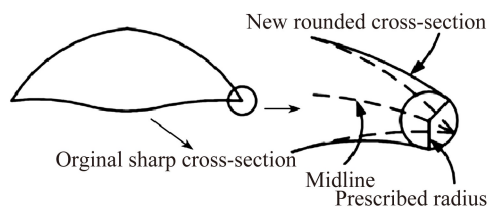


图 2 改进的 Takashmia 钝化方法

Fig. 2 Improved Takashmia blunt method

针对移除材料和增加材料两种钝化方法分析认为,两种思路是相通的,只是表达方式有所差异,图 3 为乘波构型对称面钝化示意图。 $OA'B'$ 为尖前缘乘波构型对称面, $OACB'$ 为对其通过 Takashima 移除材料方法得到的乘波构型的对称面, $OA'C'B''$ 为通过 Tinchler 增加材料的方法得到的钝化乘波构型的对称面。可以看出, $OA'C'B''$ 还是尖前缘乘波构型 $OA'B''$ 利用移除材料的方法得到的钝化乘波构型,而 $OACB'$ 则为尖前缘乘波构型 OAB 通过增加材料的方法得到的钝化乘波构型的对称面。

以典型乘波构型为例(图 4),初始设计长度为 5 m(图 3 中 $A'B'$),宽 1.7 m,厚 0.792 m(外形 A),容积为 1.39 m^3 ,估算升阻比为 3.964。对其进行 2 cm 半径的钝化修形后,测得上表面从前缘点到底部 CB' 长 4.746 m,宽 1.6 m(外形 B),容积为 1.385 m^3 ,根据几何关系亦可求得 $CB' = A'B' - A'C = 5 - 0.02 / \tan(\angle CA'D) = 4.746$ (半锥角为 9°)。

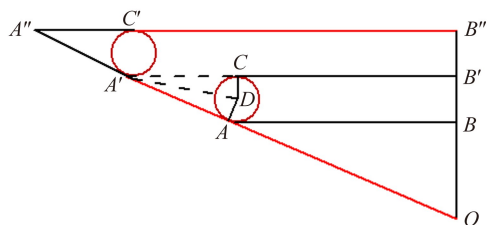


图 3 钝化方法比较

Fig. 3 Comparison of blunt method

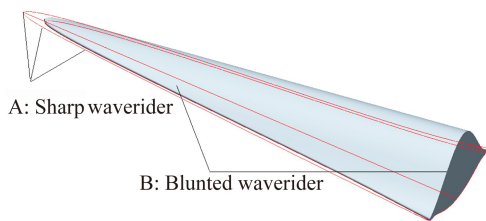


图 4 基本乘波构型

Fig. 4 Basic waverider

利用该外形的上表面特征参数,生成了长度为 4.746 m 的尖前缘乘波构型(外形 C),容积为 1.22 m^3 ,将其上下表面及底面和外形 B 进行比较,如图 5 所示。针对外形 B 和 C 的上下表面分别比较可以发现,外形 B 和 C 上下表面吻合较好,在前缘边处有细微差异,这是因为对前缘边进行钝化时,钝化曲面需和上下表面相切,进行局部的光顺处理,造成了细微的差异。因此,外形 B 可以认为是外形 C 利用 Tinchler 方法进行钝化后的外形。对外形 C 利用移除材料的钝化方法进行 2 cm 半径钝化后,其剩下的容积则为 1.18 m^3 ,和其相比,外形 B 具有较大的容积优势,但外形 B 和原始外形 A 相比,其容积则略有降低。

