

文章编号: 1000-0887(2005) 06_0734_09

三角翼大迎角流场结构和气动力特性的计算分析研究^{*}

杨立芝, 高正红

(西北工业大学 飞机工程系, 西安 710072)

(周恒推荐)

摘要: 采用数值计算方法对亚音速三角翼纵向及带有小侧滑和横侧小扰动情况下的流场结构进行了计算, 利用数值计算所得到的大迎角流动流场数据, 结合相关的实验研究结果, 建立了对大迎角旋涡流场结构进行定量分析的方法。给出了三角翼大迎角情况下相应的气动力、力矩系数, 以及机翼前缘分离涡轴线位置和旋涡破裂位置随迎角的变化规律, 并对带有小侧滑和横侧小扰动情况下对横侧力矩的影响进行了计算与分析。计算结果表明, 在前缘分离涡破裂前的上游旋涡区内, 前缘分离涡轴线基本保持为直线, 且随着迎角增加, 前缘分离涡轴线位置愈靠近翼根, 并远离翼面; 在前缘分离涡破裂的初始阶段, 于旋涡轴线处, 压力系数会迅速增加, 沿涡轴线方向速度迅速减小, 在垂直于流向的截面内, 愈靠近涡轴线处, 沿涡轴线方向速度愈小, 甚至出现负值, 说明沿涡轴线方向出现回流。当绕机翼上表面前缘分离涡破裂后, 将会导致横侧运动不稳定, 如果受到小扰动, 将产生横侧力矩发散。

关键词: 数值计算; 大迎角; 旋涡运动

中图分类号: V211.41 文献标识码: A

引言

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, 如果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分别对绕 65° 和 70° 后掠角尖锐前缘三角翼纵向及带有小侧滑和横侧小扰动情况下的流场结构进行了计算, 利用数值计算所得到的大迎角流动流场数据, 结合相

* 收稿日期: 2003_03_02; 修订日期: 2005_03_12

基金项目: 航空基础科学基金资助项目(99A53001)

作者简介: 杨立芝(1972—), 女, 博士(E-mail: yanglizhi1972@hotmail.com);

高正红(1961—), 教授(联系人, Tel: + 86_29_88495971; E-mail: zgao@nwpu.edu.cn)。

关的实验研究结果,建立了对大迎角旋涡流场结构进行定量分析的方法,给出了三角翼大迎角情况下相应的气动力、力矩系数,以及机翼前缘分离涡轴线位置和旋涡破裂位置随迎角的变化规律,并对带有小侧滑和横侧小扰动情况下对横侧力矩的影响进行了计算与分析。

1 数值计算方法

1.1 控制方程

在笛卡尔坐标系下,三维 N_S 方程的守恒形式可以写成:

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial N_x}{\partial x} + \frac{\partial N_y}{\partial y} + \frac{\partial N_z}{\partial z} = \frac{1}{Re} \left[\frac{\partial \mathbf{F}_v}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}_v}{\partial y} + \frac{\partial \mathbf{H}_v}{\partial z} \right], \quad (1)$$

其中

$$\begin{aligned} \mathbf{Q} &= (\rho, \rho u, \rho v, \rho w, \rho E)^T, \\ N_x &= (\rho u, \rho u^2 + p, \rho uw, \rho uv, \rho Hu)^T, \\ N_y &= (\rho v, \rho vw, \rho v^2 + p, \rho wv, \rho Hv)^T, \\ N_z &= (\rho w, \rho wv, \rho wv, \rho w^2 + p, \rho Hw)^T, \end{aligned}$$

这里, p 、 ρ 、 (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:

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

其中 γ 为比热比。同时有 $H = E + p/\rho$ 。 Re 为雷诺数, \mathbf{F}_v 、 \mathbf{G}_v 、 \mathbf{H}_v 为粘性项,其详细表达式见参考文献 [1]。

1.2 边界条件

- 1) 物面边界条件: 在物面上采用无滑移的绝热壁面条件;
- 2) 远场边界条件: 应用特征边界条件进行处理^[1]。

1.3 数值计算方法

本文利用 Jameson^[2] 等提出的显式有限体积方法对方程组 (1) 离散并求解,为此可先将方程组 (1) 改写成空间由任意曲面 $\partial \Omega$ 包围的有限体积 Ω 下的积分形式:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{Q} dV + \iint_{\partial \Omega} N_E \cdot \mathbf{n} dS - \frac{1}{Re} \iint_{\partial \Omega} N_v \cdot \mathbf{n} dS = 0, \quad (3)$$

