不同厚度翼型动态失速涡运动数值研究

王友进 闫 超 周 涛

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 在低马赫数下, 对三种不同相对厚度的 NACA 系列基本厚度翼型在俯仰振荡运动中的动态失速现象进行了数值研究. 数值模拟时采用双时间法和 LU-SGS 隐式解法相结合的模式求解了非惯性坐标系下的非定常纳维-司托克斯(NS)方程组, 空间离散采用 Roe 格式,并结合刚性动网格生成技术. 采用全湍流计算,通过引入 BL(Baldwin-Lomax)模型计入湍流影响. 计算出的气动力迟滞曲线与实验结果变化趋势符合较好,表明了数值方法的有效性,同时通过比较和分析不同厚度翼型在轻失速和深失速下的流场结构,发现绕翼型的失速旋涡产生和发展规律是明显不同的.

关 键 词: 动态失速; 分离涡; 厚度; 翼型; 低速

中图分类号: V 211.3

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2006)02-0153-05

Numerical investigation of dynamic stall vortex movement of different-thickness airfoils

Wang Youjin Yan Chao Zhou Tao

(School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Dynamic stall of NACA airfoils of three kinds of different relative thickness undergoing pitching motion at low Mach number was numerically investigated. Dual time-step approach in conjunction with lower-upper symmetric-gauss-seidel (LU-SGS) implicit method were utilized to solve the unsteady navier-stokes (NS) equations in noninertial system, and Roe scheme was brought in for space discretization, incombined with stiff moving mesh generation technology. Fully turbulent solution was adopted, by using baldwin-lomax (BL) model. The computed load hysteresis loops indicate good agreement with the experiment results, which confirms that the numerical method is effective. Through comparing and analyzing different flow fields, it is simultaneously founded that the formation and development of stall vortex passing airfoil is obvious distinct for different-thickness airfoils during light stall and deep stall.

Key words: dynamic stall; separation vortex; thickness; airfoil; low speed

动态失速是指飞行器或飞行部件在做非定常运动时,因绕流分离使起始失速发生动态延迟这一复杂的非定常气动现象,由于实验和数值模拟技术的限制,目前关于动态失速的研究主要集中在二维翼型的俯仰振荡运动和大幅度等速上仰运动中,前者在直升机旋翼桨叶和压气机涡轮叶片设计中必须考虑,这也正是本文研究的重点.

在翼型动态失速过程中,一般伴随大尺度的非定常失速旋涡结构,已有的研究[1]表明,动态失速涡的附着对翼型上表面速度和压力分布有重大影响,可以产生明显的增升效应,同时动态失速涡结构与非定常边界层相互干扰,将会使绕翼型的流动变得更加复杂,更加难以控制. 为了深入理解并有效利用动态失速的非定常效应,就要对失速主涡的形成和发展过程研究清楚.

国内外关于二维翼型的动态失速问题已经进

收稿日期: 2004-11-30

作者简介: 王友进(1980-),男,湖北枝江人,硕士生, wyj1980@sohu.com.

行了大量研究,然而对其物理机制的理解还没有完全一致的结论. Ekaterinaris 和 Platzer[2] 比较全面地总结了过去人们研究翼型动态失速所采用的数值方法和研究成果,表明翼型俯仰运动的折合频率、振幅角、平衡迎角、转轴位置、来流马赫数等因素都直接影响失速涡的强度、发展和脱落,同时表明翼型的几何形状也极大影响翼型的动态失速特性. 早期的实验[3] 指出,翼型的动态失速强烈地依赖于前缘几何形状,越薄的前缘越容易产生动态失速;国内西北工业大学周瑞兴、上官云信等[4] 通过低速风洞实验指出,不同厚度的翼型在不同折合频率和振幅角下动态气动特性存在较大差异是由于绕翼型的涡的相干结构、流动分离特性不同引起的;文献[5]也已成功地将动态变形技术用于控制动态失速涡的发展和脱落.

