

乘波体前体/进气道一体化设计研究

张收运 任淑杰 董龙雷 闫桂荣

(西安交通大学机械结构强度与振动国家重点实验室 710049 西安)

摘要: 为了研究乘波体几何外形参数和飞行参数对前体/进气道一体化设计的影响,采用理论分析和数值模拟相结合的方法,以马赫数 $Ma=6$ 和攻角 $\alpha=0^\circ$ 为设计状态、进气道总压恢复系数和前体阻力系数为目标函数,对乘波体前体/进气道进行了优化设计,并在此基础上研究了攻角、马赫数、前缘半径、前体宽度对气动参数的影响。结果表明:该乘波体前体/进气道构型具有良好的攻角特性,总压恢复系数比基准构型提高 17.79%,阻力系数比基准构型降低 78.5%,符合高超声速飞行器高升力、低阻力的要求,且非常适合小攻角高超声速巡航飞行;为了得到较高升阻比的前体,在前缘半径 $R \leq 2\text{mm}$ 的范围内进行流场反设计时,可以将设计马赫数的取值比预期低一些。

关键词: 乘波体; 前体/进气道; 一体化; 总压恢复系数; 阻力系数

中图分类号: O327 **文献标识码:** A

1 引言

高超声速飞行中,随着马赫数的提高,波阻和摩阻会迅速增加,会对普通飞行器造成升阻比“屏障”。而乘波体外形的前缘及上表面与激波同面,下表面在设计马赫数下受到与常规外形一样的高压,这个流动的高压不会绕过前缘溢流到乘波体的上表面,使得下表面的高压可以产生很高的升力。因此,乘波体作为克服升阻比屏障的飞行器构型,由于其具有高升阻比特性和便捷的一体化设计优势而成为高超声速飞行器理想的气动外形。乘波体受到了国内外学者的广泛关注,是当前高超声速空气动力学的研究热点。

目前,乘波体设计的焦点与难点集中在前体/进气道一体化、燃烧室构型优化、尾喷管/后体一体化等方面。对于以吸气式超燃冲压发动机为动力的

高超声速飞行器,其机身和推进装置的一体化特别是前体/进气道的一体化是高超声速研究的关键性技术^[1-2]。前体作为进气道的预压缩面,要求具有较高的预压缩率,同时能够为进气道唇口提供高温高压的均匀气流。因此,必须将前体设计与冲压发动机所需的进气道压缩性能设计结合在一起^[3]。但目前对前体/进气道一体化设计的研究仍然集中在锥导乘波体前体的生成及优化设计上^[4-5],文献[6]~[7]基于楔形流和锥形流,研究了前体的预压缩性能,但各级楔角组合范围有限且重点仍然集中在前体的预压缩性,尚未将前体/进气道作为一个整体进行一体化研究。文献[8]将前体/进气道作为一个整体,进行了一体化设计研究,但对各级楔角与非设计状态的研究范围仍然有限。因此,进一步开展各几何参数和气动参数的变化对乘波体前体/进气道一体化设计影响的研究就显得非常重要。

在乘波体前体/进气道的一体化设计中,如何构造

满足设计要求的激波结构是问题的关键^[6]。本文采用理论分析和数值模拟相结合的方法,具体研究思路为:由马赫数及楔角(气流折角)两个参数定下激波斜角,然后推导出前体/进气道一体化结构的几何参数与气动参数的关系式,以进气道总压恢复系数和前体阻力系数为目标函数进行优化设计,最后对优化选择的基本构型进行数值研究,重点分析攻角、马赫数、前缘半径、前体宽度的变化对气动参数的影响,为乘波体的后续优化设计提供有益的参考。

2 前体/进气道一体化设计理论

对于乘波体前体/进气道的研究,难点在于各级转角及长度的确定。本文研究的前体由三级二维楔形体构成,下表面楔形体转折角处产生三道斜激波,在设计状态下各道斜激波均交汇于进气道外罩唇口^[8]。图1为乘波体前体/进气道二维几何示意图。其中:点O为发动机外罩唇口位置; δ_i 为第*i*楔形体转折角; β_i 为第*i*楔形体对应的激波角; L_i 为第*i*楔形体与进气道外罩唇口的水平距离; l 为外罩相对于前体的前伸长度; H_i 为第*i*楔形体的高度; h 为进气道高度; $i=1,2,3$ 。

