

文章编号: 1000-6893(2006)01-0023-06

锥形流乘波体优化设计研究

耿永兵, 刘 宏, 姚文秀, 王发民

(中国科学院力学研究所 高温气体动力学重点实验室, 北京 100080)

Viscous Optimized Design of Waverider Derived from Cone Flow

GENG Yong-bing, LIU Hong, YAO Wen-xiu, WANG Fa-min

(Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China)

摘 要: 随着马赫数的升高, 波阻和摩阻增加, 形成升阻比“屏障”, 而乘波构型飞行器是克服这一屏障的有效途径。本文在 $Ma_\infty = 4.0 \sim 20.0$ 、高度 $H = 24.0 \sim 52.0$ km、圆锥角 $A_c = 5^\circ \sim 10^\circ$ 的条件下, 以升阻比为目标函数, 进行了乘波体的优化设计, 讨论了对乘波体优化外形的影响因素, 并给出全马赫数范围的优化乘波体外形及其气动力结果。

关键词: 乘波体; 优化设计; 空气动力学; 升阻比

中图分类号: V211.3 文献标识码: A

Abstract: This paper is concerned with a method of generating the optimized waverider. Both the wave drag and the friction drag increase as the Mach number becomes higher for hypersonic flow; moreover, a technique difficult will appear which is called L/D barrier. The waverider aerodynamic configuration may be a way to overcome this barrier. A family of optimized hypersonic waverider is generated and studied and the detailed viscous effects are included within the optimization progress itself. The viscous optimized process is completed with maximum lift over drag ratio as optimized objections at the conditions of $Ma_\infty = 4.0 \sim 20.0$, attitudes of $H = 24.0 \sim 52.0$ km, and cone angle differed from 5° to 10° . Shapes and aerodynamics of waveriders with Maximum L/D at different Mach numbers are obtained.

Key words: waverider; optimized design; aerodynamics; lift drag ratio

乘波体设计是追求高升阻比、突破高超声速飞行器的“升阻比屏障”的一种尝试。其原理是将激波后的高压流体限制在飞行器的下表面, 不允许绕过前缘, 泄漏到上表面, 从而在设计迎角领域, 获得比普通外形高得多的升阻比。乘波飞行器下表面是流面, 没有横向流动, 可以保证发动机进口截面处流动的均匀性, 也便于进行反设计和优化。

1959年 Nonweiler 首次提出从已知流场构造三维高超声速飞行器的方法, 在具有“ Λ ”型横截面的流场中构造出第一个乘波构形的高超声速飞行器。1981年 Rasmussen 等人发表了由锥形流动生成乘波体的论文^[1], 此后他们应用高超声速小扰动理论对锥形流乘波体进行了无黏升阻比的优化^[2]。值得一提的是, 与 Nonweiler 的“ Λ ”形乘波体相比, 由圆锥流场生成的乘波体容积率大得多, 且具有较高的升阻比。源自同一圆锥绕流场的不同乘波外形的升阻比各不相同, 需要进

行优化设计。美国 Maryland 大学开展了轴对称体绕流的乘波体黏性优化研究^[3~5], 将黏性效应直接引入到乘波体的优化过程中。Marcus Lobbia 等人将乘波体的黏性效应、容积效率及载荷效率引入到乘波体的优化过程, 将乘波体向实际应用推进了一步^[6]。

本文在 $Ma_\infty = 4.0 \sim 20.0$ 、高度 $H = 24.0 \sim 52.0$ km 的来流条件下系统地开展了乘波体优化研究, 以黏性升阻比为研究目标, 以前缘线为优化变量, 应用单纯形加速法进行无几何约束条件下的优化设计; 研究了不同锥角下具有高升阻比的优化乘波体构形; 给出升阻比最大的乘波体外形。对一系列的乘波体开展的黏性优化结果表明: 应用此方法得到的最优乘波外形, 可以获得很高的升阻比。

