乘波体前缘钝化途径

韩汉桥1,王发民1,张杰2

(1 中国科学院力学研究所高温气体动力学国家重点实验室(筹),北京海淀区 100190)

(2 北京银景科技有限公司, 北京 100101)

摘要 用指数率前缘代替传统圆弧形前缘给乘波飞行器提供了一种可能的钝化方式。本文利用数值方法对三维高超声速乘波体指数率前缘进行了研究,选取了一个乘波前体作为计算的物理模型,分别采用指数率前缘和传统的圆弧形前缘进行钝化,对两种不同钝化方式计算所得的气动力、热特性进行了对比分析。对于所考虑的计算工况,乘波体的指数率前缘所受到的阻力更小,同时它有一定的钝度以减轻热防护压力,并且可以通过选取适当的指数来调整前缘钝度,以满足热防护需求,可以为工程上高超声速飞行器前缘设计提供参考。

关键词 高超声速,气动热防护,指数率前缘,气动性能

引言

在高超声速飞行中,普通的飞行器存在着"升阻比屏障^[1]",为了突破"升阻比屏障",最可行和有效的方法是采用乘波体^[2]布局。乘波布局是利用贴体激波,将高超声速飞行时激波后的高压气体分隔在下表面,从而获得高升阻比。但是从气动加热的角度来看,尖前缘的气动加热将会无限增加,这样就出现了乘波飞行器高升阻比需求的贴体激波和气动热所需的脱体激波的矛盾^[3]。对于在大气层中高超声速飞行的飞行器,为了使热流率限制在可接受的水平,且满足内部热传导的需求,飞行器的前缘必须钝化。而前缘区域又必须在足够尖以保持气动特性和足够钝以减轻气动加热间综合考虑,因此它成为学者和飞行器设计人员感兴趣的区域。

常用的前缘钝化方式是采用固定钝化半径的圆弧钝化,这时激波的脱体距离和上下表面之间的气体泄漏随着钝化半径的增大而增加。 Mason 和 Lee^[4]指出一些在几何上是钝的前缘在气动特性上可能表现出尖前缘的特性,比如指数率前缘 $(y \sim x^n, 0 < n < 1)$,他们通过分析给出了气动上尖前缘和钝前缘的区分标准。 Santos^[5,6]采用 DSMC 方法对二维指数率前缘的气动力、热特性进行了一些研究,但并没有将其扩展到三维应用当中。

本文针对乘波布局高超声速飞行器,采用 三维圆形前缘和指数率前缘对乘波前体进行了 前缘钝化,分析了用指数率前缘代钝化替传统 的圆形前缘钝化的气动性能变化问题,以寻找 既能够满足高超声速气动热防护需求,又能最 大限度保持高超声速乘波布局飞行器原有气动 性能的前缘钝化方法。

1 前缘的定义

指数率前缘一般可以用(1)式来表示:

$$y = ax^n \tag{1}$$

其中 n 是幂指数, a 是一个随 n 变化的常数 0<n<1。

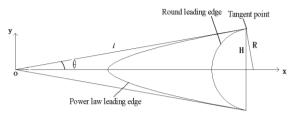


图 1 前缘几何示意图

图 1 为本文中用于推导指数率前缘表达式的示意图。我们建立了坐标原点在半楔角 θ 顶点的一个坐标系 xoy,且取 x 轴上的长度为单位长度 1,这样可以为指数率前缘表达式的推导带来方便。H 为从切点到 x 轴的距离,R 为

从切点引出的相切圆的半径, *l* 为从楔顶点到 切点的距离,可以用公式(2)来表示:

$$\begin{cases} H = \tan(\theta) \\ R = \frac{\sin(\theta)}{\cos^2(\theta)} \\ l = \frac{R}{\tan(\theta)} \end{cases}$$
 (2)

