

文章编号: 0258-1825 (2007) 01-0065-05

三角翼受迫俯仰滚转耦合运动的气动特性研究

郭迪龙¹, 杨国伟¹, 康宏琳², 王发民¹

(1. 中国科学院力学研究所高温气动重点实验室, 北京 100080;
2. 北京航空航天大学国家计算流体力学重点实验室, 北京 100083)

摘要:基于刚性动网格的技术, 选用 B-L 湍流模型, 利用有限控制体积法对 N-S 方程进行数值离散, 对 76° 后掠三角翼的受迫俯仰滚转耦合运动进行了数值模拟, 在此基础上, 对俯仰滚转耦合运动的气动力特性和流场结构进行了分析。计算结果表明: 俯仰滚转耦合运动时, 三角翼上表面的涡分布的非对称性将产生横侧方向的偏航力矩和滚转力矩, 滚转力矩和偏航力矩随着滚转振幅角和滚转缩减频率的增大而增大, 但对法向力影响不大。

关键词:三角翼; 气动特性; 受迫俯仰滚转耦合运动; 涡结构

中图分类号: V211.3 **文献标识码:** A

0 引言

在三角翼绕流这个典型流场环境中, 包含了丰富的空气动力学现象。这些现象的研究对空气动力学理论的发展和完善具有重大意义, 对提高现代飞行器性能具有重要价值。因此, 国内外大量学者对其进行了研究。Abdelhamid 研究了缩减频率对俯仰运动的影响, 发现缩减频率增加, 升力和阻力的峰值增大^[1]。Menzies 发现: 65° 三角翼在固定攻角下做有限振幅的滚转运动时升力系数有较大提高^[2]。Kandil 在模拟 65° 三角翼受迫俯仰滚转耦合运动时发现: 当滚转运动的缩减频率提高到 2 时, 涡的破裂将消除, 从而使升力有所提高^[3]。国内, 阎超等人对三角翼的数值模拟进行了综述^[4], 杨立芝和高正红研究了 76° 后掠三角翼做俯仰振荡时缩减频率对气动力的影响, 发现随着机翼俯仰加快, 机翼大迎角抵抗漩涡非对称破裂的能力增强^[5]。但对于大后掠三角翼, 随着迎角的增大, 三角翼将会出现“摇滚”这一现象^[6]。本文针对 76° 后掠三角翼进行了数值模拟, 研究受迫俯仰滚转耦合运动时滚转缩减频率和滚转振幅角对大后掠三角翼气动力特性的影响。

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 $q = ui + vj + wk$, $q_b = u_b i + v_b j + w_b k$ 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 方程组可写作:

$$\iiint \frac{\partial Q}{\partial t} d + \iint (F_c - \overline{Q} q_b - \overline{F}_v) \cdot dS = 0 \quad (1)$$

其中: \overline{Q} 为守恒型变量, \overline{F}_c 为对流项, \overline{F}_v 为粘性项, 其详细表达式参考文献[7]。

对流项采用带有熵修正的 Roe 格式。为了提高模拟的精度, 采用了 Osher Chakravarthy 限制器。粘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。

本文所用的外形为 76° 后掠三角翼, 根弦长为 735mm, 半展长为 180mm, 厚度为 5mm, 三角翼的旋转中心在对称轴距前缘 0.4m 处。文献[8、9]的研究发现: 计算网格的拓扑结构对计算结果有明显的影响。O 型网格由于引进了奇性轴, 可能使得解的质量下降, 故本文采用 C-H 型网格, 同时在翼面和涡核附近适当地进行了加密, 以便能更好地模拟流场。第一层网格距物面的距离为 10^{-5} 倍根弦长。沿弦向、周向及法向的网格点分布为 $88 \times 99 \times 80$ 。计算的来流条件为 $Ma = 0.8$, $Re = 1.37 \times 10^7$ (基于根弦长)。

* 收稿日期: 2005-05-11; 修订日期: 2005-12-09.

基金项目: 国家自然科学基金(10372106)资助项目.

作者简介: 郭迪龙(1977-), 男, 博士研究生, 研究方向: 非定常气动力和飞行器动稳定性研究.

