

乘波飞行器构型方法研究

王发民 李立伟 姚文秀 雷麦芳

(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 高超声速飞行中, 随着马赫数的升高, 波阻和摩阻增加, 就会形成升阻比“屏障”, 而乘波飞行器构型是克服这一升阻比屏障的有效方法. 本文提出了一种变楔角楔 / 椭圆锥乘波体构型方法, 并基于前体 / 进气道一体化设计思想, 生成了高超声速乘波飞行器构型. 经数值计算与实验验证, 与传统锥形流场生成的乘波体相比, 该方法生成的乘波体不仅具有高升阻比, 而且能为发动机提供所需的高温高压均匀来流.

关键词 乘波飞行器, 变楔角楔 / 椭圆锥乘波体, 气动力, 升阻比

引 言

乘波飞行器是利用其自身产生的激波, 提高其整体气动性能的飞行器. 飞行器设计中, 尽量使激波附着在前缘上, 波后的高压气体完全作用在飞行器下表面上, 如果没有流体从下表面泄漏到上表面, 就可以获得较高的升阻比, 从而大大提高飞行器的气动性能.

1959 年首次提出从已知流场构造三维高超声速飞行器的想法^[1], Nonweiler 用平面斜激波形成流场构造出一种具有“A”型横截面的高超声速飞行器. 美国马里兰大学 Rasmussen 等人^[2]发表了由锥形流动生成乘波体的论文. 值得一提的是, 与 Nonweiler 的二维“A”设计相比, 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. 1989 年, 由 NASA 赞助, 在马里兰大学举行了乘波体国际会议, 会上 Sobieczky 等人^[3]提出了用相切锥生成乘波体的方法. 其特点是通过使用多个锥体来设计激波模式, 这使得人们可以根据飞行器的需要来设计复杂构型, 从而使乘波飞行器具有向实用性发展的可能.

由于乘波飞行器的优良气动特性和潜在的巨大应用前景, 近年来, 根据不同的工程需要, 更加接近实用的乘波布局研究不断出现, 其中突出的是 Miller 等人^[4]提出的 $M = 4$ 和 $M = 6$ 两类黏性乘波体布局设计和气动特性实验, 其研究结果已经作为美国空军 Loflyte 计划验证机造型的基础, 并实施了飞行验证. O'Neill 等^[5]将乘波体设计与冲压发动机所需的进气道压缩性能一体化设计结合在一起, 即乘波前体下表面与进气道预压缩性能一体化设计, 并

把依据发动机性能进行反向设计的思路引入乘波设计中来^[5].

在乘波飞行器设计中, 如何构造满足要求的激波结构是问题的关键. 本文提出了一种变楔角楔 / 椭圆锥乘波体的构型方法, 与传统锥形乘波体不同, 此方法是根据冲压发动机所需的高温高压均匀来流, 通过前体楔锥形面的优化设计, 得到 3 个预压缩面的压缩角和长度等几何参数, 以此为基础设计二维楔锥, 并与椭圆锥相切以生成三维流场. 以进气道唇口所需型面为基准, 在该流场的三维激波组合中“刻”出乘波体下壁面, 从而实现以发动机进气道性能为目标的乘波体反向设计. 生成的乘波体不仅具有高的升阻比, 而且能提供发动机所需的均匀来流.

1 数学模型

通常情况下, 乘波体都是通过具有精确解析解的流场得到的, 如平面楔形流动, 圆锥流动和“A”翼型流动或一些比较容易计算的流场如轴对称流场等. 但是当进行发动机 - 气动构型一体化设计时, 采用这些简单的构型来生成乘波前体尽管能得到较高的升阻比, 但很难得到满足发动机入口所需的预压缩均匀来流. 作者选用数值求解三维气动方程的方法来得到构造乘波体的非轴对称流场.

