

乘波飞行器低马赫数飞行状态下的 气动性能研究

李维东, 海河, 王发民

(中国科学院力学研究所高温气湾动力学重点实验室, 北京 100190)

摘 要: 乘波飞行器在低马赫数飞行状态下的气动性能是近空间飞行器设计和研究人员关心的问题之一。本文以 $M=3$, 设计飞行高度 $H=15\text{ km}$ 为设计点, 最大升阻比为优化目标, 并通过满足一定的有效载荷容积, 气动热防护和气动操纵的要求进行了工程化设计后得到的锥导乘波体为研究对象, 借助数值模拟和风洞实验技术相结合的研究手段对乘波飞行器在跨声速和超声速飞行阶段的气动性能进行了探讨。研究结果表明, 乘波飞行器在该飞行阶段的气动性能与前缘所处的气动状态密切相关。

关键词: 乘波飞行器; 升阻比; 气动性能

中图分类号: V211.5 文献标识码: A 文章编号: 1000 1328(2010) 05 1283 06

DOI: 10. 3873/j. issn. 1000 1328. 2010. 05. 005

0 引言

乘波布局是一种利用贴体激波, 将高压气体分隔在飞行器下表面得到高升阻比的气动布局, 自 1986 年 Bowcut^[1] 在乘波体的性能分析中首次引入粘性并进行粘性优化分析以来, 乘波体的实用化研究得到了广泛的关注。乘波布局凭借在高超声速飞行状态下具有高升阻比的优势, 逐渐成为近空间高超声速飞行器设计的备选构型之一, 其在高超声速状况下的气动性能得到了较为广泛的研究。一般以吸气式超燃冲压发动机为动力的高超声速飞行器需要加速到 M 大于等于 4 左右才能够启动超燃冲压发动机提供动力进一步实现高超声速巡航飞行, 为了成功地实现助推加速飞行, 飞行器从起飞到 $M=4$ 附近这个速度范围内的气动性能显得至关重要。因此对于乘波飞行器在低马赫数飞行状态下是否依然具有良好的气动性能也应该是乘波飞行器研究和设计人员必须关心的问题之一。对于这方面, 国外开展过一系列研究^[2-9], 国外的研究结果指出乘波体在低马赫数下的气动性能主要取决于乘波体的展弦比和投影面形状, 适当设计乘波体可以在低马赫数下依然获得良好的气动性能。但是这方面的研究远

没有像高超声速状况下那样深入; 相比之下, 国内在这方面的研究则更加薄弱。彭钧^[10] 在博士论文中将展弦比和机身, 机翼分化形态的要求作为巡航飞行器优化目标函数的组成部分, 实现了优化结果对低马赫数下性能的兼顾; 王发民^[11] 等在考虑到乘波飞行器低马赫数和高马赫数状态下不同的升力机制的基础上设计了在低马赫数和高马赫数状态下都具有良好气动性能的宽速域乘波布局飞行器, 其它这方面国内公开发表的文献还未见报道。

基于此, 本文以 $M=3$, 设计飞行高度 $H=15\text{ km}$ 为设计点, 最大升阻比为优化目标, 并通过满足一定的有效载荷容积, 气动热防护和气动操纵的要求进行了工程化设计得到的锥导乘波体为研究对象, 借助数值模拟和风洞实验技术对乘波飞行器在跨声速和超声速飞行阶段的气动性能进行探讨。

1 乘波飞行器在低马赫数速飞行状况下的气动特性研究

首先对以 $M=3$, 飞行高度为 15 km 为设计点得到的锥导乘波体, 进行了以最大升阻比为优化目标的优化设计。其次为了满足一定的有效载荷容积, 气动热防护和气动操纵的工程需求, 对得到的乘