其中

$$\begin{aligned} N_E &= N_x \mathbf{i} + N_y \mathbf{j} + N_z \mathbf{k}, \\ N_v &= F_v \mathbf{i} + G_v \mathbf{j} + H_v \mathbf{k}. \end{aligned}$$

将方程 (3) 应用于所选用的网格系统,进行空间离散,并采用四阶 Runge_Kutta 法进行时间推进求解^[2]。计算过程中使用了当地时间步长、焓阻尼修正、隐式残值光顺及人工粘性等加速收敛技术^[1]。

为了求解方程 (3),本文通过保角变换方法生成所需要的计算网格。

2 流场结构的分析方法

2.1 机翼前缘分离涡轴线位置的确定

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,最后在翼面上方形成一对稳定的螺旋形集中涡。此涡面的一端与机翼的前缘相连,另

一端则卷成涡量集中的涡核。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^[3]。

根据有关的理论与实验研究结果分析^[3]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^[3~5]。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。

2.2 机翼前缘分离涡破裂位置的确定

旋涡破裂是流体动力学中重要的现象之一。在大后掠三角翼的绕流中,当机翼迎角超过某一值时,在前缘分离涡的涡核内,轴线方向速度会突然减速,以至形成驻点,其后的一个有限区域内呈回流状态,驻点后的涡核膨胀或呈螺旋型扭曲,其下游流场表现为脉动很强的湍流^[3]。由于机翼前缘分离涡破裂对机翼的气动力特性影响很大,国内外对这一现象的研究已作了大量工作^[3~11],并且采用理论计算^[5,8]、试验观察^[7,8]等各种方法,希望准确预测前缘分离涡的破裂位置。尽管这些预测方法是有理论依据的,但所预测的结果即使对于同一模型而言也存在着一定的差别,其原因之一在于所采用的旋涡破裂位置的具体判据不同,原因之二在于旋涡破裂位置存在非定常波动现象。在文献[3]中,根据实验结果,将旋涡破裂区分为3个区域:(a)轴线方向速度减速区,它位于回流区的上游,旋涡轴线方向速度沿涡轴线方向减小得很快,在本文中将旋涡轴线处沿涡轴线方向速度迅速减小的点确定为涡破裂位置;(b)回流区,在该区内的流动是有规则的非定常低频脉动;(c)旋涡轴线方向流动的恢复区,在该区内是脉动量较大的湍流流动区。

3 机翼前缘分离涡的结构计算与分析

本文分别对绕 65° 和 70° 后掠角尖锐前缘三角翼大迎角流场进行了计算。计算模型条件如下:

70° 后掠角三角翼模型 采用与文献[5]基本相同的模型。计算网格数为 $102 \times 90 \times 76$,即纵向为76个网格,径向为90个网格,周向为102个网格。图1给出了表面网格和流向截面网格图。

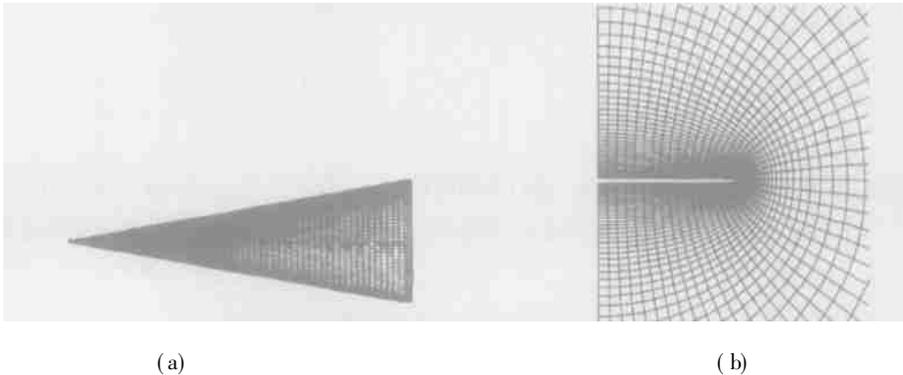


图1 表面网格和流向截面网格图

65° 后掠角切尖三角翼模型 计算模型采用 65° 后掠、尖前缘三角翼,带15%的后板。机翼剖面形状为NACA64A005,并从最大厚度点用双圆弧修形构成尖前缘。计算网格数为 $102 \times 48 \times 76$ 。

3.1 关于绕 70°后掠角三角翼大迎角流场特性的计算与分析

为了对数值计算方法进行验证,本文首先对绕 70°后掠角三角翼不同迎角的流场及其气动力特性进行了计算,其中来流 Ma 数为 0.3, 雷诺数 Re 为 1.0×10^6 . 图 2(a) 给出了静态升力系数 C_L 对迎角 α 的曲线图,在迎角小于 30° 时计算值与实验值^[5]符合良好,当迎角 $\alpha \geq 35^\circ$ 以后,计算结果较实验值偏高;图 2(b) 给出了静态阻力系数 C_D 对迎角 α 的曲线图,由于缺少实验结果,因而此图只给出了计算结果.

