第 38 卷 第 4 期　　力 学 学 报　　Vol. 38, No. 4
2006 年 7 月　　Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics　　July, 2006

# 高升阻比乘波构型优化设计[1)]

耿永兵[2)]　刘　宏　雷麦芳　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)

**摘要**　在 $M_\infty = 6$, 30 km 高空条件下，以升阻比为目标函数，进行了锥形流乘波体的黏性优化设计，讨论了影响乘波体升阻比的因素，并对优化结果进行了数值验证. 结果表明：对于升阻比最大的黏性优化乘波体，存在最优圆锥角使得源自该基本流场的乘波体升阻比最大；摩阻和波阻处于同一量级；体积率、细长比和展长比都随着基本流场圆锥角的增大而增大.

**关键词**　乘波体，优化设计，气动力，升阻比

**中图分类号**：V211.3　　**文献标识码**：A　　**文章编号**：0459-1879(2006)04-0540-07

## 引　言

从航空时代开始，飞行器设计的趋势是追求更快的速度、飞行更远的距离. 高超声速条件下，随着飞行速度增加引起大的波阻和摩阻，使得飞行器阻力快速增加，形成“升阻比屏障”. 乘波体设计是突破该屏障追求高升阻比的一种尝试. 其原理是乘波飞行器前缘产生附体激波，激波后的高压流体都限制在下表面，不会绕过前缘，泄漏到上表面，从而在相同的攻角下，获得比普通外形高得多的升力，且在相同的升力下，它要比普通外形的升阻比高得多.

自从 Nonweiler 在 1959 年首次提出从已知二维尖劈流场中构造“Λ”形乘波体的方法以来，发展了许多在无黏流场中设计乘波体的构型方法，代表性的是 1981 年 Rasmussen 等人由锥形流动生成乘波体的工作[1]，随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条件下升阻比的优化[2]. 在黏性条件下对其优化是乘波体走向应用的一个重要进展，1987 年，Bowcutt 等[3~5]将黏性效应直接引入到乘波体的优化过程中，开展了轴对称体绕流的乘波体黏性优化研究. 2001 年 Marcus Lobia 等[6]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.

针对以上乘波体优化设计的研究现状，本文选择最基本的锥形流乘波体进行黏性优化设计，以在 30 km 高空、飞行马赫数为 6 的巡航飞行器为背景，以升阻比为优化目标，应用单纯形加速法，扰动乘波体前缘线进行优化；研究了不同圆锥角下升阻比最优的黏性优化乘波体布局，讨论影响锥形流乘波体气动特性的各种因素，如圆锥角、体积率及细长比等. 优化结果表明：应用此方法得到的优化乘波外形，可以获得高升阻比.

## 1　优化设计方法

### 1.1　乘波体生成

乘波体生成首先要设计一个用来产生三维流场的“虚拟物体”，求解设计条件下该“虚拟物体”的绕流作为产生乘波体的基本流场. 基本流场得到后，在其激波面上定义一条乘波体前缘线，采用流线追踪法从前缘线进行流线追踪，形成乘波体的下表面.

对于锥形流乘波体而言，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 方程得到流动物理量

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

式中 $v_r$ 是圆锥射线的速度分量，$\theta$ 是射线与圆锥轴线的夹角，$\gamma$ 是比热比，该方程用四阶 Runge-Kutta 方法来求解.

2005-01-10 收到第 1 稿，2006-04-04 收到修改稿.
1) 国家自然科学基金资助项目 (90405012).
2) E-mail: gyb_2005@yahoo.com.cn

© 1994-2008 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

沿前缘线进行流线追踪形成下表面，流线方程为

$$\frac{\mathrm{d}x}{u}=\frac{\mathrm{d}y}{v}=\frac{\mathrm{d}z}{w} \tag{2}$$

$u,v,w$ 分别为流向、法向和切向的速度.

从前缘线沿来流流线方向追踪生成乘波体上表面，上表面压强与自由流一致，为 $P=P_\infty$.