2 程序的验证

为了验证程序的正确性,参照文献[10]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°后掠三角翼的俯仰运动。计算来流条件为: $Ma = 0.3, Re = 0.45 \times 10^6, \omega = 0.024t$ (t 为物理时间)。

从图1可以看出,程序能较好地模拟三角翼的俯仰运动。在迎角大于60°时,实验和计算相差比较大,这时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。

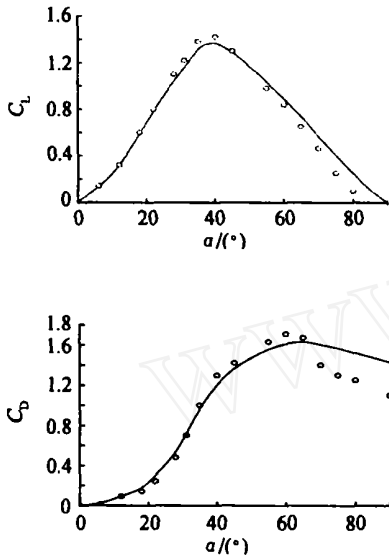


图1 升力和阻力系数随迎角的变化
Fig.1 Lift and drag coefficients vs. angle of attack

3 计算结果及分析

为了分析滚转振幅角对大后掠三角翼气动力的影响。本文对以下几种状态进行了数值模拟。

- Case1: $\alpha = 25^\circ + 5 \sin(3t), \gamma = 0^\circ$
- Case2: $\alpha = 25^\circ + 5 \sin(3t), \gamma = 5 \sin(3t)$
- Case3: $\alpha = 25^\circ + 5 \sin(3t), \gamma = 15 \sin(3t)$

式中: α 为迎角, γ 为滚转角, t 为物理时间。

由于计算一个状态所需机时较长,为了节约计算时间,每个状态仅计算4个周期,取第二、三周期的计算数据作为分析依据。

从图2可以看出:大后掠三角翼作受迫俯仰、滚转耦合运动时,在等缩减频率、相同迎角下,滚转振幅角分别0°、10°、15°时法向力系数和俯仰力矩系数几乎是一致的。这表明在大后掠三角翼的俯仰、滚转耦合运动中,俯仰运动对三角翼纵向气动力、力矩的贡献居于主导地位。滚转运动则贡献不大。随着滚转

振幅角的增大。滚转力矩和偏航力矩明显增大。这是因为:三角翼滚转运动时,翼上方涡的分布是非对称的,由于一侧机翼的前缘涡远离翼面,使该侧的涡升力下降,结果形成附加的滚转力矩和偏航力矩。同时,随着滚转振幅角的增大。涡的非对称性明显增强。从而使滚转力矩和偏航力矩也明显增大。

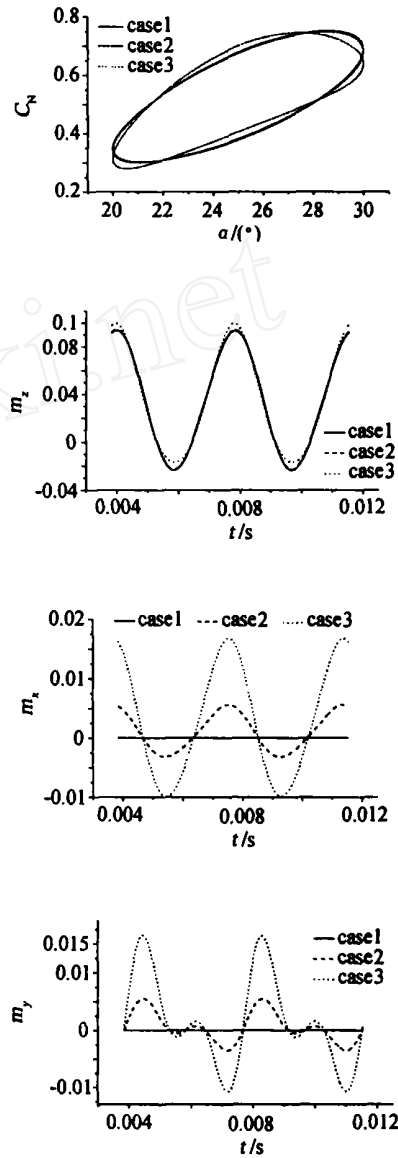


图2 不同滚转振幅角下法向力、力矩系数的变化特性
Fig.2 Coefficients of normal force and moment at different rolling amplitude

