

文章编号:1000-6893(2008)04-0829-05

# 滚转运动对乘波飞行器气动特性的影响

郭迪龙<sup>1</sup>, 康宏琳<sup>2</sup>, 丁海河<sup>1</sup>, 王发民<sup>1</sup>

(1. 中国科学院力学研究所 高温气动实验室, 北京 100190)

(2. 北京航空航天大学 国家计算流体力学实验室, 北京 100083)

## Effects of Rolling Movement on the Aerodynamic Characteristics of Waverider Aircraft

Guo Dilong<sup>1</sup>, Kang Honglin<sup>2</sup>, Ding Haihe<sup>1</sup>, Wang Famin<sup>1</sup>

(1. Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamic, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

(2. National Key Laboratory of CFD, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

**摘要:** 乘波飞行器运动过程中的非定常气动特性是高超声速飞行中的重要物理问题之一。采用数值模拟方法模拟了乘波飞行器在固定迎角下绕其对称轴强迫滚转运动这一过程。比较了在不同频率和滚转角下乘波飞行器的气动特性。计算格式采用 AUSM 类格式中最新的 AUSM<sup>+</sup>-up 格式。计算结果表明: AUSM<sup>+</sup>-up 能很好地模拟飞行器滚转运动这一非定常过程; 滚转运动时, 所设计的乘波飞行器能使高压气体很好地附着在乘波飞行器下表面从而使其具有较好的气动特性; 当频率较大时, 乘波飞行器由于角速度的诱导作用会导致升力出现迟滞现象; 做滚转运动时, 滚转力矩小于零, 产生正阻尼, 乘波飞行器不会产生“摇滚”运动。

**关键词:** 乘波飞行器; AUSM<sup>+</sup>-up 格式; 滚转运动; 稳定性

**中图分类号:** V212.12 **文献标识码:** A

**Abstract:** The unsteady aerodynamic characteristics of waverider aircraft is one of the most important physical problems in hypersonic flight. In this paper, the forced rolling movement about the symmetry axis at a fixed angle of attack is numerically simulated. The effects of different frequencies and rolling angles on the aerodynamic characteristics are also compared. The latest AUSM<sup>+</sup>-up scheme of AUSM kind is also used in the simulation. The results indicate that the high-pressure air can well be attached to the undersurface of the waverider aircraft when the waverider aircraft is rolling. So the waverider aircraft designed by the authors has good aerodynamic characteristics. When the rolling frequency is high, the hysteresis of lift force appears because of the angular velocity inducement. When the waverider aircraft is rolling, the rolling moment is negative, which provides positive damping. The “wing rock” of waverider aircraft does not appear.

**Key words:** waverider aircraft; AUSM<sup>+</sup>-up scheme; rolling movement; stability

乘波飞行器是利用其自身产生的激波来提高其整体气动性能的飞行器。乘波飞行器设计中, 要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, 从而获得较高的升阻比, 大大提高飞行器的气动性能。

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 Bauer 等提出的  $Ma=4$  和  $Ma=6$  两类黏性乘波飞行器布局设计和气动特性实验(1997 年), 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<sup>[1]</sup>。目前, 人们正致力于飞行器在大气中以  $Ma=5\sim 25$  的高超声速远程飞行。当然在如此高的速度下飞行, 由于气动加热的影响, 飞行器周围流场中边界层厚度将与飞行马赫数平方成正比增加, 产生大的波阻和摩阻, 导致很大的阻力, 被称为“升阻比屏障”, 是克服“声障”、“热障”、“黑障”之后的又一个工程科学问题, 同时也使高超声速飞行器的气动特性

收稿日期: 2007-07-03; 修订日期: 2007-11-22

基金项目: 国家自然科学基金(90405012, 10372106)

通讯作者: 王发民 E-mail: wangfm@imech. ac. cn

与超声速时相比发生了本质的变化,对飞行器的飞行稳定性和可操作性的新概念提出了新的需求<sup>[2]</sup>。高升阻比布局的远程机动,必须面对高超声速条件下的非定常气动问题,本文主要研究滚转运动对乘波飞行器气动特性的影响。

