

变来流速度下旋翼翼型非定常气动特性分析

王 清, 招启军, 赵国庆

(南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 为分析变来流速度状态下的旋翼翼型气动特性,提出了利用翼型平移来模拟来流速度变化的数值方法.在此方法基础上,采用基于隐式 LU-SGS(lower upper symmetric Gauss-Seidel)方法的非定常雷诺平均 N-S(Navier-Stokes)(RANS)方程,模拟了 SC1095 旋翼翼型在定迎角-变来流速度及变迎角-变来流速度状态下的非定常气动特性.通过对比分析发现:翼型在变速度-定迎角状态下会表现出明显的非定常现象,产生了前缘分离涡,气动特性会出现明显的迟滞效应及波动现象,脉动速度越大,非定常效果越明显.并且基准速度越大,翼型气动特性的峰值越大;翼型迎角越大,非定常涡出现的也越早.考虑直升机旋翼翼型实际工作环境,在变速度-动态失速状态下,翼型最大迎角处的气动力会得到一定程度的削弱,在小迎角下的气动力得到一定程度的增强,且脉动速度越大,翼型的非定常特性也越强.

关 键 词: 旋翼; SC1095 翼型; 非定常; 动态失速; 变来流速度; 雷诺平均 Navier-Stokes 方程

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Unsteady aerodynamic characteristic analysis of rotor airfoil under variational free stream velocity condition

WANG Qing, ZHAO Qi-jun, ZHAO Guo-qing

(National key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In order to analyze the aerodynamic characteristics of airfoil under the condition of unsteady free stream velocity, the moving-embedded grid method was employed to simulate the fluctuating velocity. Based on this method, the URANS (unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes) equations coupling with the implicit scheme of LU-SGS (lower-upper symmetric Gauss-Seidel) was used to simulate the unsteady aerodynamic characteristics of the SC1095 airfoil under the condition of steady angle of attack with unsteady free stream velocity and under the condition of unsteady angle of attack with unsteady free stream velocity. It was discovered by comparing the calculated results that the unsteady characteristics, including hysteresis phenomenon, fluctuation and leading edge vortex induced by the unsteady free stream velocity, were observed under these conditions, and the unsteady characteristics were more obvious as the fluctuating velocity increased. By comparing the character-

收稿日期: 2015-05-25

基金项目: 国家自然科学基金(11272150)

作者简介: 王清(1986—),男,博士生,主要从事直升机 CFD、非定常空气动力学、旋翼翼型动态失速以及旋翼翼型优化设计方面的研究.

通讯作者: 招启军(1977—),男,教授、博士生导师,博士,主要从事直升机计算流体力学、直升机空气动力学、隐身设计及流动控制等方面的研究. E-mail: zhaqiqun@nuaa.edu.cn

引用格式: 王清,招启军,赵国庆. 变来流速度下旋翼翼型非定常气动特性分析[J]. 航空动力学报, 2017, 32(2): 364-372. WANG Qing, ZHAO Qijun, ZHAO Guoqing. Unsteady aerodynamic characteristic analysis of rotor airfoil under variational free stream velocity condition[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(2): 364-372.

istics of airfoil at different basic velocities, it was found that the peaks of aerodynamic force curves enlarged as the basic velocity increased, and the unsteady vortex formed more early when the angle of attack increased. Considering the actual work environment of helicopter rotor, the aerodynamic loads of airfoil under dynamic stall were weakened at the large angle of attack and enhanced at the small angle of attack under the unsteady free stream velocity condition.

Key words: rotor; SC1095 airfoil; unsteady; dynamic stall; variational free stream velocity; RANS equations

不同于固定翼飞行器的机翼,直升机旋翼桨叶的工作环境更加复杂.由于旋翼桨叶变距运动及挥舞运动的存在,在桨叶后行侧通常会产生动态失速现象.同时在前飞状态下,旋翼桨叶的旋转运动会给桨叶带来严重的气流不对称现象,即前行侧桨叶的相对来流速度大,后行侧的桨叶相对来流速度小,因此旋翼桨叶的来流速度随桨叶方位角的不同而不断变化.可以看出,旋翼翼型由变来流速度引起的非定常气动特性同由于变距运动带来的非定常气动特性相耦合,旋翼翼型的气动特性及流场特性将会更加复杂,给直升机旋翼气动特性带来很多不利影响^[1-2].因此开展旋翼翼型在非定常状态下的气动特性研究和分析,对于认识和改善旋翼气动特性有重要的应用价值.

