

乘波布局飞行器宽速域气动特性与研究

王发民^{①*}, 丁海河^②, 雷麦芳^①

① 中国科学院力学研究所, 北京 100190;

② 中国航天科工集团二院二部, 北京 100854

* E-mail: wangfm@imech.ac.cn

收稿日期: 2009-03-19; 接受日期: 2009-06-06

国家自然科学基金(批准号: 10772186, 90505016)资助项目

摘要 乘波体是利用前缘线贴体激波得到高升阻比特性的一种气动布局, 产生于某一特定流场. 它因前缘钝化引起的脱体激波对气动特性的影响, 以及非设计工况时的气动性能, 一直是航空工程界关注的工程科学问题. 本文利用低速和高速乘波体各自的特性, 提出了一个从起飞、加速到高超声速巡航的宽速域飞行器, 并根据气动热载, 进行了前缘钝化. 理论研究和风洞试验结果说明, 它在亚跨超和高超声速的范围内都具有良好的气动性能.

关键词

乘波布局
宽速域气动特性
高升阻比

1 引言

近空间远程高超声速飞行需要经历亚声速、跨声速和超声速阶段, 才能进入高超声速的飞行状态. 对于乘波布局飞行器, 除了它高超声速时的高性能特性以外, 还必须具有满足工程需求的亚跨超声速气动特性. 美国空天飞机计划(NASP)——X-30 选用涡轮和冲压发动机组合技术, 以通常的飞机方式起降, 高超声速巡航. 美国高超声速技术验证 HTV(Hypersonic Technology Vehicle)计划中, 与冲压发动机技术相关的技术验证飞行器是 HTV-3, 由火箭助推、超然冲压发动机以马赫数 8 巡航, 由于技术原因改为用涡轮发动机与冲压发动机组合的方案, 称为“黑燕”, 巡航速度达到马赫数 6. 对于高超声速飞行器, 宽速域范围的气动特性是一项关键技术.

高超声速近空间飞行, 由于气动加热和周围流场密度变小, 面临较强的粘性干扰、高温气体影响和低密度流动特性, 使得波阻和摩阻快速增加, 形成升

阻比“屏障”. 乘波布局飞行器, 由于前缘线附着在贴体激波上, 将飞行器周围流场中的高压气体隔离在下表面, 从而得到高的升阻比, 研究和工程实践证明它是克服高超声速升阻比“屏障”的有效途径之一. 但是我们还必须看到, 在乘波布局工程化设计中, 需要综合考虑气动力/热特性, 解决获得高升阻比所需的尖前缘和气动热防护要求的钝化前缘的矛盾. 乘波布局飞行器是在一个由设计条件给定的激波系中“刻”出来的, 在非设计工况时的气动性能也是需要研究的.

英国学者 Nonweiler^[1]首次提出了从已知流场中构造高超声速飞行器的设计思想, 他的开创性工作是在楔型体产生的平面斜激波流场内, 构造出一种能使激波在设计马赫数与攻角下附体的、具有“ Λ ”型横截面的高超声速翼形. 直到 1987 年 Bowcutt^[2], Corda 和 Anderson^[3]在乘波体性能分析过程中首次引入了粘性效应, 并以最大升阻比为目标函数探索了乘波体的粘性优化研究, 使得乘波体研究引起了美

引用格式: 王发民, 丁海河, 雷麦芳. 乘波布局飞行器宽速域气动特性研究. 中国科学 E 辑: 技术科学, 2009, 39(11): 1828—1835
Wang F M, Ding H H, Lei M F. Aerodynamic characteristics research on wide-speed range waverider configuration. Sci China Ser E-Tech Sci, 2009, 52(10): 2903—2910, doi: 10.1007/s11431-009-0215-0

国、欧洲和俄罗斯等航天航空科技工作者的广泛兴趣. 1993 年乘波布局研究进入工程应用阶段, 对于乘波体实用化过程中可能面临的修型问题, Charles 和 Cockrell^[4]在乘波构型中研究了改进上表面对气动性能的影响. 为了满足防热需求乘波体前缘必须钝化处理, 为了考察前缘钝化与乘波体气动性能的关系, Gillum 和 Lewis^[5]对综合考虑粘性、体积容量和升阻比的乘波布局, 进行了马赫数 $M=10, 14, 16.5$ 的风洞实验. Cockrell 等人^[6]和 Strohmeyer 等人^[7], 研究了乘波布局飞行器在设计条件的稳定性能.