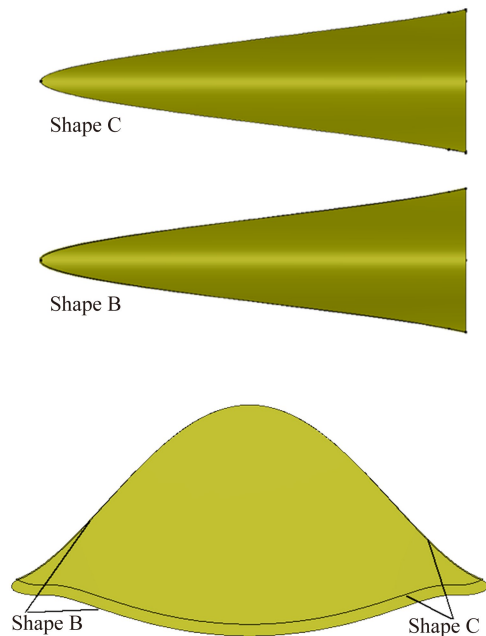


图 5 外形 B、C 对比图

Fig. 5 Comparison of waverider B and C

利用切割钝化方法对乘波构型进行钝化时,钝化尺度对乘波构型气动性能影响显著^[15],同时钝边缘乘波构型的高热流密度仅局限在驻点附近的小范围区域,在满足防热需求的同时,可以考虑对其绝大部分边缘采用更小的钝化尺度以减小气动性能损失,在一般钝化方法的基础上,文献[11]提出了非一致边缘钝化方法,基于这一思想,在外形 A 的基础

上, 本文对其进行了非一致钝化修形, 通过改变钝化半径变化规律, 如图 6 所示, 生成了外形 D, R_1 选为 2 cm, R_2 选为 0.5 cm。外形 D 的容积为 1.3846 m³, 对比一致钝化外形 B 和非一致钝化外形 D 的容积可以发现, 因为是对边缘进行钝化处理, 移除的是对容积影响很小的边缘部分, 因此二者容积差别较小。

文献[15]中分析了一致钝化时半径选取 1 cm、2 cm 和 3 cm 时对乘波构型气动性能和气动热特性的影响, 钝化半径为 2 cm 时驻点处的热流密度相比 1 cm 时有较大程度的下降, 继续增加钝化半径则下降幅度有限而气动性能有较大幅度的降低; 参考文中的相关分析, 本文驻点处的钝化半径选 2 cm。

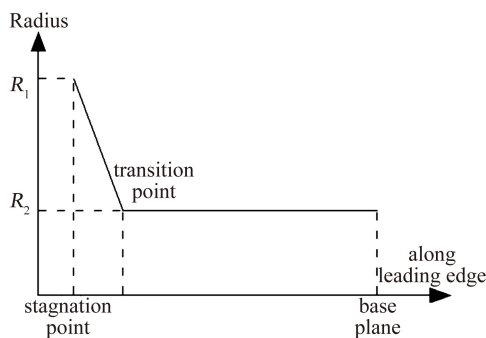


图 6 非一致边缘钝化方法半径变化示意

Fig. 6 Radius distribution of non-uniform blunt method

当钝化半径选取同一值时, 可以使用增加材料的方法进行钝化处理, 当需要进行非一致钝化时, 如前所述, 若采用增加材料的方法, 则需要对上下表面进行连接处进行较大的修形及光滑处理, 对原始流场结构产生较大的影响, 因此, 本文只研究移除材料的方法进行钝化。

至此, 共获得 4 个外形: 长度为 5 m 和 4.746 m 的尖前缘乘波构型 A 和 C, 对外形 A 进行 2 cm 边缘钝化的外形 B、对外形 A 进行非一致边缘钝化的外形 D。本文利用 CFD 方法对四个外形进行气动性能的计算分析, 比较其气动性能。

2 计算格式

2.1 控制方程

由于高超声速飞行条件下粘性影响较大, 三维效应比较明显, 采用二维简化的方法对其对称面进行模拟存在较大的偏差, 因此, 本文在数值模拟时采用三维 NS 方程作为控制方程:

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \frac{\partial (F + F_v)}{\partial x} + \frac{\partial (E + E_v)}{\partial y} + \frac{\partial (G + G_v)}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

其中 U 为守恒变量, E, F, G 为对流通量, E_v, F_v, G_v

为粘性通量。

流动在物面上满足无滑移、等温壁及法向压力梯度为零条件, 超声速来流外边界给定来流条件。

2.2 差分格式及数值方法

将微分形式的流体动力学基本方程组对每个单元体积分, 并对空间导数应用 Gauss 定理, 积分形式可以表示如下:

$$\int_{\Omega} \frac{\partial Q}{\partial t} dV + \int_s f \cdot n ds = 0 \quad (2)$$

其中 Q 为守恒变量, f 为矢通量, n 为单元体表面外法向单位矢量。离散后的控制方程为如下形式:

$$\delta Q_{i,j,k} = - \left(\frac{\partial t}{\partial \Omega} \right)_{i,j,k} \{ [(f_{i+1/2}^i - f_{i-1/2}^i)_{j,k} + (f_{j+1/2}^i - f_{j-1/2}^i)_{i,k} + (f_{k+1/2}^i - f_{k-1/2}^i)_{i,j}] - [(f_{i+1/2}^v - f_{i-1/2}^v)_{j,k} + (f_{j+1/2}^v - f_{j-1/2}^v)_{i,k} + (f_{k+1/2}^v - f_{k-1/2}^v)_{i,j}] \} \quad (3)$$