### 1.2 气动特性计算

为适应优化设计的快速实现，乘波体的无黏气动力通过对基本流场中的压力数值积分得到，底部压力用来流压力计算. 黏性效应用参考温度法 [7] 计算，层流当地表面摩擦系数用平板层流近似

$$c_f^*=\frac{0.664}{\sqrt{Re_x^*}} \tag{3}$$

式中雷诺数 $Re_x^*$ 定义为

$$Re_x^*=\frac{\rho^* u_\infty x}{\mu^*} \tag{4}$$

其中 $\rho^*=\dfrac{P_\infty}{RT^*}$; $u_\infty$, $P_\infty$ 分别为来流速度和压强; $x$ 是前缘线到当地的距离; $\mu^*$ 由桑泽兰公式计算; 参考温度 $T^*$ 由下式确定

$$\frac{T^*}{T_\infty}=1+0.032M_\infty^2+0.58\left(\frac{T_w}{T_\infty}-1\right) \tag{5}$$

式中 $T_w$ 是壁面温度.

对于平板可压缩湍流，当地表面摩擦系数

$$c_f^*=\frac{0.074}{(Re_x^*)^{0.2}} \tag{6}$$

最后得到壁面剪切应力

$$\tau_w=\frac{1}{2}\rho^* u_\infty^2 c_f^* \tag{7}$$

### 1.3 优化方法

选用单纯形加速法 (Nelder and Mead's Method)[8], 该方法只须给出优化目标的数值评估，无需导数信息就可实现数值优化. 其过程是首先确定初始单纯形，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.

在基本流场确定的情况下，前缘线是乘波体外形及其气动力的决定因素，鉴于此，选取乘波体前缘线的几何参数为优化自变量. 用前缘线在 $Y$-$Z$ 平面投影的方法描述前缘线几何参数，即在对称面上选一点 ($z_1=0$)，在激波锥面所在圆上选一点 ($z_5=z_c$)，其余 3 点在圆内，求出不在圆上的 4 点在激波锥面上的相应坐标 ($x_jy_jz_j$, $j$ 为 1,2,3,4). 这样就得到一个描述前缘线的 8 个变量的数学模型 $P_i$

$$P_i=(y_1,y_2,y_3,y_4,z_2,z_3,z_4,z_5)_i \tag{8}$$

约束条件为

$$\left.\begin{aligned}&y_j^2+z_j^2\le R_{\text{shock}}^2,\quad -R_{\text{shock}}\le y_j\le 0\\&0\le z_j\le R_{\text{shock}}\end{aligned}\right\} \tag{9}$$

$R_{\text{shock}}$ 为激波锥面在 $Y$-$Z$ 平面投影圆的半径.

优化的目标函数是给定来流条件下负的全湍流升阻比

$$F_{obj}(P_i)=-(L/D)_{turb} \tag{10}$$

加速单纯形优化算法，对于 8 个优化变量，需要 9 个初始单纯形，每个初始单纯形对应一条前缘线在 $Y$-$Z$ 平面的投影，这里以 3 次曲线的形式给出

$$y=C_0+C_1z+C_2z^2+C_3z^3 \tag{11}$$

通过调整曲线方程系数 $C_0$, $C_1$, $C_2$ 及 $C_3$ 就得到 9 个初始单纯形. 图 1 给出了一组初始单纯形.

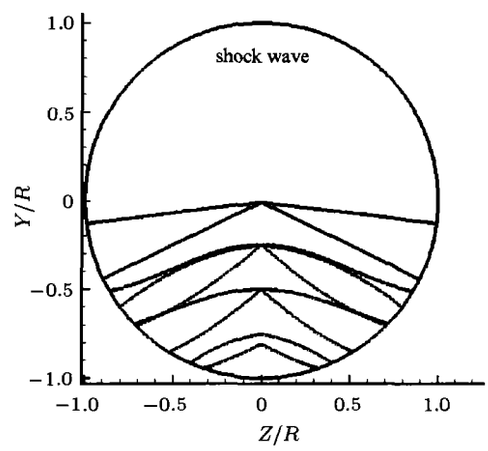


图 1　一组优化的初始单纯形

Fig.1　A group of initial simplex

## 2 优化结果

优化设计条件为: $M_\infty=6.0$, 攻角 $\alpha=0°$, 飞行高度 30 km, 自由流雷诺数 $Re_l=1.3\times10^8$, 壁面温度 $T_w=1\,100$K. 圆锥角 $Ac=5°\sim10°$.

优化工作分为两步开展，首先在给定圆锥角的条件下，开展黏性优化，得到给定流场条件下的最优乘波体；再改变圆锥角，在不同圆锥角的最优外

© 1994-2008 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

形基础上，研究圆锥角的影响，进而选取升阻比最高的乘波体.