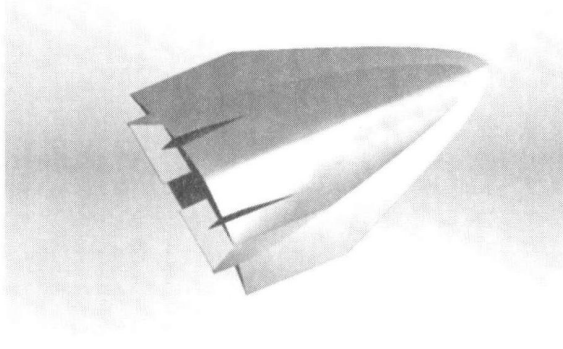


图 1 乘波布局飞行器

Fig. 1 Waverider based vehicle

波体进行了前缘钝化、有效容积修型和气动操纵面选型等工程化设计,得到的最终乘波布局飞行器如图 1 所示,其中气动操纵面包括双立尾和两个水平舵,以满足气动操纵需求。

为了研究乘波飞行器在跨、超声速范围内的气

动性能,在暂冲、吹引式风洞中进行了吹风实验。模型采用铝合金材料制造,参考面积为水平投影面积 $S = 0.1174 \text{ m}^2$,模型参考长度 $L = 0.5 \text{ m}$ 。表 1 给出了风洞实验参数。图 2 给出了模型在风洞中安装好后的照片。

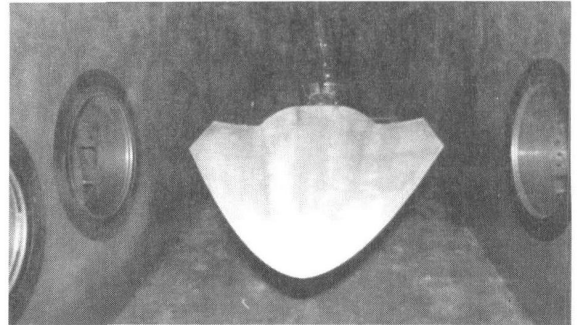


图 2 缩比模型在风洞中安装好后的照片图

Fig. 2 The experimental model in wind tunnel

表 1 风洞试验参数

Table 1 The parameters for experiment of wind tunnel

马赫数	总压 (Pa)	静压 (Pa)	动压 (Pa)	总温 (K)	单位长度 $Re(1/m)$
0.80	116807.0	76857.2	34173.1	296.0	16.04+ E6
1.53	156729.9	40871.8	66973.8	298.0	23.46+ E6
2.01	195778.7	24635.1	69669.8	301.0	24.46+ E6
2.51	277681.4	16001.2	70566.6	302.0	27.59+ E6
3.01	376239.5	10090.2	63992.8	301.0	29.01+ E6
3.55	539885.5	6594.6	58175.6	302.0	31.87+ E6

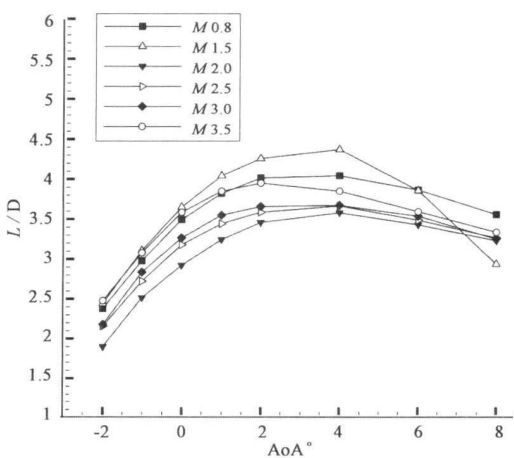


图 3 升阻比随着攻角的变化曲线

Fig. 3 Curves of lift to drag ratio vs. attack angle

图 3 给出了不同 M 数状态下,实验测得的升阻比随着攻角的变化曲线,图中显示:最大升阻比出现在 $2^\circ \sim 4^\circ$ 的攻角范围内;且随着 M 数增加,最大升阻

比对应的攻角逐渐减小,开始表现出乘波构型在小攻角下飞行具有优良的气动性能的特点。在实验的 M 数范围内最大升阻比出现在 $M = 1.5$ 处且 $M > 1.5$ 时,最大升阻比始终维持在 4 左右,表现出较好的气动性能。

图 4 给出了不同 M 数状态下,实验测得的升力系数随着攻角的变化曲线,图中的曲线表明:不同 M 数下,升力系数随着攻角增加近似线性增加且 M 越大,这种线性化程度越高;而且,在 $M = 0.8$ 时,升力系数随着攻角的增加表现出明显的非线性关系。这主要是因为 $M = 0.8$ 时流场结构是亚声速流场,升力是由飞行器上表面前缘附近产生的很强的前缘涡产生的涡升力来提供的,但是当 M 数在 1.5 以后涡强度已经变得很弱了,升力主要靠飞行器下表面流场中产生的激波提供高的压缩升力来提供的,而且随着 M 数增大,这种乘波特性的越明显。