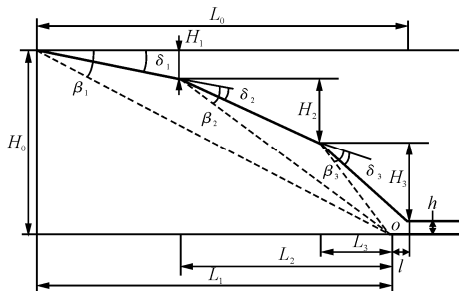


图1 乘波体前体/进气道二维几何示意图^[8]

在初步设计阶段,采用斜激波关系式可以实现前体/进气道参数的优化设计。对于量热完全气体,斜激波前参数用下标1表示、斜激波后参数用下标2表示,激波前后压强、马赫数的关系为^[9]

压强比

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma+1} (Ma_1^2 \sin^2 \beta - 1) \quad (1)$$

马赫数

$$Ma_2^2 = \frac{Ma_1^2 + \frac{2}{\gamma-1}}{\frac{2\gamma}{\gamma-1} Ma_1^2 \sin^2 \beta - 1} + \frac{\frac{2}{\gamma-1} Ma_1^2 \cos^2 \beta}{Ma_1^2 \sin^2 \beta + \frac{2}{\gamma-1}} \quad (2)$$

当前体/进气道外形确定以后,各级楔角、激波角、长度满足如下关系

$$L_1 = L_0 - l \quad (3)$$

$$L_2 = \frac{H_0 - L_1 \tan \delta_1}{\tan(\beta_2 + \delta_1) - \tan \delta_1} \quad (4)$$

$$H_1 = H_0 - L_2 \tan(\beta_2 + \delta_1) \quad (5)$$

$$L_3 = \frac{L_2 \tan(\beta_2 + \delta_1) - L_2 \tan(\delta_1 + \delta_2)}{\tan(\beta_3 + \delta_1 + \delta_2) - \tan(\delta_1 + \delta_2)} \quad (6)$$

$$H_2 = L_2 \tan(\beta_2 + \delta_1) - L_3 \tan(\beta_3 + \delta_1 + \delta_2) \quad (7)$$

$$H_3 = (L_3 + l) \tan(\delta_1 + \delta_2 + \delta_3) \quad (8)$$

$$H_0 = H_1 + H_2 + H_3 + h \quad (9)$$

气流折角 δ 与激波斜角 β 满足

$$\tan \delta = \frac{Ma_1^2 \sin^2 \beta - 1}{\left[Ma_1^2 \left(\frac{\gamma+1}{2} - \sin^2 \beta \right) + 1 \right] \tan \beta} \quad (10)$$

由上述关系可知,第一楔形体激波角 β_1 为

$$\beta_1 = \arctan\left(\frac{H_0}{L_1}\right) \quad (11)$$

由式(11)得出第一楔形体激波角 β_1 ,再代入式(10)可得第一楔形体楔角 δ_1 。从各关系式中看出,只需给定第二楔形体楔角 δ_2 ,就可以求出前体的其他参数。因此, δ_2 的选择会影响前体的气动构型,进而影响进气道的气动特性,故研究 δ_2 的变化对前体/进气道构型设计的影响具有重要意义。

以进气道总压恢复系数 σ 和前体阻力系数 C_d 为优化目标,选取最佳的 δ_2 。进气道总压恢复系数为进气道进口截面的质量平均总压和来流总压的比值,它反映了流体流经前体后的能量损失。进气道总压恢复系数 σ 表达式为

$$\sigma = \sigma_1 \cdot \sigma_2 \cdot \sigma_3 \quad (12)$$

其中 σ_1 、 σ_2 、 σ_3 可由斜激波理论求得,即

$$\sigma_i = \frac{\left[\frac{(\gamma+1)Ma_{i1}^2 \sin^2 \beta_i}{(\gamma-1)Ma_{i1}^2 \sin^2 \beta_i + 2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{\left(\frac{2\gamma}{\gamma+1} Ma_{i1}^2 \sin^2 \beta_i - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}}}, (i=1,2,3) \quad (13)$$