其中将流通量矢量 f 分解为无粘通量 f^i 和粘性通量 f^v , $f = f^i - f^v$ 。

离散方程空间项采用 Roe's FDS 通量差分格式, 通过限制器的引入, 使其具有高阶精度, 本文中选取 Vanleer 限制器。通过时间步进法求解离散方程。

在设计状态 ($Ma = 15$, $H = 50$ km) 下, 本文所研究的乘波构型特征雷诺数为 1.4×10^6 , 根据转捩理论, 流动已经由层流过渡到湍流。文献[16]根据风洞试验数据拟合出转捩准则:

$$\lg Re_s = 6.421 \exp(1.209 \times 10^{-4} Ma_e^{2.641}) \quad (4)$$

由上式计算的转捩雷诺数为 3.1×10^7 ; 此外, 文献[17]根据飞行试验数据拟合出转捩雷诺数计算公式为:

$$Re_s = 6400 \times (Ma_e)^{3.66} \quad (5)$$

由其计算得到的转捩雷诺数为 1.2×10^8 。所以, 本文计算流场时, 采用层流假设。

文献[18]对所有可能决定计算网格的因素均进行了分析, 总结出 CFD 计算中一套可获得精确结果的网格分布方法。本文即按照其中提出的确定物面第一层网格高度的公式进行了网格划分。

边界条件选取如下: 入口处取来流状态; 出口处数值边界条件采用外推方式获得; 壁面处提等温、无滑移物面条件。

3 计算结果分析

3.1 尖前缘流场

首先针对尖前缘外形 A 和 C 的气动性能进行了 CFD 分析, 零度迎角下流场等压力线分布如图 7 所

示。对于尖前缘乘波构型,附体激波将上下表面的流动“完全”隔开,上下表面之间保持着均匀的高压力差,使其获得了良好的升力性能。

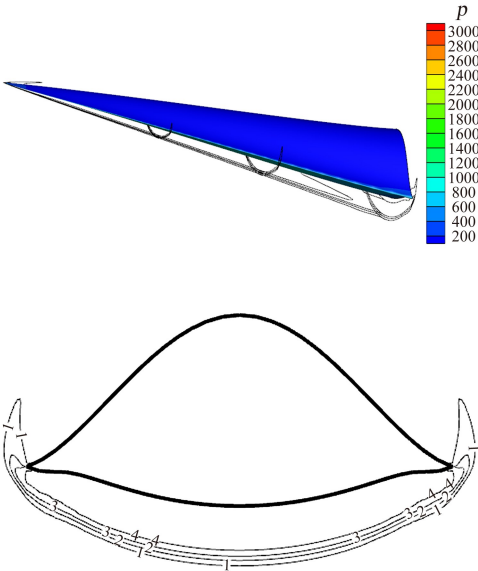


图 7 5 m 尖前缘乘波构型流场等压线分布
Fig. 7 Pressure contours of the 5 m length sharp waverider

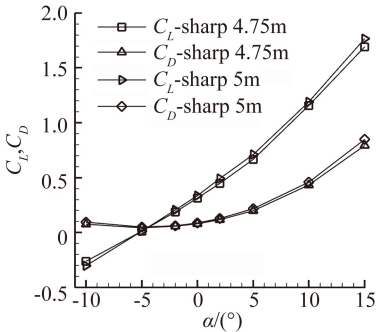
零度迎角下 5 m 长度外形升力系数为 0.335 662,阻力系数为 0.0852,升阻比为 3.94。4.75 m 长度外形的升力系数为 0.3144875,阻力系数为 0.07913289,升阻比为 3.97,二者相差 1%,其余各迎角下的升阻比差别也均小于 1%;两个外形的气动性能相差很小,这是由于两个外形的生成控制参数基本相同:上表面控制曲线和基本圆锥半锥角完全相同,但外形宽度相差 0.1 m。升力系数和阻力系数的差别主要是因为无量纲化时参考面积均选取的 5 m 长外形的底部面积,使得 4.75 m 长外形的升力系数和阻力系数均比 5 m 长外形偏小。