图 2 给出了圆锥角 $Ac = 7°$ 时，优化的目标函数随优化步数变化的曲线，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 3 分别给出了优化步数为 15, 30, 60 及 100 时的优化乘波体外形.

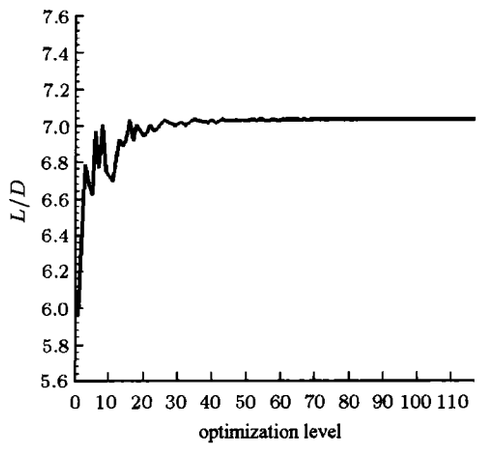


图 2 圆锥角 $Ac = 7°$ 时乘波体升阻比随优化步数的变化

Fig.2 Optimization history at $Ac = 7°$ for waverider $L/D$

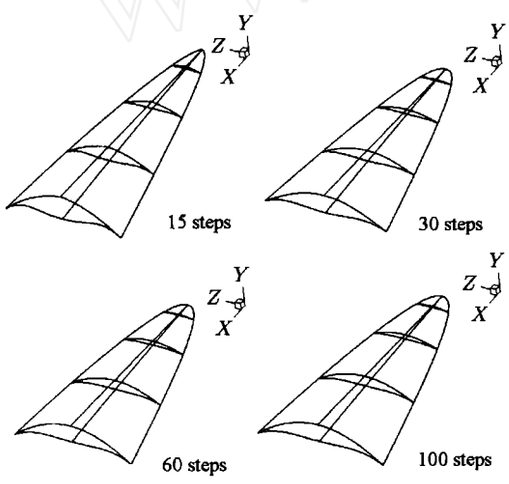


图 3 圆锥角 $Ac = 7°$ 时不同优化步数时的乘波体外形

Fig.3 Waveriders at different optimization steps at $Ac = 7°$

图 4 给出了不同圆锥角下优化所得的乘波体外形图，它们的升阻比、升力系数、阻力系数随圆锥角的变化曲线见图 5. 可以看出升阻比随圆锥角的增加而增加，当圆锥角 $Ac = 7°$ 时，达到最大值 $L/D = 7.03$，当圆锥角继续增加，升阻比减小，图 6 给出升阻比最大乘波体的三视图. 从图 5 也可以看出，随着圆锥角的增加，升力系数和阻力系数都在增大，升力