本文在低速乘波体性能研究的基础上, 组合高超声速巡航乘波飞行器, 提出了满足从起飞到高超声速巡航等整个飞行包络的宽速域高升阻比飞行器气动布局. 依据飞行环境给出所需的前缘半径, 对乘波飞行器进行前缘钝化, 综合考虑有效容积、气动操纵和升阻比, 进行乘波布局工程化设计. 数值计算和 wind 实验结果表明: 该乘波体在起飞、降落、加速和巡航阶段, 都具有良好的气动性能.

2 相切锥乘波体优化设计

相切锥乘波体可以根据飞行器的某些需要, 如根据冲压发动机进气道所需高温高压来流、有效容积、气动控制舵面等选取设计参数, 设计出所需的激波形状, 从而“刻”出满足需求的乘波布局飞行器. 生成相切锥乘波体的流场由一系列局部锥型流组成, 而局部锥型流由设计马赫数和激波角确定. 该方法引入了一个虚拟生成体, 超声速气流以设计马赫数流过该虚拟体时产生了给定的激波型线. 这样, 在底面激波曲线和上表面曲线给定的条件下得到唯一的乘波构型.

依据 Sobieczky 等人^[8]的相切锥理论: 在给定任意激波曲线的情况下, 将生成乘波体的三维超声速流场分割在若干个相切平面内, 每个相切平面内以锥型流场来近似三维流场. 这样, 将三维超声速流动在二阶精度范围内用轴对称流的运动方程来逼近, 其轴线位于通过该点流线的相切平面内. 为了尽量保证各个相切面内流场展向的连续性, 要求各相切面内锥型流激波角相等, 激波强度相同.

锥型流动的特点是, 在一定的圆锥角与自由流马赫数范围内时, 激波附着在圆锥的顶点, 沿着任意

一条从圆锥顶端出发的射线, 流动参数保持不变, 且激波本身是锥形的; 产生的斜激波都与自由流成相同的倾角, 激波强度不变, 紧靠激波后面的流动参数保持均匀, 圆锥激波后面是无旋流动. Taylor-Maccoll 方程的无量纲形式可以表示为

$$\chi \left[2\bar{V}_r + \bar{V}_\theta \cot \theta + \frac{d^2 \bar{V}_r}{d\theta^2} \right] - \bar{V}_\theta \left[\bar{V}_r \bar{V}_\theta + \bar{V}_\theta \frac{d^2 \bar{V}_r}{d\theta^2} \right] = 0, \quad (1)$$

$$\chi = \frac{\gamma-1}{2}(1-\bar{V}_r^2 - \bar{V}_\theta^2), \quad (2)$$

其中 V_r 为径向速度分量; θ 为射线与圆锥轴线的夹角; 垂直于径向方向的速度分量为

$$V_\theta = V_r' = \frac{dV_r}{d\theta}. \quad (3)$$

定义无量纲化速度 $\bar{V}$ 为

$$\bar{V} = \frac{V}{V_{\max}}, \quad (4)$$

其中 $V_{\max}$ 是假设气体膨胀至绝对零度时的理论最大速度.

常微分方程(1), 采用四阶 Runge-Kutta 数值积分方法求解. 需要给定的参数为激波角 β 和来流马赫数 M_∞ . 波后参数由斜激波关系式确定, 包括气流偏转角 δ 、波后马赫数 M_2 、总温 T_{20} 、总压 P_{20} 和密度 ρ_{20} .

对于巡航型飞行器, 要求升阻比与比冲的乘积 $(L/D)I_{sp}$ 最大, 同时要求在给定的燃料化学当量比(小于 1)条件下推力 T 与阻力 D 匹配, 假设重力等于升力, 则巡航飞行器的优化目标函数为

$$F = - \left(\frac{L}{D} I_{sp} \right) \left(\frac{D}{T} \right)^a, \quad (5)$$

式中 $D < T$, $a > 1$, 这儿取 $|a| = 4$, 以保证优化结果中推力与阻力的匹配. 选用单纯形加速法 (Nelder and Mead's Method), 通过改变前缘线形状和激波线形状, 实现对相切锥乘波体气动性能的优化. 根据设计要求, 在选定激波角、半展长和翼尖高度情况下, 相切锥乘波体设计参数的数学模型 P_i 为

$$P_i = (Yinlet, Zinlet, Ybody, Zbody, Zline, n), \quad (6)$$

其中 $Yinlet$, $Zinlet$, $Ybody$ 和 $Zbody$ 为前缘线的控制参数. 激波线由中间部分的直线段和外部的指数率曲线组成, 它所确定的乘波体不但具有良好的气动特

性和有效体积, 其前体预压缩面可以得到类似于楔型流乘波体的均匀流场, 为冲压发动机提供所需的预压缩来流. 图 1 所示激波曲线由以下函数关系式给出:

激波曲线的直线部分:

$$\begin{aligned} 0 \leq Z \leq Zline, \\ Y = -L \tan(\beta); \end{aligned} \tag{7}$$

激波曲线的曲线部分:

$$\begin{aligned} Z \geq Zline, \\ Y = -\left[L \tan(\beta) - \left(\frac{Z - Zline}{A} \right)^{1/n} \right], \end{aligned} \tag{8}$$

其中 $Zline$ 为激波曲线的直线部分的长度, β 为激波角, L 为乘波体长度, A 和 n 为指数率曲线的控制参数.