本文旨在通过数值模拟方法系统研究三种不同厚度翼型在俯仰振荡运动中动态失速涡的运动特性,从而进一步探讨动态失速的机理. 由于旋翼桨叶的失速一般发生在低速,本文只考虑低速来流情况. 翼型采用 NACA 系列翼型,且本文所研究的翼型相对厚度不超过 25%. 数值计算的气动力迟滞回线与实验结果进行了比较,变化趋势符合较好,表明本文所采用的数值方法是有效可行的.

1 控制方程和数值方法

非定常计算物理空间坐标为固连于运动翼型的直角坐标(x_r, y_r),这样二维非定常无量纲化的雷诺平均 NS 方程在计算域(ξ, η)中可写为

$$\frac{\partial \boldsymbol{J}^{-1}\boldsymbol{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{\boldsymbol{F}}}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{\boldsymbol{G}}}{\partial \eta} = \frac{1}{Re_\infty}\left(\frac{\partial \hat{\boldsymbol{F}}_v}{\partial \xi} + \frac{\partial \hat{\boldsymbol{G}}_v}{\partial \eta}\right) + \hat{\boldsymbol{S}}$$

其中,守恒变量 $\boldsymbol{Q} = [\rho, \rho u_r, \rho v_r, \rho e_r]^T$;$\boldsymbol{J}$ 为坐标变换雅可比矩阵;无粘通矢量 $\hat{\boldsymbol{F}}$、$\hat{\boldsymbol{G}}$ 以及粘性通矢量 $\hat{\boldsymbol{F}}_v$、$\hat{\boldsymbol{G}}_v$ 的定义与惯性笛卡尔坐标中的定义相同;$\hat{\boldsymbol{S}}$ 为非惯性坐标系引入的源项,各参数具体表达式参见文献[6].

时间方向采用二阶精度三点后差隐式格式离散,推进求解时采用双时间迭代法,并在伪时间迭代过程中应用 LU-SGS (Lower-Upper Symmetric-Gauss-Seidel)方法,同时应用了局部时间步长,隐式残值光顺等加速收敛技术. 而残差中无粘项采用 MUSCL 类的 Roe 格式离散,粘性项采用中心差分离散. 为了计入湍流影响,本文采用全湍流计算,选用了 Baldwin-Lomax 模型.

2 计算网格及定解条件

计算动网格通过网格随着翼型俯仰作刚性转动来生成,网格一次生成完毕,控制方程时间离散后将不含网格体积的时间导数项,这样可以大大减少计算量.

计算中生成 C 型网格(315×83),离开翼面第一层网格距翼面距离为弦长的 10^{-5},网格在翼型表面处有良好的正交性,远场边界延伸至 30 倍翼型弦长处.

计算域由物面边界和远场边界组成. 物面边界保持无滑移和绝热条件,远场边界采用基于局部一维黎曼不变量的无反射边界条件,为自由来流与翼型俯仰运动的叠加,并引入环量修正技术[7].

本文以对应平衡迎角下翼型无俯仰运动的定常流场作为非定常计算的初始条件,这样可以大大节省非定常计算的时间,而定常流场通过 LU-SGS 法求解惯性坐标系下的 NS 方程获得.