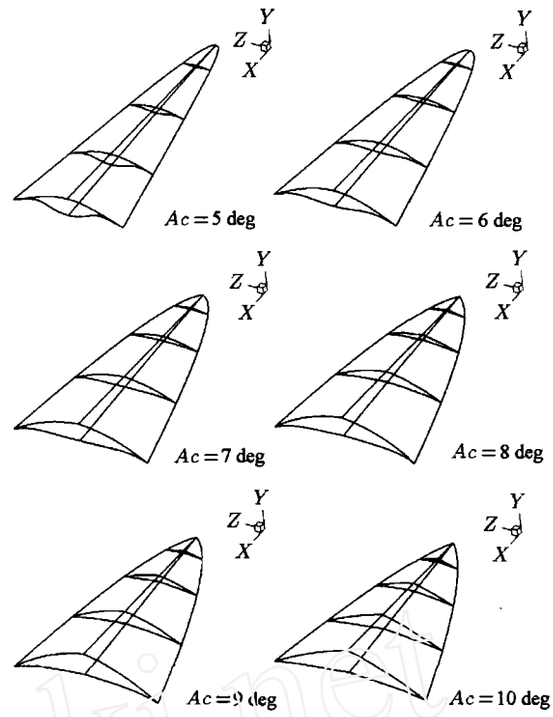


图 4 不同基本流场圆锥角的乘波体外形

Fig.4 Views of a series of optimized waveriders

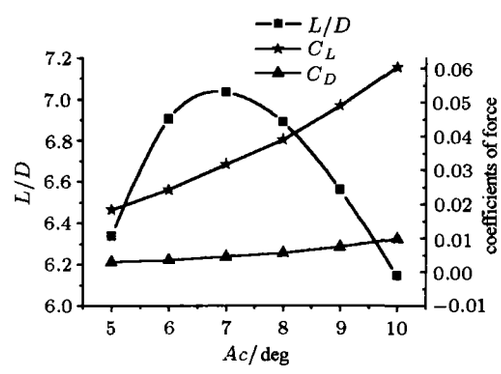


图 5 升阻比、升力系数、阻力系数随圆锥角的变化曲线

Fig.5 $L/D$ and coefficients of force versus cone angles

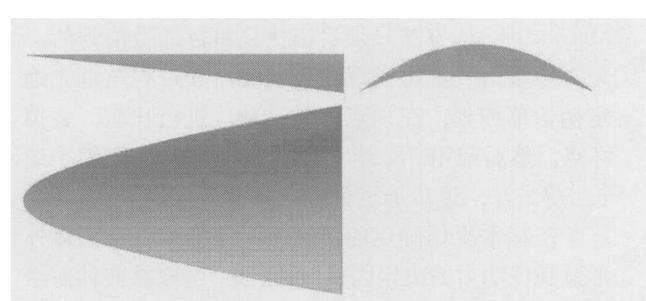

图 6 圆锥角 $Ac = 7°$, $M_\infty = 6$ 的黏性优化乘波体三视图

Fig.6 Three-views of optimum waverider at $Ac = 7°$, $M_\infty = 6$

© 1994-2008 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

系数增大的幅度大于阻力系数增加的幅度；在不同圆锥角条件下，黏性优化过程就是在升力系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. 表 1 给出升阻比最优的乘波体气动力系数与几何参数.

**表 1　黏性优化乘波体的气动力及几何参数**

Table 1　Force coefficients and geometry parameters of viscous optimized waverider

| $C_L$ | $C_D$ | $L/D$ | $\eta$ | $b/l$ | $w/l$ |
|---|---|---|---|---|---|
| 0.0317 | 0.0045 | 7.03 | 0.1551 | 0.0723 | 0.3149 |

优化乘波体的波阻、黏性阻力随不同圆锥角变化曲线如图 7 所示. 随着圆锥角的增大，波阻和摩阻都有不同程度的增大，波阻增加较快，摩阻增加较慢；当圆锥角 $Ac < 7°$ 时，摩阻大于波阻，在 $Ac = 7°$ 时，波阻摩阻量值相当，圆锥角 $Ac > 7°$ 时，波阻大于摩阻.

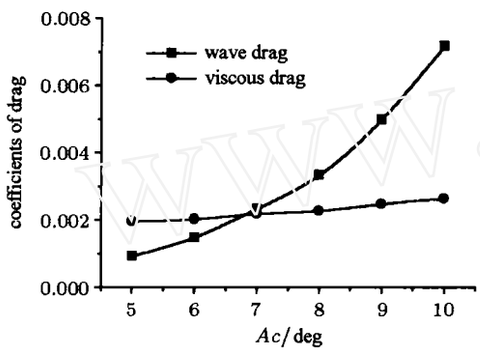


图 7　波阻、黏性阻力随圆锥角的变化曲线

Fig.7　Drag coefficients versus cone angles

下面讨论在不同圆锥角下的优化乘波体几何参数. 乘波体的体积率 $\eta$ 是衡量乘波体体积容量大小的无量纲参数，定义为

$$\eta = V^{2/3}/S \tag{12}$$

$V$ 是乘波体的体积，$S$ 是乘波体在 $XZ$ 平面上的投影面积.

描述乘波体另一个无量纲的几何参数是细长比 $b/l$，其定义为

$$b/l = A_b/S \tag{13}$$

式中 $A_b$ 是乘波体的底部面积.

图 8 给出了优化乘波体的体积率 $\eta$、细长比 $b/l$ 及展长比 $w/l$ 随圆锥角的变化曲线. 可以看出乘波体的体积率、细长比和展长比都随着圆锥角的增大而增大.