以来流马赫数 $M=6$ 、飞行高度 $H=30$ km 为设计条件, 选择升阻比最优的锥型流乘波体激波角 $\beta=12^\circ$ (见图 2), 燃料化学当量比 $\phi=0.8$, 我们综合考虑飞行器内部体积和巡航性能, 以(5)式为目标函数, (6)式为优化变量, 进行优化设计, 得到图 3 所示的优化乘波构型.

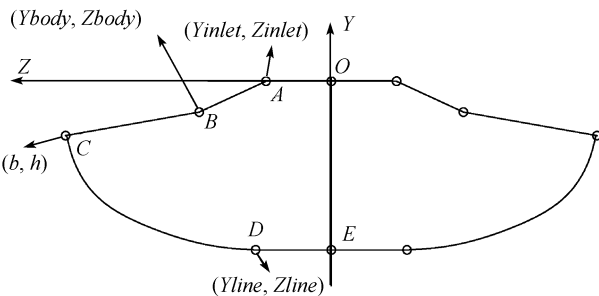


图 1 设计参数

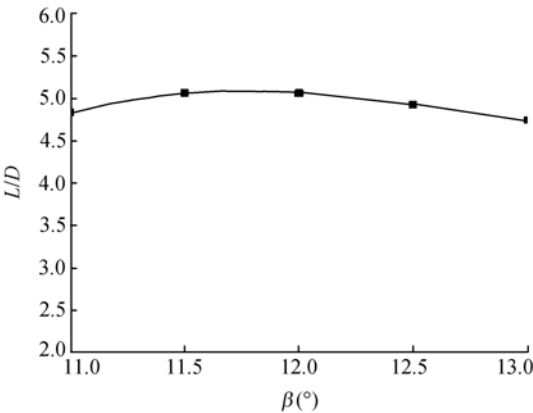


图 2 乘波构型升阻比随激波角的变化曲线

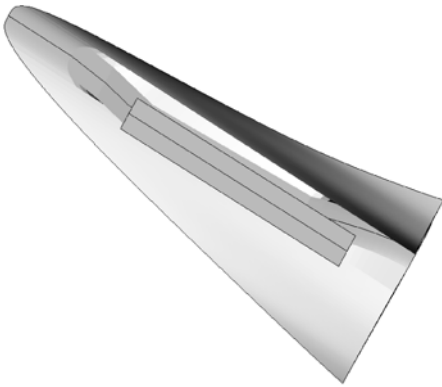


图 3 优化乘波构型

3 宽速域乘波体设计

3.1 高超声速乘波体设计

上节给出的一体化乘波飞行器, 还需要根据热防护所需的前缘钝化、气动操纵所需的控制舵面、气动配平和有效容积所需的修形等进行工程化设计. 采用被动防热, 依据材料性能和飞行条件, 通过 Kemp-Riddle^[9]方法, 估算防热直径, 考虑到设计裕量, 这儿取前缘直径 15 mm, 对乘波体进行前缘钝化; 采用全动大后掠前缘双垂直舵面, 提供航向稳定性和调节能力; 依据有效容积率和前体预压缩性能, 对图 3 的乘波构型修型; 设计与图 3 适配的升降副翼, 以满足俯仰和横向稳定性控制. 最终得到图 4 所示的乘波飞行器布局.

为了研究飞行器在高超声速时设计状态和非设计状态下的气动性能, 使用 ϕ 0.5 m 高超声速风洞进

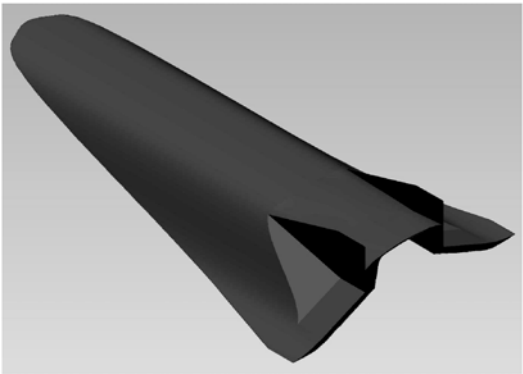


图 4 模型三视图与等轴侧视图

行了测力实验. 实验马赫数 $M=5, M=6$ 和 $M=7$, 攻角 $\alpha=0^\circ, \pm 1^\circ, \pm 2^\circ, \pm 3^\circ, \pm 4^\circ, 5^\circ, 6^\circ, 7^\circ, 8^\circ$. 实验中分别进行了发动机内通道打开和关闭两种情况, 以比较发动机内通道的影响.