下面推导图 1 所示的指数率前缘的计算公式,并确定其中的参数。根据标准的指数率前缘公式 1,在图 1 所示的坐标系和变量下,其表达式形式为:

$$y = a(x-b)^n \tag{3}$$

其中 a, b 为待定系数, 其确定公式如下:

$$\begin{cases} a = \frac{\tan \theta}{n^n} \\ b = 1 - n \end{cases} \tag{4}$$

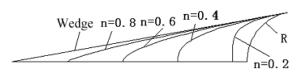


图 2 不同指数时的指数率前缘示意图

图 2 中给出了半楔角 10 °下,指数为 0.2、 0.4、0.6、0.8 的指数率前缘和圆弧前缘的形状对比。从图中可以看出,在指数为 0.2 时,指数率前缘变得很钝,其钝度超过了圆形钝化,在指数 0.8 时,指数率前缘的钝化效果不明显,几乎相当于尖化前缘,在中等大小的指数率 0.4 或 0.6 时,指数率前缘流线型较好,且有一定的前缘钝化度。我们选择中等大小的指数 0.4,0.5 和 0.6 作为分析重点,并和相应的圆弧钝化前缘的气动性能相比较,分析指数率前缘的气动性能。

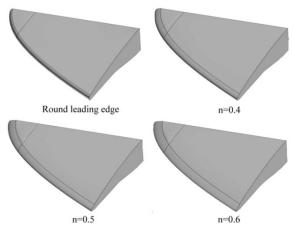


图 3 圆形前缘和指数率前缘钝化的乘波前体示意图

为了分析指数率前缘在高超声速乘波布局飞行器设计上的有效性和可用性,在马赫数 6 和飞行高度 30km 的工况下生成了一个乘波体外形,选取乘波布局前体进行钝化。图 3 所示为分别采用圆形前缘和指数率前缘钝化的乘波前体示意图。其中指数率前缘选取的半楔角为10°,指数分别为 0.4, 0.5, 0.6。

2 数值方法

为了对图 3 中钝化乘波体的气动性能进行对比分析,采用计算流体力学(CFD)方法对其进行数值模拟。方程采用三维 RANS 方程,湍流模型选用 Menter SST $k-\omega$ 两方程模型,无粘通量计算采用 AUSM+格式,粘性通量计算采用二阶中心格式,空间重构采用三阶MUSCL 插值,时间离散采用 LU-SGS 方法,详细内容可参考相关文献^[7]。

为了验证程序的可靠性,选用了 Ames All-Body 升力体模形^[8]进行数值验证。该模型的外形如图 4 所示,模型长 L=0.9144m,从上往下看模型呈后掠角为 75°的三角翼,从头部到 2/3L 为前体,之后为后体。前体的轴向横截面呈椭圆形,其长轴和短轴之比为 a: b=4,后体的轴向横截面亦呈椭圆形,但其短轴逐渐变小。计算的来流条件为: 马赫数 M_{∞} =7.4,攻角 α =0°,5°,10°,温度 T_{∞} =62K,壁温 T_{w} =300K,雷诺数 Re_{∞} =1.5×10 7 /m。

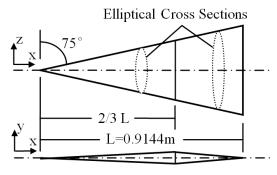


图 4 Ames All-Body model 模型示意图

图 5 给出了不同攻角时模型迎风面和背风面中轴线上的无量纲压力分布(表面压力与来流压力之比),从图中可以看出压力分布与实验结果^[9]符合较好。图 6 给出了不同攻角时模型迎风面和背风面中轴线上的热流分布,热流以斯坦顿数来表示 $\left\{St=q/\left[\rho_{\infty}u_{\infty}(H_{t}-H_{w})\right]\right\}$ 。 q为表面热流率, H_{t} 和 H_{w} 分别表示自由来流的总焓和壁面焓值,图中采用的是对数坐标,可以看出计算所得的表面热流与实验结果吻合较好。

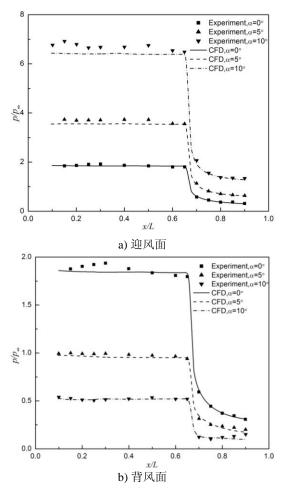
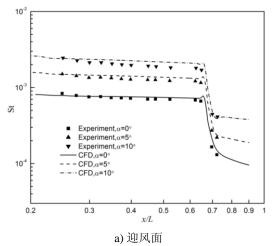