三维 N-S 方程的积分形式如下

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho d\Omega + \oint_{\Gamma} \rho \mathbf{q} \cdot d\mathbf{S} &= 0 \\ \int_{\Omega} \frac{\partial}{\partial t} (\rho \mathbf{q}) d\Omega + \oint_{\Gamma} \rho \mathbf{q} (\mathbf{q} \cdot d\mathbf{S}) &= \oint_{\Gamma} \tau_n \cdot d\mathbf{S} \end{aligned} \right\} \quad (1a)$$

$$\left. \begin{aligned} \int_{\Omega} \frac{\partial e}{\partial t} d\Omega + \oint_{\Gamma} \epsilon \mathbf{q} \cdot d\mathbf{S} &= \oint_{\Gamma} \boldsymbol{\tau}_n \cdot \mathbf{q} d\mathbf{S} + \\ \oint_{\Gamma} C \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{p}{\rho} \right) d\mathbf{S} & \end{aligned} \right\} \quad (1b)$$

$$\boldsymbol{\tau} = - \left[p + \frac{2}{3} \mu \operatorname{div}(\mathbf{q}) \right] + \mu \boldsymbol{\epsilon}$$

Γ 为控制体 Ω 的边界曲面, $\boldsymbol{\tau}_n$ 为微元单位面积 $d\mathbf{S}$ 上的应力, $\boldsymbol{\epsilon}$ 为应变张量. 其中 $\mathbf{q} = u\mathbf{i} + v\mathbf{j} + w\mathbf{k}$.

本文应用有限体积法进行空间离散, 特别是在方程黏性项的离散中, 采用面元积分的形式, 确保了离散中的通量守恒, 避免了边界层网格造成的奇异性 [6].

设 \mathbf{n} 为积分面外法向单位矢量, $\mathbf{n} = n_x\mathbf{i} + n_y\mathbf{j} + n_z\mathbf{k}$ 则

$$\boldsymbol{\epsilon} \cdot \mathbf{n} = (\mathbf{n} \cdot \operatorname{grad}u)\mathbf{i} + (\mathbf{n} \cdot \operatorname{grad}v)\mathbf{j} + (\mathbf{n} \cdot \operatorname{grad}w)\mathbf{k} + n_x \cdot \operatorname{grad}u + n_y \cdot \operatorname{grad}v + n_z \cdot \operatorname{grad}w$$

对于六面体体积单元梯度的离散形式为

$$\operatorname{grad}\phi \approx \frac{1}{V} \left[\sum_{l=1}^6 \phi_l S_{lx} \mathbf{i} + \sum_{l=1}^6 \phi_l S_{ly} \mathbf{j} + \sum_{l=1}^6 \phi_l S_{lz} \mathbf{k} \right] \quad (2)$$

散度的近似式

$$\operatorname{div}(\mathbf{q}) \approx \frac{1}{V} \sum_{l=1}^6 (\mathbf{q} \cdot \mathbf{S})_l = \frac{1}{V} \sum_{l=1}^6 [u_l S_{lx} + v_l S_{ly} + w_l S_{lz}] \quad (3)$$

对于能量方程, 黏性应力单位时间对单元所做的功为

$$(\boldsymbol{\epsilon} \cdot \mathbf{n}) \cdot \mathbf{q} = \mu \left[\frac{\partial \mathbf{q}}{\partial n} + \operatorname{grad}q_n \right] \cdot \mathbf{q} \quad (4)$$

进入该六面体单元的热量为

$$C \frac{\partial}{\partial n} (p/\rho) d\mathbf{S} = C \mathbf{n} \cdot \operatorname{grad}(p/\rho) d\mathbf{S} \quad (5)$$

对于数值计算格式, 作者采用了张涵信院士的 NND 格式, 它具有无自由参数, 激波分辨率高的优点, 在应用过程中确保了通量守恒, 在时间项的离散上采用一阶隐式格式, 且可以有下面的误差估计 [7], 如果 $U \in H^1(\Omega)$, 则

$$\|U_h - U\|_w \leq C \max(S_l)_{(l=1,6)} |U|_{1,\Omega}$$

这里 H^1 表示 Sobolev 空间, 且

$$|U|_{1,\Omega}^2 = \oint |\nabla U|^2 d\mathbf{S}$$

2 乘波飞行器布局

2.1 前体预压缩性能优化设计

以冲压发动机所需的高温高压均匀来流为目标函数, 以下型面分别为特征线曲面, 平板和二级平板为优化变量, 应用单纯形加速法 (simplex method) [6], 进行了优化设计 (定义为模型 1, 2, 3), 图 1 给出了前体型面. 由图 2 的压力系数曲线可以看出, 在有限的长度内两级压缩可以得到较高的预压缩性能.