对于旋翼翼型的非定常气动特性研究,一般主要针对由于翼型迎角周期性变化引起的动态失速特性,而对由于来流速度变化引起的非定常气动特性的研究则少有考虑.例如 McCroskey 等^[3-6]通过测压方法测量和分析了多种翼型在定来流速度动态失速状态下的非定常气动力; Mulleners 等^[7-9]通过粒子图像测速法(PIV)测量分析了翼型在定来流速度动态失速状态下的流场速度分布.关于变来流速度下翼型非定常气动特性的研究,由 Favier 等^[10]通过在风洞中周期性移动旋翼桨叶模型,来模拟桨叶相对自由来流速度的周期性变化和变距运动,并测量了在此状态下的升力等翼型气动特性.随后 Gursul 等^[11]利用非定常水洞测量了翼型在固定迎角下由变来流速度特性引起的非定常特性.2012 年以来,俄亥俄州立大学的一些研究学者利用非定常风洞分别对翼型在固定迎角-变来流速度和变迎角-变来流速度状态下的非定常气动特性进行了试验研究^[12-13],获得了一些有价值的结果.由于受到风洞试验条件的限制,难以实现对变来流速度的精确控制,而且脉动速度的最大幅值也较低,文献^[13]中最大脉动速度马赫数只有 0.08,同直升机实际前飞速度相比低很多;由于桨叶的展弦比较小,受

到三维效应的影响,测量的结果同其他经典试验相比升力系数明显偏低;此外试验中还忽略了对翼型阻力系数的测量.可以看出,采用试验手段来测量和分析旋翼翼型在变速度状态下的非定常气动特性具有一定的局限性.先进的 CFD 方法由于具有速度快、耗费低、模拟环境宽泛等一系列特点,从而能够有效地弥补试验方法的不足^[14-16].因此,借助于先进的 CFD 方法,深入开展旋翼翼型在变来流速度下的气动特性分析研究具有重要的学术价值和实用意义.

鉴于此,本文拟借鉴直升机旋翼前飞状态下数值模拟的计算方法^[17-18],采用运动嵌套网格方法来实现旋翼翼型相对来流速度的变化控制,为研究旋翼翼型在变来流速度状态下的气动特性提供了一条有效途径.为此,本文建立了基于 URANS(unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes)方程的旋翼翼型非定常流场模拟方法,利用该方法深入开展了翼型在定迎角-变来流速度及变迎角-变来流速度状态下非定常气动特性研究,通过多种参数的影响对比分析,获得了一些有意义的结论.

1 数值模拟方法

1.1 旋翼翼型网格生成方法

为了能够有效地模拟旋翼翼型来流速度的变化,本文采用直升机前飞状态旋翼数值模拟中常用的运动嵌套网格方法来实现旋翼翼型来流速度变化的控制,即利用旋翼翼型在背景网格中进行周期性平移带来的牵连速度来模拟翼型的脉动速度,再通过叠加入流条件中的定常速度来获得翼型实际的相对来流速度.

围绕旋翼翼型的网格生成采用基于 Poisson 方程^[19]的椭圆方程网格生成方法,相应的控制方程为

$$\begin{cases} \xi_{xx} + \xi_{yy} = P(\xi, \eta) \\ \eta_{xx} + \eta_{yy} = Q(\xi, \eta) \end{cases}$$

(1)

其中 $P(\xi, \eta)$ 和 $Q(\xi, \eta)$ 为控制函数. 通过改变 $P(\xi, \eta)$ 可以控制网格的正交性, 改变 $Q(\xi, \eta)$ 可以控制网格的疏密程度. 将上述方程离散化到计算域后可得到

$$\begin{cases} \kappa_1 x_{\xi\xi} - 2\kappa_2 x_{\xi\eta} + \kappa_3 x_{\eta\eta} = -J^2(x_\xi p + x_\eta q) \\ \kappa_1 y_{\xi\xi} - 2\kappa_2 y_{\xi\eta} + \kappa_3 y_{\eta\eta} = -J^2(y_\xi p + y_\eta q) \end{cases} \quad (2)$$

式中 κ_1, κ_2 和 κ_3 为坐标变换系数, 通过迭代求解此式, 即可以得到满足 CFD 计算正交性要求的 C-型翼型网格, 网格大小为 359×80 (弦向 $\times$ 展向), 其中翼型表面布置 200 个控制点.

背景网格则采用笛卡儿网格, 大小为 300×300 , 远场边界为 50 倍翼型弦长. 旋翼翼型在背景网格中的实际运动方式如图 1 所示, 图中 V_∞ 表示来流速度. 运动嵌套网格中挖洞方法及贡献单元搜索分别采用“透视图”方法及“伪贡献单元”搜索方法.