图 5 描绘了马赫数 6 时升力系数、阻力系数和升阻比随攻角的变化情况. 可以看出, 在攻角小于 5° 时升力系数随攻角几乎线性增加, 显示出乘波构型特有的高升力优势. 同时, 在大攻角时, 升力系数增加较快, 显示出了非线性特性, 这说明大攻角时激波脱体, 前缘分离涡引起升力系数的非线性增加.

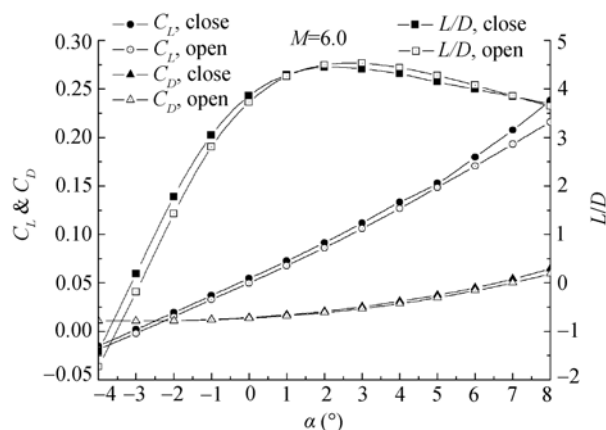


图 5 $M=6$ 气动力特性随攻角的变化

与图 3 优化乘波构型相比较, 经过前缘钝化、舵面设计和有效容积修型, 使得飞行器升阻比在设计条件下由 5.12 降至 3.75, 其原因是尖前缘的贴体激波改变为钝化后的脱体激波, 以及舵面的附加阻力和有效容积修型改变上表面形状等因素.

3.2 低速乘波体设计

低速乘波体的气动性能, 一直是人们存疑和关注的焦点之一. 根据飞行器加速性能的需要, 我们选择以马赫数 $M=3.0$, 高度 $H=15$ km 为设计条件, 以升阻比为目标函数, 进行了锥形流乘波外型优化. 为了满足飞行器所需要的装载容积, 对乘波体作了工程化再设计, 得到能够满足实际飞行对体积、稳定性及控制需求的低速乘波气动布局, 见图 6.

在 FD-06 风洞中进行了乘波体在亚、跨、超声速范围测力实验. 实验马赫数为 $M=0.8, 1.5, 2.0, 2.5, 3.0, 3.5$, 攻角范围为 $\alpha = -2^\circ \sim 8^\circ$.

图 7 给出了不同马赫数下低速乘波体的升阻比随攻角的变化曲线. 可以看出在亚跨超声速域内, 最大升阻比出现在攻角 $2^\circ \sim 4^\circ$ 之间, 且随着马赫数的增加, 乘波构型的基本特性越来越突出, 最大升阻比对应的攻角逐渐减小. 图 8 说明最大升阻比随马赫数的变化, 最大升阻比在马赫数 $M=1.5$, 在马赫数 $M=2.0$ 时升阻比最小, 随后随着马赫数的增加最大升阻比增