以此为基础作者选择第一压缩角和第二压缩角分别为 $4^\circ-5^\circ, 5^\circ-4^\circ, 2^\circ-7^\circ, 7^\circ-2^\circ$ 4 个变量, 进行了压缩角优化设计. 图 3 说明了 $4^\circ-5^\circ$ 组合压缩效果最好, 且总压损失也小.

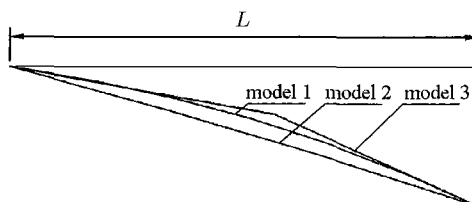


图 1 前体型面示意图

Fig.1 Profile of lower surface forebody

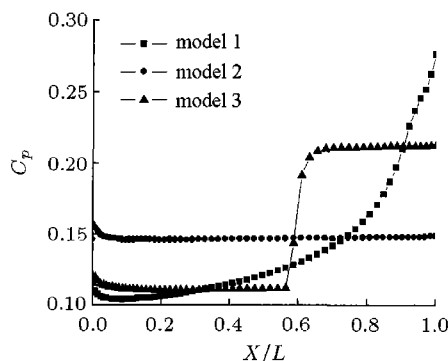


图 2 压力系数

Fig.2 Press coefficient

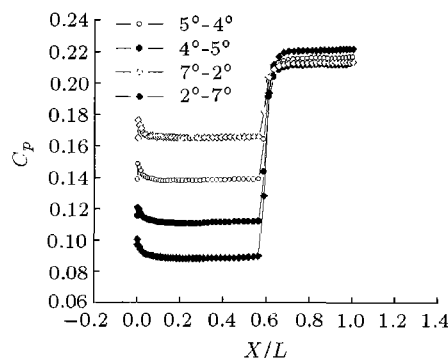


图 3 压力系数

Fig.3 Press coefficient

通过优化得到一个变楔角楔锥。楔锥的压缩面总长 L 为 0.478 m，两个预压缩面分别是 $0.52L$, $0.23L$ ，压缩角分别是 4° 和 4.5° ，另外还有一个附加压缩面，长度为 $0.25L$ ，压缩角度为 13° 。为了得到较大的容积率，在楔锥两侧用对数率椭圆锥与之相切，如图 4 所示。椭圆锥以楔锥上下面距离为长轴， $3/4$ 对数率为短轴。以绕该生成体的流场为基本流场，生成所需的乘波体。

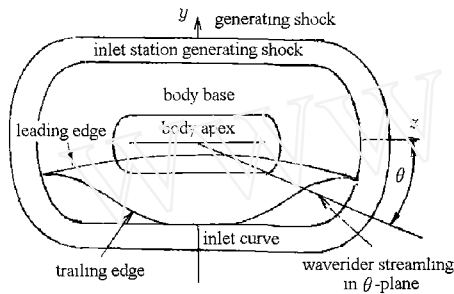


图 4 带有生成体和激波的楔 / 椭圆锥前视图
Fig.4 Front view of a wedge-elliptic cone waverider with the generating body and shock

2.2 乘波体气动布局

在生成乘波体的流场计算中，如图 5 所示，在轴向、周向和径向分别取了 $100 \times 70 \times 32$ 个网格。设计条件为马赫数 $M = 6$ ，攻角为 4° ，高度为 25 km。图 6 给出了变楔角楔 / 椭圆锥的表面压力分布，图 7 给出了流场轴对称面的激波形状。

