

文章编号: 1000_0887(1999)08_0835_12

绕振动机翼非定常气动力迟滞特性的模拟研究*

高正红

(西北工业大学 飞机工程系, 西安 710072)

(钱伟长推荐)

摘要: 利用数值模拟方法开展了机翼在不同条件下, 由于俯仰振动引起的非定常气动力迟滞特性的模拟计算研究。根据有限体积方法对非定常欧拉方程进行数值求解, 以确定相应问题的流场及气动力特性; 同时, 分别以具有 NACA_0012 翼型的矩形机翼和带有 65° 后掠角的三角翼为例, 研究了机翼绕不同转轴或以不同频率振动的非定常气动力迟滞特性。

关键词: 非定常流动; 迟滞特性; 大迎角; 旋涡流动

中图分类号: O355; V211.41 文献标识码: A

引 言

为了进一步提高战斗机的作战能力, 要求新一代战斗机要有更强的机动性, 特别是必须具备过失速机动特性^[1~2]。当飞机在极短的时间内进行大幅度的机动飞行时, 作用于飞机上的气动力亦随时间变化, 即所谓的非定常气动力。由于非定常气动力的迟滞特性, 使得气动升力面快速振动时, 可以获得较大的升力增益。因此当飞机进行过失速机动操纵时, 飞机将受到非定常气动力的影响^[3]。为此, 深入研究非定常气动力的机理问题, 对新一代战斗机设计将具有非常重要的价值。

近年来, 许多实验和计算结果都表明, 当升力面在低速或高速流场内俯仰振动时, 绕升力面的流场及气动力在其上仰和下俯相同迎角瞬间是不同的^[3]。由于非定常迟滞效应引起的这种不同将受到许多因素的影响, 如升力面振动频率、振幅及振动转轴位置等。本文在无粘流的前提下, 利用数值模拟方法分别以 NACA_0012 为翼型的矩形机翼和带有 65° 后掠角三角翼为例, 对机翼在流场内以不同的振动频率、振幅及不同位置轴振动的非定常气动力特性进行了计算研究, 给出了一些有价值的结果。

1 基本方程

利用欧拉方程可以开展定常与非定常无粘流动的研究。在笛卡尔坐标系下, 三维欧拉方程的守恒形式可以写成:

* 收稿日期: 1997_01_20; 修订日期: 1998_12_15

作者简介: 高正红(1960~), 女, 教授, 博士, 博士生导师。

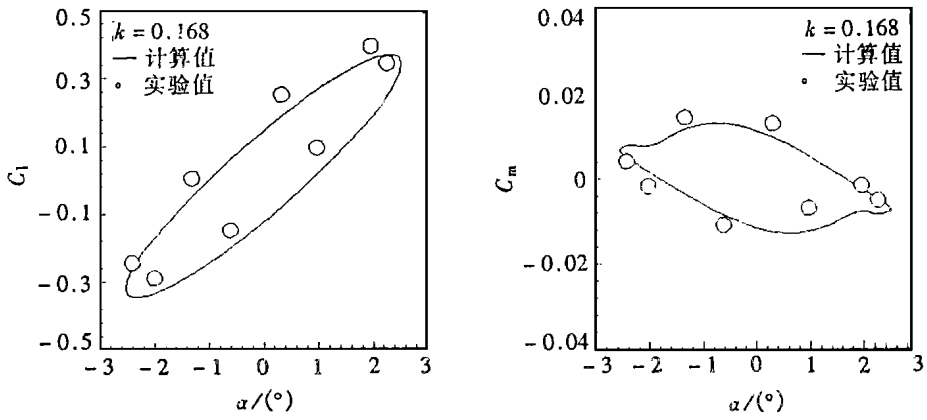


图1 NACA_0012翼型在 $M_\infty = 0.755$ 流场中以 $\alpha_m = 0.016^\circ$, $\alpha_0 = 2.5^\circ$, $k = 0.168$ 俯仰振动的非定常升力与力矩系数随迎角的变化

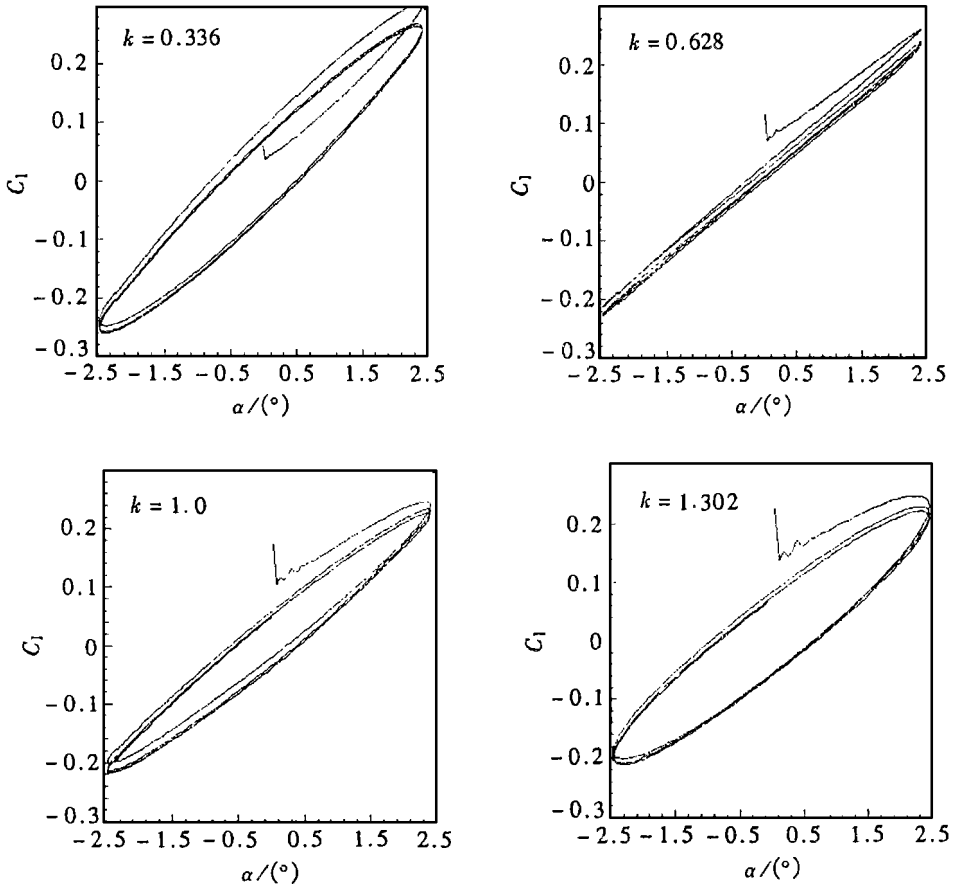


图2 NACA_0012翼型在 $M_\infty = 0.755$ 流场中以 $\alpha_m = 0^\circ$, $\alpha_0 = 2.5^\circ$, 绕其前缘 ($x/c = 0$) 以不同频率俯仰振动的非定常升力系数随迎角的变化