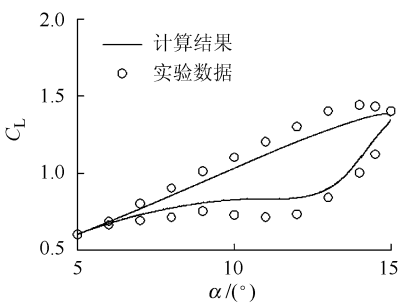
3 数值验证及讨论

翼型绕 1/4 弦线轴做俯仰振荡,迎角变化规律为

$$\alpha = \alpha_0 + \Delta\alpha \times \sin(2Kt^*)$$

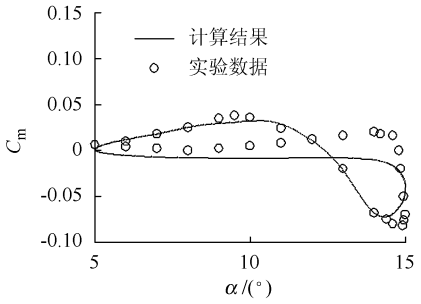
其中,α_0 为平衡迎角;$\Delta\alpha$ 为振幅角;K 为减缩频率;无量纲化时间 $t^* = t \times U_\infty / c$;此外本文中雷诺数均是基于无穷远处绝对速度 U_∞ 和翼型弦长 c,定义为 $Re = U_\infty \times c/v$.

文献[8]给出了 NACA0012 翼型在来流马赫数 $Ma = 0.3$, $Re = 4\times10^6$, $\alpha_0 = 10°$, $\Delta\alpha = 5°$, $K = 0.1$ 的轻失速的流动实验结果,图 1 为采用本文数值方法计算的升力系数 C_L、俯仰力矩系数 C_m 随迎角变化的迟滞曲线与实测值的比较. 从图中可以看出,本文数值方法较好地模拟出了实验结果的变化趋势,数值吻合较好.



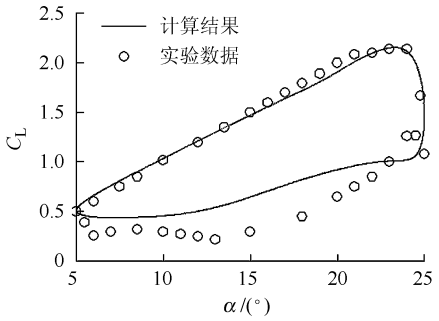
a 升力曲线

文献[9]给出了 NACA0012 翼型在来流马赫数 $Ma = 0.283$, $Re = 3.45\times10^6$, $\alpha_0 = 15°$, $\Delta\alpha = 10°$, $K = 0.151$ 的深失速的流动实验结果,图 2 为采用

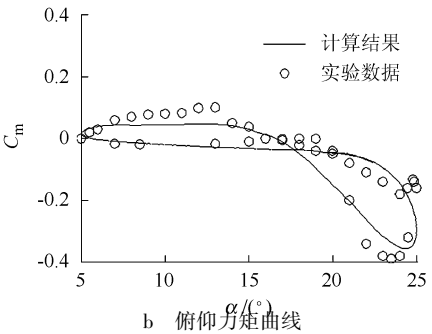


b　俯仰力矩曲线

图 1　NACA0012 翼型轻失速气动力迟滞回线计算值与实测值的比较



a　升力曲线

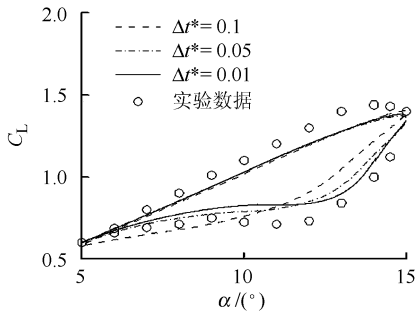


b　俯仰力矩曲线

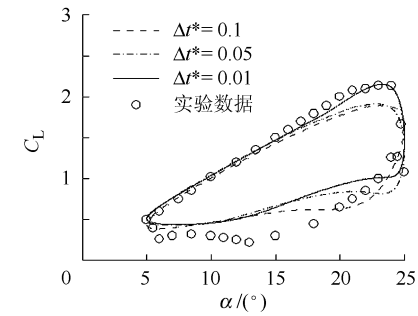
图 2　NACA0012 翼型深失速气动力迟滞回线计算值与实测值的比较

本文数值方法计算的升力系数、俯仰力矩系数随迎角变化的迟滞曲线与实测值的比较. 可以看出,采用本文数值方法计算的翼型上仰阶段的气动力迟滞曲线与实验结果变化趋势基本一致,而下俯阶段存在一定偏离. 造成这一差异一方面是由于非定常实验本身存在较大误差,另一方面数值计算没有采用合适的湍流模型[2],对于深失速,在下俯过程中存在大量分离旋涡运动,BL 模型由于是一个平衡态模式,不易准确描述大迎角下的深失速下俯运动.