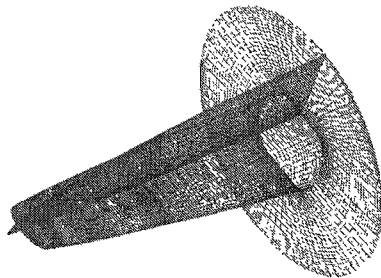


图 5 楔 / 椭圆锥流场计算网格
Fig.5 Numeration grid of wedge-elliptic cone's flow field

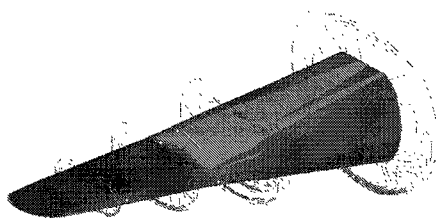


图 6 楔 / 椭圆锥流场压力等值线
Fig.6 Press contour of wedge-elliptic cone's flow field

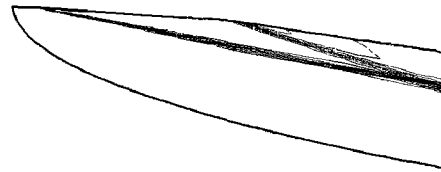


图 7 对称面的激波形状
Fig.7 Shock shape of symmetry plane

得到上述基本流场以后，引导边的形状将唯一地决定乘波飞行器下表面的形状，为了使进气道获得最大流量预压缩气流，进气道唇口选在两个激波交线的位置。同时，曲线选用头激波在该处的型面。流线跟踪从发动机进气道唇口一直到上游与激波相交处。流线方程为

$$\frac{dx}{u} = \frac{dy}{v} = \frac{dz}{w}$$

u, v, w 分别为轴线方向、周向和径向的速度。每一位置的速度通过一个对该轴平面上周围网格点的二维三次差值得到。乘波体的上表面通常被处理为自由来流表面，本文中上表面通过跟踪流线直到乘波体底部的前缘曲线来确定，这个面上的压力为自由来流压力 p_∞ 。所得的乘波体如图 8 所示。

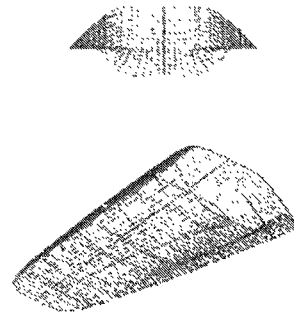


图 8 乘波飞行器视图
Fig.8 Base, planform, profile and perspective view of the waverider

3 结果与分析

3.1 乘波前体气动特性

三维湍流计算中，为了较好地计算壁面摩擦和热流，必须满足这样一个条件：即离开壁面的第 1 个网格点的 y^+ 必须小于 5，且在 $y^+ < 30$ 的区域必须有多数的网格点来模拟出近壁区迅速变化的速度分布和压力分布。对于这些复杂的问题，在现有计算机条件下，几乎是不可能计算的。

而 μ^+ 和 y^+ 都是壁面摩擦力 τ_w 的函数。在数值计算中较好地求得 τ_w 是正确反映壁面对流场影

响的一个重要因素, 本文应用了如下迭代, 设离开壁面的第 1 个网格点的速度为 u_1 , 距离为 y_1 , 依据混合长度理论, u_1 应满足

$$\frac{u_1}{u^*} = \frac{1}{k} \ln \left(E \frac{Y_1}{Y^*} \right) \quad (6)$$

即

$$\frac{u_1}{\sqrt{\tau_w/\rho_w}} = \frac{1}{k} \ln \left[E y_1 \frac{\sqrt{\tau_w \rho_w}}{\mu_w} \right] \quad (7)$$

上式是一个非线性代数方程, 仅有一个未知量 τ_w . 在计算中, 当 $y^+ \leq 11.5$, 取 $\tau_w = \tau_k = \mu_w |\omega|_1$, 应用迭代法求解

计算网格在长、宽、高 3 个方向上的个数为 $185 \times 47 \times 51$, 且在壁面和头部进行了加密处理. 计算条件均为来流马赫数为 6, 攻角为 4° , 密度为 $6.451 \times 10^{-2} \text{ kg/m}^3$, 压力为 4047.5 Pa, 温度为 218.574 K. P_t 为来流动压, 参考面积 S 为 $0.35L^2$.

图 9 为所得飞行器前体壁面压力等值线图, 高压区主要集中在 $2/3$ 处, 低压区主要在上表面. 这一点和乘波体的设计原理相符合. 图 10 显示了对称平面上的斜激波结构. 第 1 道激波与第 2 道激波的交点位于距头部 $0.86L$ 的地方, 满足进气道唇口条件. 图 11 为靠近前体尾部的截面压力等值线图, 由