图 5 和图 6 分别给出了不同马赫数下,实验测

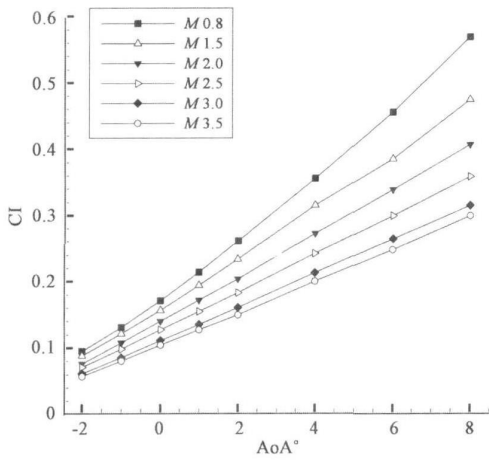


图 4 升力系数随着攻角的变化曲线

Fig. 4 Curves of lift coefficient vs. attack angle

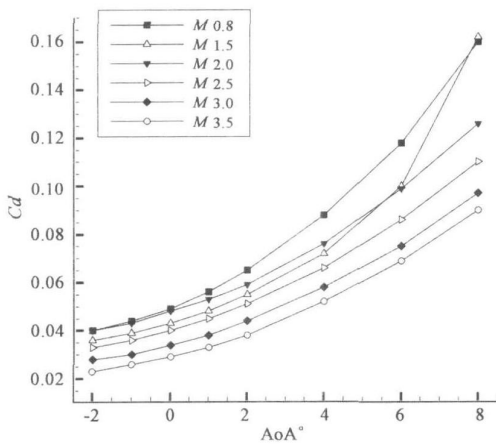


图 5 阻力系数随着攻角的变化曲线

Fig. 5 Curves of drag coefficient vs. attack angle

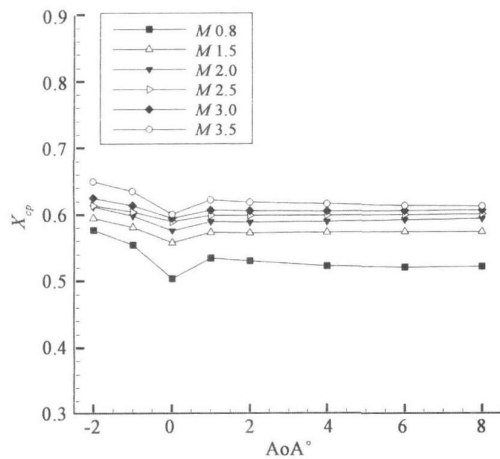


图 6 压心位置随着攻角的变化曲线

Fig. 6 Curves of pressure center vs. attack angle

得模型的阻力系数和压心位置随着攻角的变化曲线。从图 5 可以发现在 $M > 2$ 以后随着 M 数增加, 阻力系数逐渐减小, 这主要是因为 M 数的增加引起飞行动压的快速增加, 从而引起阻力系数减小; 在 $M < 2$ 时, 阻力系数随着 M 数增加而减小, 这是因为此时流场是亚声速流场, 前缘产生的涡在产生升力的同时也诱导出阻力, 随着 M 增大涡逐渐减小, 诱导的阻力也减小的缘故; 阻力系数均随着攻角的增大而逐渐增大且跨声速范围内阻力较大。图 6 显示压心位置随着 M 数不同而不同, 且随着 M 数的增加压心位置逐渐后移, 在跨声速范围内压心的位置变化相对明显, 但是在正攻角范围内压心的位置随攻角的变化不明显, 这为飞行器在正攻角范围内稳定飞行提供了有利条件。总体上看, 在亚声速范围内由于前缘涡的诱导的影响, 使得压心位置随着攻角的增加而向前移动; 在超声速范围内压心位置随着攻角的增加而略微后移。

