

## 轴对称近似等熵压缩流场的乘波前体优化设计\*

耿永兵, 刘宏, 丁海河, 王发民

(中国科学院力学研究所, 北京 100080)

**摘要:** 以升阻比为优化目标, 在来流马赫数  $Ma = 2 \sim 4$  及飞行高度  $H = 20\text{km} \sim 24\text{km}$  条件下, 进行了轴对称近似等熵压缩流场的乘波前体优化设计, 通过 CFD 验证  $Ma = 4$  优化乘波体的气动特性, 并研究了  $Ma = 3$  优化乘波前体在非设计条件下的气动特性。结果表明: 近似等熵压缩下表面的乘波前体在设计条件下具有良好的气流压缩效果, 可满足机体/发动机一体化设计的需要; 乘波前体升阻比在 1.5 ~ 1.9 之间, 纵向压心位置靠后; 非设计条件下, 压缩波不聚焦, 小于设计马赫数升阻比时降低, 大于设计马赫数时升阻比略大。

**关键词:** 等熵压缩; 乘波前体<sup>\*</sup>; 优化设计; 气动特性

**中图分类号:** V231      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-4055 (2006) 05-0404-06

## Optimized design of waverider forebody derived from asymmetric near-isentropic compression flow fields

GENG Yong-bing, LIU Hong, DING Hai-he, WANG Fa-min

(Inst. of Mechanics, Academia Sinica, Beijing 100080, China)

**Abstract:** A new kind of waverider forebody with near isentropic lower surface was optimized design. A systematic inviscid flow fields of a family of near isentropic surfaces was obtained by solving Euler equation and acted as base flow field, then a family of waverider derived from this base flow field was generated and optimized for maximum L/D at the condition of  $Ma = 2 \sim 4$  and attitude  $H = 20\text{km} \sim 24\text{km}$ , detailed viscous effects were calculated and included within the optimization progress itself. Shape and aerodynamics of waverider forebody were obtained and CFD results for Mach 4 case was verified. Aerodynamics of Mach 3 waverider at off-design condition was also simulated by CFD. This kind of waverider with high pressure recovery could meet the air-breathing requirement of the vehicle with engine integrated design, but the L/D was smaller than common waverider because of large wave drag. Pressure center was also at the aft of the waverider. Pressure wave did not focus at off-design condition. L/D was increased with Mach number.

**Key words:** Isentropic compression; Waverider forebody<sup>\*</sup>; Optimized design; Aerodynamic characteristics

## 1 引言

乘波体是高超声速飞行器发动机/机体一体化设计的前体有效构型, 乘波前体能将从下表面到上表面的压力泄漏减小到最少, 激波附着在前体前缘, 确保激波在设计条件下相交在吸气式发动机的唇口, 并可作为发动机提供相对均匀的进气气流; 乘波体无粘流动状态与已知基本流场相一致, 可以用反设计方法进行设计, 有利于优化设计; 乘波构型有高升阻比特性, 这

些因素使乘波体作为发动机进气道的预压缩部分较有优势。

O'Neill 和 Lewis 将基于尖锥流动的乘波前体与超燃冲压发动机进行了一体化设计<sup>[1]</sup>, 通过改变前缘线形状和激波角, 以最大升阻比为目标进行了优化; Takashima 和 Lewis 通过求解非轴对称的楔/锥绕流, 并以此作为生成乘波体的基本流场, 设计了一种楔/锥乘波体<sup>[2]</sup>, 与轴对称流乘波体相比, 这种楔/锥乘波体较好地满足了前体设计的要求; Starkey 和

\* 收稿日期: 2005-10-27; 修订日期: 2006-01-06。

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (90405012)。

作者简介: 耿永兵 (1976—), 男, 博士生, 研究领域为计算流体力学及气动外形设计。

E-mail: gyb\_2005@yahoo.com.cn

Lewis 提出了以超燃冲压发动机为动力的乘波构型导弹气动外形<sup>[3]</sup>,乘波前体是采用变楔角法(VWA)生成的;另外王发民等提出了变楔角楔/椭圆锥乘波体的构型方法<sup>[4,5]</sup>,此方法是根据冲压发动机所需的高温高压均匀来流,通过前体楔/锥型面的优化设计,得到 3 个预压缩面和长度等几何参数,从而实现以发动机进气道性能为目标的乘波体反向设计。