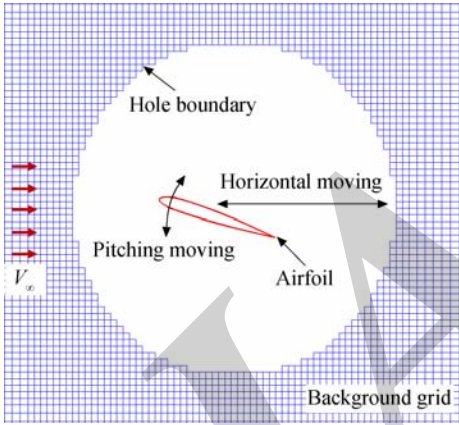


图 1 旋翼翼型运动方式示意图

Fig. 1 Schematic of moving style of rotor airfoil

1.2 非定常流场求解方法

为捕捉旋翼非定常流场特性, 采用积分形式的非定常 N-S 方程作为控制方程, 如下:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega + \iint_{\partial\Omega} (\mathbf{F} - \mathbf{F}_v) d\mathbf{S} = 0 \quad (3)$$

式中 $\mathbf{W}$ 为守恒变量; $\mathbf{F}, \mathbf{F}_v$ 分别为对流、黏性通量, 表达式如下:

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho E \end{bmatrix}, \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \rho \mathbf{V}_r \\ \rho u \mathbf{V}_r + n_x p \\ \rho v \mathbf{V}_r + n_y p \\ \rho H \mathbf{V}_r + \mathbf{V}_t p \end{bmatrix}, \quad (4)$$

$$\mathbf{F}_v = \begin{bmatrix} 0 \\ n_x \tau_{xx} + n_y \tau_{xy} \\ n_x \tau_{yx} + n_y \tau_{yy} \\ n_x \Theta_x + n_y \Theta_y \end{bmatrix}$$

其中 $\mathbf{V}_r = (u, v)^T$ 为相对流场; $\rho, E, p, \mathbf{n} = (n_x, n_y)$ 以及 H 分别为空气密度、总能、压强、单位法矢和总焓; τ_{ij}, Θ_i 为黏性相关项.

在流场求解中, 通过翼型网格在背景网格坐标系下的水平移动来模拟流场求解中翼型来流速度的变化幅值, 故在通量求解中引入网格单元的移动速度 $\mathbf{V}_t$, 从而对流通量中的速度变化描述为 $\mathbf{V}_r = \mathbf{V} - \mathbf{V}_t$.

为计算动态失速过程中翼型流场的非定常特性, 本文采用双时间法来进行时间离散. 物理时间采用具有 2 阶精度的 2 阶后向差分, 因此式 (3) 可以离散为

$$\frac{3\mathbf{W}^{n+1} - 4\mathbf{W}^n + \mathbf{W}^{n-1}}{2\Delta t} + \mathbf{R}(\mathbf{W}^{n+1}) = \mathbf{0} \quad (5)$$

其中 Δt 为物理时间步长.

在此基础上叠加伪时间推进

$$\frac{d(\Omega^{n+1} \mathbf{W}^{n+1})}{d\tau} + \mathbf{R}^*(\mathbf{W}^{n+1}) = \mathbf{0} \quad (6)$$

其中

$$\mathbf{R}^*(\mathbf{W}^{n+1}) = \frac{3\mathbf{W}^{n+1} - 4\mathbf{W}^n + \mathbf{W}^{n-1}}{2\Delta t} + \mathbf{R}(\mathbf{W}^{n+1}) \quad (7)$$

非定常计算需要很小的物理时间步长, 因此会耗费大量的计算时间. 为了减小计算时间本文采用隐式 LU-SGS (lower upper symmetric Gauss-Seidel) 方法进行时间离散^[20], 伪时间推进可以由因式分解来进行离散

$$(\mathbf{D} + \mathbf{L})\mathbf{D}^{-1}(\mathbf{D} + \mathbf{U})\Delta \mathbf{W}^n = -\mathbf{R}^n \quad (8)$$

其中 $\mathbf{L}$ 表示下三角矩阵, $\mathbf{U}$ 表示上三角矩阵, $\mathbf{D}$ 为对角矩阵. 通过分别进行上扫和下扫来计算流体的通量

$$\begin{aligned} (\mathbf{D} + \mathbf{L})\Delta \mathbf{W}^{(1)} &= -\mathbf{R}^n \\ (\mathbf{D} + \mathbf{U})\Delta \mathbf{W}^{(n)} &= \mathbf{D}\Delta \mathbf{W}^{(1)} \end{aligned} \quad (9)$$

本文 N-S 方程湍流黏度采用 S-A (Spalart-Allmaras) 湍流模型^[21] 计算. 相对于代数湍流模型, S-A 模型能够更好地捕捉翼型振荡引起的大范围气流分离现象以及翼型前缘分离涡的运动过程, 因而更适合于旋翼翼型动态失速过程的计算和分析.