在设计状态(零度迎角)下,乘波构型表现出良好的气动性能,升阻比高达 3.9,而一旦偏离设计状态,在正迎角范围内,升力系数随迎角线性变化,阻力系数随迎角成二次曲线关系,升阻比随迎角的增大线性降低,如图 8 所示,在负迎角状态下,气动性能急剧下降,−5°迎角情况下升阻比为 0.2,由于采用的圆锥半锥角为 9°,迎角为 −5°时,上表面压缩角为 5°,下表面为 4°,两个表面的压强差别很小,造成气动性能的急剧下降。

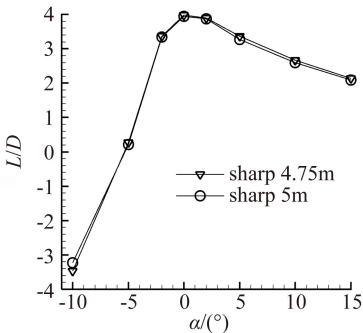
3.2 钝化对性能影响

对于尖边缘乘波构型,其流场中的附体激波将上下表面的流动完全隔开,上下表面之间保持着均匀的高压力差,使其获得了良好的升力性能。对于钝边缘乘波构型,头部弓形激波的出现增加了外形所受到的

激波阻力;同时弓形激波使得上下表面气体相互流通,下表面的高压气体向上表面泄露,钝化边缘附近区域的表面压力分布改变,导致乘波构型升力性能下降。图9给出了零度迎角条件下尖前缘乘波构型、2 cm

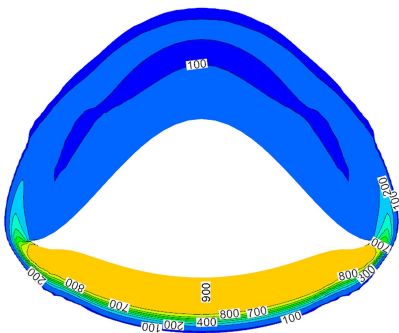


(a) 升力系数、阻力系数

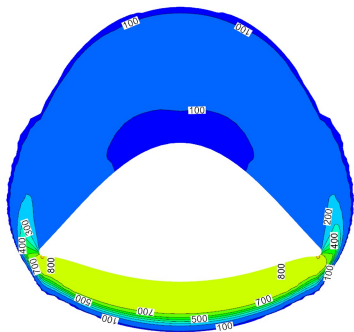


(b) 升阻比

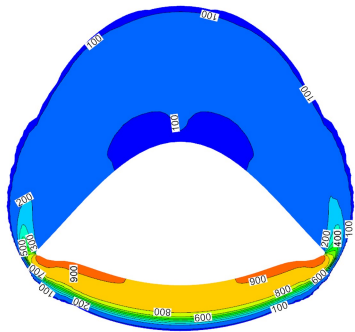
图 8 尖前缘乘波构型气动性能
Fig. 8 Aerodynamic coefficients of sharp waverider



(a) 尖前缘乘波构型



(b) 一致钝化乘波构型



(c) 非一致钝化乘波构型

图 9 $x=3.5\text{ m}$ 截面等压线分布

Fig. 9 Pressure contours at $x=3.5\text{ m}$

一致钝化乘波构型以及非一致钝化乘波构型 3.5 m 截面的等压线分布。可以看出,相同位置处的下表面的压强从大到小依次为:尖前缘乘波构型、非一致钝化外形、一致钝化外形。由于粘性效应的影响,尖前缘下表面压强为 900 Pa 左右,钝化后下表面高压气体通过钝化前缘向上表面泄露,非一致钝化时泄露小于一致钝化时泄露量,非一致钝化下表面压强为 $800\text{ Pa}\sim 900\text{ Pa}$ 之间,一致钝化下表面压强则为 800 Pa 左右。

对于一致钝化乘波构型,计算得到的升力系数为 0.301886 ,阻力系数为 0.09175 ,升阻比为 3.26 。和尖前缘乘波构型相比,其升力系数降低了 10.1% ,阻力系数增大了 7.7% ,升阻比降低了 17% 。非一致边缘钝化乘波构型的升力系数为 0.31979 ,介于尖前缘和一致钝化两种构型之间,比一致钝化乘波构型增加 10.6% ;阻力系数为 0.09 ,同样介于尖前缘及一致钝化两种构型之间,比一致钝化乘波构型减少 2% ;两因素的共同作用,使得非一致边缘钝化乘波构型的升阻比增加约 7.5% 。