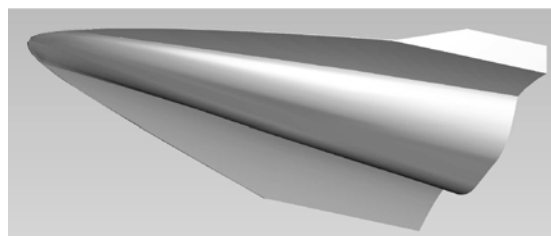


图 6 低速乘波体气动布局

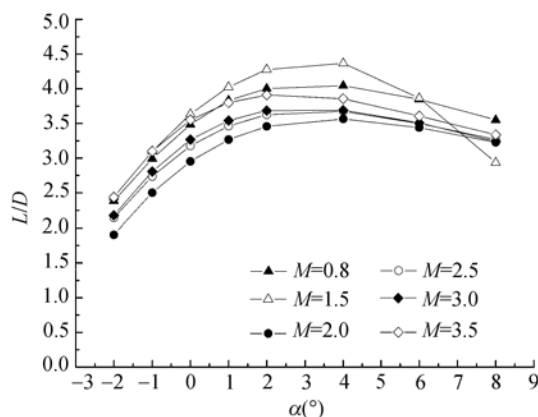


图 7 不同马赫数升阻比随攻角的变化

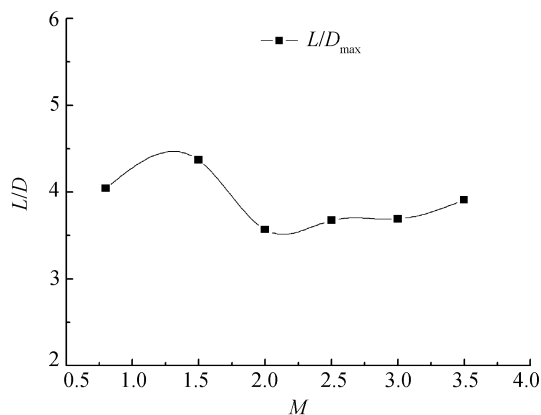


图 8 最大升阻比随马赫数的变化

大. 这是因为该乘波体的平均后掠角为 66.6° , 当马赫数小于 2.5 时, 乘波体为亚声速前缘, 没有体现出前缘激波分隔高压气体获得高升阻比的乘波布局性能; 随着马赫数的增加, 乘波飞行器的这一特性逐渐得到体现, 升阻比逐渐增加.

3.3 宽速域乘波飞行器设计

在高超声速条件下设计的乘波构型在低速条件时的涡升力, 有可能比低速设计的简单三角翼还要小. 有鉴于此, 我们以上述低速乘波体和高超声速乘波体为基础, 设计了图 9 所示的宽速域乘波飞行器, 以实现由起飞、加速、高超声速巡航到返航着陆的飞行包络. 飞行器的前部采用以巡航条件设计的高超声速乘波体, 后半段用了满足起飞加速需求的低速乘波体, 中间用一个适配器衔接. 该乘波飞行器在亚跨声速、超声速和高超声速宽广速域内具有良好的气动性能.

在亚声速和跨声速范围内, 按照高度 $H=10\text{ km}$ 给定来流条件; 在超声速计算中, 飞行高度按照等动压弹道 $q_d=30000\text{ Pa}$ 确定.

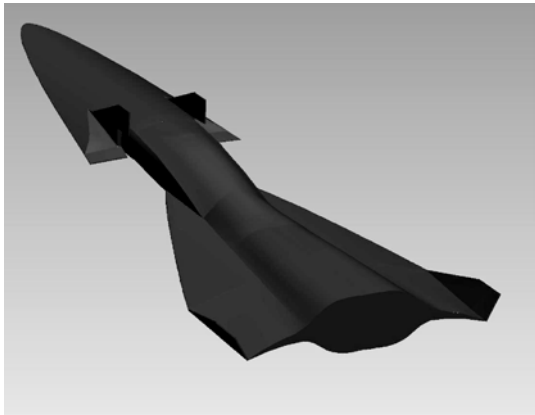


图 9 宽速域乘波飞行器

图 10~12 给出了亚、跨、超声速范围内的气动特性. 在亚声速范围内, 与一般飞行器相同, 由于压缩性的作用, 升力线斜率随着马赫数的增加而增加, 前缘涡升力使升力系数在攻角较大时呈现非线性增加趋势. 当马赫数大于 1 以后, 升力线斜率随着马赫数的增加而减小(见图 10).