## 1 数值方法、边界条件和计算网格

假定物体做非定常运动,且网格刚性地固连于物体一起运动,设流体的绝对速度为  $\mathbf{q} = u\mathbf{i} + v\mathbf{j} + w\mathbf{k}$ ,  $\mathbf{q}_b = u_b\mathbf{i} + v_b\mathbf{j} + w_b\mathbf{k}$  表示控制体表面的绝对运动速度,那么在惯性 Cartesian 坐标下,积分形式的非定常 N-S 方程组可写为

$$\iiint \frac{\partial \bar{\mathbf{Q}}}{\partial t} d\Omega + \iint (\bar{\mathbf{F}}_c - \bar{\mathbf{Q}}\mathbf{q}_b - \bar{\mathbf{F}}_v) \cdot d\mathbf{S} = 0 \quad (1)$$

式中:  $\bar{\mathbf{Q}}$  为守恒型变量;  $\bar{\mathbf{F}}_c$  为对流项;  $\bar{\mathbf{F}}_v$  为黏性项,其详细表达式参见文献[3]。文献[4]的研究表明: AUSM<sup>+</sup>-up 格式在 AUSM<sup>+</sup> 格式基础上,结合低速预处理方法中有关数值声速的定义,在构造界面马赫数和压力时,分别加入相应的反扩散项,保证在低速流动条件下,压力和速度相互耦合以加速收敛。该格式既保留了 AUSM<sup>+</sup> 格式在高速时模拟的良好表现,同时又改善了低速区的模拟能力,而且还具有更高的计算效率,是一个相对完善的格式。AUSM<sup>+</sup>-up 格式的界面无黏通量表示如下:

$$E_{i+\frac{1}{2}} = \begin{cases} \rho_L \bar{c} \xi_s Ma_{i+\frac{1}{2}} \phi_L + g p_{i+\frac{1}{2}}, & \text{if } Ma_{i+\frac{1}{2}} \geq 0 \\ \rho_R \bar{c} \xi_s Ma_{i+\frac{1}{2}} \phi_R + g p_{i+\frac{1}{2}}, & \text{otherwise} \end{cases} \quad (2)$$

$$Ma_{i+\frac{1}{2}} = Ma_{(4)}^+ + Ma_{(4)}^- - \frac{\kappa_p}{f_a} \cdot$$

$$\max(1 - \alpha \bar{Ma}^2, 0) \frac{p_R - p_L}{p_R + p_L} \quad (3)$$

$$p_{i+\frac{1}{2}} = p_{(5)}^+ p_L + p_{(5)}^- p_R - \kappa_u p_{(5)}^+ p_{(5)}^- \cdot$$

$$(\rho_L + \rho_R)(f_a Ma_0 a_{\frac{1}{2}})(u_R - u_L) \quad (4)$$

$$f_a (Ma_0) = Ma_0 (2 - Ma_0) \quad (5)$$

$$Ma_0^2 = \min [1, \max (\bar{Ma}^2, Ma_\infty^2)] \in [0, 1] \quad (6)$$

$$\bar{Ma}^2 = \frac{(q_L^2 + q_R^2)}{2a_{\frac{1}{2}}^2}, \quad q^2 = u^2 + v^2 + w^2 \quad (7)$$

$$\mathbf{E} = \rho \mathbf{U}' \phi + p \mathbf{g} \quad (8)$$

$$\phi = \psi / \rho = [1 \quad u \quad v \quad w \quad h_i] \quad (9)$$

$$\mathbf{g} = [0 \quad \xi_x \quad \xi_y \quad \xi_z \quad \xi_t] \quad (10)$$

式中:  $\kappa_p = 0.25$ ;  $\kappa_u = 0.75$ ;  $\sigma = 1.0$ ;  $h_i = \frac{a^2}{\gamma - 1} +$