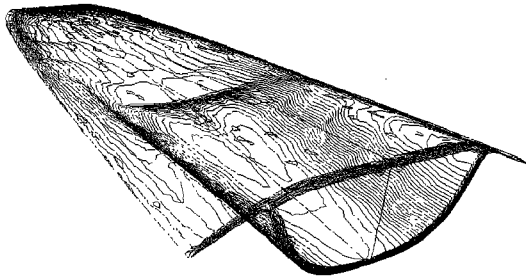


图 9 乘波体表面压力分布

Fig.9 Press contour of wedge-elliptic cone waverider

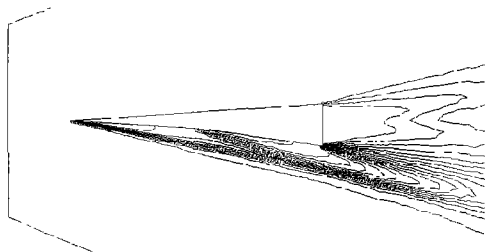


图 10 乘波体对称面压力分布

Fig.10 Shock shape of wedge-elliptic cone waverider's symmetry plane

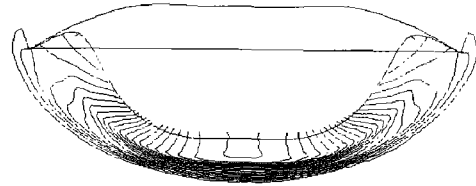


图 11 $X = 0.78L$ 处截面压力分布

Fig.11 Press contour of $X = 0.78L$ plane

图中可以看出此处压力分布均匀, 能为后面的进气道提供均匀来流.

数值验证说明, 没有压力从下表面泄漏到上表面, 基本流场和乘波体流线的计算精度是满足要求的.

表 1 是乘波体流场和绕生成体基本流场的两个截面压力比较, 可以看出两种流场对称面波后压力变化在 1% 以内, 说明乘波体正好乘在激波上.

表 1 两种流场对称面波后压力值比较 (P/P_t)

Table 1 Pressure ratio after shock wave of two flow fields

	$X = 0.25L$	$X = 0.63L$
origin flow fields	0.115	0.179
waverider flow fields	0.114	0.178

表 2 为计算所得的两级压缩和附加压缩板压缩的乘波前体构型的升阻比分析. 可以看到对于本文验证机采用的两级压缩的乘波前体, 在满足前体预压缩性能要求的情况下, 升阻比能达到 4.1, 有着良好的气动特性.

表 2 两级压缩和带附加压缩的乘波前体构型气动升阻比

Table 2 Aerodynamics of waverider forebodies with two pressing plate or addition pressing plate

	Drag coefficients $C_D (\times 10^{-2})$	Lift coefficients $C_L (\times 10^{-2})$	Lift/drag ratio L/D
two pressing plate	2.29	9.55	4.1
addition pressing plate	2.32	7.96	3.4

考虑到防热的需求, 在外形设计中取前缘厚度直径 10 mm, 与尖前缘相比, 升阻比损失 4.19%, 体积率 $V^{2/3}/s = 0.20$, 带附加压缩的前提应在可以接受的范围内.

3.2 一个乘波布局验证机气动特性

以上面构造的乘波体为前体, 设计了一个以冲压发动机为动力的高超声速飞行器验证机, 以验证该乘波体的工程应用可行性. 验证机长度为 $11.2L$,

宽度为 $2.8L$ ，选用高超声速翼型双垂尾布局，翼根长为 $3.2L$ ，翼展为 $1.8L$ ，前缘半径为 $1.2L$ ；垂尾根部长 $3.6L$ ，高度为 $1.7L$ ，发动机长度为 $4.1L$ ，后体下形面用特征线法设计，长度为 $3.0L$ ，前体长度为 $4.0L$ ，如图 12 所示。

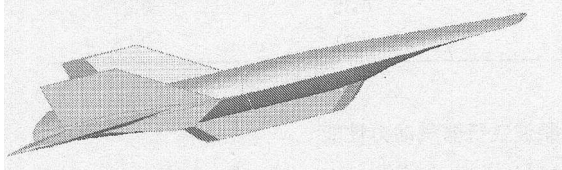


图 12 高超声速飞行器验证机

Fig.12 Hypersonic vehicle model

计算程序和来流条件与上面的乘波体的计算程序和条件一致。对于包括内通道的复杂的整机计算，需要解决发动机内通道与机身一体化计算和分区网格应用技术两个问题。作者采用通量的形式实现各区域间的信息交换。如计算某个子区域 A 的边界面通量时，在与其相邻的子区域 B 内设一些与之对应

