

文章编号: 1000-6893(2003)05-0414-03

绕三角翼纵向俯仰大迎角气动特性计算研究

杨立芝, 高正红

(西北工业大学 飞机工程系, 陕西 西安 710072)

Numerical Investigation of Unsteady Aerodynamic Characteristics of Pitching Delta Wings

YANG Li zhi, GAO Zheng-hong

(Department of Aircraft Engineering, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

摘要: 采用数值计算方法, 对三角翼从 0° 上仰至 90° 的动态流场结构进行了计算, 在此基础上, 对三角翼在上仰过程中受到横侧小扰动情况下的流场结构和气动力特性进行了计算研究。给出了三角翼纵向动态情况下的气动力系数变化, 特别是大迎角横侧力矩系数的变化特征, 并对受到横侧小扰动后横侧运动的稳定性进行了计算与分析。结果表明, 机翼的上仰运动延迟了机翼上翼面旋涡的破裂。同时, 随着机翼俯仰角速度的提高, 机翼抵抗旋涡非对称破裂的能力明显增强, 机翼运动的稳定性也明显提高。

关键词: 空气动力学; 旋涡运动; 数值计算; 大迎角

中图分类号: V211.41 文献标识码: A

Abstract: A numerical investigation of the structure of the vortical flowfield over a delta wing when undergoing a pitch up motion from 0° to 90° is presented here. Three dimensional Navier Stokes numerical simulations were carried out to predict the complex leeward side flow field characteristics that are dominated by the effect of the breakdown of the leading edge vortices. Two cases are considered to investigate the frequency effect on the flow field structure and aerodynamic loads for the delta wing. The lateral moments are more evident as the frequency decreases. Pitching motion with high frequency delays the vortex breakdown. Besides, the influences of a transient lateral disturbance on the lateral aerodynamics are researched. For lower frequency case, the lateral moment diverges even if the disturbance occurs at an angle of attack at which the vortex do not breakdown over the wing. As the frequency increases, the lateral moment has no evident change after the transient lateral disturbance occurs, and the lateral directional stability is more pronounced.

Key words: aerodynamics; vortex flow; computational method; high angle of attack

现代具有大后掠机翼的高机动性战斗机, 当迎角达到一定值时, 气流将从机翼前缘分离, 在上翼面形成集中涡。随着迎角的增加, 机翼涡不断增强, 当迎角超过一定限度后, 旋涡从稳定发展至不稳定, 直至从后缘开始破裂。因此当飞行迎角超过一定值后, 由于旋涡的不稳定性, 使得飞机在飞行过程中受到微弱扰动, 如飞行中带有小侧滑角或受到小的不对称干扰, 就可能导致机翼前缘涡的非对称破裂, 并由此产生较大的非操纵横侧力矩, 直接影响飞机的横航向品质。事实上, 飞机在作纵向大迎角机动飞行动作过程中, 带有小侧滑角或受到稍许的横侧扰动是不可避免的, 因此研究相关的流场结构并对相应的气动力进行定量分析, 对现代战斗机及其控制系统的设计是非常重要的。本文采用数值计算方法, 对三角翼以不

同俯仰角速度从 0° 上仰至 90° 的动态流场进行了计算, 并对受到横侧小扰动后横侧运动的稳定性进行了计算与分析。

1 数值计算方法

在笛卡尔坐标系下, 三维 N-S 方程的守恒形式可以写成

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{N}_x}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{N}_y}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{N}_z}{\partial z} = \frac{1}{Re} \left[\frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}_v}{\partial z} \right]$$