1 乘波体的优化设计

1.1 基本流场

乘波体生成首先要设计一个用来产生三维流

场的绕流体,对于圆锥流乘波体而言,其基本流场是绕轴对称圆锥的超声速流动,可以通过求解 Taylor Maccoll 方程得到流物理量

$$\frac{(\gamma-1)}{2} \left[1 - v_r^2 - \left(\frac{dv_r}{d\theta} \right)^2 \right] \left[2v_r + \frac{dv_r}{d\theta} \cot\theta + \frac{d^2v_r}{d\theta^2} \right] - \frac{dv_r}{d\theta} \left[v_r \frac{dv_r}{d\theta} + \frac{dv_r}{d\theta} \frac{d^2v_r}{d\theta^2} \right] = 0 \quad (1)$$

式中: v_r 为圆锥射线的速度分量; θ 为射线与圆锥轴线的夹角; γ 为比热比。式(1)用 4 阶 Runge-Kutta 方法来求解。

当三维流场得到以后,激波面上的前缘线惟一确定一个乘波体,定义了乘波体的前缘线以后,采用流线追踪的方法沿流线方向追踪,形成乘波体下表面。流线方程为

$$\frac{dx}{u} = \frac{dy}{v} = \frac{dz}{w} \quad (2)$$

式中: u, v, w 分别为流向、法向和切向的速度。上表面与来流方向一致,其压强 $p = p_\infty$ 。

1.2 气动力计算

为适应优化设计的快速实现,乘波体的无黏气动力通过对圆锥流场的压力数值积分得到,底阻用来流压力计算。表面摩擦力用参考温度法^[7]计算,其层流当地摩擦系数用平板层流近似

$$c_{fL}^* = \frac{0.664}{\sqrt{Re_x^*}} \quad (3)$$

$$\text{式中雷诺数定义为 } Re_x^* = \frac{\rho^* u_\infty x}{\mu} \quad (4)$$

其中: $\rho^* = p_\infty / RT^*$; u_∞, p_∞ 分别为来流速度和压强; x 为前缘线到当地的距离; μ^* 由桑泽兰公式计算;参考温度 T^* 由下式确定

$$\frac{T^*}{T_\infty} = 1 + 0.032 Ma_\infty^2 + 0.58 \left[\frac{T_w}{T_\infty} - 1 \right] \quad (5)$$

式中 T_w 为壁面温度。

对于平板可压缩湍流,当地表面摩擦系数

$$c_{fT}^* = \frac{0.074}{(Re_x^*)^{0.2}} \quad (6)$$

流动转捩区域的预估采用经验公式^[3],当地转捩雷诺数 (Re_{xt}) 与当地边界层外缘马赫数 (Ma_e) 的函数关系式如下

$$\log(Re_{xt}) = 6.421 \times \exp(1.209 \times 10^{-4} Ma_e^{2.641}) \quad (7)$$

用前缘后掠角 δ 对上式进行如下修正:

$$\frac{(Re_{xt})_\delta}{(Re_{xt})_{\delta=0}} = 0.787(\cos \delta)^{4.346\delta} - 0.7221e^{-0.0991\delta} + 0.9464 \quad (8)$$

$(Re_{xt})_{\delta=0}$ 由式(7)确定。转捩起点到前缘的距离

x_s 由修正后的雷诺数 $(Re_{xt})_\delta$ 得到。转捩终点到前缘的距离

$$x_e = x_s [1 + 5(Re_x)_\delta^{-0.2}] \quad (9)$$

当地流动转捩区域内的摩擦系数 c_{fTr}^* 可以认为是层流摩擦系数 c_{fL}^* 、湍流摩擦系数 c_{fT}^* 的线性组合

$$c_{fTr}^* = (1 - \xi) c_{fL}^* + \xi c_{fT}^* \quad (10)$$

式(10)中

$$\xi = 1 - e^{-3 \left\{ \exp \left[\frac{\ln 2}{5s} (Re_x)_\delta^{0.2} (x - x_s) \right] - 1 \right\}^2} \quad (11)$$