这里 Ma_{i1} 为第*i*道斜激波前马赫数。

为了简化计算,将进气道单位宽度外压缩面上

受到的气动力载荷在机身轴向向上的分量近似为进气道阻力。进气道阻力系数定义为^[10]

$$C_d = (\int_0^T PdH) / (q_0 H_0) \quad (14)$$

采用一维计算方法, 阻力系数可表示为

$$C_d = \frac{P_1 H_1 + P_2 H_2 + P_3 H_3}{\frac{\gamma}{2} P_0 M_{\alpha 0}^2 H_0} \quad (15)$$

其中: P_0 为来流静压; γ 为气体比热比; P_1 、 P_2 、 P_3 分别为外压段各斜激波后的静压。

3 前体/进气道一体化设计参数

本文以马赫数 $Ma = 6$ 和攻角 $\alpha = 0^\circ$ 为设计状态, 其它参数分别为: 设计飞行高度 $H = 30\text{km}$; 温度 $T = 226.509\text{K}$; 密度 $\rho = 0.0184102\text{kg/m}^3$; 压强 $P = 1197.03\text{Pa}$; 声速 $c = 301.709\text{m/s}$; 动力粘性系数为 $1.47528 \times 10^{-5} \text{N} \cdot \text{s/m}^2$ 。

前体/进气道初始几何参数参考文献[8]。详细数据如下: 前体长度 $L_0 = 2100\text{mm}$; 外罩相对于前体的前伸长度 $l = 100\text{mm}$; 前体高度 $H_0 = 500\text{mm}$; 进气道高度 $h = 75\text{mm}$ 。以此为前体/进气道基准构型, 采用 Matlab 编制计算程序, 对计算结果进行分析。

3.1 二级楔角 δ_2 的影响

以初始几何参数为研究对象, 二级楔角 δ_2 的变化对进气道总压恢复系数 σ 和前体阻力系数 C_d 的影响分别如图 2 和图 3 所示。

随着二级楔角 δ_2 的增加, 进气道总压恢复系数 σ 先增大后减小, 前体阻力系数 C_d 先减小后增大。当 $\delta_2 = 6^\circ$ 时进气道总压恢复系数 σ 取得最大值 0.8279, 前体阻力系数 C_d 取得最小值 0.2363。这与文献[8]的分析结果基本一致, 均是在 $\delta_2 = 6^\circ$ 时取得最大最小值。需要说明的是, 本节下面提到的总压恢复系数、前体阻力系数都是在不同的条件下以第二楔形体楔角为变量优化后取得的最大值、最小值, 并且以总压恢复系数取得最大值优先。

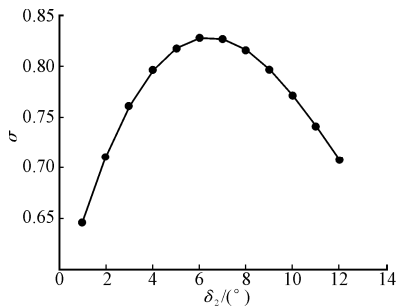


图2 σ 随 δ_2 变化曲线

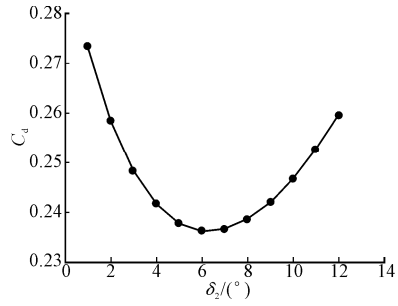


图3 C_d 随 δ_2 变化曲线

3.2 前体长度 L_0 的影响

假定: $l = 100\text{mm}$; $H_0 = 500\text{mm}$; $h = 75\text{mm}$, 前体长度 L_0 的变化对进气道总压恢复系数 σ 和前体阻力系数 C_d 的影响分别如图 4 和图 5 所示。

当 $1800\text{mm} \leq L_0 \leq 2400\text{mm}$ 时, 随着 L_0 的增加, 进气道总压恢复系数 σ 先增大后减小, 前体阻力系数 C_d 先减小后增大。当 $L_0 = 2172 \text{mm}$ 、 $\delta_2 = 7^\circ$ 时, 进气道总压恢复系数 σ 取得最大值 0.8282, 此时前体阻力系数 C_d 取得最小值 0.2362。