其中: $\mathbf{Q} = (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E)^T$

$$\mathbf{N}_x = (\rho u, \rho u^2 + p, \rho uw, \rho uv, \rho H u)^T$$

$$\mathbf{N}_y = (\rho v, \rho uv, \rho v^2 + p, \rho vw, \rho H v)^T$$

$$\mathbf{N}_z = (\rho w, \rho uw, \rho w^2 + p, \rho H w)^T$$

其中: $p, \rho, (u, v, w), E$ 和 H 分别为流场压力、密度、沿空间坐标方向的速度分量, 总内能和总焓。对于理想流体有

$$E = \frac{p}{(\gamma - 1)\rho} + \frac{1}{2}(u^2 + v^2 + w^2)$$

其中: γ 为比热比; $\mathbf{F}_v, \mathbf{G}_v, \mathbf{H}_v$ 为粘性项, 其详细

收稿日期: 2003-06-05; 修订日期: 2003-07-14
基金项目: 航空基础科学基金(99A53001); 西北工业大学博士学位论文创新基金资助项目
文章网址: <http://www.hkxb.net.cn/hkxb/2003/05/0414/>

表达式参考文献[1]。利用有限体积方法对上述方程组离散, 并采用 4 阶 Runge-Kutta 法进行时间推进求解。对于非定常流动而言, 计算过程中采用统一的最小时间步长, 为加快计算速度, 采用了变系数的残值光滑技术^[1]。

2 流场结构的分析方法

大后掠三角翼在稍大的迎角下, 翼面上的边界层沿机翼前缘分离, 其分离的自由剪切层不断卷起, 在翼面上方形成一对稳定的螺旋形集中涡。由于这一对旋涡的存在及其随机翼姿态角的特性变化, 将对机翼的气动力特性产生重要的影响^[2]。根据有关的理论与实验研究结果^[2]可知, 机翼前缘分离涡在结构上可以分成 3 个区域: 即旋涡的外层、涡核(旋涡的内层)、及位于两区之间的过渡层。在前缘分离涡的涡核内总压、静压都很低, 同时沿径向存在较大的逆压梯度^[2]。因此可以通过计算各流向截面的压强最低点的方法, 确定绕机翼前缘分离涡轴线的位置。

3 关于绕 76° 后掠角三角翼气动力特性计算

对绕 76° 后掠角尖锐前缘三角翼动态大迎角流场进行了计算。计算网格数为 102 × 90 × 76, 即纵向为 76 个网格, 径向为 90 个网格, 周向为 102 个网格。三角翼从 0° 上仰至 90°, 其运动形式为 $\alpha = kt$ 。上仰时转轴位置在 $x/c = 0.57$ 处。计算来流 Ma 数为 0.3, 雷诺数 Re 为 1.61×10^6 。

分别对俯仰角速度 $k = 0.024$ 和 $k = 0.1$ 情况下的动态流场进行了计算, 升力和阻力系数计算结果如图 1、图 2 所示。图中所示实验值^[3] 为 $k = 0.024$ 的实验值。同时, 图中给出了计算所得的静态值以作比较。对于 $k = 0.024$ 情况, 计算结果与实验结果基本符合。阻力系数在迎角超过 60° 之后, 计算结果高于实验值, 这主要是由于此时机翼背风涡已完全破裂, 造成计算结果出现误差。由计算结果可以看出, 升力和阻力系数随俯仰角速度的增加而增大。当机翼以很低的角速度向上俯仰时, 相应的动态升力和阻力系数在迎角小于 30° 的范围内与静态值很接近, 在迎角大于 30° 之后, 动态升力和阻力系数较静态值有所增加。由升力系数曲线可看出, 当 $k = 0.1$ 时, 对应于升力系数最大值的迎角超出静态结果约 10°。这说明由于机翼上仰运动的非定常影响, 延迟了绕机翼背风旋涡的破裂, 同时, 随着俯仰角速度的增加, 这种非定常效应也增强。