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial N_x}{\partial x} + \frac{\partial N_y}{\partial y} + \frac{\partial N_z}{\partial z} = 0, \quad (1)$$

其中

$$Q = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix}, \quad N_x = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ \rho Hu \end{bmatrix}, \quad N_y = \begin{bmatrix} \rho v \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ \rho Hv \end{bmatrix}, \quad N_z = \begin{bmatrix} \rho w \\ \rho w^2 + p \\ \rho wv \\ \rho Hw \end{bmatrix},$$

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。对于理想气体有:

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

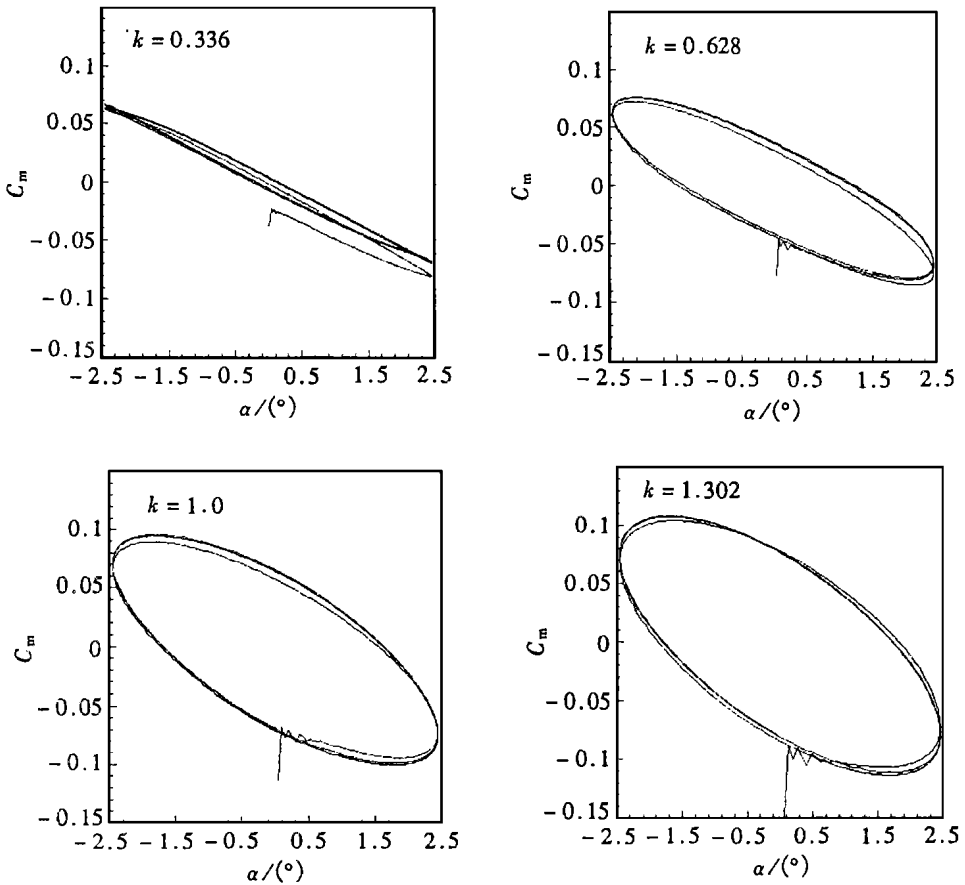


图 3 NACA0012 翼型在 $M_\infty = 0.755$ 流场中以 $\alpha_m = 0^\circ$, $\alpha_0 = 2.5^\circ$, 绕其前缘 ($x/c = 0.0$) 以不同频率俯仰振动的非正常力矩系数随迎角的变化

其中 γ 为比热比。同时 $H = E + p/\rho$

为了求解方程组(1), 首先需要将其在一定的网格下进行离散化, 并在此基础上对其离散

求解。本文利用 Jameson^[4]等提出的显式有限体积法离散方程,并通过标准的四步 Rung_Kutta 方法进行时间推进求解。对于给定的计算网格,位于点 (i, j, k) 处,第 $(n+1)$ 时刻,有:

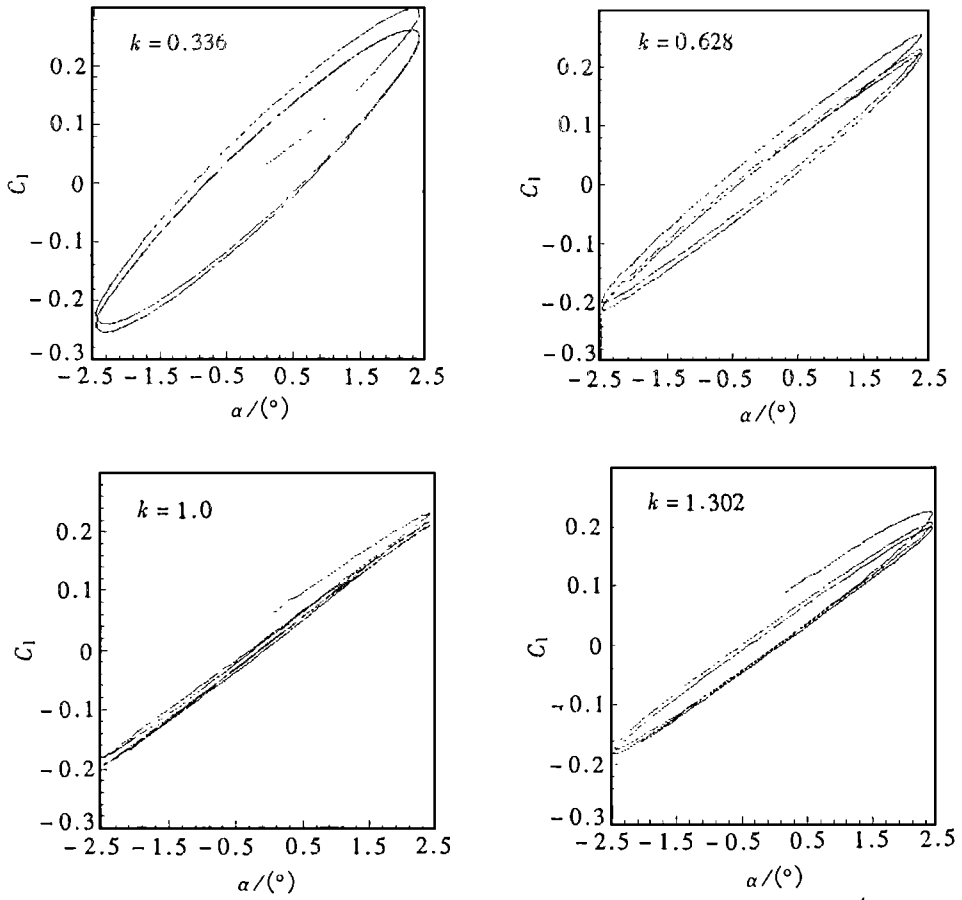
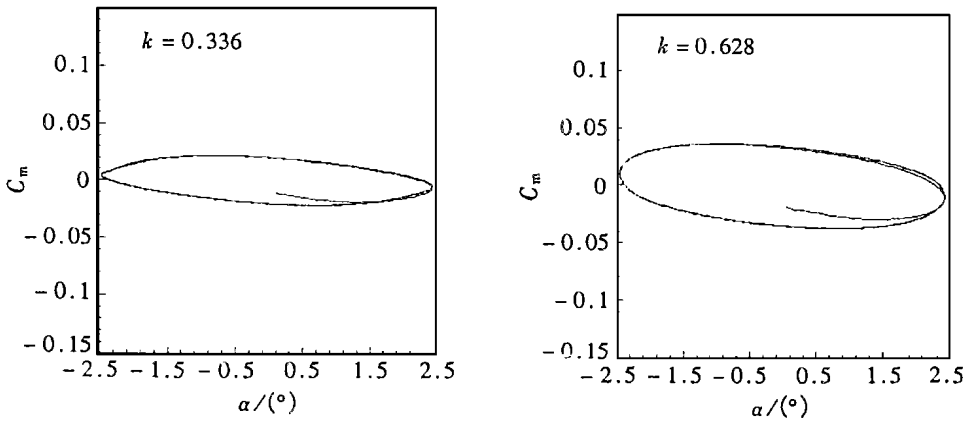


图4 NACA_0012翼型在 $M_\infty = 0.755$ 流场中以 $\alpha_m = 0^\circ, \alpha_0 = 2.5^\circ$, 绕其 $1/4$ 弦点 ($x/c = 0.25$) 以不同频率俯仰振动的非正常升力系数随迎角的变化



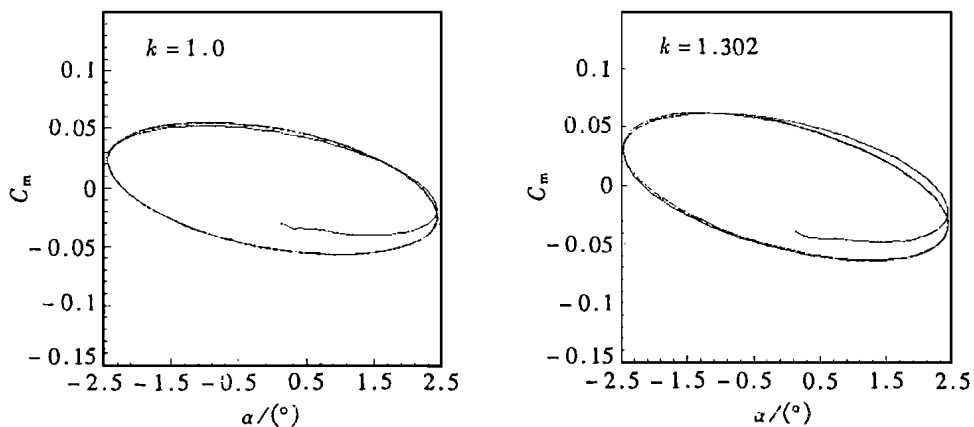


图5 NACA_0012翼型在 $M_\infty = 0.755$ 流场中以 $\alpha_m = 0^\circ, \alpha_0 = 2.5^\circ$, 绕其 1/4 弦点 ($x/c = 0.25$) 以不同频率俯仰振动的非定常力矩系数随迎角的变化