图 11 给出了阻力系数随马赫数和攻角的变化,

阻力系数在跨声速时达到最大. 从图 12 升阻比随马赫数和攻角的变化曲线可以看出, 在亚声速范围内最大升阻比对应的攻角较大, 约为 8° . 随着马赫数的

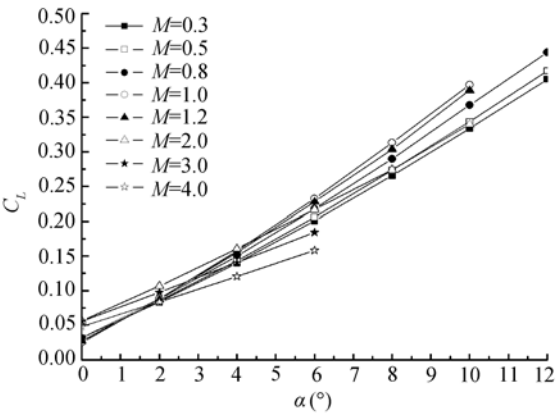


图 10 亚、跨、超声速升力系数

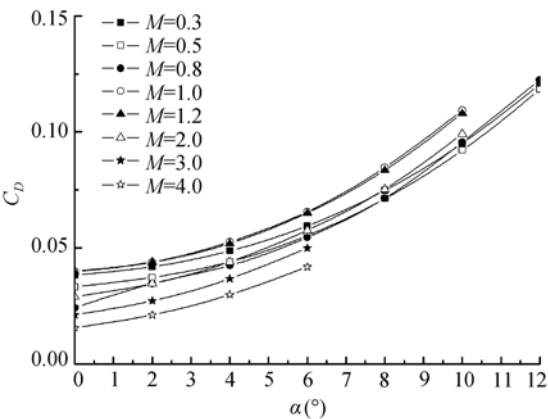


图 11 亚、跨、超声速阻力系数

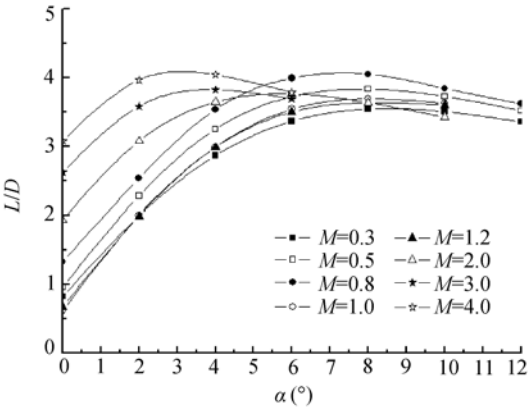


图 12 亚、跨、超声速升阻比

增加, 最大升阻比对应的攻角逐渐减小. 当马赫数大于 3 时, 最大升阻比在攻角 $2^\circ \sim 4^\circ$ 之间, 体现出乘波构型的气动特色.

使用 $\phi 0.5 \text{ m}$ 高超声速风洞, 对图 9 的宽速域乘波飞行器进行了测力实验, 实验条件与上述高超声速飞行器相同. 图 13 说明升力系数随攻角的增大线性增加; 随着马赫数的增大升力线斜率减小. 图 14 描述了不同马赫数 5, 6 和 7 时阻力系数随攻角的变化, 随着攻角从负向正变化, 阻力系数先减小后增加; 随着马赫数的增加, 阻力系数减小. 图 15 给出了升阻比的变化曲线, 在所研究的攻角范围内, 升阻比随着攻角的增大而增加, 当攻角 $\alpha=8^\circ$ 在马赫数 5 至 7 时, 升阻比达到约 4.3.

图 16 给出了最大升阻比随着马赫数的变化. 在亚声速范围内, 由于压缩性的作用, 升阻比随着马赫数的增大而增大; 在跨声速范围内, 升阻比较低; 在超声速范围内, 飞行器逐渐具有乘波性能, 升阻比逐

渐增大, 在马赫数 $M=5$ 时达到最大值, 其后逐渐减小. 可以看出, 在全速域范围内, 飞行器的升阻比都大于 3.5, 说明乘波飞行器在宽广的速域里具有较强的适应性.

4 流动特性分析

为了研究在亚、跨、超和高超声速范围内飞行器获得升力的不同原理以及绕流流动特性, 我们选取飞行器的某个截面进行流动特性分析. 图 17 描绘了宽速域飞行器攻角 $\alpha=8^\circ$ 时, 不同马赫数下某截面的流线图. 在马赫数 $M=0.3 \sim 2.0$ 时, 上表面前缘附近具有很强的前缘涡, 前缘涡升力是飞行器升力的重要来源; 但当马赫数 $M=2.0$ 时, 涡强度已经变弱, 所提供的涡升力也较小. 这是由于飞行器所对应的前缘平均后掠角是 62.8° , 当来流马赫数 $M < 2.18$ 时, 为亚声速前缘.

当马赫数 $M > 3$ 后, 上表面的涡已经很小, 前缘激波逐渐增强, 表现出超声速的流动特征. 从图 17 中可以看出, 随着马赫数增加, 激波脱体距离逐渐减小, 下表面高压的泄露量也在减少, 飞行器的前缘激波将高压气体限制在下表面, 体现出飞行器的乘波特性. 从马赫数 $M=5$ 开始, 高压气体泄露已经很小, 飞行器具有了很好的乘波特性.