式中 x 为前缘到转捩区域内当地的距离。

$$\text{壁面剪切应力 } \tau_w = \frac{1}{2} \rho^* u_\infty^2 c_f^* \quad (12)$$

1.3 优化方法

在基本流场确定的情况下,前缘线是乘波体气动力的决定因素,选用单纯形加速法 (Nelder and Mead's Method)^[8],通过改变前缘形状,实现对乘波体气动特性的优化。它是以寻求梯度方向为基础的方法,直观上看,比较单纯形各顶点目标函数值的大小,判断函数变化的趋势,作为寻求有利逼近方向的参考。先确定初始单纯形,在顶点上做试验,进行比较,去掉坏点,然后应用“反射”、“延伸”、“收缩”和“缩小边长”等方法,逐步逼近目标函数的极小值点。

对于锥形流动,用前缘线在 $y-z$ 面投影的方法定义乘波体,首先在 $y-z$ 截面上按如下要求求出 5 个坐标点:在对称面上选一点 ($z_1 = 0$),在激波锥面所在圆上选一点 ($z_5 = z_c$),其余三点在圆内;然后求出不在圆上的 4 点在激波锥面上的相应坐标 ($x_j y_j z_j, j = 1, 2, 3, 4$)。这样就得到一个描述前缘线的 8 个自由度的数学模型 P_i

$$P_i = (y^1, y^2, y^3, y^4, z^2, z^3, z^4, z^5)_i \quad (13)$$

优化目标函数为

$$F_{obj}(P_i) = - (L/D)_{\text{viscous}} \quad (14)$$

单纯形加速的优化算法,每个优化的初始单纯形对应一条前缘线。图 1 给出了一组初始单纯形。

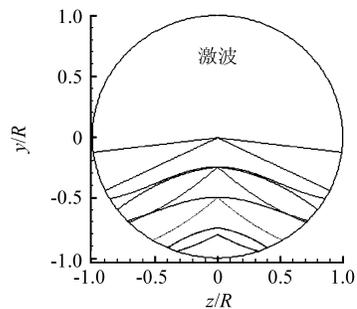


图 1 一组优化的初始单纯形

Fig. 1 A set of initial simplex

2 算法的数值验证

对于上述工程算法, 利用数值计算方法对优化结果进行验证, 这里给出 $Ma_\infty = 6.0$, 飞行高度 $H = 30 \text{ km}$, $Re_a = 1.3 \times 10^8$, 壁面温度 $T_w = 1100 \text{ K}$, 圆锥角 $Ac = 7^\circ$ 时的结果。

图 2 给出了优化目标函数的收敛曲线, 可以看出优化 110 步左右的时候, 升阻比已经不再变化, 达到最大。

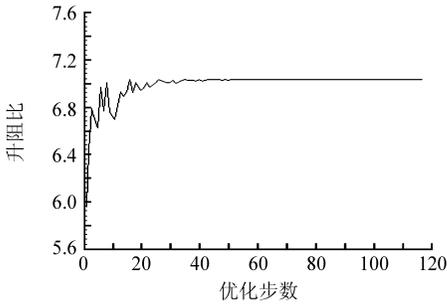


图 2 $Ma_\infty = 6.0, Ac = 7^\circ$ 时乘波体的优化收敛曲线

Fig. 2 Optimization history at $Ma_\infty = 6.0, Ac = 7^\circ$ for waverider with maximum L/D

图 3 给出优化过程中前缘线投影的变化, 图中粗线是优化结果。得到的优化外形如图 4 所示。

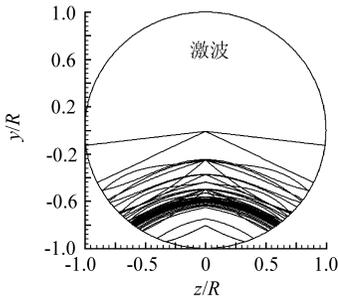


图 3 $Ma_\infty = 6.0, Ac = 7^\circ$ 时优化乘波体前缘线投影变化

Fig. 3 Optimization history of leading edge projection at $Ma_\infty = 6.0, Ac = 7^\circ$