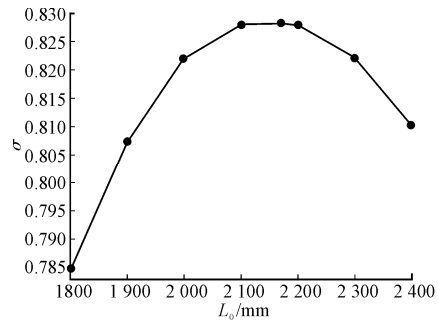


图4 σ 随 L_0 变化曲线

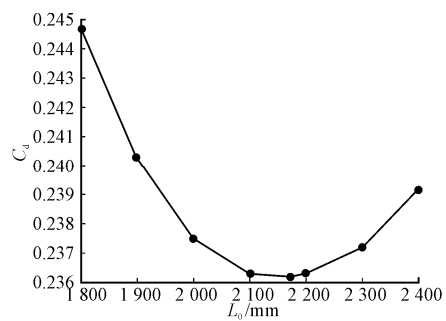


图5 C_d 随 L_0 变化曲线

3.3 外罩相对于前体的前伸长度 l 的影响

假定: $L_0 = 2172 \text{mm}$; $H_0 = 500 \text{mm}$; $h = 75\text{mm}$, 外罩相对于前体的前伸长度 l 的变化对进气道总压恢复系数 σ 和前体阻力系数 C_d 的影响分别如图 6 和图 7 所示。

当 $75\text{mm} \leq l \leq 400\text{mm}$ 时, 随着 l 的增加, 进气道总压恢复系数 σ 先增大后减小, 前体阻力系数 C_d

不断减小。当 $l = 258 \text{ mm}$ 、 $\delta_2 = 4^\circ$ 时，进气道总压恢复系数 σ 取得最大值 0.8756。

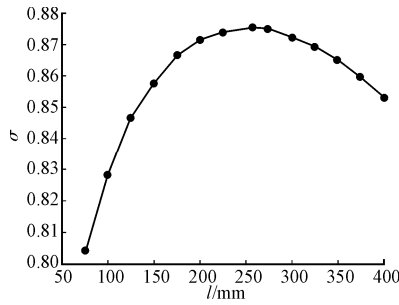


图6 σ 随 l 变化曲线

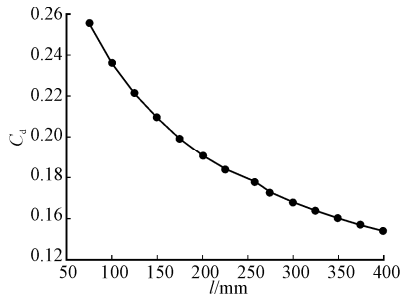


图7 C_d 随 l 变化曲线

3.4 前体高度 H_0 的影响

假定： $L_0 = 2172 \text{ mm}$ ； $l = 258 \text{ mm}$ ； $h = 75 \text{ mm}$ ，前体高度 H_0 的变化对进气道总压恢复系数 σ 和前体阻力系数 C_d 的影响和如图8和图9所示。

当 $350 \text{ mm} \leq H_0 \leq 550 \text{ mm}$ 时，随着 H_0 的增加，进气道总压恢复系数 σ 先增大后减小，前体阻力系数 C_d 不断增大。当 $H_0 = 386 \text{ mm}$ 、 $\delta_2 = 5^\circ$ 时，进气道总压恢复系数 σ 取得最大值 0.9254，此时前体阻力系数 C_d 取得最小值 0.1331。

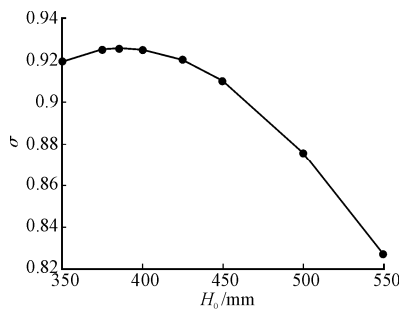


图8 σ 随 H_0 变化曲线

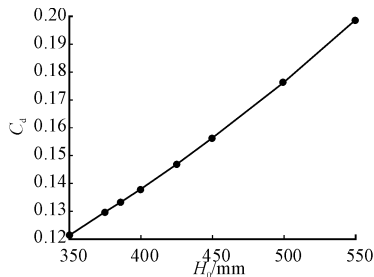


图9 C_d 随 H_0 变化曲线

3.5 进气道高度 h 的影响

假定： $L_0 = 2172 \text{ mm}$ ； $l = 258 \text{ mm}$ ； $H_0 = 386 \text{ mm}$ ，进气道高度 h 的变化对进气道总压恢复系数 σ 和前体阻力系数 C_d 的影响分别如图10和图11所示。