乘波飞行器在非设计攻角时的气动性能一直是人们关注的焦点之一, 而飞行器在起飞与着陆时都需要在大攻角范围内完成, 最大攻角可达到 $0.8 C_{L, \max}$ 所对应的攻角. 这儿以飞行马赫数 $M=0.3$ 为例, 讨论攻角对飞行器气动性能的影响. 图 18 叙述了 $M=0.3$ 时攻角 $\alpha=0^\circ \sim 38^\circ$ 的气动力系数. 阻力系数随攻角的

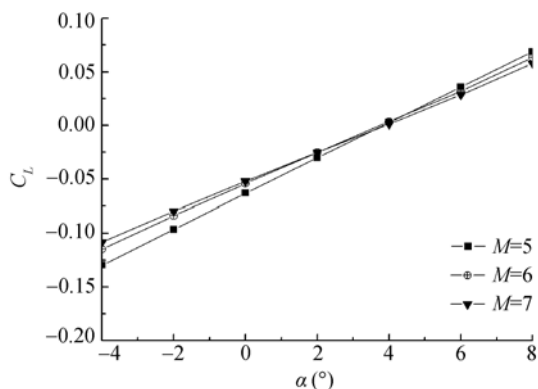


图 13 高超声速升力系数

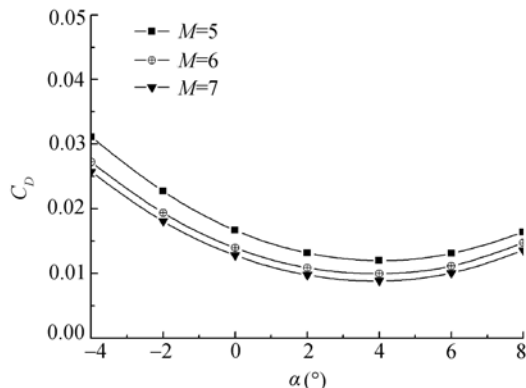


图 14 高超声速阻力系数

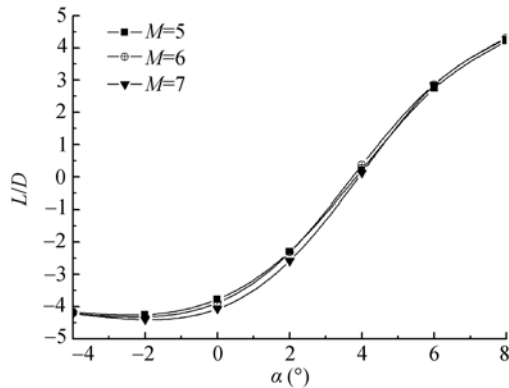


图 15 高超声速升阻比

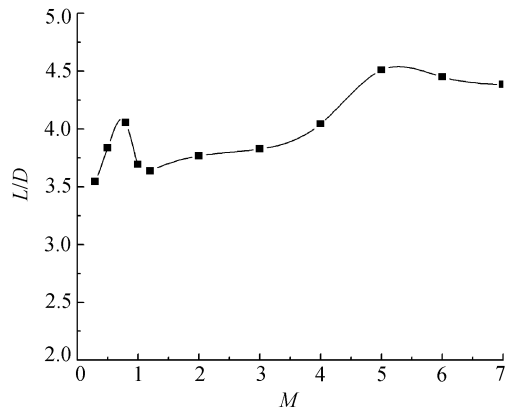


图 16 最大升阻比与马赫数的关系

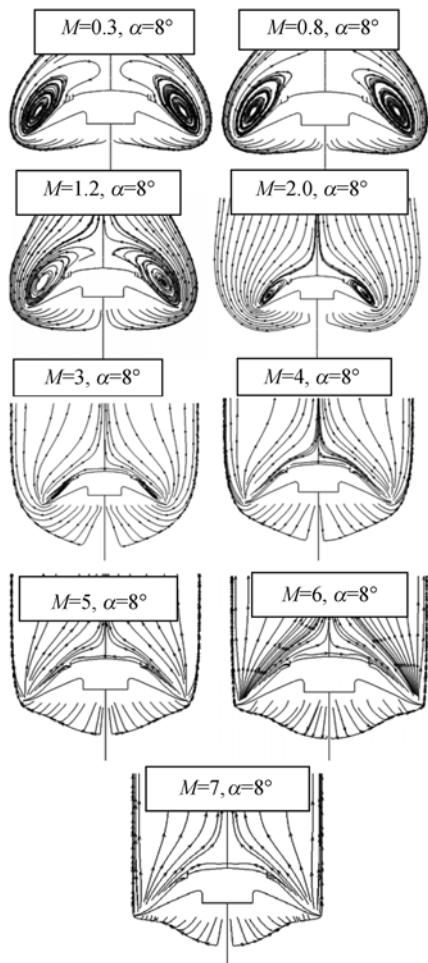


图 17 不同马赫数下某截面的流线图

增加而增大。升力系数呈现出非线性增加趋势，在攻角 $\alpha=30^\circ$ 时达到最大值，之后逐渐减小。

图 19 绘出了不同攻角下某截面的流线图，随着攻角的增加涡强度增加，因此所提供的涡升力也越大；但当攻角较大时，前缘涡逐渐远离飞行器表面，对升力贡献较小。

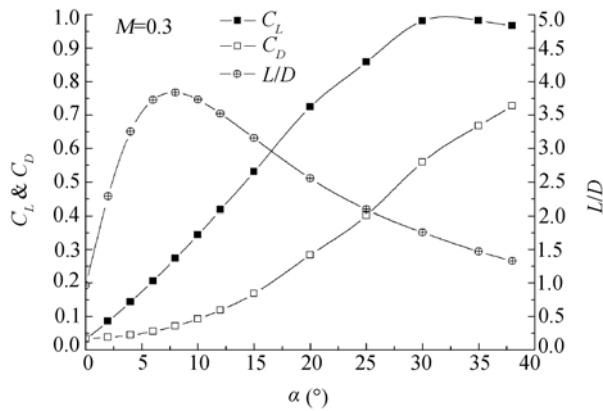


图 18 亚声速气动系数与升阻比

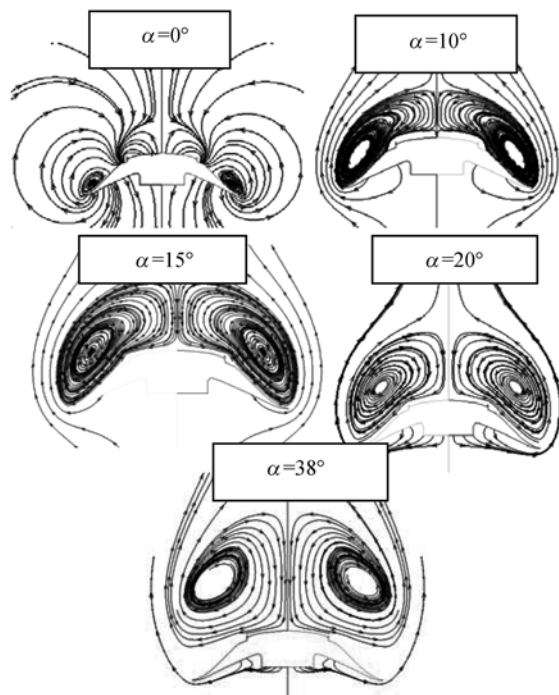


图 19 $M=0.3$ 时某截面不同攻角下流线图

5 小结

通过适配器衔接低速乘波体和高超声速巡航乘波体，提出一个宽速域乘波飞行器气动布局。在整个

飞行包络内, 利用风洞实验与数值模拟, 研究了飞行器全速域的气动性能. 得到以下几点结论.

(1) 以低马赫数为设计点的低速乘波体, 在亚、跨、超声速范围内表现出了良好的气动性能. 升阻比在马赫数 $M=1.5$ 达到最大值 4.37, 在 $M=2.0$ 时最小为 3.57.

(2) 宽速域乘波飞行器速度适应能力强, 能够在

亚、跨、超和高超声速范围内获得良好的气动性能. 亚声速大攻角时升力系数较大, 能够提供起飞和着陆所需的升力.

(3) 当飞行器前缘为亚声速前缘时, 升力主要由上表面的涡升力提供; 当是超声速前缘, 飞行器的乘波特性逐渐体现出来, 升力主要由下表面的压缩升力提供.

参考文献

- 1 Nonweiler T R F. Aerodynamic problems of manned space vehicles. *J Royal Aeronaut Soc*, 1959, 63: 521—528