基于气动力、力矩的上述特性,对 Case3 这种耦合运动进行了解耦,把 Case3 分解为 Case1 和 Case4 两种运动,以研究小滚转角下的受迫俯仰滚转耦合运动是否可以线性求解。

$$\text{Case4: } \alpha = 25^\circ, \gamma = 15 \sin(3t)$$

解耦后所受到的法向力和俯仰力矩由 Case1 的法向力和俯仰力矩代替,所受到的滚转力矩由 Case 4 的滚转力矩代替。从图 3 可知,解耦后的法向力和俯仰力矩和耦合运动时相差不大,这再一次印证了前述的俯仰运动对三角翼纵向气动力、力矩的贡献居于主导地位。对于滚转力矩,由于解耦后的俯仰运动产生的流场结构是对称的,不产生滚转力矩。其滚转力矩主要是由三角翼在 25° 时作滚转运动产生的,因此滚转力矩有较大不同。

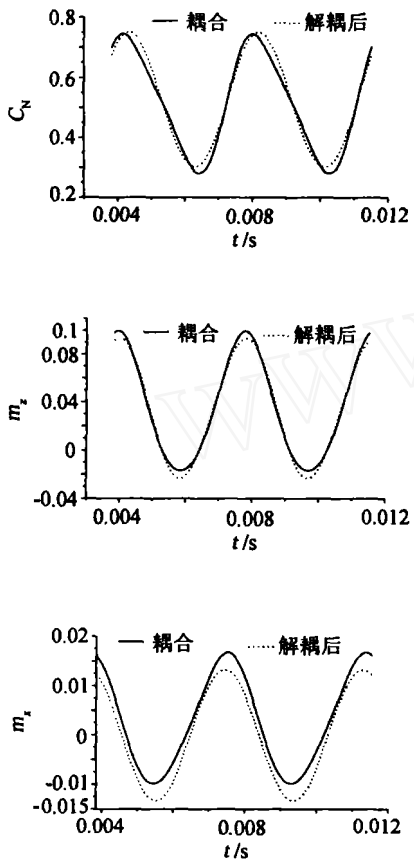


图 3 耦合运动与解耦后气动力、力矩的比较
Fig. 3 Comparison of aerodynamic force and moment between coupled motion and uncoupled motion

文献[2]的研究表明,对于后掠角为 65°、后缘削平的三角翼,当在给定迎角下做有限滚转振幅角的滚转时,三角翼的升力有较大的提高。为了研究滚转缩减频率对 76° 后掠、尖后缘三角翼气动力特性的影响,对两种迎角相同、不同滚转缩减频率的三角翼运动进行了数值模拟。

$$\text{Case5: } \alpha = 25^\circ, \delta = 5 \sin(3t)$$

$$\text{Case6: } \alpha = 25^\circ, \delta = 5 \sin(6t)$$

从图 4 可看出,滚转缩减频率增大,三角翼的法

向力系数和滚转力矩系数增大。但当滚转缩减频率为 6 时,法向力系数起初随时间的增加而增大,经过几个周期后逐渐达到周期性稳定,而在滚转缩减频率为 3 时法向力系数很快达到稳定。另外,从表 1 知道,当滚转缩减频率从 3 增加到 6 时,平均滚转力矩从 3.591E-4 增加到 7.524E-4,增加了 105.9%。平均法向力系数从 5.1489E-1 增加到 5.1933E-1,仅增加了 0.86%,这与文献[2]的升力增加了 19.5%有较大不同,原因可能是由于文献[2]所示三角翼外形滚转时消除了前缘涡破裂。故升力增加较大,而本文所示三角翼滚转时则未能消除前缘涡的破裂。从图 4 可知:在滚转角为零时,由于三角翼上表面涡分布的非对称性,三角翼受到滚转力矩的作用,滚转缩减频率越大,滚转力矩也越大。而且,滚转力矩的峰值并不出现在最大滚转角。这些现象都是由非定常流动的迟滞特性所带来的。

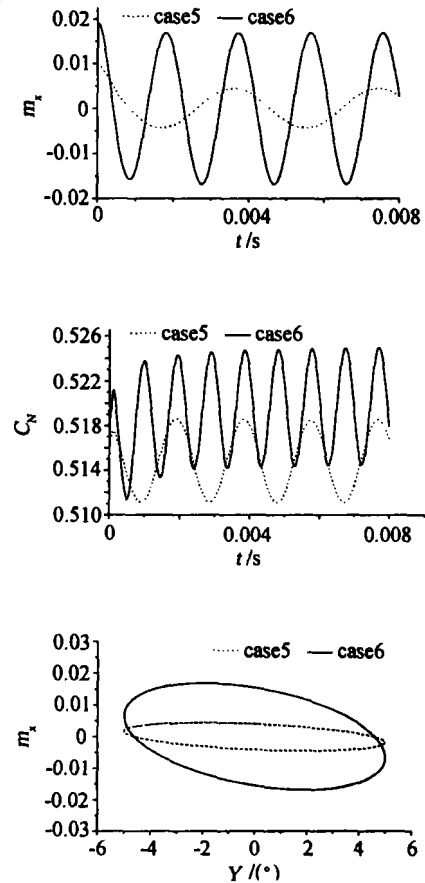


图 4 相同迎角下、不同滚转缩减频率的气动力、力矩变化特性
Fig. 4 Aerodynamic force and moment characteristic at different rolling reduced frequencies with the same angle of attack