吸气式发动机的推力依赖于进气道的压力恢复,将进气道的总压损失减小到最小是吸气式发动机获得最大推力的保证。当压缩过程是等熵时,总压损失最小。英法联合研制的“协和”号超声速客机的进气道就是在第二级采用了部分等熵压缩使得其压力恢复能力在马赫 2 时达到 95% 的,因此尝试把乘波体下表面设计成等熵流动型面,使前体具有乘波性质的同时总压损失最小,这是与以前乘波前体气动外形的不同之处。为此我们选择轴对称近似等熵压缩面,以其绕流为基本流场,开展了轴对称近似等熵流乘波体的优化设计,得到一组与以往乘波构型不同的前体气动外形。

## 2 优化设计方法

设计乘波体首先要选择已知的流场作为基本流场,然后在基本流场的激波面上找出一条曲线作为乘波体的前缘线,沿流线追踪得到乘波体外形,一条前缘线形状就唯一确定了一个乘波体外形,乘波体的气动力可以通过 CFD 或工程估算的方法得到,通过调整前缘线就可以实现乘波体的优化。

### 2.1 基本流场

在气流不变条件下,特征线不是直线,使得轴对称等熵流的计算比较复杂。我们选取 Connors 和 Meyer<sup>[6]</sup>用特征线法设计的轴对称近似等熵压缩面形。这种近似等熵压缩面基于以下设计考虑:

(1) 由头部的尖锥产生一个已知的流场,前缘产生一道一定强度的初始激波,这道激波造成 1% 的总压损失;

(2) 根据这一流场确定出一条起始特征线,并在特征线交点处假设为二维逆 Prantel-Mayer 流动关系式,根据这两个假设条件,利用轴对称势流特征线法计算这一等熵流场;

(3) 最后利用连续条件,描绘出气流的流线,最终确定了表面的轮廓线。

我们选取了  $Ma = 2, 3, 4$  的轴对称近似等熵压缩面,用数值方法求解轴对称 Euler 方程,得到相应马

赫数条件下轴对称近似等熵压缩面的基本流场,图 1 是  $Ma = 4$  的近似等熵压缩面及其压力分布数值模拟的结果。

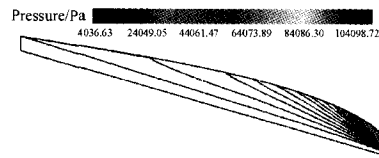


Fig. 1 Inviscid pressure contour of the ear isentropic compression surface at  $Ma = 4$

### 2.2 乘波体生成

以锥形流乘波体的生成来说明本文的乘波体的生成方法,图 2 给出了锥形流乘波体的生成示意图。在得到基本流场后,在激波锥面(Conical shock wave)(近似等熵流选择初始激波面)上定义一条曲线作为乘波体的前缘线(Leading edge),向后追踪流线得到下表面(Lower surface),沿自由流方向追踪流线形成乘波体的上表面<sup>[7]</sup>(Upper surface),乘波体的上表面压力分布与自由流压力一致。

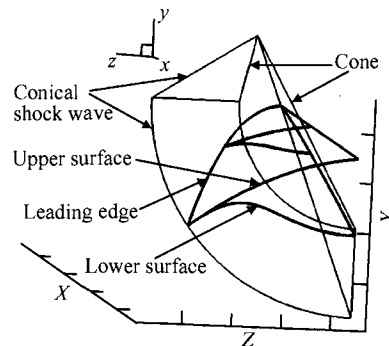


Fig. 2 Generation of waverider derived from cone flow field

乘波体表面压力及剪切力进行数值积分就得到乘波体气动力及力矩,这里不考虑底阻。表面摩擦力用参考温度法进行计算<sup>[8]</sup>,参考温度法是一种近似方法,它假定可压缩流摩擦系数和传热系数的形式与不可压流的公式近似,公式中与温度有关的物理量,如粘性系数、热传导系数等用边界层的某个特征温度来计算,这样就以合适的参考温度近似计算层流、湍流的表面摩擦系数。

### 2.3 优化过程

为了便于优化,选取基本流场的初始激波面上几个点来定义乘波体的前缘线形状,这样就可以扰动前缘线的形状变化实现乘波体优化,直到满足升阻比最

大的要求为止。这里用单纯形加速法<sup>[9]</sup>开展数值优化,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。图3给出了 $Ma=4$ 的乘波体优化过程的收敛曲线,可以看出,当优化进行到80步的时候,升阻比达到最大,不再变化。