图 10 给出了一致和非一致钝化两个外形流场中沿驻点线的压力系数分布。利用激波关系式计算

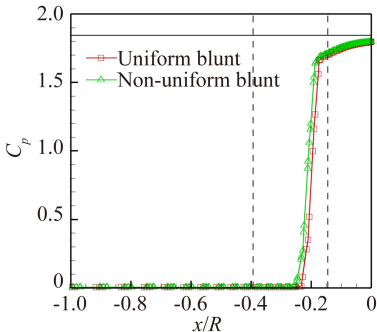


图 10 压力系数沿驻点线分布

Fig. 10 Pressure coefficients along stagnation line

驻点压力为 23148 Pa ,对应压力系数为 1.8435 ,CFD 计算得到的一致钝化和非一致钝化两种外形的驻点处压力系数为 22588 Pa 和 22595 Pa ,对应压力系数分别为 1.799 和 1.800 ,不同的钝化方法对驻点附近流场结构影响较小。在计算条件下,采用 Billig 理论公式,计算出的圆柱-楔构型和球头-锥构型的头部激波脱体距离分别为 $0.394R$ 和 $0.145R$,如图 10 中虚线所示,两种钝化乘波构型头部脱体激波距离介于两者之间,激波位置也很接近。

表 1 给出了上下表面及钝化前缘各部分对气动力的贡献,一致钝化时,下表面产生的升力从钝化前的 0.361 降低为 0.309 ,下降约 20% ;实施钝化修形后,原本并不受力的边缘位置不仅产生了少量升力,还承受了接近上表面 3 倍的阻力,其值占到钝边缘乘波构型所受阻力总和的 20% 。上下表面受到的阻力总和则减小约 14% 。由此可见,边缘位置增加的阻力是造成乘波构型气动力性能损失的最主要原因。在阻力构成中,钝化前后摩阻系数变化不大,大小约 0.026 ,主要是激波阻力增加了,从钝化前的 0.059 增大为 0.065 ,增加约 10% 。

对于非一致边缘钝化乘波构型而言,导致气动力性能得到改善的原因是:一方面,非一致边缘钝化乘

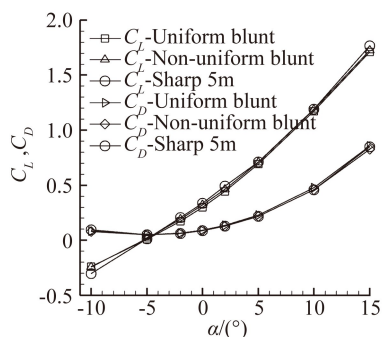
表 1 0° 迎角下乘波构型的气动力系数对比

Table 1 Aerodynamic coefficients of waverider at 0°AOA

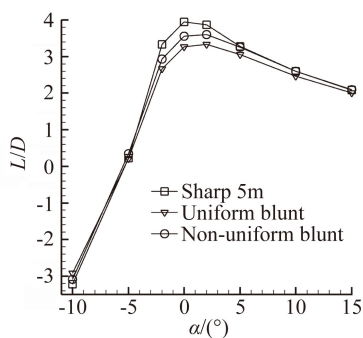
Region		C_L	C_D	$C_D _{\text{pressure}}$	$C_D _{\text{friction}}$
Sharp	Upper surface	-0.025606	0.008158	0	0.008158
	Lower surface	0.361221	0.077037	0.058921	0.018116
	total	0.335615	0.085195	0.058921	0.026274
Uniform blunt	Leading edge	0.012891	0.018430	0.01174	0.006690
	Upper surface	-0.020335	0.006873	0	0.006873
	Lower surface	0.309330	0.066447	0.053077	0.013370
	total	0.301886	0.091750	0.064817	0.026933
Non-uniform blunt	Leading edge	0.009544	0.014845	0.009826	0.005019
	Upper surface	-0.02214	0.007004	0	0.007004
	Lower surface	0.332361	0.068220	0.054238	0.013982
	total	0.319793	0.090069	0.064064	0.026005