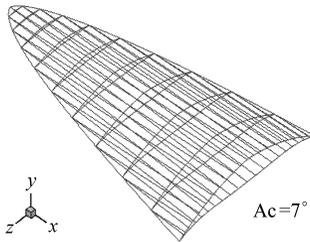


图 4 $Ma_\infty = 6.0, Ac = 7^\circ$ 黏性优化乘波体图

Fig. 4 View of $Ma_\infty = 6.0$ optimum waverider at $Ac = 7^\circ$

数值计算采用隐式 NND 格式, 有限体积法求解雷诺平均 N-S 方程, 应用 S-A 湍流模型描述湍流特性。在壁面邻域进行了数值网格加密, 以确保在壁面边界层内有足够多的网格数目, 网格

数为 $100 \times 70 \times 60$, 图 5 为乘波体截面网格。

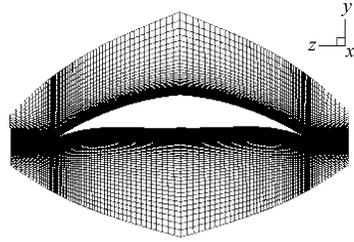


图 5 截面的计算网格

Fig. 5 Calculation mesh of cross section

表 1 给出气动力的计算结果 (CODE) 与 CFD 模拟结果。无黏气动力几乎相同; 黏性流气动力比 CFD 结果要小, 升阻比相差 2%。

表 1 $Ma_\infty = 6.0$ 黏性优化乘波体的气动力数据

Table 1 Comparison of force coefficients at $Ma_\infty = 6.0$ viscous optimized waverider

状态	计算方法	升力系数 (C_L)	阻力系数 (C_D)	升阻比 (L/D)
无黏性	CODE	3.181×10^{-2}	2.337×10^{-3}	13.61
	CFD	3.163×10^{-2}	2.323×10^{-3}	13.62
黏性	CODE	3.174×10^{-2}	4.512×10^{-3}	7.03
	CFD	3.236×10^{-2}	4.680×10^{-3}	6.92

图 6 给出了纵坐标 $x = L$ 处乘波体横截面的无黏流、黏性流数值模拟压力系数分布。可以看到, 无黏时高压区域全部分布在下表面, 没有泄漏到上表面, 上表面的压力与来流相同, 说明本程序在生成锥形流乘波体方面是成功的; 有黏性时, 激波不再附着在乘波体前缘线, 下表面压力部分泄漏到上表面, 边界层的影响使得乘波体下表面邻域流场发生改变。

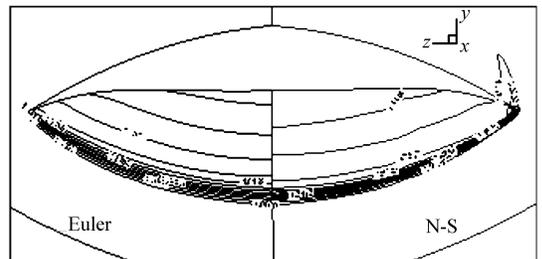


图 6 纵坐标 $x = L$ 的横截面上下表面 p/p_∞ 沿展向分布

Fig. 6 Surface p/p_∞ distribution at $x = L$

3 结果及讨论

乘波体的优化设计工况是根据一定的飞行轨迹选择的, 表 2 中给出不同来流马赫数、飞行高度、壁面温度及相应雷诺数; 乘波体长度 $L = 60 \text{ m}$, 每种条件下的圆锥角 $Ac = 5^\circ \sim 10^\circ$, 来流按照理想气体处理。

表2 来流条件

Table 2 Conditions of free flow

Ma_∞	H/km	T_w/K	Re_L
4	24	800	2.32×10^8
6	28	1100	1.85×10^8
8	32	1100	1.33×10^8
10	36	1100	8.75×10^7
12	40	1200	5.70×10^7
14	42	1200	4.95×10^7
20	52	1400	1.87×10^7