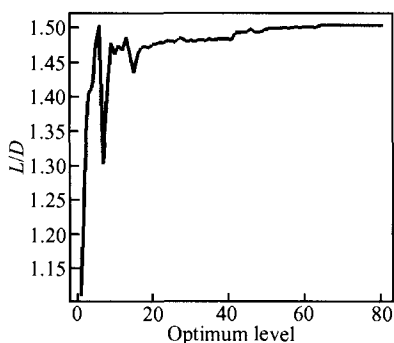


Fig. 3 Optimization history of Mach 4 waverider for maximum  $L/D$

### 3 结果与讨论

#### 3.1 马赫数为4的乘波前体

对于设计马赫数为4的乘波前体,其自由流单位长度的雷诺数为 $Re_L = 3.874 \times 10^6$  (1/cm),相应的飞行高度为24km,优化目标是湍流升阻比最大,图4给出了 $Ma=4$ 的优化乘波前体外形。

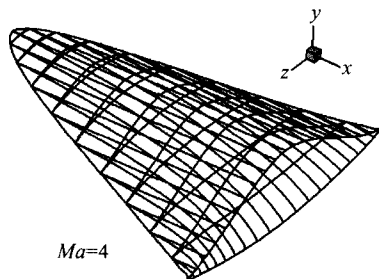


Fig. 4 Waverider forebody optimized design at  $Ma=4$

乘波体体积率为0.2283,半展长为0.4918,细长比为0.2658。

表1给出了 $Ma=4$ 乘波体的升阻比、升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数及纵向压心系数。可以看到升阻比为1.503,与一般的乘波体相比,升阻比较低,这是由于波阻过大且波阻在总阻力中起主要作用造成的;纵向压心位置靠后。

图5给出了乘波体表面压力系数 $C_p$  ( $P/P_\infty$ )在对称面上沿流向分布,可以看到上表面不存在压力梯

Table 1 Aerodynamic characteristics of Mach 4 waverider optimized design

	Design code	CFD	Difference/%
$C_L$	0.3229	0.3220	0.279
$C_D$	0.2149	0.2238	-4.14
$L/D$	1.503	1.439	4.26
$C_{Mz}$	0.3168	0.3173	-0.158
$X_{CP}$	0.9810	0.9854	-0.450

度,压力与来流压力相同;近似等熵压缩乘波前体下表面沿流向压力梯度增加很快,越靠后压力梯度越大,压力升高很快,在 $x=59\text{cm}$ 处下表面的压力系数达到35左右,气流压缩效果显著,越靠后压力的流向分量也很大,因此造成近似等熵压缩流的乘波体波阻较大;沿下表面流向,越靠后压力梯度就越大,也使得乘波体前体纵向压心位置特别靠后。

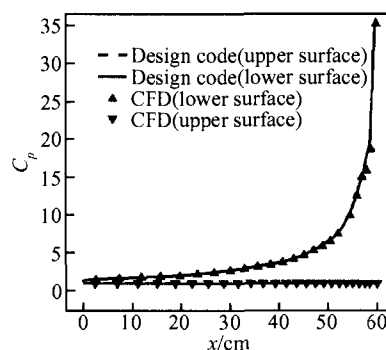


Fig. 5 Surface pressure coefficient ( $p/p_\infty$ ) on the symmetry plane for Mach 4 waverider forebody

#### 3.2 数值验证

对 $Ma=4$ 的优化设计结果进行了数值模拟,用有限体积法求解三维定常N-S方程,湍流效应用S-A方程模型来模拟;网格总数近100万,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,乘波体对称面及截面网格见图6。乘波体的气动特性数值模拟结果如表1所示,可以看出数值模拟结果与设计程序的结果符合很好,本文设计程序得到的阻力系数比数值模拟结果小4.14%,升阻比要大4.26%。乘波体表面压力系数在对称面上沿流向分布的数值模拟结果与本文设计程序结果的比较如图4所示,由本文乘波体生成可知,乘波体外形来自无粘基本流场,其表面压力分布也是基本流场中流线上的无粘压力分布,而数值计算得到的压力是有粘性效应的压力表面分布,但由图4可以看出,两者