表1 等迎角下平均法向力和滚转力矩系数

Table 1 Coefficients of mean normal force and rolling moment at the same angle of attack

	Case 5	Case 6
平均法向力系数	5.1489E-1	5.1933E-1
平均滚转力矩系数	3.591E-4	7.524E-4

根据文献[11],气动力对三角翼做的功定义为

E :

$$E = C_N d \phi \quad (2)$$

式中, ϕ 为滚转角, 如果 $E < 0$, 流场从三角翼上吸取能量, 表明流场有使三角翼运动稳定的效果。如果 $E > 0$, 则相反。取第三个运动周期作为分析依据。图5为法向力系数随滚转角的变化历程。用辛普森积分法在第三周期内对式(2)求解。从表2可看出在缩减频率为3和6时, 气动力对三角翼做功 $E > 0$, 这就是说, 这个周期内三角翼的运动是不稳定的, 如果在这个状态下让三角翼作滚转自激运动, 此时, 该运动会发散。

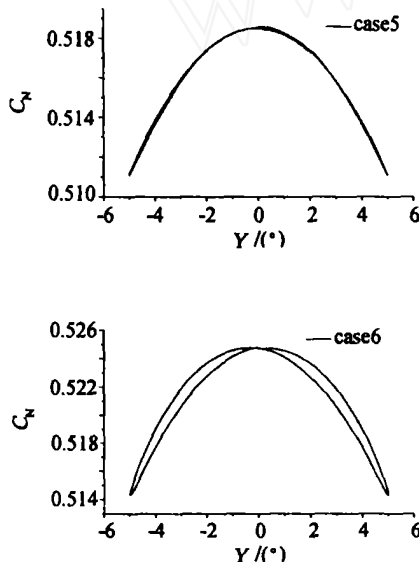


图5 法向力系数随滚转角的变化

Fig. 5 Coefficient of normal force vs. angle of rolling

表2 不同滚转缩减频率下气动力对三角翼做功

Table 2 The work of aerodynamic force done to the delta wing at different rolling reduced frequencies

	Case 5	Case 6
E	4.364E-2	8.539E-4

当俯仰和滚转耦合运动时, 对 Case1, Case2 及 Case7 三种不同滚转缩减频率的运动进行了数值模拟。

$$\text{Case7: } \alpha = 25^\circ + 5 \sin(3t), \quad \beta = 5 \sin(6t)$$

从图6可看出: 滚转缩减频率对三角翼的法向力系数和俯仰力矩系数影响也很小。但对于滚转力矩系数和偏航力矩系数影响较大。原因是滚转速度越快, 涡的非对称性越强, 产生的滚转力矩和偏航力矩增大。

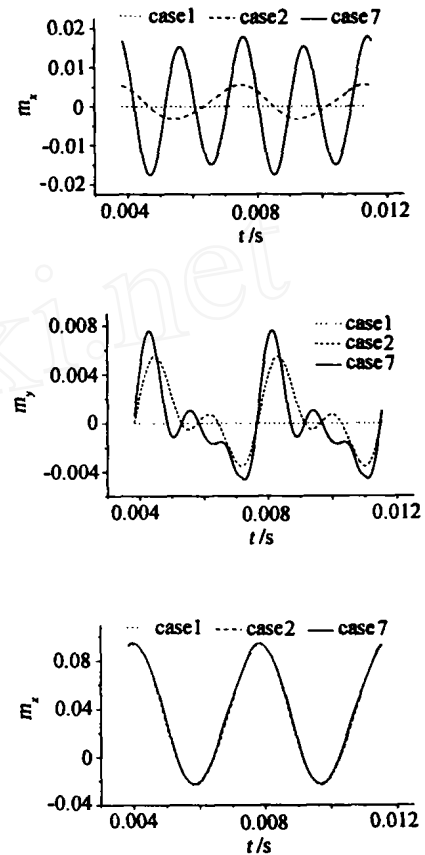


图6 不同滚转缩减频率时气动力随时间的变化

Fig. 6 Aerodynamic force vs. time at different reduced frequencies

4 结论

本文通过对三角翼七种不同运动状态的数值模拟, 重点讨论了滚转角和滚转缩减频率对76后掠、尖后缘三角翼作受迫俯仰滚转耦合运动时的气动力、力矩特性的影响, 得到了以下初步结论