当 $75 \text{ mm} \leq h \leq 175 \text{ mm}$ 时，随着 h 的不断增大，进气道总压恢复系数 σ 不断增大，前体阻力系数 C_d 不断减小。当 $h = 175 \text{ mm}$ 、 $\delta_2 = 2^\circ$ 时，进气道总压恢复系数 σ 取得最大值 0.9752，此时前体阻力系数 C_d 取得最小值 0.0508。

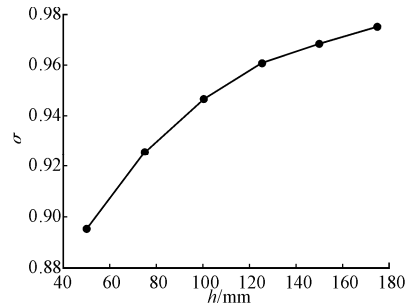


图10 σ 随 h 变化曲线

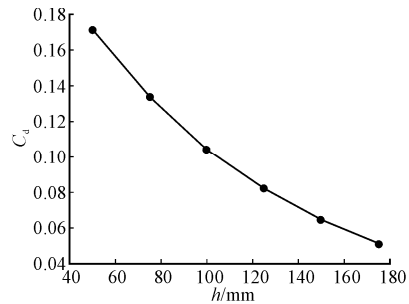


图11 C_d 随 h 变化曲线

综上所述，通过一系列优化设计，最终确定的乘波体前体/进气道构型总压恢复系数比基准构型提高 17.79%，阻力系数比基准构型降低 78.5%。详细几何参数分别为： $\delta_1 = 2.7009^\circ$ ； $\delta_2 = 2^\circ$ ； $\delta_3 = 2.0306^\circ$ ； $\beta_1 = 11.4020^\circ$ ； $\beta_2 = 11.5549^\circ$ ； $\beta_3 = 12.0626^\circ$ ； $L_0 = 2172 \text{ mm}$ ； $l = 258 \text{ mm}$ ； $H_0 = 386 \text{ mm}$ ； $h = 175 \text{ mm}$ ； $L_1 = 1914 \text{ mm}$ ； $H_1 = 22.8692 \text{ mm}$ ； $L_2 = 1429.2263 \text{ mm}$ ； $H_2 = 25.3035 \text{ mm}$ ； $H_3 = 162.8273 \text{ mm}$ ； $L_3 = 1121.5174 \text{ mm}$ 。

4 二维流场的数值模拟

针对上述优化设计的乘波体前体/进气道构型，采用 CFD 方法对其气动特性进行数值研究。图12给出了二维前体/进气道流场计算区域及网格。来流

条件为: $Ma=6$; $P=1197.03Pa$; $\rho=0.0184102kg/m^3$ 。参考长度取 $x=2.172m$, $y=0.211m$, $z=1m$; 参考面积取 $S=1m^2$; 俯仰力矩系数参考点取前缘端点。壁面网格最小尺度为 $1 \times 10^{-4}m$, 并采用壁面函数法求解, 湍流模型为 $k-\varepsilon$ 两方程湍流模型, 气体模型采用完全气体模型。

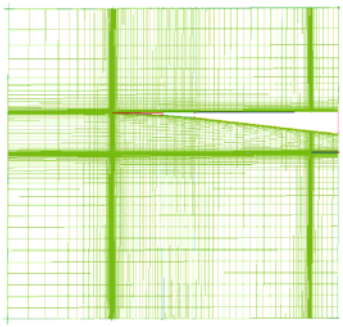


图 12 前体/进气道流场计算区域及网格

4.1 攻角对气动参数的影响

由图 13~图 16 可以看出, 阻力系数 C_d 、升力系数 C_l 、俯仰力矩系数 C_m 均随着攻角 α 的增大不断增大, 而升阻比 L/D 随着攻角 α 增大先增大后减小, 且在 $\alpha=1^\circ$ 时升阻比取得最大值 6.2284; $\alpha > 1^\circ$ 时升阻比虽然不断减小, 但升阻比的值仍然较大。由此可知, 本文所设计的乘波体具有良好的攻角特性, 符合高超声速飞行器高升力、低阻力的要求, 且非常适合小攻角高超声速巡航飞行。