图 5 Ames All-Body 模型中轴线压力分布



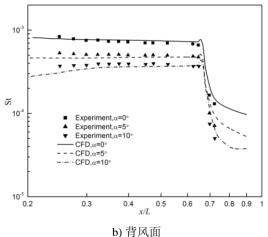


图 6 Ames All-Body 模型中轴线热流分布

3 计算结果与分析

计算时自由来流马赫数取 5、6、7, 其它条件按 30 公里高空大气条件给定^[10],壁面边界条件按恒定壁温给出,这里给定 1100k,飞行攻角取 0°、2°、4°、6°。我们所关注的模型的气动参量主要是阻力和热流,本节将对不同钝化前缘的乘波前体的阻力和热流进行对比分析。

热流的峰值代表局部的热流集中,可以用来衡量局部的热防护压力。图 7 给出了在马赫数 5、6、7,攻角 0°2°4°6°的情况下,前缘峰值热流的变化曲线。从曲线中可以看出,在 0°6°的攻角范围内,前缘热流随攻角变化不大。前缘热流的峰值随马赫数变化明显,马赫数增大,前缘热流迅速升高。不同的前缘钝化方式下,在指数为 0.4 和 0.5 时,指数率前缘峰值热流相比圆形前缘稍有增大,当指

数为 0.6 时,指数率前缘的峰值热流和圆形前缘相比成倍增加。

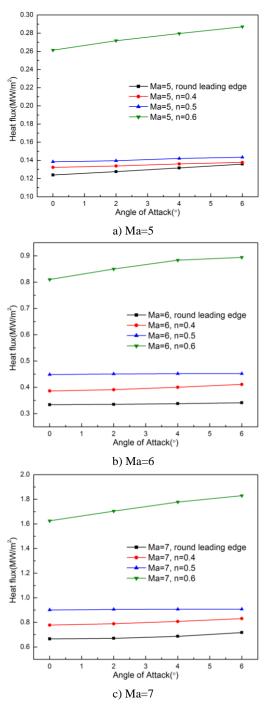


图 7 不同马赫数时的前缘峰值热流

阻力作为高超声速飞行器气动特性的一个 重要方面是不能够被忽视,它可以用来考察乘 波布局的气动性能,当乘波布局飞行器作为滑 翔飞行器使用时,减阻的作用和意义更加突 出。图 8 所示为不同钝化方式下总阻力随攻角 的变化,从图中可以看出,乘波前体的总阻力 都是随着攻角的增大而增大,并且对于指数率 前缘是随着指数的增加而减小。在马赫数为

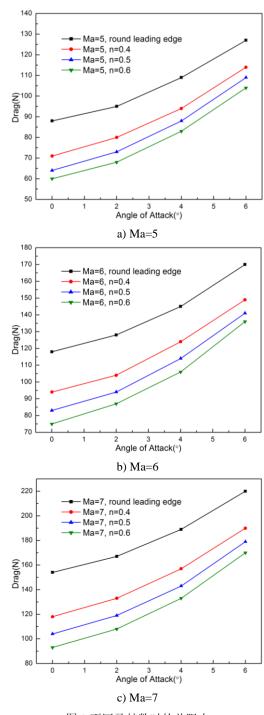


图 8 不同马赫数时的总阻力

5,攻角为 0 时,指数为 0.6 的乘波前体的总阻力比圆形前缘的乘波前体的总阻力下降了约 30%,这主要是因为指数率前缘的等效曲率半径较小,产生的弓形激波强度更弱。同时指数率前缘的激波脱体距离较圆形前缘更小,如图

9 所示,这减少了乘波体下表面的高压气体向上表面泄漏,从而可以获得较好的气动特性。

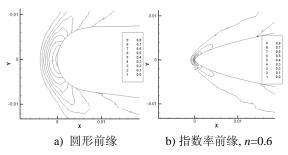
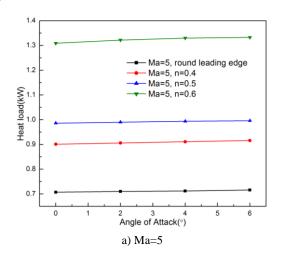