以上两个算例物理时间步长均为 $\Delta t^* = 0.01$,图 3 为上述算例在不同物理时间步长下计算的升力迟滞回线与实验值的比较,可以看出,在轻失速上仰阶段以及深失速上仰到较大迎角之前,不同物理时间步长计算的升力非常接近,但是在轻失速下俯阶段以及深失速上仰到较大迎角后,不同物理时间步长计算值有较大差别,这说明当流动中含有大量分离及旋涡运动后,物理时间步长的选取对数值模拟的精度很重要,物理时间步长越小,越能准确反映非定常气动力的变化和失速涡的运动,同时本文计算过程中也发现在相同伪时间迭代标准下,物理时间步长越小,每周期所用的 CPU 时间越长,因此考虑到计算效率,在本文下文中物理时间步长均取为 $\Delta t^* = 0.01$ 在精度要求范围内已足够.



a　轻失速



b　深失速

图 3 不同物理时间步长升力曲线计算值与实测值的比较

4　结果及分析

采用本文数值方法对三种不同厚度翼型 NACA0008、NACA0012 及 NACA0024 在低速来流情况下的动态失速过程进行了数值模拟研究,对每种翼型分别选取轻失速和深失速各一个算例,算例选择参数及计算得到的失速临界迎角 α_1 如表 1 所示.

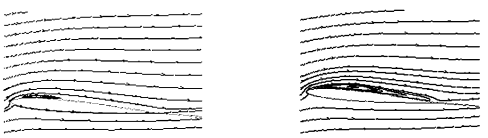
从表 1 可以看出,三种翼型均是在上仰到接近最大迎角时发生轻失速,而深失速也是在上仰到较大迎角后发生,失速临界迎角明显超过静态失速迎角,这说明翼型的非定常运动延缓了气流分离和失速现象的发生.

表 1　不同厚度翼型计算算例参数及计算结果

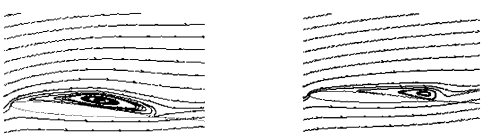
算例	Ma	Re/10^6	α_0/(°)	$\Delta\alpha$/(°)	K	α_1/(°)

NACA0008 轻失速	0.3	3	7	5	0.1	11.9
NACA0008 深失速	0.3	3	15	15	0.1	21.8
NACA0012 轻失速	0.3	4	10	5	0.1	14.8
NACA0012 深失速	0.283	3.45	15	10	0.151	23.3
NACA0024 轻失速	0.3	3	15	5	0.1	19.6
NACA0024 深失速	0.3	3	15	15	0.1	26.6

进一步研究发现,对于小厚度翼型(如NACA0008),由于具有较小的前缘半径,在前缘附近有很高的逆压梯度,在轻失速俯仰振荡(如图4)和深失速俯仰振荡运动(如图5)中,当迎角增大到一定程度 ,边界层都是从前缘处开始分离,分离气泡随着迎角的增大而不断增大,并不断向后缘移动,扩展到整个上翼面. 在前缘分离涡向下游发展,增长的过程中,产生动态失速. 深失速俯仰运动与轻失速俯仰运动不同的是深失速俯仰运动中产生了更大尺度的前缘失速涡,在向下游脱泻时伴随诱导出大尺度的后缘尾涡.