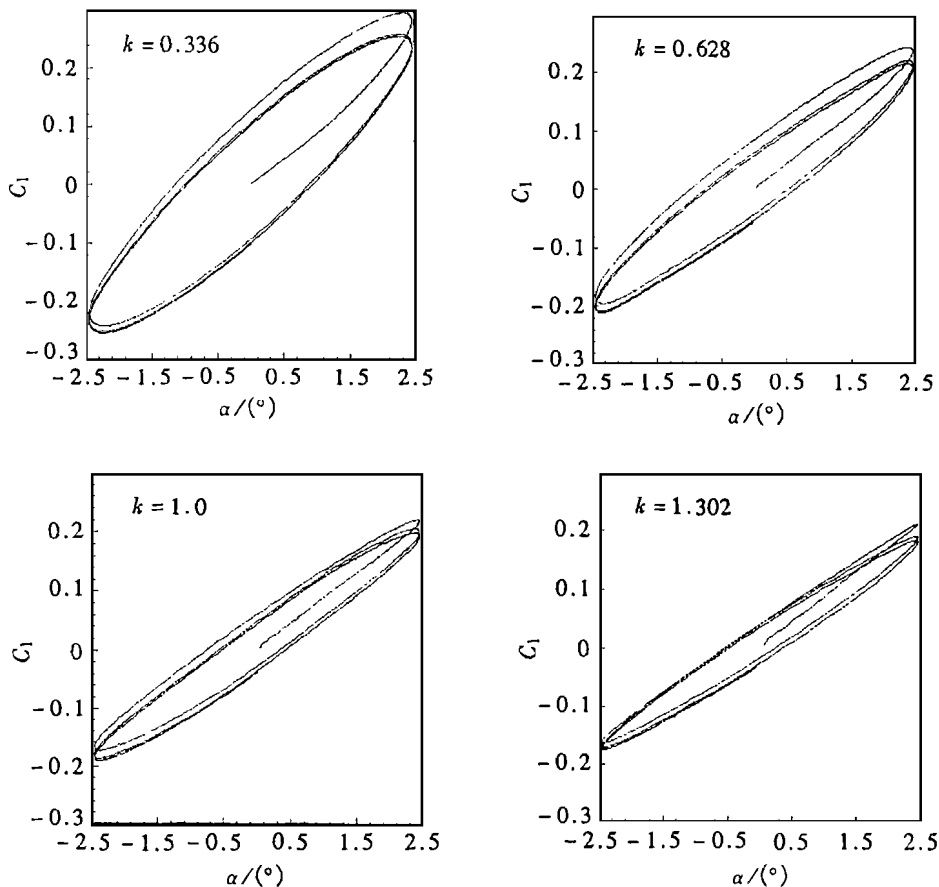


图6 NACA_0012翼型在 $M_\infty = 0.755$ 流场中以 $\alpha_m = 0^\circ, \alpha_0 = 2.5^\circ$, 绕其 1/2 弦点 ($x/c = 0.5$) 以不同频率俯仰振动的非定常升力系数随迎角的变化

$$\left. \begin{aligned} Q_{i,j,k}^{(0)} &= Q_{i,j,k}^n, \\ Q_{i,j,k}^{(l)} &= Q_{i,j,k}^{(0)} - \alpha_l \frac{\Delta t}{J_{i,j,k}} [F(Q_{i,j,k}^{(l-1)}) - D(Q_{i,j,k}^{(0)})] \quad (l = 1, 2, \dots, 4), \\ Q_{i,j,k}^{n+1} &= Q_{i,j,k}^{(4)} \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

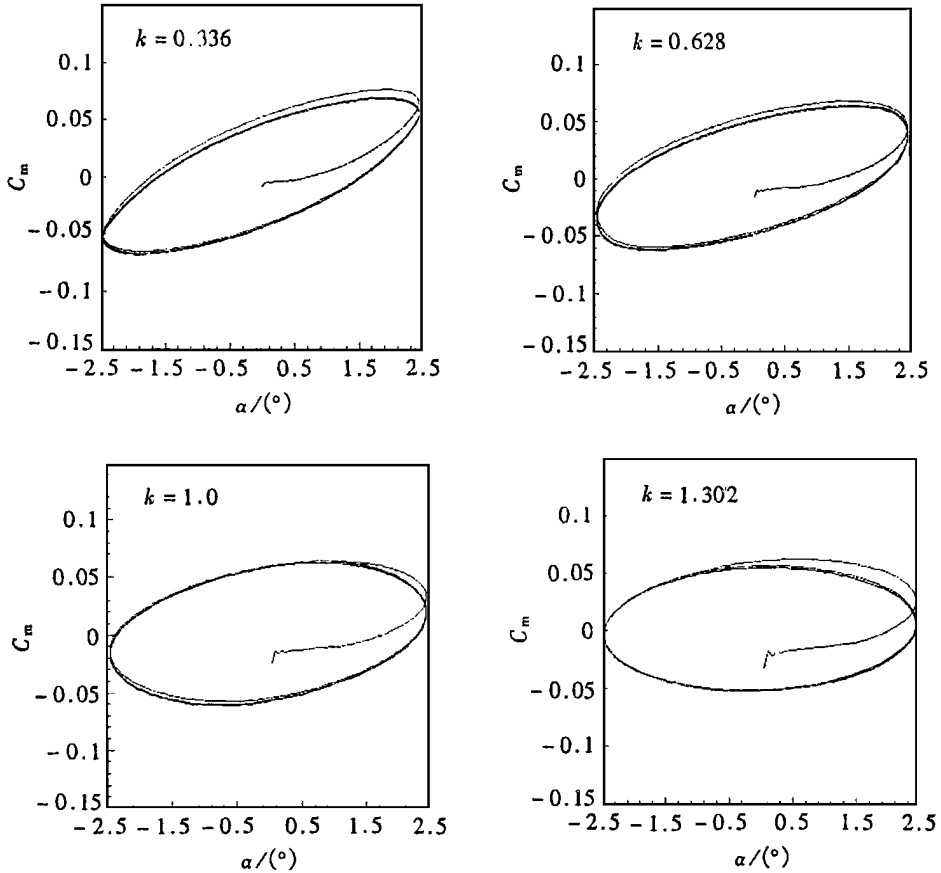


图7 NACA_0012翼型在 $M_\infty = 0.755$ 流场中以 $\alpha_m = 0^\circ, \alpha_0 = 2.5^\circ$, 绕其 1/2

弦点 ($x/c = 0.5$) 以不同频率俯仰振动的非定常力矩系数随角的变化

其中, $\alpha_l = (1/4, 1/3, 1/2, 1)$, $J_{i,j,k}$ 为第 (i, j, k) 点处网格的体积, $F_{i,j,k}$ 是流出该网格的净通量, $D(Q_{i,j,k}^{(0)})$ 是增加的人工粘性项, 以克服由中心分离散方法带来的计算格式的不稳定^[4]。

为了准确地模拟边界条件, 本文采用了固联与物体的动态网格, 并根据边界处局部一维流动假设建立的特征边界条件^[5] 确定物面及远场边界条件。

一般的多步 Runge_Kutta 时间推进法, 其时间步长由于受到计算 Courant (CFL) 数的限制, 而只能被限制在一定的范围之内。此外, 对于非定常流动问题而言, 必须采用全流场统一的最小时间步长^[5]。为了加快计算速度, 在进行 Runge_Kutta 时间推进时, 采用了变系数的残值光滑技术, 从而在不影响计算精度的前提下, 使计算效率提高了 10 倍^[5]。