波构型大约 97% 的升力来自上下表面之间的压力差,而一致边缘钝化的值为 95.6%,这意味着其边缘位置的泄露现象减弱,升力性能得到提升;另一方面,与一致边缘钝化乘波构型相比,非一致边缘钝化乘波构型其边缘面积要小于一致钝化乘波构型边缘面积,和一致钝化外形相比,边缘位置受到的压差阻力减小 16%,摩擦阻力减小 25%,边缘受到的总阻力减小明显,可以看出,降低边缘位置受到的阻力,是改善钝化对乘波构型气动力性能影响的重要措施。

两种钝化外形气动性能随迎角变化关系如图 11 所示,在研究迎角范围内,两种钝化乘波构型的升力系数、阻力系数和升阻比随迎角变化趋势与尖前缘乘波构型类似,升力系数和迎角成近似线性关系,阻力系数和迎角近似成二次曲线关系,随着迎角的增大,升力系数和阻力系数增大。



(a) 升力系数,阻力系数



(b) 升阻比

图 11 钝化乘波构型气动性能

Fig. 11 Aerodynamic coefficients of blunted waverider

尖前缘乘波构型的设计状态为 0° 迎角, 0° 迎角下其升阻比最大,钝化后其最大升阻比在 2° 迎角附近,两种钝化外形 0° 迎角和 2° 迎角的升阻比相差约 0.05。以非一致钝化为例,其 0° 迎角下的升阻比为 3.55, 2° 迎角下为 3.595,钝化对乘波构型的设计状态有一定的影响。

当迎角从 0° 变为 -2° 时,其升阻比呈现明显下降的趋势。随着迎角的增大,钝化外形升阻比变化趋势

和尖前缘外形变化趋势一致,非一致钝化乘波构型气动性能和尖前缘乘波构型气动性能较接近,表明在非设计状态下,非一致边缘钝化乘波构型气动性能优于一致钝化乘波构型。

以上分析表明:非一致边缘钝化的方法可以有效改善乘波构型由于钝化修形造成的气动力性能损失,其最大升阻比不在 0° 迎角取得,而是位于小角度正迎角处。该设计理念在高超声速乘波飞行器的总体设计中具备一定的可行性。

4 结 论

本文针对乘波构型的移除材料和增加材料两种钝化方法展开分析,通过几何分析认为两种方法是相通的,并且利用设计的钝化乘波构型和尖前缘乘波构型的比较验证该观点。针对设计乘波构型的一致钝化和非一致钝化两种外形展开气动性能分析,分析表明,非一致边缘钝化方法对乘波构型流场结构的影响小于一致钝化,下表面向上表面发生泄露的现象减弱,气动性能得到改善。本文仅仅分析了钝化对气动力的影响,进一步将开展钝化方法对气动热特性的影响分析。

参 考 文 献:

- [1] Nonweiler T R F. Aerodynamic problems of manned space vehicles[J]. Journal of the Royal Aeronautical Society, 1959, 69 (9): 521-528.
- [2] Santos W F N. Leading edge thickness impact on drag and lift in hypersonic wedge flow[R]. AIAA 2007-615.
- [3] Takashima N, Lewis M J. Navier-Stokes computations of a viscous optimized waverider[R]. AIAA 92-0305, 1992.
- [4] Tsai B J. Navier-Stokes simulation for waverider including turbulence, Heat Transfer, and Wakes, University of Missouri Columbia, 1992.
- [5] Mundy J A, Hasen G A. A numerical study of conically derived waveriders[R]. AIAA-94-0765, 1994.
- [6] Graves R E, Argrow B M. Aerodynamic performance of an oscillating-cones waverider at high altitudes[R]. AIAA 2001-2960, 2001.
- [7] Gillum M J, Lewis M J. Analysis of experimental results on a Mach 14 waverider with blunt leading edges[R]. AIAA-96-0812, 1996.
- [8] Drayna T W, Nompelis I, Candler G V. Numerical simulation of the AEDC waverider at Mach 8[R]. AIAA 2006-2816.
- [9] Silvester T, Morgan R. Queensland UBA. Computational hypervelocity aerodynamics of a caret waverider Waverider[R]. AIAA 2004-3848.
- [10] Liu J M, Hou Z Q, Song G B, et al. Blunted method for waverider and its effect on performance[J]. Journal of Astronautics, 2011, 32(05): 966-974. (in Chinese)
刘济民, 侯志强, 宋贵宝, 等. 乘波构型的钝化方法及其对性能影响研究[J]. 宇航学报, 2011, 32(5): 966-974.