$\frac{u^2 + v^2 + w^2}{2}$ ; 其他系数的求法可参考文献[5]。

为了提高模拟的精度,求界面无黏通量时采用 Van-albada 限制器。黏性项采用中心差分离散,湍流模型采用改进的 B-L 代数模型。边界条件包括远场无反射特征边界条件和壁面无穿透边界条件。

通过计算一个椭圆锥相交得到的流场,采用非轴对称设计方法生成了一个满足容积率要求的乘波外形。乘波外形的设计状态为:飞行高度  $H = 32 \text{ km}$ ,飞行速度  $Ma = 7.0$ ,迎角  $\alpha = 5^\circ$ 。生成的乘波外形计算网格如图 1 所示,按照文献[6-7]的介绍,为避免引进奇性轴,网格拓扑采用蝶形网格,第 1 层网格距物面的距离为  $1 \times 10^{-5}$  倍根弦长。

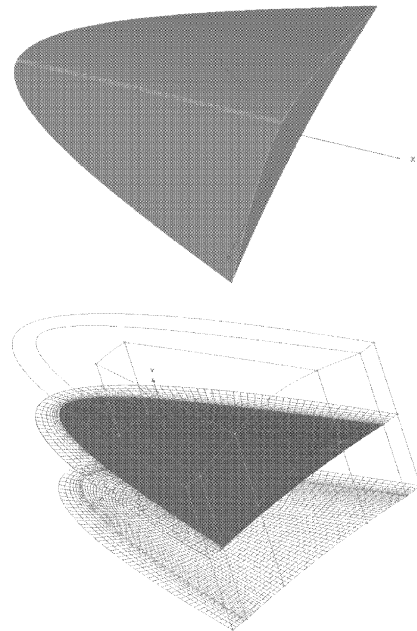


图1 乘波飞行器外形及其网格图

Fig.1 Warverider aircraft configuration and corresponding mesh

## 2 程序的验证

为了验证程序的正确性,参照文献[8]所做实验对计算程序进行了验证。该实验模拟了一个尖前缘、76°后掠三角翼的抬头运动。计算来流条件为:  $Ma = 0.3$ ,  $Re = 0.45 \times 10^6$ ,  $\alpha = 0.024t$  ( $t$  为物理时间, s)。从图 2 可以看出,程序能较好地模拟三角翼的抬头这一非定常运动。在迎角大于  $60^\circ$  时,实验和计算相差比较大,这可能是由于湍流模型没能准确地模拟涡的特性以及网格布置不够合理的缘故。

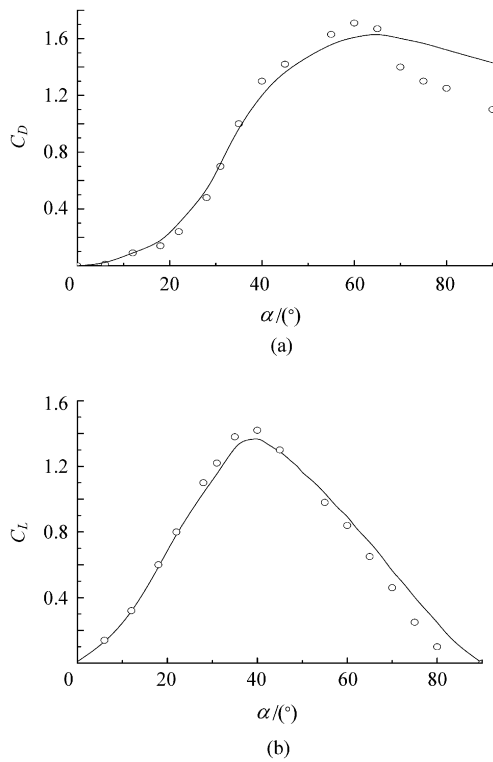


图 2 三角翼阻力和升力系数随迎角变化图  
Fig. 2 Coefficients of drag and lift of delta wing vs angle of attack