2 计算结果及分析

本文对绕两种振动机翼的非定常流动及相应的气动力特性, 进行了模拟研究。其一, 对在

高速流场中以不同振动频率和绕不同位置振动轴振动的具有 NACA_0012 翼型矩形机翼的流动开展的计算研究; 其二, 关于绕带有 65° 后掠角三角翼在低速流场中俯仰振动的大迎角非定常流场的计算研究。

2.1 绕振动矩形机翼的非定常流动

机翼在流场中做俯仰振动的规律为:

$$\alpha(t) = \alpha_m + \alpha_0 \sin(\theta), \quad (4)$$

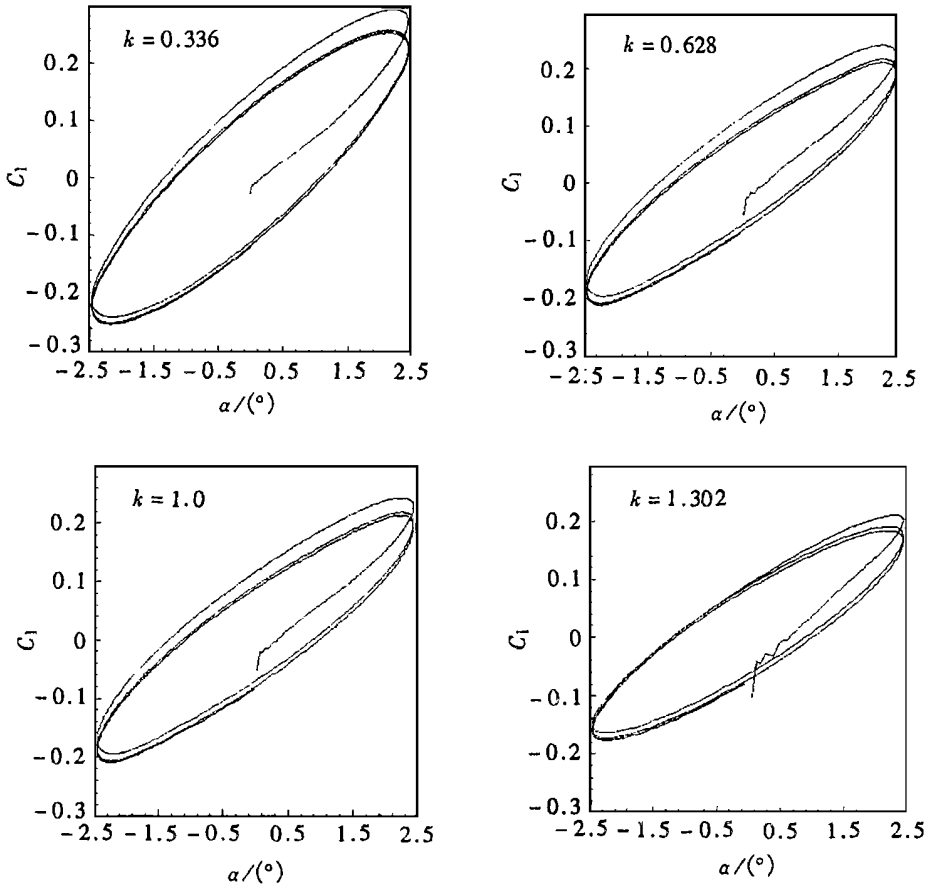


图 8 NACA_0012 翼型在 $M_\infty = 0.755$ 流场中以 $\alpha_m = 0^\circ$, $\alpha_0 = 2.5^\circ$, 绕其 $3/4$ 弦点 ($x/c = 0.75$) 以不同频率俯仰振动的非定常升力系数随迎角的变化

其中, α_0 为振幅, α_m 为平均迎角, $\theta = \sqrt{\gamma} M_\infty k t$, k 为减缩频率, 并有, $k = k^* c_r / U_\infty$, c_r 为弦长, U_∞ 为流速度, k^* 为机翼振动频率。

为了验证计算方法, 本文先对机翼在自由来流马赫数 $M_\infty = 0.755$ 的流场中以 $\alpha_0 = 2.51^\circ$, $k = 0.168$, $\alpha_m = 0.016^\circ$ 绕其位于 $1/4$ 弦点处轴俯仰振动的气动力进行了计算。图 1 示出了计算所得非定常升力与力矩系数随瞬间迎角的变化。该计算结果与相应的实验数据进行了比较, 由图可以看出两个结果吻合良好。在此基础上, 文章对于在自由来流马赫数 $M_\infty = 0.755$ 的流场中, 机翼以不同频率、绕不同位置振动轴俯仰振动的非定常气动力特性进行了详细的模拟计算。