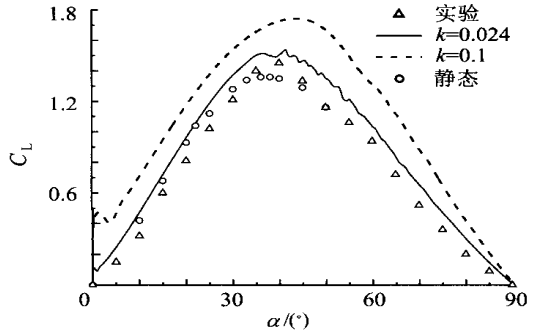


图 1 不同俯仰角速度下升力系数随迎角变化

Fig. 1 Lift coefficients vs. α at different frequencies

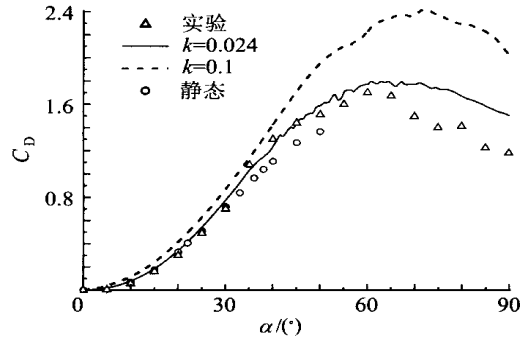


图 2 不同俯仰角速度下阻力系数随迎角变化

Fig. 2 Drag coefficients vs. α at different frequencies

图 3 给出了滚转力矩系数随迎角的变化曲线。当 $\alpha > 40^\circ$ 后, 对于 $k = 0.024$ 情况, 开始出现较大的滚转力矩, 且该力矩随迎角呈现出正负交替的随机变化的现象, 说明此时机翼背风分离旋涡出现非对称的旋涡破裂。而对于 $k = 0.1$ 情况, 直到迎角 α 超过 70° 后, 才出现非常小的滚转力矩, 说明随着机翼俯仰加快, 机翼大迎角抵抗旋涡非对称破裂的能力增强。图 4 给出了 $\alpha = 36^\circ$ 时, 不同偏迎角速度下旋涡轴线处的压力系数沿流向的变化曲线。可以看到, 机翼在上仰过程中, 旋涡轴线处的压力系数在机翼顶点附近呈现为顺压梯度, 达到最小压力值后, 沿轴线呈一定逆压梯度发展, 随着流动的进一步发展, 旋涡轴线处的压力

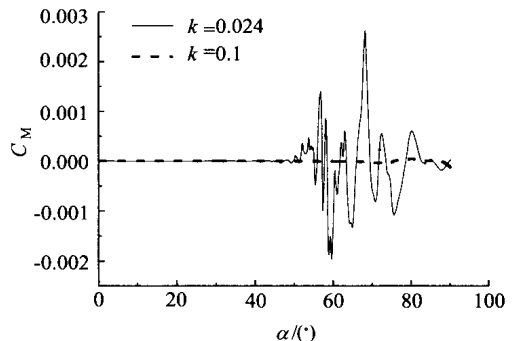


图 3 不同俯仰角速度下滚转力矩系数随迎角变化

Fig. 3 Rolling moment coefficients vs. α

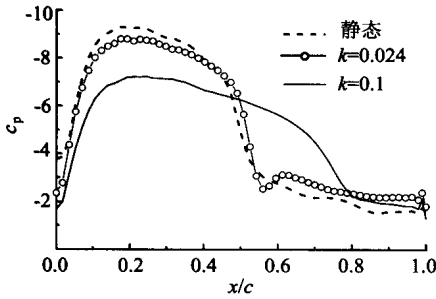


图4 不同俯仰角速度下旋涡轴线处压力系数比较图

Fig. 4 Pressure coefficients at the vortex center

系数在某一位置迅速增加, 此时很强的逆压梯度将引发旋涡破裂。由于机翼上仰运动降低了旋涡轴线处的最小压力系数峰值, 同时舒缓了之后的逆压梯度, 从而延迟了旋涡的破裂。这种非定常效应随着机翼上仰速度的提高而增强。从图中可明显看出, 对于 $k = 0.024$ 情况, 旋涡破裂位置接近于静态值, 而对于 $k = 0.1$ 情况, 旋涡破裂位置则明显滞后。