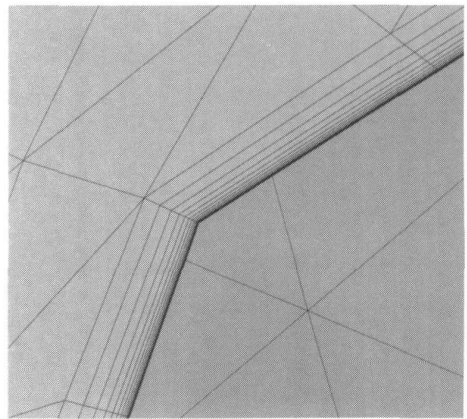


图 7 跨声速计算的网格的局部图

Fig. 7 Local map for transonic flow computational mesh

为了能够进一步了解乘波飞行器低马赫数飞行状态下流场的流动结构, 在开展实验研究的同时, 还对其进行了数值模拟。考虑到 M 数变化范围较大, 从跨声速到超声速, 控制方程的性质在数学上发生了较大变化, 这里我们分别针对跨声速和超声速流场的计算采用了两套不同的网格, 其中跨声速流场的计算采用了边界层为棱柱型, 边界层外较远处为四面体, 中间为金字塔网格搭接的混合网格, 在图 7 和图 8 分别给出了跨声速计算时计算所用的网格的局部图和整体图, 网格数目 400 万。超声速流场计算采用 O-C 组合全结构网格, 网格数目 220 万。求解器采用支持混合网格的非结构有限体积方法, 二阶 Roe 格式结合熵修正求解 RANS 方程, 湍流模

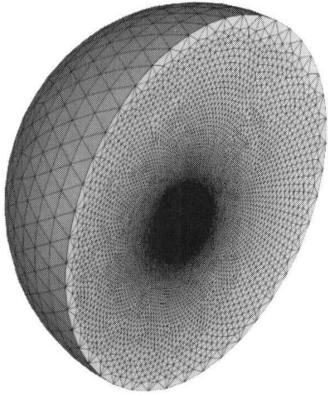


图 8 跨声速计算的网格的整体图

Fig. 8 Mesh for transonic flow computation

型采用标准 $k - \epsilon$ 两方程模型。计算按照实验过程中风洞流场条件来计算。

图 9 给出了 0° 攻角下 L/D 随 M 变化的数值计算结果和实验结果曲线, 图中显示在 $M < 2$ 时, 数值计算结果相比实验结果偏低; 在 $M > 2$ 时, 数值计算结果相比实验结果偏高, 但是总体上变化趋势一致, 且最大误差在 5% 以内, 由此可知数值计算结果和实验结果吻合较好。图 10 给出了通过数值模拟得到的 $M = 0.8$ 时 $-2^\circ, 1^\circ, 4^\circ, 8^\circ$ 攻角状况下 $X = 0.8L$ 处截面上的流线图, 图 11 给出了 $M = 1.5$ 时 0° 攻角时 $X = 0.8L$ 处截面上流线图和 $X = 0.3L$ 截面上的压力云图。这两张图显示, $M = 0.8$ 时流场结构表现出典型的亚声速流场特征, 上表面前缘附近产生的很强的前缘涡, 而且随着攻角逐渐增大, 涡