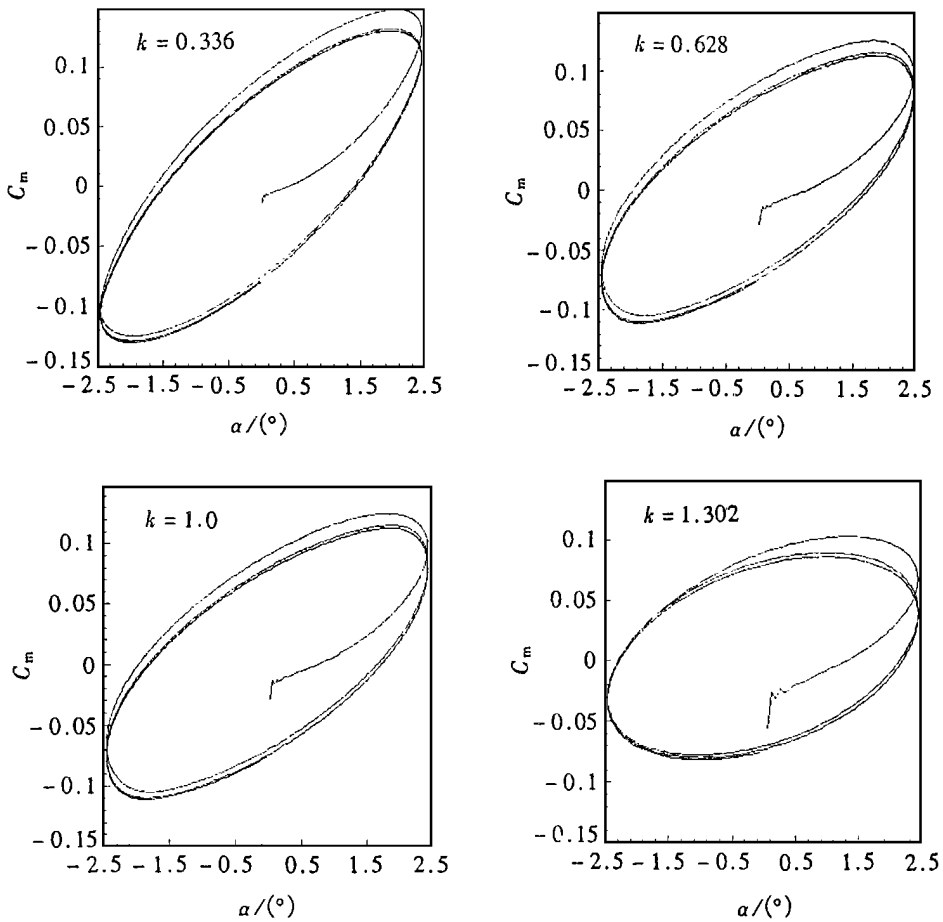


图9 NACA_0012翼型在 $M_\infty = 0.755$ 流场中以 $\alpha_m = 0^\circ, \alpha_0 = 2.5^\circ$,绕其 $3/4$ 弦点($x/c = 0.75$)以不同频率俯仰振动的非定常力矩系数随迎角的变化

首先对机翼在流场中绕其前缘点,按照公式(4)的振动规律分别以 $k = 0.336, 0.628, 1.0, 1.302$ 俯仰振动。图2和图3分别给出了计算所得升力(C_l)与俯仰力矩(C_m)系数随瞬间迎角的变化。可以看出,对于同一瞬间迎角,当机翼上仰和下俯时,由于机翼的非定常振动使得机翼表面必须满足不同的边界条件,从而导致了不同的升力和力矩系数,形成了非定常气动力的迟滞包线。由图3可知, C_m 随迎角 α 变化包线为逆时针方向变化,而且,随着机翼振动频率的提高,该迟滞包线增大。然而,对于 $C_l \sim \alpha$ 包线而言(图2所示),当 $k = 0.336$ 时, C_l 随着 α 的变化呈逆时针迟滞环,这意味着对于任意瞬时迎角,机翼上仰时的升力系数小于其下俯时的升力系数。随着振动频率的增加, $C_l \sim \alpha$ 逆时针变化包线变小,直至 $k = 0.628$ 时,非定常迟滞环几乎消失。而当振动频率继续加大时,开始出现顺时针变化的 $C_l \sim \alpha$ 包线,而且随着 k 值的再增加,该迟滞包线亦变大。这说明,此时当 $k > 0.628$ 时,相应于某一瞬时迎角时,机翼上仰时的升力系数将大于机翼下俯时的升力系数。

为了进一步揭示非定常气动力的这种迟滞特性,本文又对上面的机翼在同样的流场中以相同的频率,但分别绕位于 $1/4$ 、 $1/2$ 和 $3/4$ 等不同弦线处的转轴振动的气动力进行了计算研究。图4、6、8分别给出了计算所得非定常升力系数随迎角变化滞环,相应的俯仰力矩随迎角

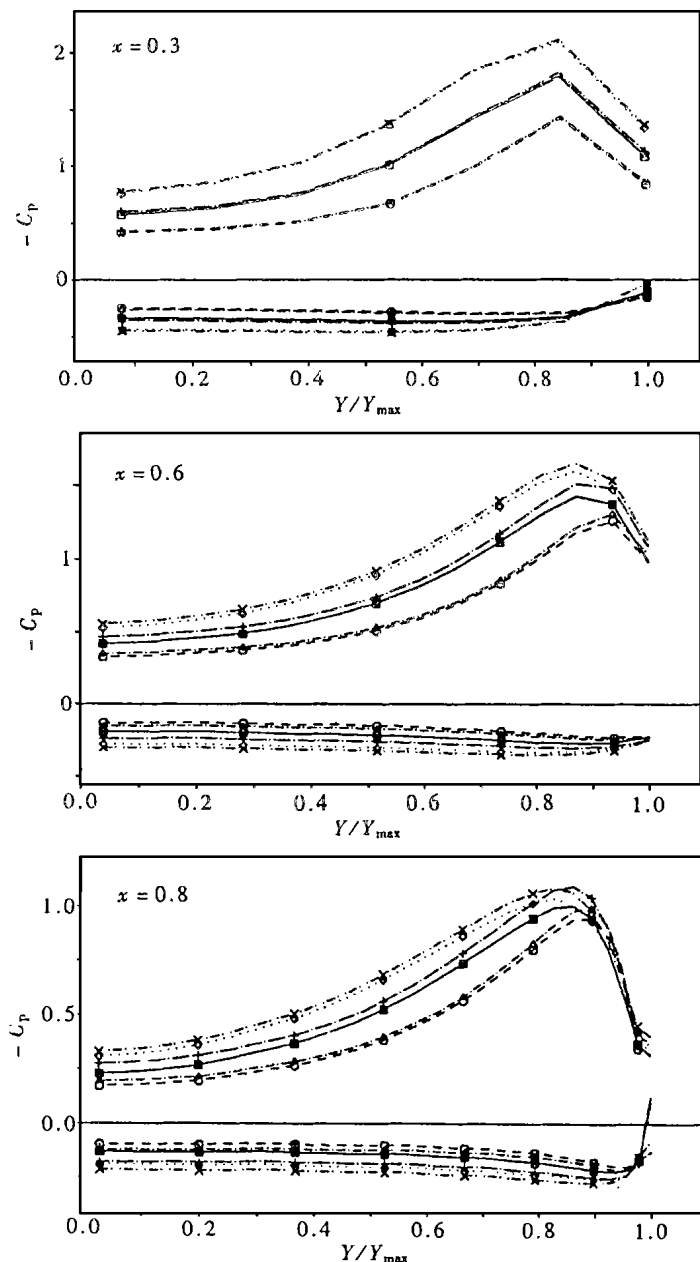


图 10 俯仰振动三角翼不同时刻不同流向截面非正常压力系数沿展向分布 $M_\infty = 0.5$, $\alpha_m = 20^\circ$, $\alpha_0 = 5^\circ$, $k = 0.2$