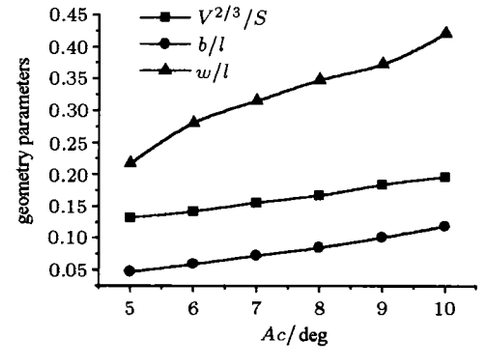


图 8　体积率、细长比及展长比随圆锥角的变化曲线

Fig.8　Geometry parameters versus cone angles

对于无黏优化的乘波体，其体积率、细长比越小，升阻比也就越大 [2]；与此不同的是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峰值，黏性优化乘波体的升阻比随其体积率、细长比的变化曲线如图 9，图 10 所示，升阻比随着体积率和细长比的增大而增大，升阻比到达峰值时，体积

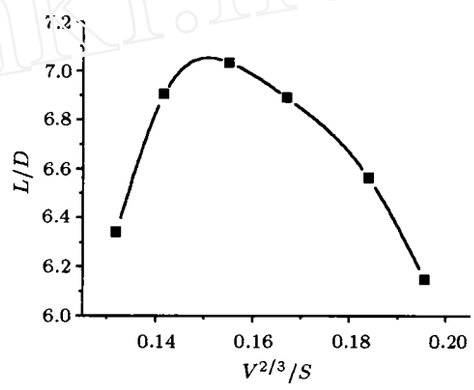


图 9　升阻比随体积率的变化曲线

Fig.9　$L/D$ versus volumetric efficiency

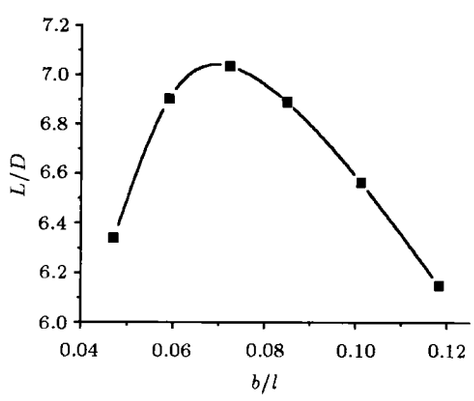


图 10　升阻比随细长比的变化曲线

Fig.10　$L/D$ versus slenderness ratio

© 1994-2008 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

率和细长比分别为 0.1551, 0.0723, 当体积率和细长比分别大于此值时，升阻比反而降低.

## 3 数值模拟

用数值模拟的方法，对所得到的升阻比最大乘波体进行了数值验证. 采用隐式 NND 格式，用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. 图 11 给出乘波体的截面网格，网格数为 100×80×60.

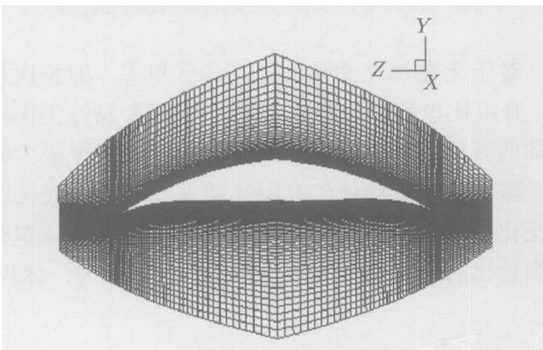


图 11 截面的计算网格

Fig.11 Mesh of cross section

图 12 分别给出了对称面上下表面无黏流动压力比 $P/P_{\rm inf}$(表面压力 $P$ 与自由流压力 $P_{\rm inf}$ 的比值)与优化程序中 Taylor-Maccoll 方程所得结果比较，图 13 给出 $X=L$ 截面的上下截面压力比沿展向分布，可以看出两者吻合得很好，说明我们从“虚拟体”的三维流场中“刻出”乘波体是合理的，激波的捕捉和前缘线的拟合性是较高的.