### 3 计算结果及分析

为了分析滚转运动对乘波飞行器的影响,本文模拟了乘波飞行器绕纵轴强迫滚转运动:

$$\phi(t) = -\phi_{\max} \sin(\omega t) \quad (11)$$

式中: $\phi_{\max} = 7^\circ$ ;圆频率分别为 $\omega_1 = 2\pi \text{ rad/s}$ ( $f = 1 \text{ Hz}$ ); $\omega_2 = 20\pi \text{ rad/s}$ ( $f = 10 \text{ Hz}$ ); $\omega_3 = 100\pi \text{ rad/s}$ ( $f = 50 \text{ Hz}$ ); $\phi$ 为滚转角。计算状态:飞行高度 $H = 32 \text{ km}$ , $Ma = 7.0$ , $\alpha = 7^\circ$ 。

图 3 的曲线是频率分别为 $f = 1, 10, 50 \text{ Hz}$ 时升力随滚转角的变化过程,黑方块点表示静止时在零滚转角下的升力。当乘波飞行器静止,迎角为 $7^\circ$ ,滚转角为 $0^\circ$ 时,其所受升力为 $87\,907 \text{ N}$ 。而当乘波飞行器作滚转运动时,在较小的频率下( $f \leq 10 \text{ Hz}$ ),对应于 $0^\circ$ 滚转角时乘波飞行器所受升力基本不变;而当滚转频率较大时( $f = 50 \text{ Hz}$ ),在 $0^\circ$ 滚转角下所受升力要比静止时更大。另外,从图 3 中可以看出,当乘波飞行器偏离平衡态时(即滚转角不为 $0^\circ$ ),其升力是下降的。当滚转角达到最大值 $\phi_{\max} = 7^\circ$ 时乘波飞行器所受升力最小,并且滚转频率较大时乘波飞行器所受的升力会出现迟滞现象,这是由于滚转角速度诱导的缘故。但乘波飞行器所受的升力的最大值与最小

值之间的差值不到其最大值的 1.8%。由于乘波飞行器是靠激波附着在前缘上,波后的高压气体完全作用在飞行器下表面而尽量不使流体从下表面泄漏到上表面产生较大升力,这就表明:乘波飞行器滚转运动时也能较好地使高压气体完全作用在下表面。

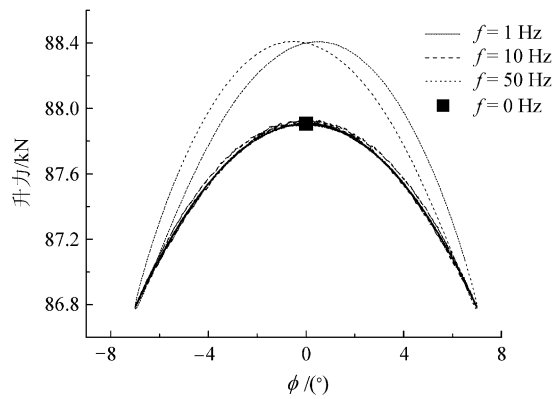


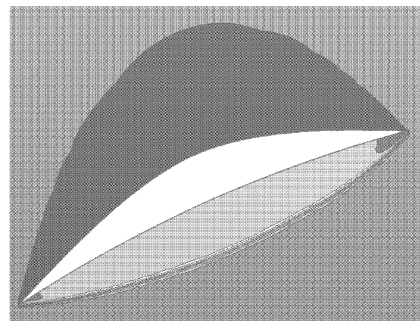
图 3 升力随滚转角的变化  
Fig. 3 Lift force of waverider aircraft vs rolling angle

为了进一步研究滚转角的影响,本文模拟了 $\phi_{\max} = 20^\circ$ ,圆频率分别为 $\omega_1 = 10\pi \text{ rad/s}$ 时乘波飞行器滚转运动对其气动特性的影响。计算状态:飞行高度 $H = 32 \text{ km}$ , $Ma = 7.0$ , $\alpha = 7^\circ$ 。