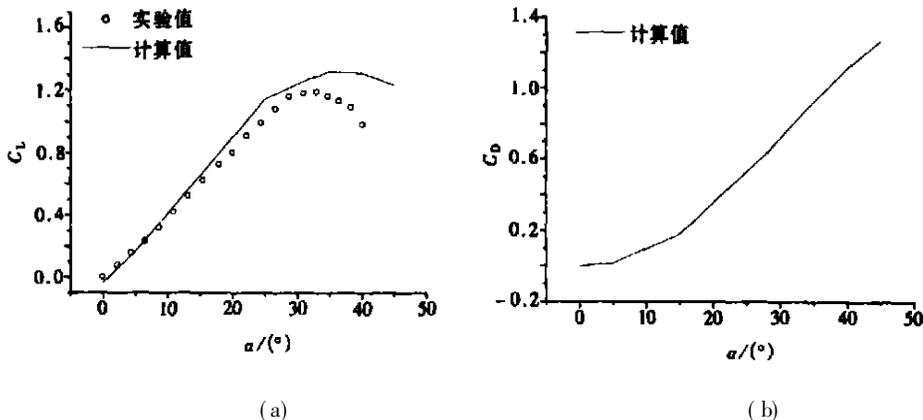


图 2 升力系数 C_L 和阻力系数 C_D 随迎角 α 的变化

在此基础上,根据上述流场结构分析方法,利用数值计算所得的流场结果,对机翼前缘分离涡的特性进行了分析研究.图 3 为迎角 $\alpha = 30^\circ$ 时,计算所得的机翼前缘分离涡轴线位置与实验结果^[5]的比较图.可以看到,计算所得的涡轴线从翼尖开始发展,前一阶段基本呈现为直线,且与实验结果吻合良好.但在旋涡破裂后的阶段,计算所得涡轴线显著改变,不再为直线,由于此时流场本身的非正常特征,因而失去了与实验值比较的意义.

图 4 给出了不同迎角下的机翼前缘分离涡轴线位置,可以看出,随着迎角增加,旋涡轴线位置愈靠近翼根,并远离翼面.当迎角大于 40° 以后,计算涡轴线不再有直线,说明旋涡已完全破裂.

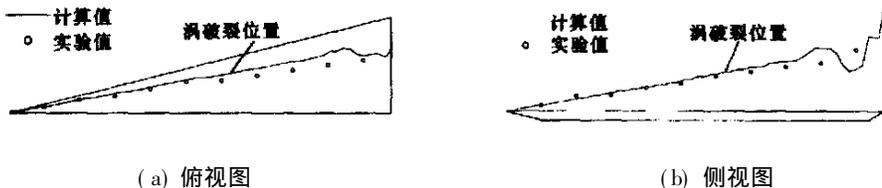


图 3 前缘分离涡轴线位置($\alpha = 30^\circ$)

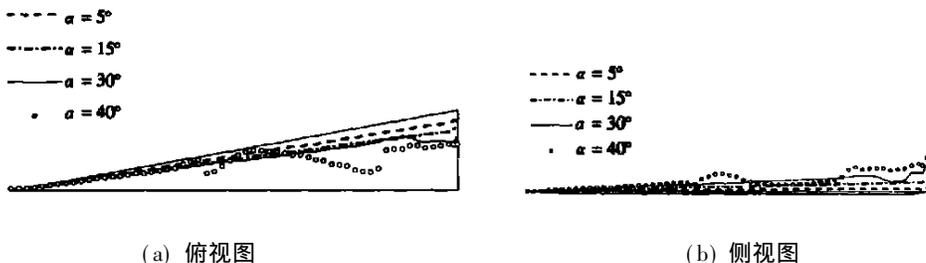


图 4 不同迎角下的翼前缘分离涡轴线位置

图5给出了不同迎角情况下,旋涡轴线处的压力系数 C_p 沿流向的变化曲线。可以看出,压力系数 C_p 随迎角的增加而减小。当迎角超过 25° 以后,在机翼顶点附近,压力系数沿流向呈现为顺压梯度,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,旋涡轴线处的压力系数在旋涡破裂位置迅速增加,说明此时很强的逆压梯度引发旋涡破裂。