3.1 给定来流马赫数的升阻比最大乘波体

首先在给定马赫数和圆锥角的条件下,开展黏性优化,再在所得的最优外形的基础上,比较不同锥角的影响,进而选取升阻比最高的乘波体,最后在全部来流条件下研究优化乘波体的特性。这里以 $Ma_\infty = 10$ 时的乘波体优化为例子。图7给出优化结果三视图。

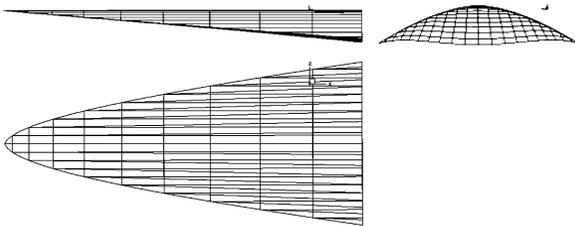
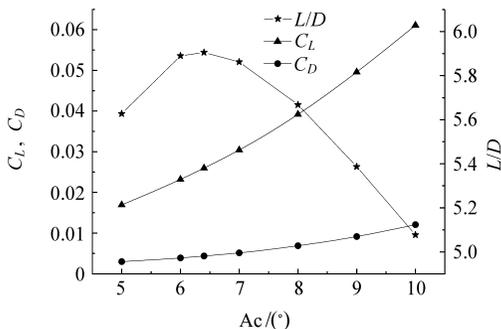
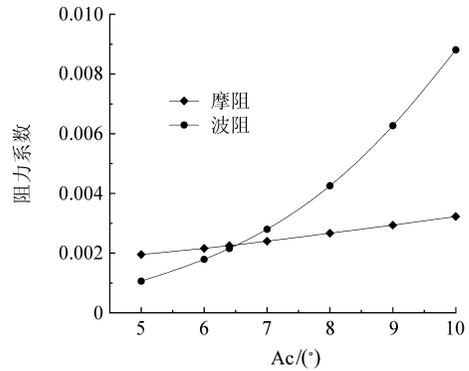
图7 $Ma_\infty = 10$, $Ac = 6.4^\circ$ 最大升阻比优化乘波体三视图Fig. 7 Three views of optimum waverider at $Ma_\infty = 10$, $Ac = 6.4^\circ$

图8给出不同锥角下,黏性优化乘波体的升阻比、升力系数与阻力系数随圆锥角的变化曲线。由图可看出,升阻比随圆锥角的增加而增加,在圆锥角 $Ac = 6.0^\circ \sim 7.0^\circ$ 间有黏性升阻比变化的峰值。当圆锥角 $Ac = 6.4^\circ$ 时,升阻比达到最大值 5.91; 当锥角继续增加,升阻比减小,可以认为圆锥角 $Ac = 6.4^\circ$ 时得到的乘波体是 $Ma_\infty = 10$ 升阻比最优的乘波体。从图8还可看出,升力系数和阻力系数都在增大,升力系数增大的幅度大于阻力系数增加的幅度,黏性优化过程就是在升力系

图8 $Ma_\infty = 10$ 优化乘波体的气动力随圆锥角变化Fig. 8 L/D , force coefficient versus cone angle at $Ma_\infty = 10$

数与阻力系数都在增大的情况下,寻找两者比值最大时乘波体外形的过程。

图9给出的是不同圆锥角的优化乘波体波阻、黏性阻力的变化曲线。随着圆锥角的增大,波阻和摩阻都有不同程度的增大,而波阻增加较快,摩阻增加较慢;当圆锥角 $Ac < 6.4^\circ$ 时,摩阻大于波阻,在 $Ac = 6.4^\circ$ 的最优圆锥角时,波阻摩阻量值相当,圆锥角 $Ac > 6.4^\circ$ 时,波阻大于摩阻。