图 9 不同钝化前缘的无量纲压力等值线图, $Ma=6,\alpha=0$ °

下面来分析一下前缘的热载荷,前缘的热载荷代表整个前缘热防护系统要处理的总热量,对疏导式热防护系统中热管的设计具有重要的意义。图 10 给出了 Ma=5,6,7,不同的前缘钝化方式下的前缘热载荷。从图中可以看出,前缘热载荷的变化规律和前缘峰值热流的变化规律正好相反,圆形前缘的热载荷最低,对于指数率前缘,指数越小热载荷越小。指数率前缘的热载荷在指数 0.4 和 0.5 时变化不大,比圆形前缘热载荷增加 30%左右,到 0.6 时热载荷有一个跳变,增大到约圆形前缘热载荷的两倍。在不同的攻角下,前缘热载荷变化不大。



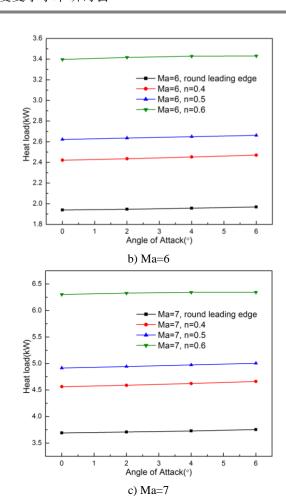


图 10 不同马赫数时的前缘热载荷

4 结论

通过数值计算对比分析了采用圆形前缘钝 化和指数率前缘钝化的乘波前体的气动力、热 特性,可以得出如下结论:指数率前缘与圆形 前缘相比具有较小的气动阻力和较大的热载 荷,通过适当的指数率前缘选择,我们可以在 不给热防护增加很多难度的同时,大大的改善 气动性能,缓解高超声速飞行器设计中的热防 护和气动性能之间的矛盾,是高超声速飞行器 前缘构型的一个不错的选择。

参考文献:

- 1 Kuchemann D. The Aerodynamic Design of Aircraft. New York: Pergamon Press, 1978
- Nonweiler T R F. Aerodynamic problems of manned space vehicles. Journal of the Royal Aeronautical Society. 1959, 63: 521-528
- Bertin J J, Cummings R M. Critical hypersonic aerothermodynamic phenomena. Annual Review of Fluid Mechanics. 2006, 38: 129-157
- 4 Mason W H, Lee J. Aerodynamically blunt and sharp

- bodies. Journal of Spacecraft and Rockets. 1994, 31(3): 378-382
- 5 Santos W F N, Lewis M J. Power-law shaped leading edges in rarefied hypersonic flow. Journal of Spacecraft and Rockets. 2002, 39(6): 917-925
- 6 Santos W F N. Physical and computational aspects of shock waves over power-law leading edges. Physics of Fluids. 2008, 20, 016101
- 7 阎超. 计算流体力学方法及应用. 北京: 北京航空航天大学 出版社, 2006
- 8 Williams L J. Estimated aerodynamics of All-Body hypersonic aircraft configurations. NASA Technical Memorandum X-2091, 1971
- 9 Lockman W K, Lawrence S L. Flow over an All-Body hypersonic aircraft: experiment and computation. Journal of Spacecraft and Rockets. 1992, 29(1): 7-15

10 U.S. Standard Atmosphere. Washington, D.C.: U.S. Government Printing Office. 1976

BLUNTING METHOD OF LEADING EDGE FOR WAVERIDER

HAN Hanqiao¹, WANG Famin¹, ZHANG Jie²

(1 State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, C A S, No.15 Beisihuanxi Road, Beijing 100190, China)

(2 Beijing Vision Strategy Technology Ltd, No.170 Beiyuan Road, Beijing 100101, China)

Abstract A numerical study is presented on three-dimensional power-law shaped leading edge for waveriders in hypersonic flow. This work is motivated by interest in researching the flow field properties of power-law shaped leading edge as a possible candidate for blunting leading edges of waveriders. Both aerodynamic and aerothermal characteristics are calculated for a waverider forebody in hypersonic flow. Comparisons are made between power-law shaped leading edges and round leading edge. For the flow conditions considered, the power-law leading edges of waveriders can provide small drag, and at the same time it can bring enough bluntness for the necessity of thermal protection.

Key words hypersonic, aerothermal protection, power-law leading edge, aerodynamic performance