图 4 和图 5 表示在滚转角分别为 $20^\circ, -20^\circ$ 时截面 $x = 0.4c$ ( $c$ 为根弦长)处的截面压力云图和压力曲线,其中压力云图中白色部分为物型,物型上半部分为低压区,下半部分为高压区。从图中可以看出,即使在滚转角 $\phi = 20^\circ, -20^\circ$ 时,乘波飞行器仍能较好地使高压气体附着在飞行器的下表面。也就是说本文所设计的乘波飞行器在较大的滚转角下仍保持有较好的气动特性。

图 6 中滚转力矩系数随滚转角变化所形成的闭合曲线可以表示为气动力对乘波飞行器所做的功,其大小可以通过式(12)计算<sup>[9]</sup>:

$$\omega = \oint C_l d\phi \quad (12)$$



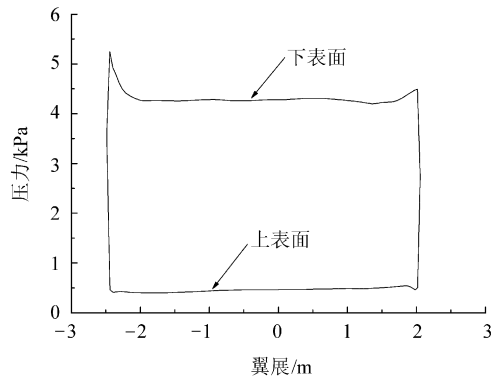


图 4  $\phi=20^\circ$ 时截面压力云图及分布( $x=0.4c$ )

Fig. 4 Pressure contour and distribution, section  $x=0.4c$ ,  $\phi=20^\circ$

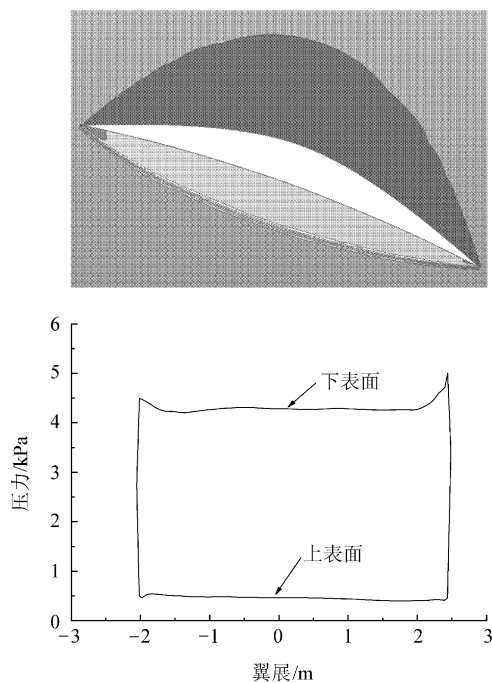


图 5  $\phi=-20^\circ$ 时截面压力云图及分布( $x=0.4c$ )

Fig. 5 Pressure contour and distribution, section  $x=0.4c$ ,  $\phi=20^\circ$

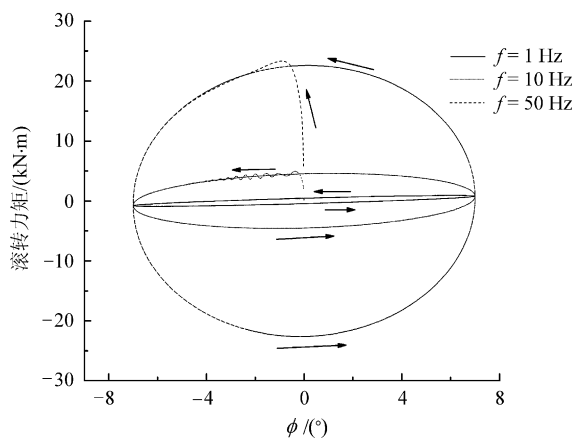


图 6 滚转力矩随滚转角的变化

Fig. 6 Rolling movement of waverider aircraft vs rolling angle

当  $\omega$  大于零时表示空气向乘波飞行器输入能量,产生负阻尼;小于零时表示空气向乘波飞行器吸取能量,产生正阻尼。

从图 6 中可看出,在 3 种频率下,滚转力矩变化曲线是逆时针方向, $\omega$  小于零,也就是说,乘波飞行器在滚转方向是动稳定的,当乘波飞行器被强迫偏离平衡角滚转到某一滚转角释放时,会逐渐回复到平衡位置而不会产生“摇摆”运动。