图9 $Ma_\infty = 10$ 优化乘波体的摩阻、波阻随圆锥角变化Fig. 9 Drag coefficient versus cone angle at $Ma_\infty = 10$

现在来讨论升阻比最优乘波体的无量纲几何参数与升阻比的关系。乘波体的体积率 η 是衡量乘波体体积容量大小的无量纲参数,定义为

$$\eta = V^{2/3}/S \quad (15)$$

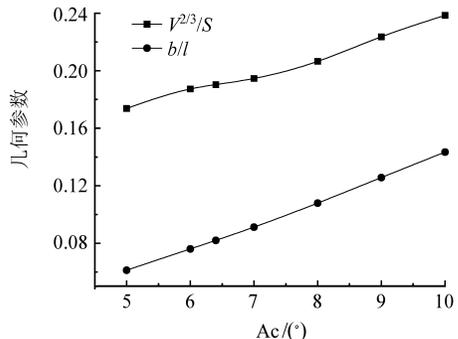
式中: V 为乘波体的体积; S 为乘波体在 xz 平面上的投影面积。

类似于一般细长体的细长比,乘波体的细长比 b/l 定义为

$$b/l = A_b/S \quad (16)$$

式中 A_b 为乘波体的底部面积。

图10给出了黏性优化乘波体的体积率、细长比随圆锥角的变化曲线。从图中可以看出以升阻比为目标函数的优化乘波体外形,其体积率随着圆锥角的增大而增大;细长比也随着锥角的增大而增大。

图10 $Ma_\infty = 10$ 优化乘波体体积率、细长比随圆锥角变化Fig. 10 Geometry parameter versus cone angle at $Ma_\infty = 10$

黏性优化乘波体的升阻比随体积率、细长比的变化有个最大值, 如图 11~ 12 所示。由图可看出, 升阻比随体积率和细长比增大而增大, 升阻比到达最大值时, 体积率和细长比分别为 0.1904, 0.082, 当体积率和细长比分别大于此值时, 升阻比反而降低。

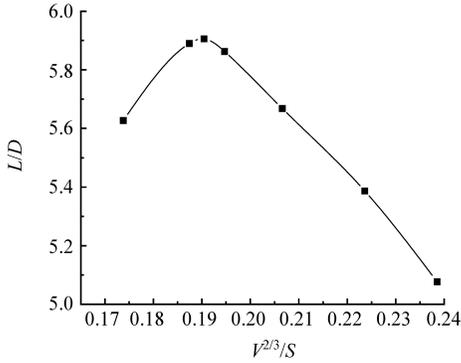


图 11 $Ma_{\infty}=10$ 优化乘波体的升阻比随体积率变化

Fig 11 L/D versus volumetric efficiency at $Ma_{\infty}=10$

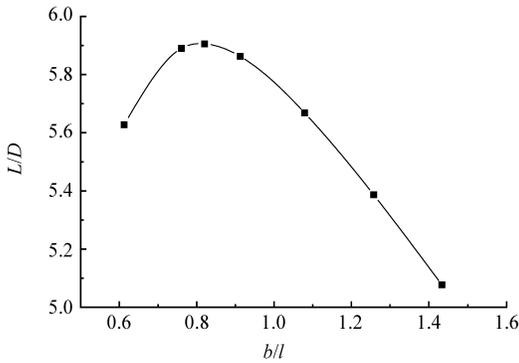


图 12 $Ma_{\infty}=10$ 优化乘波体的升阻比随细长比变化

Fig 12 L/D versus slenderness ratio at $Ma_{\infty}=10$

3.2 不同马赫数下升阻比最大的乘波体

与 $Ma_{\infty}=10$ 黏性优化乘波体的方法相同, 在全速域范围开展了乘波体优化研究。图 13 给出了各马赫数条件下的优化乘波体外形, 马赫数越大, 黏性优化乘波体源流场的圆锥角(最优圆锥角)减小。