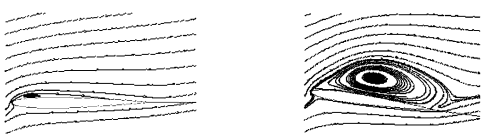


a $\alpha=11.56°$(上仰) b $\alpha=11.95°$(上仰)



c $\alpha=11.82°$(下俯) d $\alpha=9.77°$(下俯)

图4 NACA0008 轻失速不同时刻的流线图,
$\alpha=7°+5°\sin(2Kt^*)$, $K=0.1$



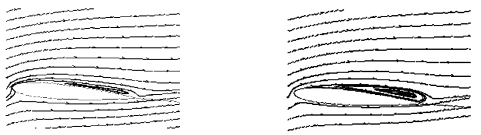
a $\alpha=14.84°$(上仰) b $\alpha=23.34°$(上仰)



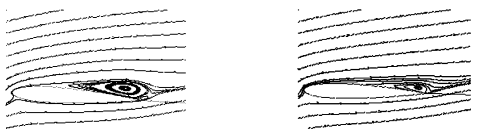
c $\alpha=29.47°$(上仰) d $\alpha=29.92°$(下俯)

图5 NACA0008 深失速不同时刻的流线图,
$\alpha=15°+15°\sin(2Kt^*)$, $K=0.1$

对于中等厚度翼型(如NACA0012),在轻失速俯仰运动(如图6)中,翼型上仰运动时,流动保持附体,直到在接近最大迎角时,在上方尾部发生分离,在下俯运动中,尾部分离涡向前缘扩展,进一步发展后又不断向下游脱落,流动逐渐恢复为附体,翼型失速是由于后缘分离引起的 . 而在深失速俯仰运动(如图7)中,随着上仰过程中迎角增大,翼型前缘处首先发生分离,翼型失速是在前缘失速涡向下游发展中发生的.



a $\alpha=14.96°$(上仰) b $\alpha=14.80°$(下俯)

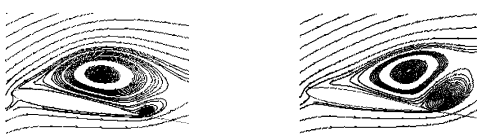


c $\alpha=13.55°$(下俯) d $\alpha=11.66°$(下俯)

图6 NACA0012 轻失速不同时刻的流线图,
$\alpha=10°+5°\sin(2Kt^*)$, $K=0.1$



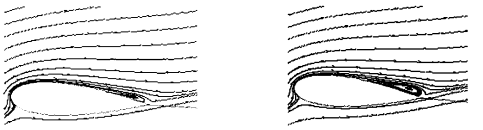
a $\alpha=19.04°$(上仰) b $\alpha=23.84°$(上仰)



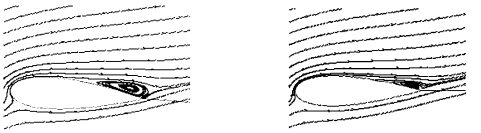
c $\alpha=24.97°$(上仰) d $\alpha=23.87°$(下俯)

图7 NACA0012 深失速不同时刻的流线图,
$\alpha=15°+10°\sin(2Kt^*)$, $K=0.151$

对于大厚度翼型(如NACA0024),在轻失速俯仰运动(如图8)中,当迎角增大后,后缘处首先发生分离,失速由后缘分离引起,分离旋涡基本上位于翼型的后缘附近,影响范围比较小;在深失速俯仰运动(如图9)中,仍然是后缘处首先发生分离,但在较大迎角范围内,后缘分离涡仍能保持附体,并且逐渐向前缘发展,在后缘分离涡发展到前缘,并膨胀过程中,动态失速在还没有达到最大迎角之前发生. 随着迎角进一步增大,后缘分离涡扩展至整个上翼面,并诱导出二次尾涡,在下俯运动中,逐渐脱落.



a　$\alpha=18.68°$(上仰)　　b　$\alpha=19.88°$(上仰)

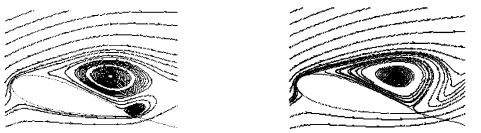


c　$\alpha=18.69°$(下俯)　　d　$\alpha=14.94°$(下俯)