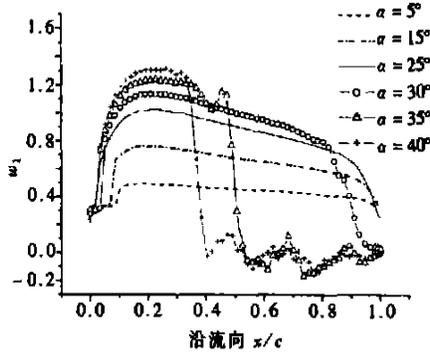
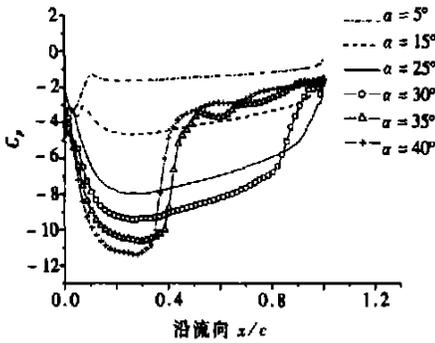
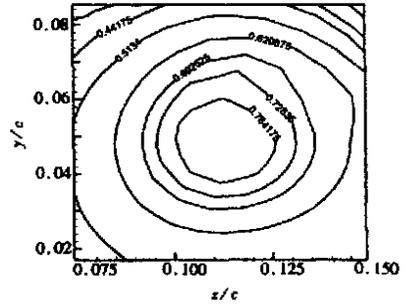


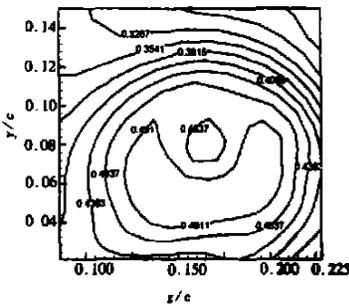
图5 涡轴线处压力系数 C_p 沿流向变化曲线

图6 涡轴线处轴向速度沿流向变化曲线

为了对旋涡流动的稳定性与其破裂关系进行进一步的研究,根据文献[6]的研究结果,本文对沿旋涡轴向流动速度 w_1 的变化规律进行了分析。图6给出了旋涡轴线处轴线方向速度 w_1 沿流向的变化曲线。由该结果可知,当迎角小于 25° 时,旋涡轴线方向速度随迎角的增加而增加。在机翼顶点附近旋涡轴线方向速度沿流向增加,而后沿流向减小,由于此时质量速度 $\lambda < 0$,说明旋涡是不稳定的^[6]。将该结果与图5比较,可以看出,此时由于逆压梯度的影响,导致旋涡的不稳定,但并没有使旋涡在机翼上方产生破裂。当迎角达到 30° 以后,由于轴向逆



(a) 涡破裂区域上游截面



方向速度趋近于不同的极值, 甚至出现负值, 说明沿涡轴线方向出现回流。

图 8 给出了本文计算所得涡破裂位置随迎角的变化曲线。可以看到, 计算结果与实验结果^[5]的趋势基本相同, 当迎角为 26.5° 以下时, 旋涡破裂位置未达到机翼后缘, 而当迎角超过 26.5° 时, 旋涡破裂位置迅速超过机翼后缘, 在翼面上方破裂, 这主要是由于: 一方面此时的旋涡极其不稳定, 另一方面旋涡在后缘处受到尾涡的影响。