相吻合,说明粘性效应对此类乘波体的表面压力分布影响甚微。

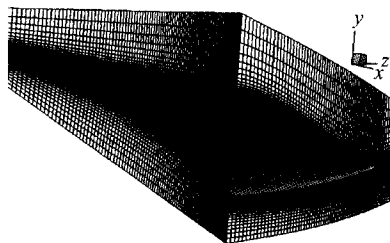


Fig. 6 Mesh of Mach 4 waverider forebody

图 7 给出了乘波体对称面上压力分布的数值模拟结果,与图 1 的基本流场压力分布比较,可以看出,压力分布是一致的,波系结构也是一致的,第一道斜激波与马赫波相交于一点,此点可以作为进气道的唇口位置。图 8 给出了纵坐标  $X = 5L/6$  的横截面压力分布,可以看到上表面的压力与来流相同,高压流体都集中在下表面,从下表面绕过前缘泄漏到上表面的压力泄漏很少,第一道斜激波附着在前缘线上,说明本文方法在乘波体生成方面是成功的。

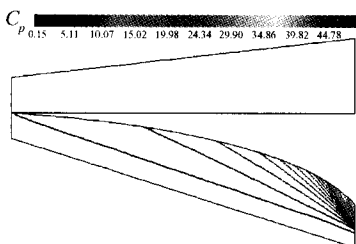


Fig. 7 Pressure contours on the symmetry plane of Mach 4 waverider

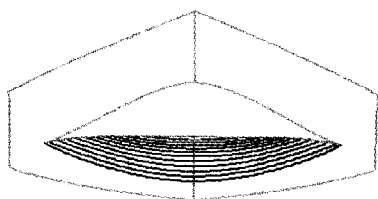


Fig. 8 Pressure contours of Mach 4 waverider at  $X = 5L/6$  cross-section plane

### 3.3 马赫数为 2 和 3 的乘波前体

与设计马赫数 4 乘波前体的方法相同,同样可以得到设计马赫数为 2 和 3 的具有近似等熵压缩下表面的不同乘波体。 $Ma = 2$  的自由流单位长度雷诺数分别为  $Re_L = 5.534 \times 10^6 (1/cm)$ ,相应的飞行高度为 20km; $Ma = 3$  自由流的单位长度雷诺数为  $Re_L = 4.005 \times 10^6 (1/cm)$ ,对应的飞行高度为 24km。图 9

给出设计马赫数为 2 的具有近似等熵压缩下表面的乘波体优化设计外形,乘波前体的体积率、半展长比及细长分别为 0.2596,0.5104 及 0.2536。图 10 给出了设计马赫数为 3 的具有近似等熵压缩下表面的乘波体优化设计外形,的乘波前体体积率、半展长比及细长比分别为 0.1771,1.0051 及 0.2396。

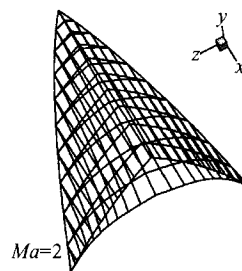


Fig. 9 Waverider forebody optimized design at  $Ma = 2$

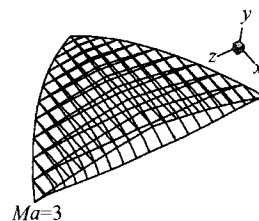


Fig. 10 Waverider forebody optimized design at  $Ma = 3$

表 2 给出了设计马赫数  $Ma = 2, 3$  的优化乘波前体气动特性。具有近似等熵压缩面的  $Ma = 2$  乘波体升阻比为 1.892, $Ma = 3$  的乘波前体升阻比为 1.748。

Table 2 Aerodynamic characteristics of Mach 2 and 3 waverider forebody

$Ma$	2	3
$C_L$	0.2043	0.2749
$C_D$	0.1079	0.1572
$L/D$	1.892	1.748
$C_{Mz}$	0.1828	0.2468
$X_{CP}$	0.8951	0.8979

### 3.4 非设计点的马赫数 3 乘波前体气动特性

以上研究的是在设计点的乘波前体气动外形及其气动特性,有必要考察前体在非设计条件下的性能。采用数值模拟的方法,在非设计条件下对设计马赫数  $Ma = 3$  的乘波前体进行了数值模拟,计算条件同 3.3 节  $Ma = 2, 4$  的优化设计条件,数值模拟方法同 3.4 节。