的虚拟点，这些虚拟点的参数取其所在单元的中心点的值加权平均，即设子区域 A 某单元对应于相邻单元的 $(i, j, k), (i+1, j, k), (i, j+1, k), (i, j, k+1), \dots$ ，其交界面的面积分别为 $s_i, s_{i+1}, s_j, s_{j+1}, \dots$ ，则虚拟点的值取 $q = (s_i q_i + s_{i+1} q_{i+1} + s_j q_j + s_{j+1} q_{j+1} + s_k q_k + s_{k+1} q_{k+1}) / S_A$ 。这样保证了交界面的通量平衡。

在内通道的计算借鉴了亚跨实验中的通透方法，即将内通道简化为一个与进气道入口等截面的管道。计算所得主要气动特性在表 3 中给出，可以看出压心位置靠发动机中部偏后，比较容易实现飞行器的稳定性配平。来流经过前体的两级压缩和附加压缩后具有较高的总压恢复系数和密流比，与文献 [8] 的优化计算结果比较一致 (图 13)。验证机表面压力分布 (图 14) 说明验证机前体和机翼处为高压区，对升力有较大贡献；进气道唇口处压力均匀，图 15 显示了轴对称面的激波系结构，3 道激波交于进气道唇口位置，符合设计要求。

表 3 前体预压缩性能和验证机气动特性

Table 3 Aerodynamics of waverider forebodies and test vehicle

	Average of inlet Mach number	Average of inlet total pressure recovery	Average of inlet density/flux ratio	Lift/drag ratio	Pressure center X/L
results	4.07	0.78	3.4	3.67	53%

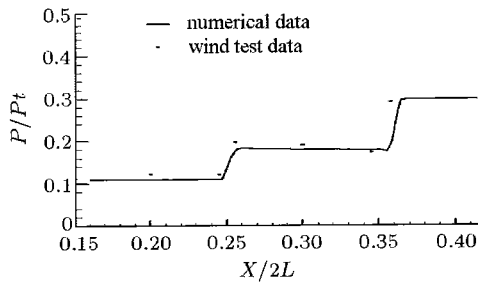


图 13 计算与实验的前体下表面轴对称线压力系数图

Fig.13 Press coefficient of waverider's symmetry plane of numerical and wind test result

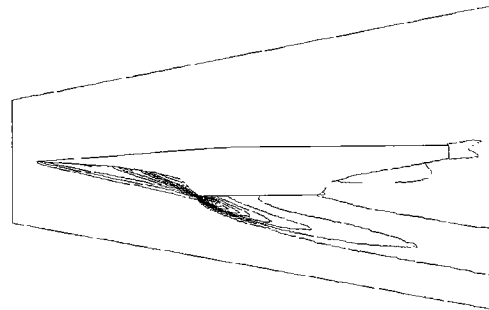


图 15 轴对称面压力分布

Fig.15 Press contour of hypersonic vehicle model symmetry plane

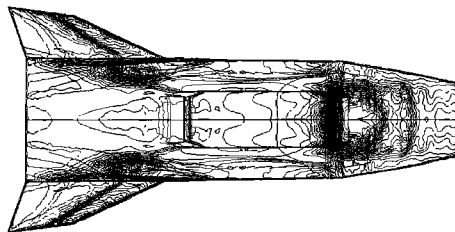


图 14 验证机表面压力分布

Fig.14 Press contour of hypersonic vehicle model surface

不同来流马赫数下乘波验证机的气动力参数列入表 4 中，可以看出在邻近设计工况范围内 ($M = 4 \sim 7$) 升阻比是比较高的，而在 $M = 3$ 时，由于激波角较大的原因，乘波前体前缘没有附着在激波上，有下表面的高压气体泄漏到上表面，导致升阻比减小。

不同攻角下乘波验证机的气动力参数列入表 5 中，在 $\alpha < 4^\circ$ 的情况下，随着攻角的增加，上下表

表 4 $\alpha = 4^\circ$, 不同来流马赫数条件下乘波飞行器气动力性能Table 4 Aerodynamics of waverider vehicle at different coming Mach number with angle of attack of $\alpha = 4^\circ$

Coming Mach number	Angle of attack	Lift coefficients ($\times 10^{-2}$)	Drag coefficients ($\times 10^{-2}$)	Lift/drag ratio
3	4	1.30	0.53	2.46
6	4	1.19	0.32	3.67
7	4	1.19	0.31	3.78

表 5 $M = 6$, 不同攻角条件下乘波飞行器气动力性能Table 5 Aerodynamics of waverider vehicle at $M = 6$ with different angle of attack