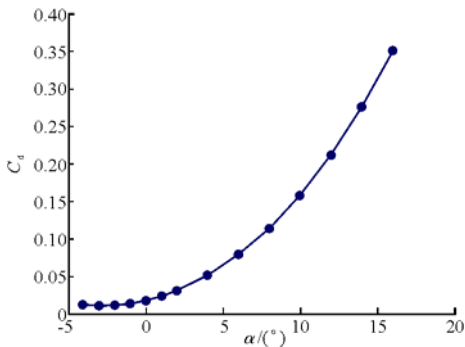


图 13 C_d 随 α 变化曲线

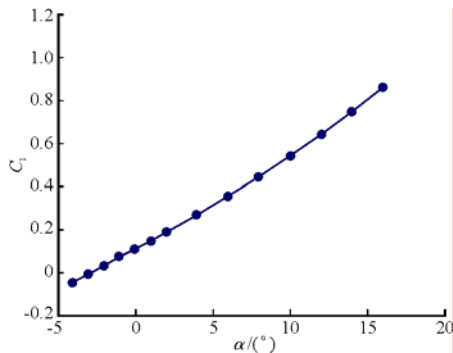


图 14 C_l 随 α 变化曲线

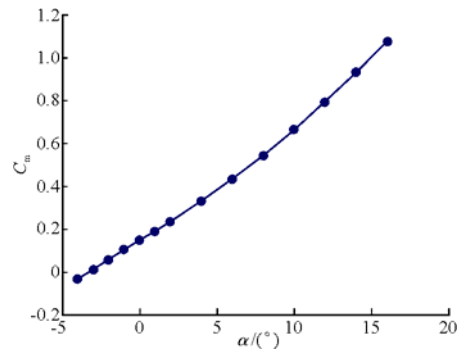


图 15 C_m 随 α 变化曲线

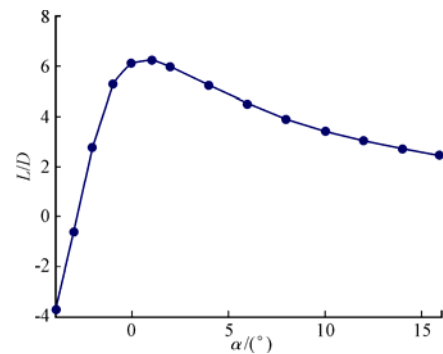


图 16 L/D 随 α 变化曲线

4.2 前缘半径对气动参数的影响

乘波体在高超声速飞行中, 由于激波压缩和粘性阻滞, 气体的动能转化为内能, 使气体温度急剧升高。高超声速飞行器前缘都做成钝头体, 这是因为头部驻点处的热流密度与头部曲率半径的平方根呈反比, 将头部钝化可以减轻热载荷, 但同时会改变乘波体的气动力热特性。

从图 17~图 20 可以看出, 随着前缘半径 R 的增加, 阻力系数不断增大, 升力系数、俯仰力矩系数、升阻比不断减小。这是因为随着前缘半径的增加, 前缘附近的高压区逐渐增大, 直接导致压差阻力不断增加。前缘弓形激波导致边界层增厚, 粘滞阻力增加。前体下表面的高压溢流到上表面, 导致升力系数急剧下降。阻力系数和升力系数的这种变化趋势使升阻比随前缘半径的增加不断减小。如前缘半径 $R=1mm$ 时, 升阻比比尖前缘状态减小 68.76%。

此外, 当 $1mm \leq R \leq 4mm$ 时, 升阻比随马赫数增加呈现先减小后增大的趋势。在前缘半径 $R \leq 2mm$ 的范围内, 升阻比在设计状态 ($Ma=6$) 下取得最小值。这启示我们在进行流场反设计时, 可以将设计马赫数取的比预期的马赫数低些, 以得到较高升阻比的前体。