$Ma = 3$  乘波前体在不同马赫数下气动特性数值

模拟结果见图 11,在设计状态时数值模拟的升阻比为 1.719,与本文程序得到的升阻比吻合较好;马赫数越大,升力系数与阻力系数减小,升阻比却增加,在  $Ma = 2$  时的升阻比为 1.643,  $Ma = 4$  时升阻比为 1.776;在小于设计马赫数时,近似等熵压缩流的乘波前体升阻比降低了 4.6%,在大于设计马赫数时,升阻比性能提高了 3%。总体来看,升阻比变化较小。

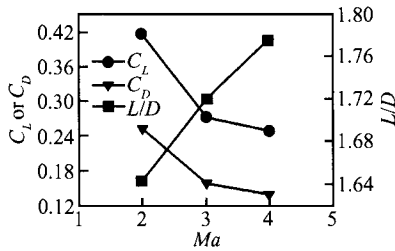


Fig. 11 Aerodynamic characteristics of Mach 3 waverider forebody at off-design conditions

图 12 给出了  $Ma = 2$  时乘波体对称面压力等值线图,可以看到前体下表面出现强压缩波,总压损失变大,此时流动出口平均总压恢复为 0.80,下表面的强激波使得波阻增加,造成升阻比降低。图 13 给出了  $Ma = 2$  时  $X = 0.96L$  的横截面压力等值线图,与  $Ma = 3$  的设计状态相比,马赫 2 时第一道斜激波的曲率变小,激波强度较弱,压缩波远离乘波体下表面。

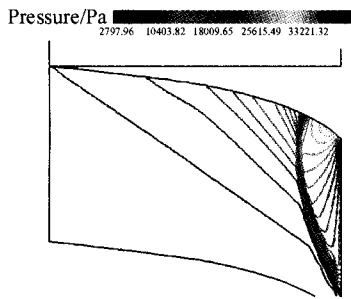


Fig. 12 Off-design pressure contour at  $Ma = 2$  on the symmetry plane of Mach 3 waverider forebody

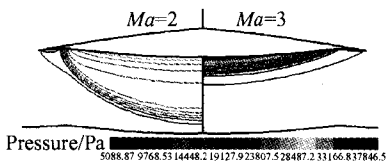


Fig. 13 Off-design ( $Ma = 2$ ) and on-design ( $Ma = 3$ ) pressure contour of waverider forebody at  $X = 0.96L$  cross-section plane

图 14 给出了  $Ma = 4$  时对称面压力等值线图,前体下表面存在一系列压缩波,但各压缩波不再相交于

一点,流动出口截面的平均总压恢复为 0.91。图 15 给出  $Ma = 4$  时  $X = 0.96L$  横截面压力等值线图,可以看到  $Ma = 4$  时压缩波比设计状态时更贴近下表面,激波与下表面的中心线的距离是设计时的 1/2,第一道弓形激波曲率较大,下表面压缩更强烈。

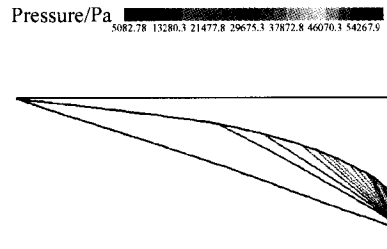


Fig. 14 Off-design pressure contour at  $Ma = 4$  on the symmetry plane of Mach 3 waverider forebody

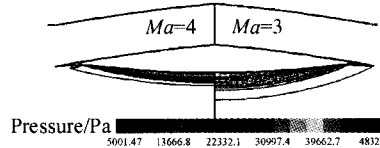


Fig. 15 Off-design ( $Ma = 4$ ) and on-design ( $Ma = 3$ ) pressure contour of waverider forebody at  $X = 0.96L$  cross-section plane

图 16 给出了设计马赫  $Ma = 3$  乘波前体下表面压力系数  $p/p_\infty$  在对称面上沿流向分布,可以看出,沿流向压力增加,压力梯度越靠后越大。在设计马赫数时,数值模拟结果与设计程序的结果符合很好。在非设计马赫数  $Ma = 2$  时,下表面流向  $X = 52\text{cm}$  处的强压缩波使得压力出现跳跃;在非设计马赫数  $Ma = 4$  时,压缩效果明显,靠近流动出口,压力梯度很大。