变化滞环则分别由图 5、7、9 给出。从这些结果可以看出, 当该机翼绕不同转轴振动时, $C_m \sim \alpha$ 包线的形状是不同的, 对应于每一种振动都是随着 k 值的增加, $C_m \sim \alpha$ 包线变大。而对于 $C_l \sim \alpha$ 包线则不同, 由图 4 (相应于转轴位于 1/4 弦线) 可知, 对应于 $k = 0.336$ 和 0.628 , $C_l \sim \alpha$ 包线呈逆时针变化; $k = 1.0$ 时, C_l 随着 α 的变化几乎呈线性; 而当 $k = 1.3$ 时, $C_l \sim \alpha$ 包线则呈顺时针变化。将该结果于图 2 比较可以发现, 随着振动轴位置后移, 相应于 $C_l \sim \alpha$ 包线变化方向转向的振动频率提高。这一结果被图 6 和图 8 给出的结果得到进一步的证实。

2.2 绕振动三角翼大迎角非定常流动

在以上计算的基础上, 本文又以 65° 后掠角三角翼为例, 对其在来流 $M_\infty = 0.5$ 的亚音速流场中绕其根弦 $1/4$ 轴俯仰振动的大迎角非定常气动力进行了模拟计算。机翼仍以公式(4)给出的振动规律振动。

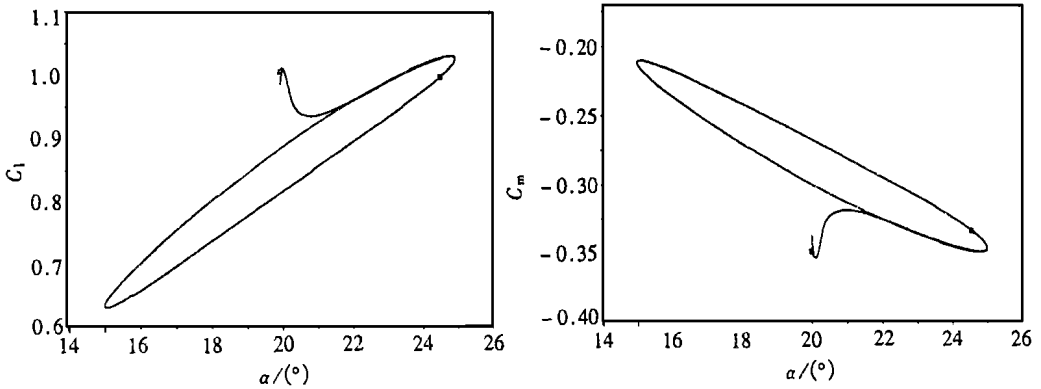


图 11 绕俯仰振动三角翼非定常升力与力矩系数随迎角变化 $M_\infty = 0.5, \alpha_m = 20^\circ, \alpha_0 = 5^\circ, k = 0.2$

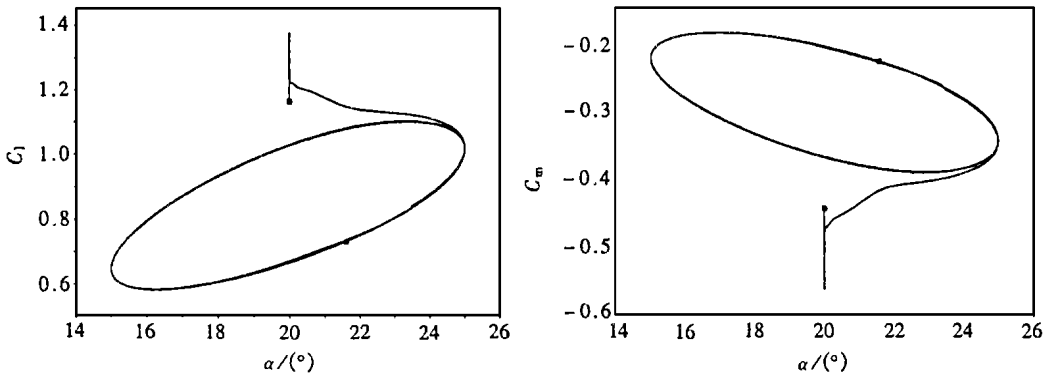


图 12 绕俯仰振动三角翼非定常升力与力矩系数随迎角变化 $M_\infty = 0.5, \alpha_m = 20^\circ, \alpha_0 = 5^\circ, k = 1.0$

首先以机翼振动的平均迎角 $\alpha_m = 20^\circ$, 振幅 $\alpha_0 = 5^\circ, k = 0.2$ 为例, 对绕机翼非定常流动与非定常气动力进行了数值计算。图 11 分别给出了该计算所得升力系数、俯仰力矩系数随迎角的变化滞环。对于大迎角流动而言, 绕三角翼的流场及气动力特性都受制于机翼背风面分离涡的影响。为了揭示该涡系随机翼振动的变化, 图 10 给出了计算所得在第三周期内的不同迎角下 ($\alpha = 20^\circ, 15.7^\circ, 15.7^\circ, 20^\circ, 24.3^\circ, 24.3^\circ$ 和 20°) 机翼表面根弦剖面位置为 30%、60% 及 80% 处的非定常压强系数的展向分布。由该结果可知, 当机翼在流场中绕振动轴振动时, 机翼上表面压强峰值随迎角变化而改变, 但该峰值的位置却保持基本不变。这说明随着迎角的变化, 机翼上表面背风一次分离涡的强度将随之而改变, 但该旋涡的位置则基本不变, 即出现了所谓的绕振动机翼非定常旋涡流动相对的“固定”的特点。同时, 由于机翼的振动, 也使得机翼上表面背风一次分离涡的破裂推迟。这些结果都与相应的绕相同的固定三角翼机翼气动力特性形成对比^[5]。