为了对机翼大迎角俯仰运动的稳定性进行研究, 本文对机翼在上仰运动过程中, 受到微弱横侧扰动后横侧力和力矩的变化进行了计算和分析。图5给出机翼在 $\alpha = 22^\circ$ 时加入瞬时小扰动后滚

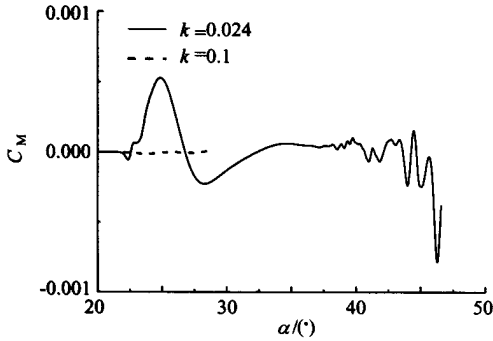


图5 当 $\alpha = 22^\circ$ 时加入瞬时扰动后滚转力矩系数的变化

Fig. 5 The disturbance occurs at $\alpha = 22^\circ$

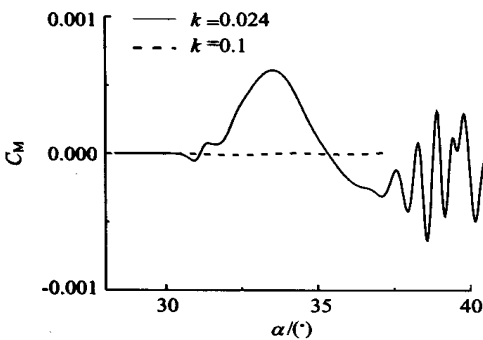


图6 当 $\alpha = 30^\circ$ 时加入瞬时扰动后滚转力矩系数的变化

Fig. 6 The disturbance occurs at $\alpha = 30^\circ$

转力矩系数的变化曲线。对 $k = 0.024$ 情况, 当受到小扰动后, 滚转力矩首先呈收敛趋势, 但是当迎角超过 35° 之后, 非常微弱的非对称扰动又会诱发新的滚转力矩发散。而对于 $k = 0.1$ 情况, 当受到小扰动后, 滚转力矩几乎没有发生变化。图6给出了机翼在 $\alpha = 30^\circ$ 时加入小扰动后滚转力矩系数的变化曲线。在受到扰动后, 对 $k = 0.024$ 情况, 滚转力矩随着迎角的变化呈发散趋势。对 $k = 0.1$ 情况, 滚转力矩则没有发生明显的变化。该结果说明, 随着机翼上仰速度的提高, 机翼运动的稳定性明显提高, 同时也说明机翼在上仰过程中, 若俯仰角速度较低, 即使在旋涡未在翼面上方破裂的情况下受到瞬时的横侧扰动, 也可能会由于未完全衰减的扰动运动激发, 引起旋涡的非对称破裂, 从而导致横侧力矩发散, 其横侧运动是不稳定的。

参 考 文 献

[1] Gao Z H. Unconditional stable solutions of the Euler equations for two and three d wings in arbitrary motion [J]. Applied Mathematics and Mechanics (English Edition), 1995, 16 (12): 1209- 1220.

[2] 刘谋信, 吕志咏, 丘成昊, 等. 边条翼与旋涡分离流[M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1988. (Liu M J, Lu Z Y, Qiu C H, et al. Strake wing and vortical separated flow [M]. Beijing: Beijing Institute of Aeronautics Press, 1988.)

[3] Abdelhamid Y A, Kandil O A. Effect of reduced frequency on super maneuver delta wing[R]. AIAA 98 0415, 1998.

作者简介:



杨立芝(1972-) 女, 辽宁沈阳人, 西北工业大学飞机工程系, 飞行器设计专业, 博士研究生, Email: yang_l_z@hotmail.com



高正红(1961-) 女, 山东牟平人, 西北工业大学飞机工程系教授, 博士生导师, Email: zgao@nwpu.edu.cn

(责任编辑: 吴小勇)