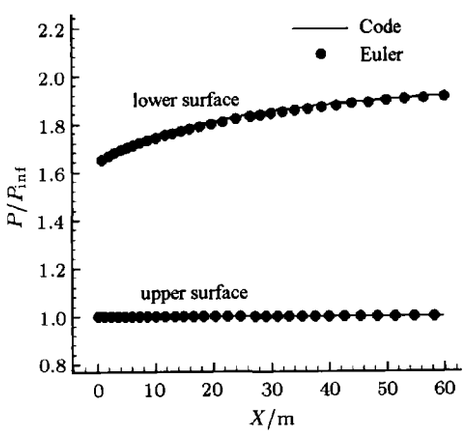


图 12 对称面的上下表面无黏压力比分布

Fig.12 Comparison of axial variations in viscous pressure-ratio

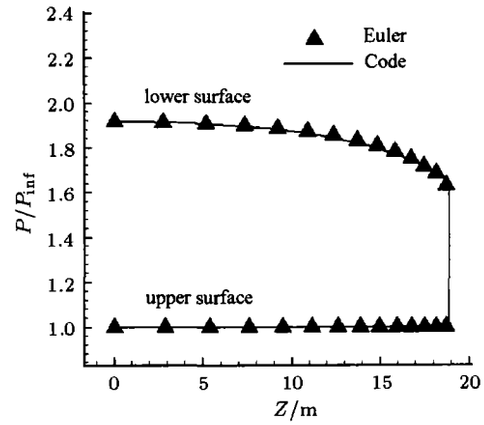


图 13 $X=L$ 截面上下表面无黏压力比沿展向分布

Fig.13 Surface pressure-ratio distribution at $X=L$ cross section

乘波体能获得高的升阻比的主要原理是飞行器前缘线上的贴体激波使得下表面的高压流体不会泄漏到上表面，上下表面的压力差得到足够大的升力. 但是，由于黏性的影响，增厚的边界层使得激波不再附着在乘波体的前缘线上，形成下表面高压气流的少量泄漏. 图 14 给出了乘波体 $X=L$ 截面的无黏流、黏性流数值模拟的等压力线分布. 可以看到，无黏条件下的高压流体全部分布在下表面，没有泄漏到上表面，上表面的压力与来流相同；在黏性条件下，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；在乘波体下表面流场中的同一位置，无黏条件下的压力值比黏性条件下的压力值要高，这是因为黏性效应的影响使得乘波体下表面的邻域流场产生边界层排移效应，造成有黏性时流场中等压力值的流体远离下表面.

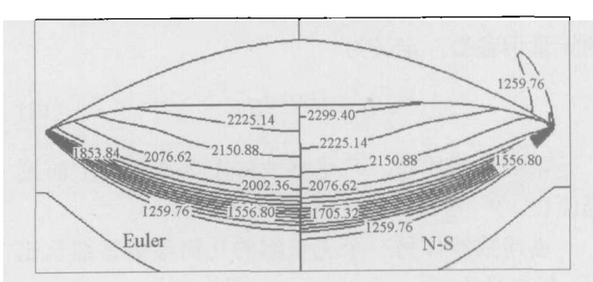


图 14 乘波体 $X=L$ 截面压力分布

Fig.14 Pressure contour at $X=L$ cross section (inviscous versus viscous)

图 15 给出了黏性流、无黏流对称面上的压力比沿流线分布，图 16 给出了 $X=L$ 截面黏性流、无黏流压力比的对比，可以看到黏性的影响使乘波体

© 1994-2008 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

上下表面压力增加. 在壁面同一位置, N-S 方程计算的压力大于 Euler 方程的压力.

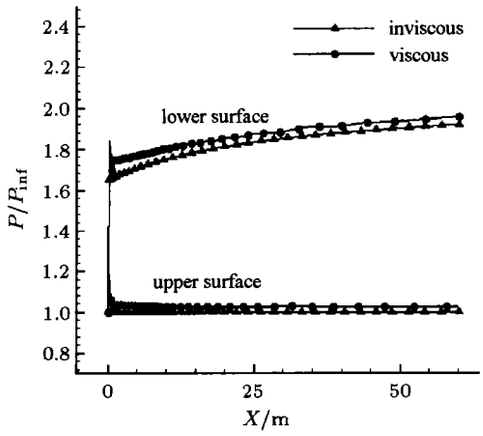


图 15 对称面的上下表面黏性流、无黏流压力分布

Fig.15 Surface pressure-ratio distribution of axial variations(inviscous versus viscous)

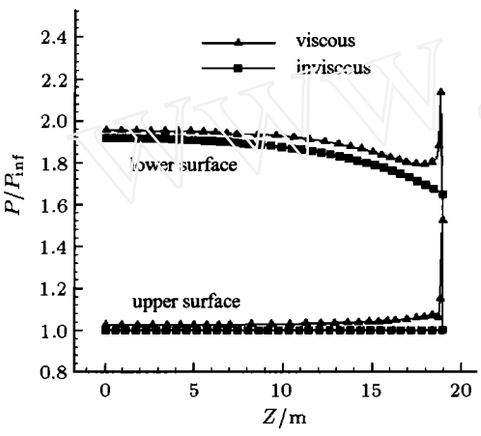


图 16 $X = L$ 截面上下表面黏性流、无黏流压力沿展向分布

Fig.16 Comparison of pressure-ratio at $X = L$ cross section(inviscous versus viscous)

表 2 给出了气动力的计算结果. 本文程序计算的黏性升力系数、阻力系数结果与 CFD 结果相比要小些, 升阻比要大. 升力系数相差 2.2%, 阻力系数相差 4.3%, 升阻比相差 2%.