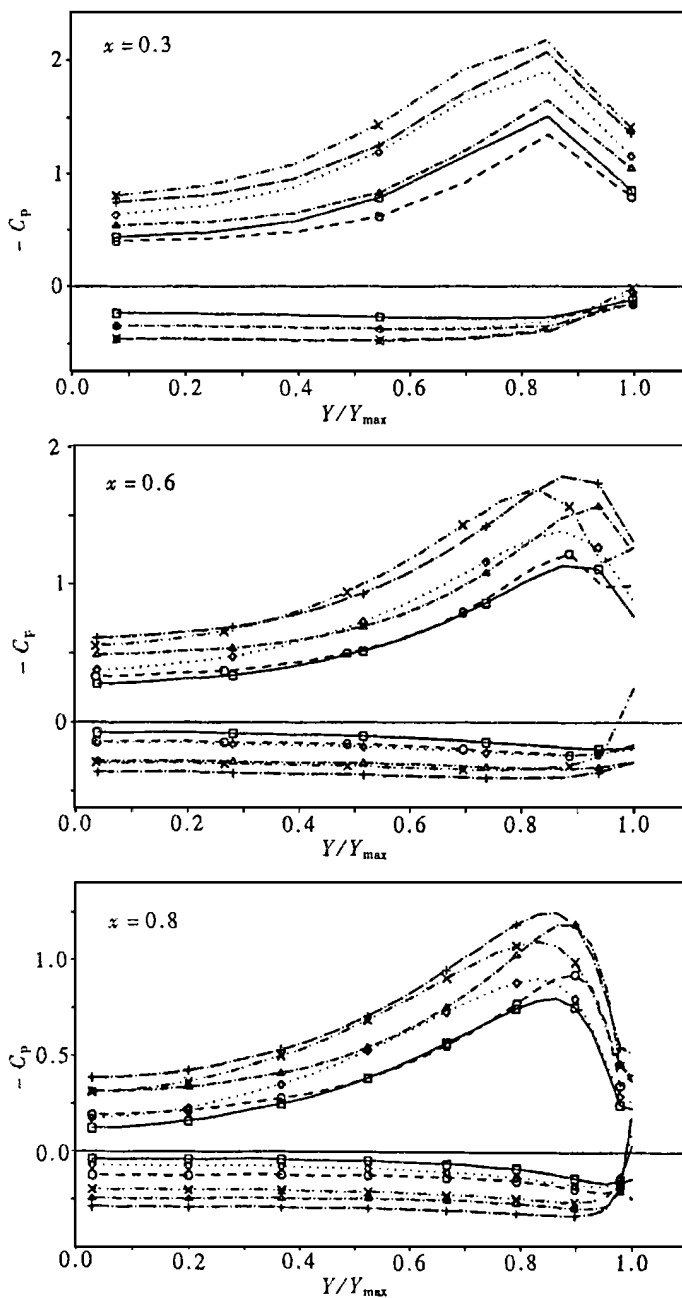


图 13 俯仰振动三角翼不同时刻不同流向截面非定常压力系数沿展向分布 $M_\infty = 0.5, \alpha_m = 20^\circ, \alpha_0 = 5^\circ, k = 1.0$

在此基础上,我们对机翼以不同的振动频率 $k = 1.0$, 其它参数不变的流动进行了模拟计算。图 13 给出了计算所得在不同迎角下机翼表面根弦剖面位置为 30%、60% 及 80% 处的非定常压强分布。该结果同样显示出了非定常旋涡流动相对“固定”的特性,同时也反映出了由于机翼振动推迟旋涡破裂的非定常流动现象。图 12 给出了该计算所得升力系数、俯仰力矩系数随迎角的变化滞环。与图 11 比较可以看出,由于振动频率的提高,非定常气动力滞环增大。

3 结 论

本文利用欧拉方程数值解,成功地模拟研究了在高速流场中,矩形机翼以不同方式俯仰振动时非定常动力的基本特性。计算结果表明,绕小迎角俯仰振动机翼的非定常气动力迟滞特性不仅受机翼形状、振动频率、振幅等因素的影响,而且还受到振动轴位置变化的影响。同时,分析计算在低速流场中绕振动三角翼大迎角非定常气动力的变化特征。从这部分的结果可以看出,由于三角翼的俯仰振动,使得绕机翼上表面背风分离涡的位置相对“固定”,同时也使该旋涡的破裂过程推迟。

[参 考 文 献]

- [1] Robinson M R, Herbst W B. The X₃₁ advanced highly maneuverable aircraft [A]. In: ICAS 90_0.4[C], 1990, 28~ 36.
- [2] Borland C. Numerical solution of three_D unsteady transonic flow over swept wing [R]. AIAA paper 80_1369, 1980.
- [3] Gadelhak M, Ho C.M. The pitching delta wing [J]. AIAA Journal, 1985, 23(11): 1160~ 1165.
- [4] 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.
- [5] 高正红. 关于绕任意机翼非定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.
- [6] Gao Zhengong. Unconditional stable solutions of unsteady Euler equations for rigid and flexible oscillating airfoils [A]. In: FLM_94/18 Lehrstuhl fur Fluidmechanik, TU Muenchen Deutschland [C], 1994, 1~ 20. (in Germany).

Research on the Hysteresis Properties of Unsteady Aerodynamics About the Oscillating Wings

Gao Zhengong

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

Abstract: In the work, It is shown the numerical investigations about the unsteady inviscid results obtained for the pitching oscillating wings at different angles of attack. The results are obtained by solving the unsteady Euler equations in a body_fitted coordinate system. It is based on the four_stage Runge_Kutta time stepping scheme. Meanwhile to increase the time step that is limited by Courant limit (CFL), the implicit residual smoothing with local variable parameters is used. As a result, the unsteady aerodynamics about a rectangular wing and a delta wing, which are oscillated in pitching with different frequencies, are shown in this paper. The properties of the unsteady aerodynamics in these cases are researched here.

Key words: unsteady flow; hysteresis; high angle of attack; vortical flow