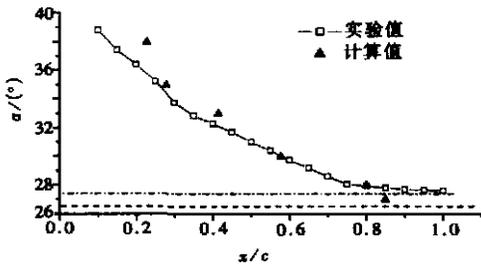
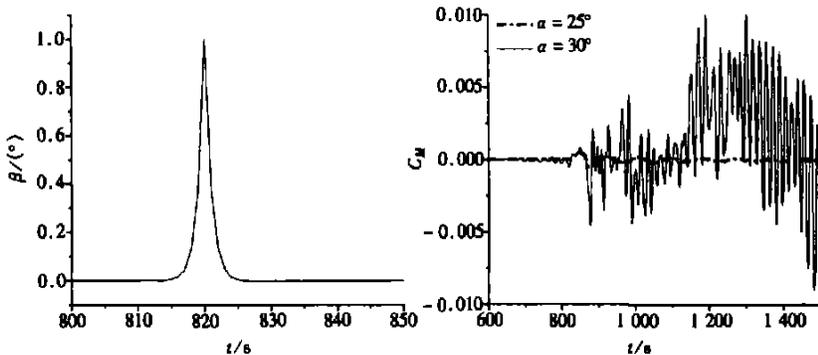


图 8 涡破裂位置

3.2 关于绕 65° 后掠角切尖三角翼大迎角流场及气动力特性的计算与分析

为了进一步分析绕大后掠三角翼流场及旋涡稳定性特性, 本文对绕 65° 后掠三角翼大迎角流动进行了计算分析, 得出了与前面类似的结论。在此基础上, 针对不同情况下的气动力、力矩变化进行了计算分析。计算 Ma 数为 0.5, 雷诺数 Re 为 1.61×10^6 。

图 9 给出了稳态下迎角 25° 和 30° 时, 机翼受到瞬时的横侧扰动后滚转力矩系数的变化。当迎角 $\alpha = 25^\circ$ 时, 受到小扰动后, 滚转力矩系数的变化不大, 且呈收敛趋势; 而当迎角 $\alpha = 30^\circ$ 时, 受到小扰动后, 滚转力矩系数起初变化不大, 但是这种变化随着时间的推移, 呈发散趋势。该结果说明, 当机翼上表面旋涡破裂后, 其横侧运动是不稳定的。为了进一步研究大迎角条件下横侧流动的影响, 本文对带小侧滑 $\beta = -2^\circ$ 情况流场进行了计算与分析。



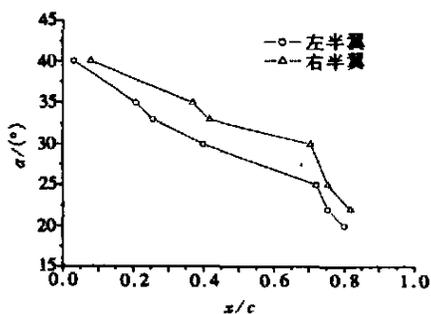
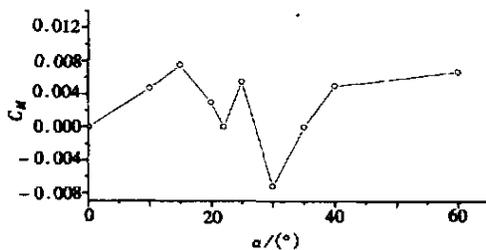
(a) 瞬时横侧扰动 (b) 滚转力矩系数的变化

图 9 瞬时扰动及加入瞬时扰动后滚转力矩系数的变化

图 10 给出了不同迎角下, 计算所得的不同流向截面表面压力系数 C_p 沿展向 η 的变化曲线。这里 Z 为在某一流向位置处, 机翼前沿的 z 坐标的绝对值。可看到, 在流向截面 $x/c = 0.3$ 处, 压力系数随迎角的增加而减小, 说明在迎角 30° 以内, 左、右半翼的旋涡破裂位置都未达到 $x/c = 0.3$ 处, 且左半翼压力系数略低于右半翼, 如图 10(a) 所示; 由图 10(b)、(c) 可以看出, 当迎角大于 20° 时, 由于侧滑流动的影响, 使得左半翼上表面旋涡首先从后缘开始破裂, 且随着迎角的增加, 破裂区域迅速向前拓展。

图 11 给出了 $x/c = 0.6$ 处的流向截面内, 旋涡轴线方向速度等值线图, $\alpha = 30^\circ, \beta = -2^\circ$, 可以明显看出, 左半翼旋涡已经破裂, 右半翼旋涡没有破裂。

图 12 进一步给出了不同迎角下, 计算所得左、右半翼涡破裂位置随迎角的变化曲线。可以看到, 由于侧滑角的存在对左、右半翼流场的影响, 使得右半翼旋涡破裂位置明显滞后于左