**表 2 黏性优化乘波体的气动力数据比较**

Table 2 Comparison force coefficients of viscous optimized waverider

| | $C_L$ | $C_{DW}$ | $C_{DF}$ | $C_D$ | $L/D$ |
|---|---|---|---|---|---|
| Code viscous | 0.0317 | 0.0023 | 0.0022 | 0.0045 | 7.03 |
| N-S | 0.0324 | 0.0024 | 0.0023 | 0.0047 | 6.89 |
| Euler | 0.0316 | 0.0023 | 0.0 | 0.0023 | 13.62 |

以上分析可以看出, 数值计算的结果与在优化过程中所用的简便算法及工程算法符合很好, 说明本文所用优化设计程序是可靠的; 原 "虚拟体" 绕流和乘波体 Euler 方程的结果对比可以看出, 本文生成乘波体的方法是较准确的.

## 4 结　论

在来流 $M_\infty = 6$, 30 km 的高空条件下, 以升阻比为目标函数, 进行了锥形流乘波体的黏性优化设计, 通过对优化结果的分析及其数值模拟验证的讨论, 可以得出以下结论:

(1) 设计条件下, 在锥形流乘波体最大升阻比的黏性优化中, 存在最优圆锥角使得源自该基本流场的乘波体升阻比最大.

(2) 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.

(3) 源自不同基本流场的升阻比最大乘波体, 其体积率、细长比和展长比都随着基本流场圆锥角的增大而增大.

本文所给方法完全适用于其他设计条件下此类乘波体的黏性优化设计, 开展多目标优化是我们下一步的研究内容.

**致谢**　感谢黄志澄研究员在本文研究中提供重要指导.

## 参　考　文　献

1 Rasmussen ML. Waverider configurations derived from inclined circular and elliptic cones. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1980, 17(6): 537~545

2 Kim BS, Rasmussen ML, Jischke MC. Optimization of waverider configurations generated from axisymmetric conical flows. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1983, 20(5): 461~469

3 Bowcutt KG, Anderson Jr JD. Viscous optimized wavriders. AIAA, 87-0272, 1987

4 Corda S, Anderson Jr JD. Viscous optimized hypersonic waveriders designed from axisymmetric flow fields. AIAA, 88-0369, 1988

5 Takashima Naruhisa, Lewis MJ. Navier-Stokes computation of a viscous optimized waverider. *Journal of Space and Rockets*, 1994, 31(3): 383~391

6 Marcus Lobia, Kojiro Suzuki. Design and analysis of payload optimized waveriders. AIAA, 2001-1849, 2001

7 Anderson Jr John D. Fundamentals of Aerodynamics, third edition. McGraw-Hill Companies. 2001

8 Nelder JA, Mead R. A simplex method for function minimization. *Computer Journal*, 1965, 7: 308~313

© 1994-2008 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

# OPTIMIZED DESIGN OF WAVERIDER WITH HIGH LIFT OVER DRAG RATIO [1)]

Geng Yongbing[2)] Liu Hong Lei Maifang Wang Famin
(*LHD, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing* 100080, *China*)

**Abstract** A family of optimized hypersonic waverider derived from conical flow fields is generated and studied; the detailed viscous effects are included within the optimization process using the reference temperature methods. A non-linear simplex method is used to find the waverider configuration for the maximum lift over drag ratio, viscous optimization is completed at Mach number 6, attitude 30 km, and cone angle from 5° to 10°. Shapes of waverider with high lift over drag ratio are obtained, and the results are verified with CFD. The results show that for the optimized design waverider, the lift over drag ratio of waverider is the maximum at a certain cone angle; the skin friction drag and wave drag are nearly equal; volumetric efficiency, slenderness, span over length ratio increase with the cone angle.

**Key words** waverider, optimized design, aerodynamics, lift over drag ratio

Received 10 January 2005, revised 4 April 2006.
1) The project supported by the National Natural Science Foundation of China (90405012).
2) E-mail: gyb_2005@yahoo.com.cn

© 1994-2008 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net