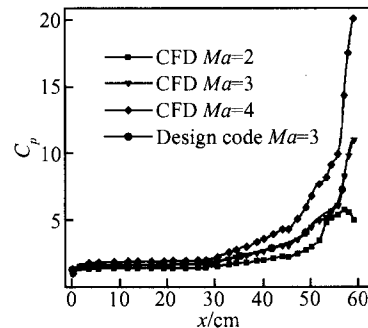


Fig. 16 Pressure coefficient ( $p/p_\infty$ ) on the symmetry plane for the Mach 3 waverider forebody at off-design conditions

总之,在非设计条件时,近似等熵压缩乘波前体的升阻比变化较小,下表面不具备等熵压缩的性能,

压缩波不能聚焦,总压损失变大,这有望通过改进前体下表面的型面设计来提高非设计条件下的性能。

#### 4 结 论

本文以升阻比为优化目标,开展了一组轴对称近似等熵压缩流场的乘波前体优化设计,通过 CFD 验证优化乘波前体的气动特性,并研究了乘波前体在非设计条件下的气动特性,结果表明:

(1)在设计条件下,单从总压恢复来看,是一组有潜力的超声速机体/推进系统一体化设计的前体,这种乘波体借助于其近似等熵压缩下表面,可以实现气流的高效压缩,将总压损失减小到最小,很好地满足发动机的吸气需求。

(2)近似等熵压缩乘波前体下表面沿流向压力梯度增加很快,压力升高很快,造成压力的流向分量很大,波阻较大使得升阻比降低。由于压力梯度沿流向越靠后就越大,造成纵向压心位置靠后。

(3)非设计条件下,当来流马赫数小于设计马赫数时,乘波前体下表面出现强激波,使得阻力增加,升阻比减小,同时总压损失增大;大于设计马赫数,前体下表面产生压缩波不聚焦,压缩更强,乘波前体升阻比略大。

(4)为了提高设计条件下的整体性能和改善非设计条件下的性能,可以采用截短近似等熵压缩面的办法,通过牺牲增压比来避免下表面后部形成过大的压力梯度;还可以重新构建乘波体源流场的压缩型面,将等熵压缩应用在部分压缩面上,如用在压缩面的中间阶段,这样通过牺牲一部分总压恢复来换取综合性能的提高。这些有待于深入研究。

本文所给优化设计方法可用于其它源自轴对称流场乘波前体的快速优化设计。将这类前体与机体

进行一体化设计及实验研究是我们下一步研究的内容。

#### 参考文献:

- [1] O'Niell M K, Lewis M J. Optimized scramjet integration on a waverider[J]. *Journal of Aircraft*, 1992, 29(6): 1114 ~ 1121.
- [2] Naruhisa Takashima, Lewis M J. Wedge-cone waverider configuration for engine-airframe integration[J]. *Journal of Aircraft*, 1995, 32(5): 1142 ~ 1144.
- [3] Starkey R P, Lewis M J. Critical design issues for air-breathing hypersonic waverider missiles [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2001, 38(4): 510 ~ 519.
- [4] 刘 嘉,姚文秀,雷麦芳,等. 高超声速飞行器前体压缩性能研究[J]. *应用数学和力学*, 2004, 25(1): 85 ~ 93.
- [5] 王发民,李立伟,姚文秀,等. 乘波飞行器构型方法研究[J]. *力学学报*, 2004, 36(5): 513 ~ 518.
- [6] Cornors J F, Meyer R C. Design criteria for axisymmetric and two-dimensional supersonic inlets and exits[R]. *NACA TN 3589*, 1956.
- [7] Corda S, Anderson J D Jr. Viscous optimized hypersonic waveriders designed from axisymmetric flow fields [R]. *AIAA 88-0369*, 1988.
- [8] Eckert E R G, Minneapolis Minn. Engineering relations for heat transfer and friction in high-velocity laminar and turbulent boundary layer flow over surfaces with constant pressure and temperature [J]. *Transactions of the ASME*, 1956, 78(6): 1273 ~ 1283.
- [9] Nelder J A, Mead R. A simplex method for function minimization[J]. *Computer Journal*, 1965, Vol. 7: 308 ~ 313.

(编辑:崔永刚)