## 4 结 论

采用 AUSM<sup>+</sup>-up 格式结合 Van-albada 限制器模拟了乘波飞行器在  $5^\circ$ 迎角下绕对称轴的强迫滚转运动,数值模拟结果表明:AUSM<sup>+</sup>-up 格式能够较准确模拟非定常运动且具有更高的计算效率;乘波飞行器做滚转运动时,高压气体也能够较好地附着在乘波飞行器下表面,而不会“泄漏”到上表面从而使其具有较好的气动特性;当乘波飞行器以较大频率滚转运动时,升力会出现迟滞现象。乘波飞行器滚转运动时,大气会从乘波飞行器吸取能量,产生正阻尼。由于本文所设计乘波飞行器为尖前缘的,实际使用时考虑到热防护问题会将前缘钝化,如何钝化、钝化后的乘波飞行器的气动特性是否如本文介绍那样,将做另文研究。

## 参 考 文 献

- [1] Bauer S. Analysis of two viscous optimized[C]// First International Hypersonic waverider Symposium, College Park; University of Maryland, 1999.
- [2] Hahne D E. Evaluation of the low-speed stability and control characteristics of a Mach 5.5 waverider concept[R]. NASA TM-4756, 1997.
- [3] 肖志祥. 复杂流动 Navier-Stokes 方程数值模拟及湍流模型应用研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2003. Xiao Zhixiang. Numerical simulation of N-S equation of complex flow-fields and the application of turbulence model[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2003. (in Chinese)
- [4] Liu M S. A further development of the AUSM<sup>+</sup> scheme towards robust and accurate solution for all speeds[R]. AIAA-2003-4116, 2003.
- [5] Liu M S. Ten years in the making-AUSM-family[R]. AIAA-2001-2521, 2001.
- [6] 刘刚, 周铸. 三角翼大迎角绕流数值模拟中网格的影响研究[J]. 空气动力学学报, 2004, 22(4): 481-485. Liu Gang, Zhou Zhu. Grid influence in computing the high-alpha aerodynamics of delta wing[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2004, 22(4): 481-485. (in Chinese)

- [7] 白鹏,周伟江. 三角翼大攻角绕流数值模拟研究[J]. 航空学报, 1999, 20(3):254-257.  
Bai Peng, Zhou Weijiang. Numerical simulation of the flowfield over delta wing at high angle of attack[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1999, 20(3): 254-257. (in Chinese)
- [8] Jarrah M A. Unsteady aerodynamics of delta wings performing maneuvers to high angle of attack[D]. Stanford University, 1988.
- [9] Chaderjian N M. Navier-Stokes prediction of large-amplitude delta-wing roll oscillations[J]. Journal of Aircraft, 1994, 31(6): 1333-1340.

**作者简介:**

郭迪龙(1975—) 男,博士研究生。主要研究方向:计算流体力学飞行器气动设计。

Tel:010-82543842

E-mail: klgiantjack9517@gmail.com

康宏琳(1979—) 女,博士研究生。主要研究方向:计算流体力学、气动热预估。

丁海河(1976—) 男,博士研究生。主要研究方向:乘波飞行器的一体化设计及优化。

王发民(1947—) 男,研究员,博士生导师。主要研究方向:乘波飞行器的优化设计、高超声速流动的转捩、流动稳定性研究、气动优化设计。

Tel:010-82544013

E-mail: wangfin@imech. ac. cn

(责任编辑:刘振国)