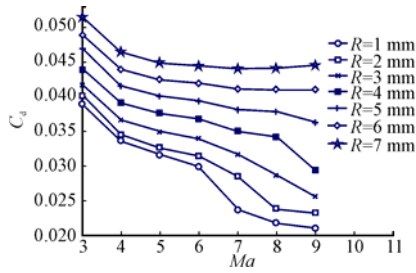


图 17 C_d随 R 变化曲线

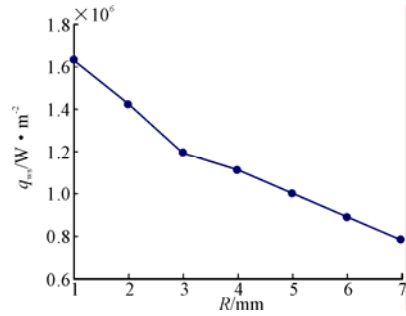


图 22 q_{ws}随 R 变化曲线

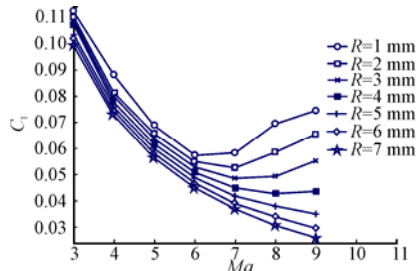


图 18 C_l随 R 变化曲线

5 三维流场的数值模拟

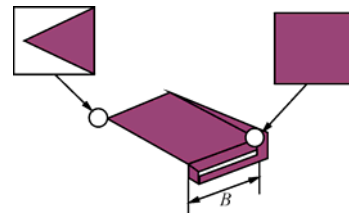


图 23 前体(B=0.5L₀)网格剖分示意图

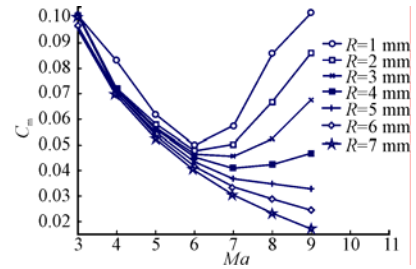


图 19 C_m随 R 变化曲线

图 23 为前体网格剖分示意图。图 24~图 27 给出了气动参数随前体宽度 B 的变化曲线。可以看出：当 $\alpha \geq 0^\circ$ 时，随着前体宽度增加，阻力系数、升力系数、俯仰力矩系数、升阻比不断增大；前体宽度 B 分别为 $0.5L_0$ 、 L_0 、 $1.5L_0$ 、 $2L_0$ 时，升阻比取得最大值的攻角分别为 6° 、 4° 、 4° 、 4° 。当 $B \geq L_0$ 时，前体宽度对升阻比的影响逐渐减小，故存在一个前体宽度极值，在该前体宽度下设计的乘波体升阻比最高。

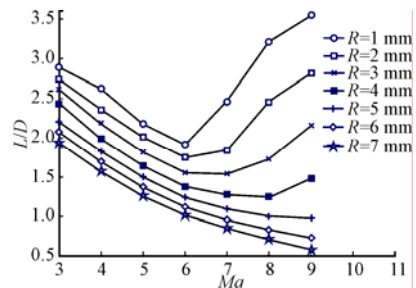


图 20 L/D 随 R 变化曲线

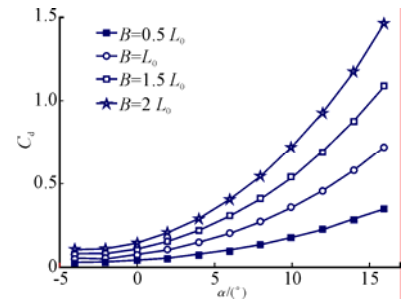


图 24 C_d随 B 变化曲线

随着前缘半径增大，前缘滞止温度 T_s 、驻点热流密度 q_{ws} 迅速减小，如图 21 和图 22 所示。从热防护角度考虑，前缘半径越大越好，但是过大的前缘半径又会造成乘波体飞行器阻力增加、升阻比降低，故需综合考虑设计目标以选择合适的前缘半径。