图 14 给出优化乘波体的升阻比随马赫数的变化, $Ma_{\infty}=4.0$ 的优化乘波体升阻比为 8.14, 随着马赫数增加, 升阻比减小; $Ma_{\infty}=14$ 的优化乘波体升阻比最低, 为 5.47; $Ma_{\infty}=20$ 的优化乘波体的升阻比为 6.49。 $Ma_{\infty}=14$ 优化乘波体的流动有转捩区存在, 而在 $Ma_{\infty}=20$ 时, 流动不转捩, 是全层流, 所以其表面摩擦阻力系数要比 $Ma_{\infty}=14$ 的小, 升阻比要高。

图 15 给出优化乘波体的体积率随马赫数变化曲线, 马赫数增大, 体积率也增大, $Ma_{\infty}>12$ 以后增长趋缓。

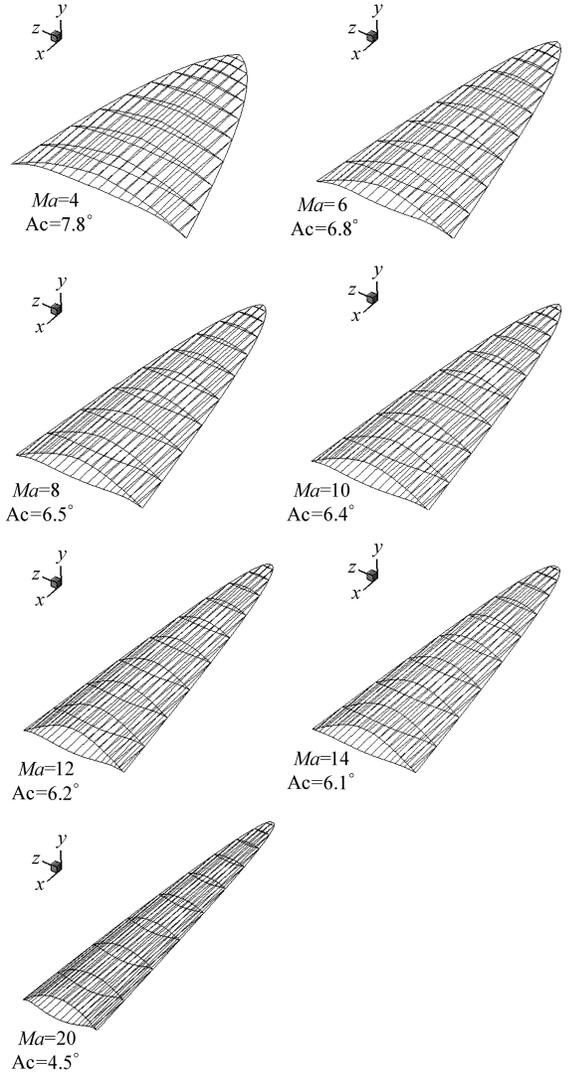


图 13 优化乘波体的外形

Fig 13 Views of optimized waveriders

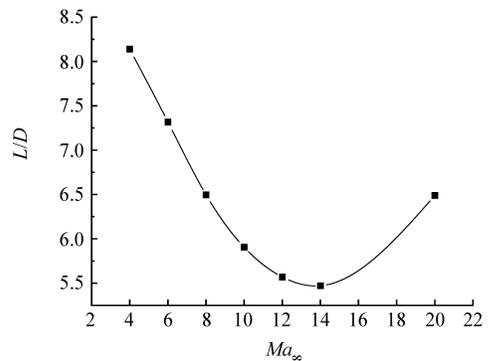


图 14 优化乘波体的升阻比随马赫数的变化

Fig 14 L/D of optimized waverider versus Mach number

图 16 为优化乘波体的细长比与马赫数的变化曲线。由图可看出, 随着马赫数的增大, 细长比也增大; $Ma_{\infty}=14$ 时细长比最大, 为 0.0853; 随着马赫数的增加, 细长比减小, $Ma_{\infty}=20$ 时细长比为 0.0704。