(1) 俯仰滚转耦合运动时, 由于运动导致翼上表面涡的非对称性, 三角翼将受到偏航力矩的作用。

(2) 76后掠, 尖后缘三角翼俯仰滚转耦合运动时, 滚转角对三角翼纵向的气动力和力矩影响不大, 但对滚转力矩和偏航力矩影响很大。俯仰运动对于气动力的贡献居于主导地位。而滚转运动对横向的

气动力贡献大。

(3) 在小滚转角下,耦合运动解耦后,相应的法向力与俯仰力矩与耦合运动时相差不大,但滚转力矩有较大的差别。是否可以根据二维泰勒级数展开式中的 C 项作为耦合程度标准,将另文研究。

(4) 在迎角为 25° ,滚转缩减频率为 3 和 6 时,气动力对三角翼做正功,此时,三角翼是不稳定的。

(5) 滚转缩减频率对纵向气动力影响小,在较大的滚转缩减频率下,法向力要经过几个周期才能达到周期性的稳定。滚转缩减频率越大,滚转力矩和偏航力矩越大。

参 考 文 献:

- [1] YAHIA A ABDELHAMID, OSAMA A KADOL. Effect of reduced frequency on super maneuver delta wing [R]. AIAA-98-0415, 1998.
- [2] MENZIES M A, KANDIL O A, KANDIL H A. Forced rolling oscillation of a 65° delta wing in transonic vortex-breakdown flow[A]. 13th AIAA applied aerodynamics conference, sherton harbor island [C], San Diego C A, 1995:19-22.
- [3] OSAMA A KANDIL, MARGARET A MENZIES. Coupled rolling and pitching oscillation effects on transonic shock-induced vortex-breakdown flow of delta wing [R]. AIAA-96-0828, 1996.
- [4] 阎超,李亭鹤. 三角翼上分离及涡流的数值模拟[J]. 力学进展, 2001, 31(2): 227-244. (YAN C, LI T H. Computational simulation of separation and vortex upside a delta wing[J]. *Advances in Mechanics*, 2001, 31(2): 227-244.)
- [5] 杨立芝,高正红. 绕三角翼纵向俯仰大迎角气动特性计算研究[J]. 航空学报, 2003, 23(5): 414-416. (YANG L Z, GAO Z H. Numerical investigation of unsteady aerodynamic characteristics of pitching delta wing[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2003, 23(5): 414-416.)
- [6] JOSEPH KATZ. Wing / vortex interactions and wing rock[J]. *Progress in Aerospace Sciences*, 1999(35): 727-750.
- [7] 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]. [博士学位论文], 西安: 西北工业大学 2003. (XIAO Z X. Numerical simulation of N-S equation of complex flow-fields and the application of turbulence model [D]. Xi an: Northwestern Polytechnical University. 2003.)
- [8] 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 G, ZHOU Z. Grid influence in computing the high-alpha aerodynamics of delta wing[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2004, 22(4): 481-485.)
- [9] 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 P, ZHOU W. J. Numerical simulation of the flowfield over delta wing at high angle of attack[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1999, 20(3): 254-257.)
- [10] JARRAH M A. Unsteady aerodynamics of delta wings performing maneuvers to high angle of attack[D]. Stanford University. 1988.
- [11] GUOWEI YANG, XIYUN LU, Nonlinear analysis of dynamic stability and the prediction of wing rock[J]. *Journal of Aircraft*, 2002, 39(1): 84-90.

Study of aerodynamic characteristics of coupled-forced pitching and rolling of a delta wing

GUO Di-long¹, YANG Guo-wei¹, KANG Hong-ling², WANG Fa-ming¹

(1. Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamic, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China;

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

Abstract: Based on the rigid moving grid technique, the N-S equations with B-L turbulence model are dispersed with finite-volume scheme method. The movement of a coupled-forced pitching and rolling delta wing is investigated. The aerodynamic characteristics and flow-field are analyzed. The calculated results demonstrate the unsymmetrical vortex causes rolling moment and yawing moment. The rolling moment and yawing moment will augment with the rolling frequency and rolling amplitude increasing. The normal force will not be affected.

Key words: delta wing; aerodynamics characteristics; coupled-forced pitching and rolling motion; vortex structure