- 2 Bowcutt K G. Optimization of hypersonic wave riders derived from cone flows——Including viscous effects. Dissertation of Doctoral Degree. Maryland: University of Maryland, 1986
- 3 Corda S, Anderson J D. Viscous optimized hypersonic waveriders designed from axisymmetric flow fields. AIAA-88-0369, 1988
- 4 Charles E, Cockrell C E Jr. Interpretation of waverider performance data using computation fluid dynamics. AIAA 93-2921, 1993
- 5 Gillum M J, Lewis M J. Experimental results on a Mach 14 wave-rider with blunt leading edges. *J Aircraft*, 1997, 34(3): 296—303 [DOI](#)
- 6 Cockrell C E Jr, Huebner L D, Finley D B. Aerodynamic performance and flow-field characteristics of two waverider-derived hypersonic cruise configurations. AIAA-95-0736, 1995
- 7 Strohmeyer D. Lateral stability derivatives for osculating cones wave-riders in sub- and transonic flows. AIAA-98-1618, 1998
- 8 Sobieczky H, Dougherty F C, Jones K. Hypersonic waverider design from given shock waves. In: First International Waverider Symposium. Maryland: University of Maryland, 1990. 17—19
- 9 Anderson J D Jr. Fundamentals of Aerodynamics. 3rd ed. New York: McGraw Hill, 2001. 825—831