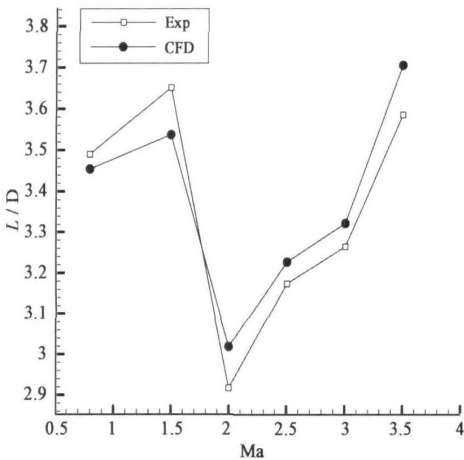


图 9 0° 攻角下 L/D 随 M 变化的数值计算结果和实验结果曲线

Fig. 9 Curves of L/D vs. Mach number at 0° attack angle

的强度逐渐增加, 所提供的涡升力也逐渐增大, 但是 4° 以后尽管涡的强度依然在增加, 但是涡已经开始远离物面了, 对升力的贡献开始减小, 导致 4° 以后升阻比下降; 在 $M = 1.5$ 时, 流场中涡的强度减小了并且已经出现了激波, 只是激波还比较弱, 这主要是由于飞行器的平均展弦比 $AR = 2.13$, 所对应的前缘平均后掠角为 46.8° , 由此可以知道在 $M < 1.46$ 时, 飞行器前缘为亚声速前缘。考虑到不同飞行速度时, 乘波飞行器产生升力的原理的差别, 图 12 给出了 $M = 2.0, 2.5, 3.0, 3.5$, 攻角为 0° 时的压力云图, 可以看出随着 M 增加, 激波变强, 激波角度变小, 而其激波在前缘处的脱体距离也逐渐减小, 这与图 3 显示的 $M > 1.5$ 后, 攻角为 0° 时升阻比随 M 数增加逐渐增加, 逐渐表现出乘波特性的实验结果一致。

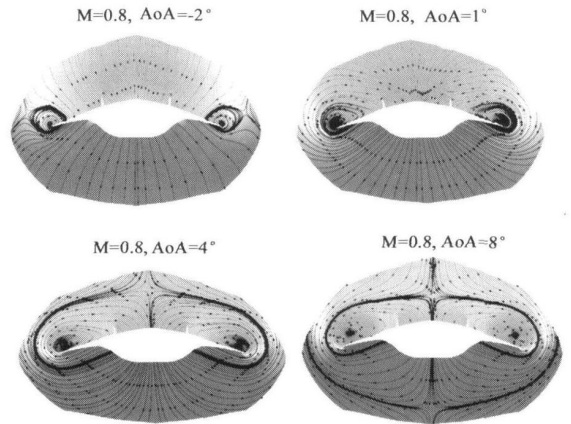


图 10 $M = 0.8$ 时不同攻角下 $X = 0.8L$ 处截面上的流线图

Fig. 10 Pictures of streamlines for different attack angles at $M = 0.8$ and $X = 0.8L$ position

3 结论

本文以 $M = 3, H = 15 \text{ km}$ 为设计点, 以最大升阻比为优化目标并通过工程化修型得到的乘波飞行器为研究对象, 通过数值模拟和风洞实验技术相结合的研究手段对近空间乘波飞行器在跨声速和超声速飞行阶段的气动性能进行了探讨。可以得到如下结论:

- (1) 本文以低 M 数为设计点设计的近空间低马赫数飞行的乘波飞行器, 在跨声速、超声速范围内都表现出了良好的气动性能;

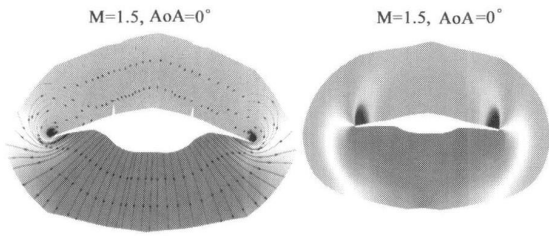


图 11 $M = 1.5$ 时 0° 攻角下 $X = 0.8L$ 处截面上的流线和 $X = 0.3L$ 处截面上的压力云图

Fig. 11 Pictures of streamlines at $X = 0.8L$ position and pressure contours at $X = 0.3L$ position for $M = 1.5$ and 0° attack angle

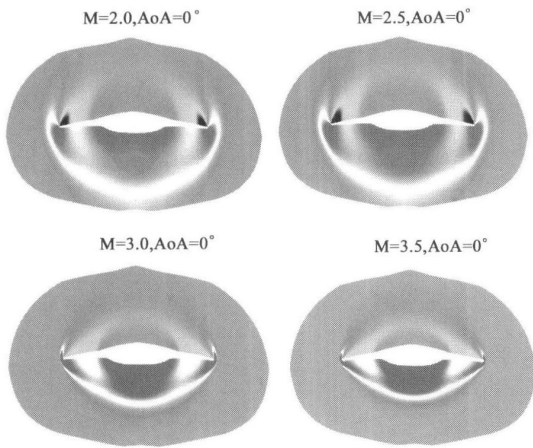


图 12 0° 攻角, 不同马赫数下 $X = 0.3L$ 处截面上的压力云图

Fig. 12 Pressure contours for different Mach numbers at 0° attack angle and $X = 0.3L$ position