图 8　NACA0024 轻失速不同时刻的流线图,$\alpha=15°+5°\sin(2Kt^*)$,$K=0.1$



a　$\alpha=23.34°$(上仰)　　b　$\alpha=27.85°$(上仰)



c　$\alpha=29.9°$(上仰)　　d　$\alpha=29.14°$(下俯)

图 9　NACA0024 深失速不同时刻的流线图,$\alpha=15°+15°\sin(2Kt^*)$,$K=0.1$

5　结　论

1) 计算实例与实验结果进行了对比,数值吻合较好,表明本文数值方法和计算程序能够较好地模拟翼型俯仰振荡运动中动态失速涡的运动规律和气动力的变化趋势.

2) 采用隐式双时间迭代法与 LU-SGS 方法相结合的模式在求解非定常 NS 方程时,物理时间步长的选取也很重要,时间步长越小,在相同伪时间收敛标准下计算效率越低,但越能准确模拟非定常气动力的变化和动态失速涡的运动.

3) 本文研究发现不同厚度翼型在轻失速和深失速下,绕翼型的动态失速旋涡产生和发展规律存在以下不同:对于薄翼型,两种失速发生都是由于前缘处首先发生分离,前缘失速涡的向下游发展中产生失速;对于厚翼型,都是由于后缘处首先发生分离,后缘分离涡在向上游扩展过程中发生失速;而对于中等厚度翼型,轻失速是由于后缘分离引起的,深失速却主要是由于前缘动态失速涡的发展导致的.

参考文献 (**References**)

[1] 白　鹏,崔尔杰,周伟江,等. 等速上仰翼型动态失速现象的研究[J]. 力学学报,2004,36(5):569 ~ 576
Bai Peng, Cui Erjie, Zhou Weijiang, *et al*. Investigation of the dynamic stall about the pitching airfoil[J]. Acta Mechanica Sinica, 2004, 36(5): 569 ~ 576(in Chinese)

[2] Ekaterinaris John A, Platzer Max F. Computational prediction of airfoil dynamic stall[J]. Aerospace Sci,1997,33:759 ~ 846

[3] McCroskey W J. The phenomenon of dynamic stall[R]. NASA TM-81264, 1981

[4] 周瑞兴,上官云信,解亚军,等. 两种厚度翼型动态失速特性的研究[J]. 西北工业大学学报,1999,17(3):475 ~ 479
Zhou Ruixing, Shangguan Yunxin, Xie Yajun, *et al*. Dynamic stall characteristics of two different rotor-blade airfoils[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 1999,17(3):475 ~ 479(in Chinese)

[5] Martin P B, Tung C. Compressible dynamic stall control using a variable droop leading edge airfoil [J]. Journal of Aircraft, 2004, 41(4): 862 ~ 869

[6] 袁先旭. 非定常流动数值模拟及飞行器动态特性飞行研究[D]. 绵阳:中国空气动力研究与发展中心,2002
Yuan Xianxu. Numerical simulation for unsteady flows and research on dynamic characteristics of vehicle[D]. Mianyang: China Aerodynamics Research and Development Center, 2002 (in Chinese)

[7] Pulliam T H, Steger J L. Recent improvements in efficiency, accuracy, and convergence for implicit approximate factorization algorithms[R]. AIAA 85-0360, 1985

[8] Clarkson J D , Ekaterinaris J A , Platzer M F. Computational investigation of airfoil stall flutter[A]. In: Atassi H M, ed. Unsteady Aerodynamics, Aeroacoustics and Aeroelasicity of Turbomachines and Propellers[C]. Berlin: Springer, 1993. 415 ~ 432

[9] Wu J C, Sankar N L. Evaluation of three turbulence models for the prediction of steady and unsteady airloads[R]. AIAA 89-0609,1989