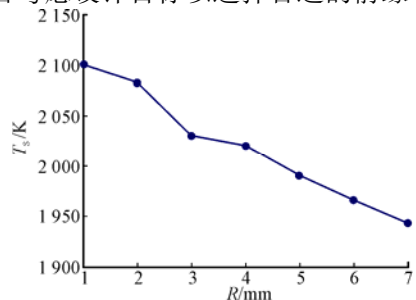


图 21 T_s随 R 变化曲线

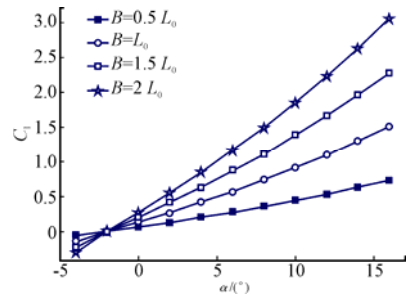
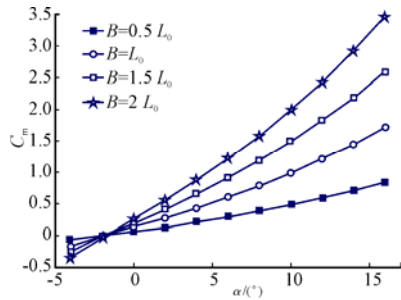
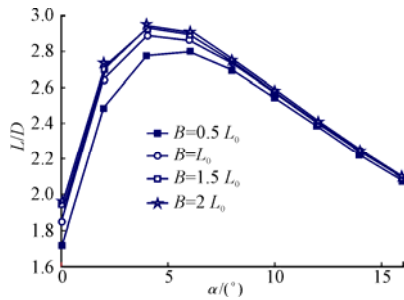


图 25 C_l随 B 变化曲线

图 26 C_m 随 B 变化曲线图 27 L/D 随 B 变化曲线

6 结 论

本文以进气道总压恢复系数和前体阻力系数为目标函数, 根据各级激波关系式和几何关系式, 对乘波体前体/进气道进行了优化设计。并在此基础上研究了攻角、马赫数、前缘半径、前体宽度对气动参数的影响, 得到的结论如下。

- 1) 本文优化设计的乘波体前体/进气道构型具有良好的攻角特性, 总压恢复系数比基准构型提高 17.79%, 阻力系数比基准构型降低 78.5%, 符合高超声速飞行器高升力、低阻力的要求, 且非常适合小攻角高超声速巡航飞行。
- 2) 增大前缘半径可以降低前缘滞止温度和驻点热流密度, 从而改善乘波体热环境, 但过大的前缘半径又会增加阻力、降低升阻比。为了得到较高升阻比的前体, 在前缘半径 $R \leq 2\text{mm}$ 的范围内进行流场反设计时, 可以将设计马赫数取的比预期的马赫数低些。
- 3) 不同的前体宽度下, 升阻比随攻角的变化趋势相同。同一攻角下, 随着前体宽度增加, 升阻比的

增加幅度逐渐减小。存在一个前体宽度极值, 使设计的乘波体升阻比最高。

参 考 文 献

- [1] Kanda T. Study of an airframe-integrated scramjet engine system[C]//Proceedings of the 36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. [S.l.]: AIAA, 2000: AIAA 2000-3705.
- [2] You Yancheng, Zhu Chengxiang, Guo Junliang. Dual waverider concept for the integration of hypersonic inward-turning inlet and airframe forebody[C]//Proceedings of the 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. [S.l.]: AIAA, 2009: AIAA 2009-7421.
- [3] O'Neill M K L, Lewis M J. Design tradeoffs on scramjet engine integrated hypersonic waverider vehicles[J]. Journal of Aircraft, 1993, 30(6): 943-952.
- [4] He Xuzhao, Le Jialing, Wu Yingchuan. Design of a curved cone derived waverider forebody[C]//Proceedings of the 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Bremen, Germany: AIAA, 2009: AIAA 2009-7423.
- [5] Ferguson F, Corbett T, Akwabo S, et al. The Development of waveriders from an axisymmetric flowfield[C]//Proceedings of the 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. January 8-11, 2007, Reno, Nevada: AIAA, 2007: AIAA 2007-847.
- [6] 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): 513-519.
- [7] 刘嘉, 王发民. 乘波前体构型设计与压缩性能分析[J]. 工程力学, 2003, 20(6): 130-134.
- [8] 徐华松. 高超声速飞行器机体/发动机一体化设计研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.
- [9] 瞿章华, 刘伟, 曾明, 等. 高超声速空气动力学[M]. 湖南: 国防科技大学出版社, 2001.
- [10] 车竞. 高超声速飞行器乘波布局优化设计研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2006.