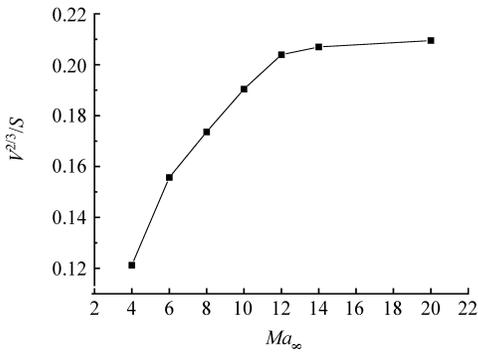


图 15 优化乘波体的体积率随马赫数的变化

Fig 15 Volumetric efficiency versus Mach number

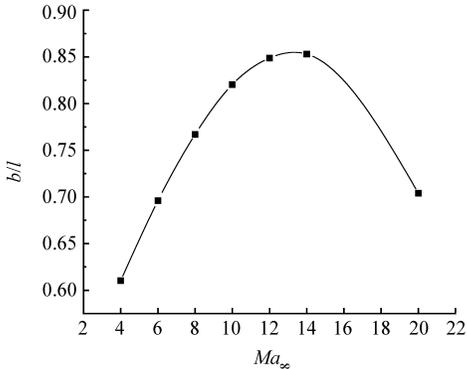


图 16 优化乘波体的细长比随马赫数的变化

Fig 16 Volumetric efficiency versus Mach number

4 结论

在 $Ma_{\infty} = 4.0 \sim 20.0$ 高度 $H = 24.0 \sim 52.0$ km 的来流条件下进行的锥形流乘波体优化研究表明: 在高超声速条件下, 对于升阻比最大的黏性优化乘波体而言, 摩阻和波阻处于同一量级, 因此相对准确的黏性预估对优化结果起着很重要的作用; 在设计条件下, 存在产生黏性升阻比最优乘波体的基本流场的最优圆锥角; 设计条件不同, 优化得到的乘波体外形不同。本文的优化方法及其结果可为工程部门提供高超声速高升阻比气动构型的设计参考。

致 谢

感谢黄志澄研究员对本文研究提供的指导。

参 考 文 献

[1] Rasmussen M L. Waverider configurations derived from ir-

clined circular and elliptic cones[J]. Journal of Space Craft and Rockets, 1980, 17(6): 537-545.

- [2] Kim B S, Rasmussen M L, Jischke M C. Optimization of waverider configurations generated from axisymmetric conical flows[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1983, 20(5): 461-469.
- [3] Bowcutt K G, Anderson J D Jr. Viscous optimized waveriders[R]. AIAA Paper 87-0272, 1987.
- [4] Corda S, Anderson J D Jr. Viscous optimized hypersonic waveriders designed from axisymmetric flow fields[R]. AIAA Paper 88-0369, 1988.
- [5] Naruhisa Takashima, Mark J Lewis. Navier-Stokes computation of a viscous optimized waverider [J]. Journal of Space and Rockets, 1994, 31(3): 383-391.
- [6] Lobia M, Suzuki K. Design and analysis of payload optimized waveriders[R]. AIAA Paper 2001-1849, 2001.
- [7] Anderson J D Jr. Fundamentals of aerodynamics[M]. Third edition. McGraw-Hill Companies, 2001.
- [8] Nelder J A, Mead R. A simplex method for function minimization[J]. Computer Journal, 1965, 7: 308-313.

作者简介:



耿永兵(1976-) 男, 陕西人, 博士研究生, 主要从事计算流体力学及气动外形设计等方面研究。

E-mail: gyb2002@hotmail.com

联系电话: (010) 62545533 2055



刘宏(1966-) 男, 山西人, 助研, 硕士, 主要从事计算流体力学方面研究。

姚文秀(1962-) 男, 辽宁人, 副研, 硕士, 主要从事实验空气动力学方面研究。

王发民(1947-) 男, 陕西人, 研究员, 博士, 主要从事理论空气动力学方面研究。

(责任编辑: 鲍亚平)