图 12 涡破裂位置 ($\beta = -2^\circ$)图 13 滚转力矩系数 C_M 随迎角 α 的变化 ($\beta = -2^\circ$)

4 结 论

采用有限体积方法对 65° 和 70° 后掠角三角翼纵向及带有小侧滑角和横侧小扰动情况下的流场及气动力特性进行了计算, 并得出以下结论:

- 在涡破裂前的上游旋涡区内: (a) 旋涡轴线保持为直线, 且随着迎角增加, 旋涡轴线位置愈靠近翼根, 并远离翼面; (b) 在涡轴线处, 当出现逆压梯度的同时, 涡轴线方向速度沿流向逐渐减小, 此时 $\lambda < 0$, 旋涡是不稳定的, 有可能发生破裂; (c) 在垂直于流向的截面内, 愈靠近涡轴线处, 沿涡轴线方向速度愈大。在旋涡破裂区内: (a) 在旋涡破裂的初始阶段, 于旋涡轴线处, 压力系数会迅速增加, 沿涡轴线方向速度迅速减小; (b) 在垂直于流向的截面内, 愈靠近涡轴线处, 沿涡轴线方向速度愈小, 甚至出现负值, 说明沿涡轴线方向出现回流。

- 当绕机翼上表面旋涡破裂后, 将会导致横侧运动不稳定, 如果受到小扰动, 将产生横侧力矩发散。

- 当来流迎角大于一定值后, 绕机翼的旋涡会完全破裂, 由旋涡破裂导致的横侧运动不稳定现象也将逐渐消失。

致谢: 本文作者感谢西北工业大学博士学位论文创新基金的资助。

[参 考 文 献]

- [1] 高正红. 关于绕任意机翼非正常流动的一种无条件稳定的欧拉方程解[J]. 应用数学和力学, 1995, 16(12): 1123—1134.
- [2] Jameson A, Schmidt W, Turkel E. Numerical solutions of the Euler equations by finite volume methods using Runge_Kutta time stepping scheme[R]. AIAA Paper 81_1259, 1981.
- [3] 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.
- [4] Fujii K, Schiff L B. Numerical simulation of vortical flows over a strake_delta wing[J]. AIAA J, 1989, 27(9): 1153—1162.
- [5] Agrawal S, Barnett R M, Robinson B A. Numerical investigation of vortex breakdown on a delta wing[J]. AIAA J, 1992, 30(3): 584—591.
- [6] 张涵信. 旋涡沿轴线的非线性分叉[J]. 空气动力学学报, 1994, 12(3): 243—250.
- [7] Soltani M R, Bragg M B. Early vortex breakdown on a delta wing in pitch[J]. AIAA J, 1993, 31(12): 2283—2249.
- [8] Morton S A, Forsythe J R. Analysis of delta wing vortical substructures using detached_eddy simula-

- tion[R]. AIAA Paper, 2002_2968, 2002.
- [9] 林炳秋. 细长三角翼前缘分离涡破裂特性计算方法[J]. 空气动力学学报, 1985, 3(3): 63—71.
- [10] Abdelhamid Yahia A, Kandil Osama A. Effect of reduced frequency on super maneuver delta wing [R]. AIAA Paper 98_0415, 1998.
- [11] Rusak Z, Lamb D. Prediction of vortex breakdown in leading edge vortices above slender delta wings [R]. AIAA Paper 98_2860, 1998.

Computation of Field Structure and Aerodynamic Characteristics of Delta Wings at High Angles of Attack

YANG Li_zhi, GAO Zheng_hong

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

Abstract: A numerical investigation of the structure of the vortical flowfield over delta wings at high angles of attack in longitudinal and with small sideslip angle is presented. Three dimensional Navier-Stokes numerical simulations were carried out to predict the complex leeward side flowfield characteristics that are dominated by the effect of the breakdown of the leading edge vortices. The methods that analyze the flowfield structure quantitatively were given by using flowfield data from the computational results. In the region before the vortex breakdown, the vortex axes are approximated as being straight line. As the angle of attack increases, the vortex axes are closer to the root chord, and farther away from the wing surface. Along the vortex axes, as the adverse pressure gradients occur, the axial velocity decreases, that is λ is negative, so the vortex is unstable, and it is possible to breakdown. The occurrence of the breakdown results in the instability of lateral motion for a delta wing, and the lateral moment diverges after a small perturbation occurs at high angles of attack. However, after a critical angle of attack is reached, the vortices breakdown completely at the wing apex, and the instability resulting from the vortex breakdown disappears.

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