Coming Mach number	Angle of attack	Lift coefficients $\times 10^{-2}$	Drag coefficients $\times 10^{-2}$	Lift/drag ratio
6	6	1.66	0.44	3.77
6	4	1.19	0.32	3.67
6	2	0.65	0.24	2.71
6	0	0.11	0.21	0.52

面压力交换减少, 升阻比 L/D 能比较快地增加。在 $\alpha > 4^\circ$ 的情况下, 由于此时上下表面压力交换很少, 随着攻角的增加, 升阻比 L/D 增加不多, 基本上没有变化。

作者在中国科学院力学研究所 GJF 风洞中对模型进行了实验验证。在相同来流条件下, 图 13 给出了计算与实验前体的下表面轴对称线的压力系数, 从图中可以看出, 计算结果与实验是相一致的。

4 结 论

本文提出变楔角楔 - 椭圆锥生成法构造乘波飞行器前体, 不仅得到较高的升阻比, 且与其它生成方法相比具有以下优点: 多级压缩的前体型面承担大部分的压缩功能, 使得进气道的设计更加灵活; 前体的平面压缩为进气道提供了稳定的流场, 具有良好的压缩效果, 能够保证发动机的正常工作; 本构造方法可以允许进气道唇口为平唇口设计, 且为其提供了均匀来流。

在乘波前体构型方法研究的基础上, 作者对所生成的乘波构型进行了数值计算, 对乘波构型的前体压缩性及其气动性能进行了评估, 结果表明作者提出的设计方法符合乘波原理, 具有良好的气动性能。

参 考 文 献

- 1 Bowcutt KG, Anderson Jr JD. Viscous optimized waveriders. AIAA Paper 87-0272, Jan 1987
- 2 Rasmussen ML. Waverider configurations derived from inclined circular and elliptic cones. *J of Spacecraft and Rockets*, 1980, 17(6): 537~545
- 3 Sobieczky H, Dougherty FC, Jones KD. Hypersonic waverider design from given shock waves. In: Proceedings of the 1st International Hypersonic Waverider Symposium, Univ of Maryland, Oct 1990. 17~29
- 4 Miller RW, Argrow BM. Experimental verification of the osculating cones method for two waverider forebodies at Mach 4 and 6. AIAA Paper 98-0682, Jan 1998
- 5 O'Neill MKL, Lewis MJ. Design tradeoffs on scramjet engine integrated hypersonic waverider vehicles. *J of Aircraft*, 1993, 30(6): 943~952
- 6 汪家芸. 飞行器总体优化设计. 航空工业部教材编审室, 1986 (Wang Jiayun. Overall design optimization of aircraft. Compilation and Translation of Teaching Material of Aviation Industry Ministry, 1986 (in Chinese))
- 7 王发民, 沈月阳, 姚文秀. 高超声速升力体气动力气动热数值计算. *空气动力学报*, 2001, 19(4): 70~76 (Wang Famin, Shen Yueyang, Yao Wenxiu. Aerodynamic and aerothermal numerical simulation of hypersonic lifting body configuration. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2001, 19(4): 70~76 (in Chinese))
- 8 刘嘉, 姚文秀, 雷麦芳等. 高超声速飞行器前体压缩性能研究. *应用数学和力学*, 2004, 25(1): 85~93 (Liu Jia, Yao Wenxiu, Lei Maifang, et al. Forebody compressibility research of hypersonic vehicle. *Applied Mathematics and Mechanics*, 2004, 25(1): 85~93 (in Chinese))

RESEARCH ON WAVERIDER CONFIGURATION METHOD

Wang Famin Li Liwei Yao Wenxiu Lei Maifang

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

Abstract In hypersonic flow, as the increase of Mach number, the wave drag and friction drag also enlarge, and this will form a hypersonic L/D "barrier". But waverider can efficiently overcome this "barrier". In this paper we develop a wedge-elliptical cone waverider configuration method, study on front body-scramjet engine integration design, and create a hypersonic waverider. In terms of numerical result and wind test data, it is different from traditional waveriders that this waverider can offer not only high L/D ratio, but also the uniform flow field with high temperature and high pressure which is required by scramjet engine.

Key words waverider, wedge-elliptical cone waverider, aerodynamic, lift-drag ratio

Received 3 June 2003, revised 25 June 2004.