(2) 对于乘波飞行器而言, 其压心位置在跨声速范围内变化相对较大; 压心在正攻角范围内压心的位置随攻角的变化不明显。总体上看, 在亚声速范围内由于前缘涡的诱导的影响, 使得压心位置随着攻角的增加而向前移动; 在超声速范围内压心位置随着攻角的增加而略微后移。

(3) 乘波飞行器的气动性能与前缘所处的气动状态密切相关, 亦即与乘波飞行器的平均展弦比密切相关。当前缘为亚声速前缘时, 流场结构表现出典型的亚声速流场特点, 升力主要由上表面前缘附近产生的前缘涡产生的升力提供。当前缘为超声速时, 升力主要由前缘附近产生的激波对下表面的空

气进行压缩产生的升力来提供, 升阻比随 M 数增大逐渐增大, 表现出良好的乘波特性。

参考文献:

- [1] Bowcutt K G. Optimization of hypersonic waveriders derived from cone flows including viscous effects[D]. Ph. D. Dissertation, Department of Aerospace Engineering, Maryland: University of Maryland, 1986.
- [2] Ganzer U, Szodrich J. Vortex formation over delta, double delta and waverider configurations at supersonic speeds[C]. Aerodynamics of Hypersonic Lifting Vehicles' Conference proceedings held at the fluid dynamics panel Symposium in Bristol, UK. AD - A - 198 665, April, 1987.
- [3] Kossia H, Bardenhagen A, Heize W. Investigations on the potential of Hypersonic waveriders with the integrated aircraft design program PRDOHY[C]. AIAA- 93- 5098. Nov, 1993.
- [4] Pegg R J, Hahne D E, Charles E, Cockrell Jr. Low speed wind tunnel tests of two waverider configuration Models[C]. AIAA - 95 - 6093, April, 1995.
- [5] Miller R W, Argrow B M. Subsonic aerodynamics of an osculating cones waverider[C]. AIAA - 97- 189, 1997.
- [6] Strohmeyer D. Lateral stability derivatives for osculating cones waveriders in subsonic and transonic flows[C]. AIAA - 98 - 1618, 1998.
- [7] Blankson I M, Lewis M J. Subsonic experiments using the LoFlyte hypersonic waverider vehicle[C]. AIAA - 98- 1550, 1998.
- [8] Strohmeyer D. Waverider configurations in near sonic flow[R]. DLR Report DLR- FB- 2004- 16, ISSN 1434- 8454, 2004.
- [9] Atsushi Ueno, Kojiro Suzuki. CFD-based shape optimization of hypersonic vehicles considering transonic aerodynamic performance[C]. AIAA- 2008- 288, 2008.
- [10] 彭钧. 高超声速巡航飞行器乘波布局设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学博士学位论文, 2007. [PENG Jun. Waverider-derived Hypersonic cruise aircraft design[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics. Ph. D. Dissertation, 2007.]
- [11] WANG F M, DING H H, LEI M F. Aerodynamic characteristics research on wide speed rang waverider configuration[J]. Sci China Ser E- Tech Sc, 2009, 52(10): 2903- 2910.

作者简介: 李维东(1981-), 男, 博士研究生, 研究方向为高超声速空气动力学、高超声速飞行器设计。

通信地址: 北京市海淀区北四环西路15号中国科学院力学研究所高温气体动力学重点实验室(100190)

电话: (010) 82543181

E-mail: lwd_1982.4.8@163.com

Research on Aerodynamic Characteristics of Waverider-Based Vehicles Flying at Low-Mach States

LI Weirong, DING Hairhe, WANG Farmin

(Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: Aerodynamic characteristics of waveriders flying at low Mach states is one of common concerned problems for hypersonic vehicle designers. By taking a cone derived waverider as the research object, designed for flight Mach of 3 and height of 15 km above sea level and optimized for maximum lift to drag ratio and to meet the requirements for payload volume, aerothermal protection and fly control and locally modified for engineering, the transonic and supersonic aerodynamics of waveriders are discussed in combination with computational fluid dynamics and wind tunnel experimental techniques in this paper. Research results indicate that aerodynamic characteristics of waveriders based vehicles flying at this speed range strongly depend on aerodynamic states of the leading edge region of vehicles.

Key words: Waverider; Lift to drag ratio; Aerodynamic characteristics