图 2 给出了翼型 SSC-A09 翼型分别在定速度和变速度状态下的计算结果与试验值对比图, 图中 C_l 表示升力系数. 其中图 2(a) 中给出了定速度状态下的翼型动态失速验证对比^[13, 22], 试验来流速度马赫数为 0.2, 缩减频率为 0.025. 从图中可以看出, 受到三维效应的影响^[13], OSU (Ohio State University) 的试验结果与 Lorber 的试验值

相比存在较大的偏离. 本文采用 S-A(Spalart-Allmaras)湍流模型的计算结果与 B-L(Baldwin-Lomax)模型相比同 Lorber 的试验中吻合良好, 表明本文所用数值方法能够较好的模拟翼型在非定常状态下的气动特性.

图 2(b) 给出了在变来流速度状态下翼型 SSC-A09 翼型试验结果与计算结果对比图, 试验基准来流速度马赫数(Ma_b)为 0.4, 脉动速度马赫数(Ma_v)为 0.08, 缩减频率(k)为 0.05, 并且速度变化与迎角(α)变化存在 13.3° 的相位差(ϕ). 计算结果与试验结果显示在变速度状态下, 翼型的最大升力系数都有所增加, 具有较好的一致性. 由于变速度状态下风洞气流的湍流度较大, 试验测量的翼型动态失速迎角有所增加, 受无量纲化条件的影响(以自由来流速度为无量纲标准), 试验结果的升力系数的增加量大于计算结果升力系数的增加量.

提供了可靠的分析方法.

1.3 直升机旋翼气动环境分析

直升机旋翼速度分布如图 3 所示(桨尖马赫数为 0.6, 前进比为 0.3), 可以看出, 由于前飞速度的影响, 桨叶同一剖面的来流速度在各个方位角是不同的. 桨叶的当地速度可以描述为

$$Ma = Ma_b + Ma_v \sin[\psi(t)] \quad (10)$$

其中 $\psi(t)$ 为桨叶方位角; Ma_b 代表了旋翼桨叶在不同剖面上由于桨叶的旋转运动带来的翼型相对来流速度; Ma_v 代表了直升机的前飞速度.

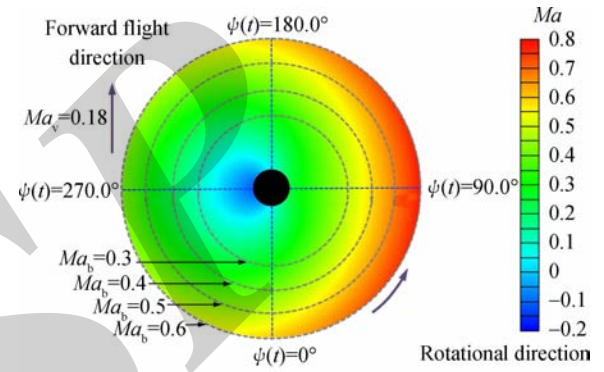


图 3 旋翼桨盘速度马赫数分布图

Fig. 3 Velocity Mach number distribution of rotor disk

2 变来流-定迎角下翼型气动特性分析

2.1 不同脉动速度马赫数下翼型气动特性分析

图 4~图 9 给出了翼型 SC1095 迎角为 6° , 速度变化规律为 $Ma = 0.4 + Ma_v \sin[\psi(t)]$ 的计算结果, 其中 Ma_v 分别为 0, 0.1 和 0.2. 翼型水平振动频率在无量纲化后为 0.05 (仿照缩减频率的定义, 并以基准速度为无量纲标准).

图 4 给出了采用自由来流速度无量纲化的气动特性, 从图中可以看出, 在旋翼前行桨叶侧, 即方位角 $\psi(t) < 180^\circ$ 的位置处, 不同脉动速度下的升力系数基本上一致, 但是后行桨叶侧 ($\psi(t) > 180^\circ$), 翼型升力系数发生了明显的变化, $Ma_v = 0.1$ 的升力系数出现了一个明显的波谷, 而 $Ma_v = 0.2$ 的升力系数首先增大后出现了突然的衰减; $Ma_v = 0.1$ 状态下的力矩系数 (C_m) 同定常状态下的相比变化不大, 只是在相对速度最小的位置出现了一些波动, 但是随着 Ma_v 的增加, 力矩系数的波动逐渐加强, 出现了一个明显的低头力矩; 与力矩系数变化特征相似, $Ma_v = 0.2$ 状态

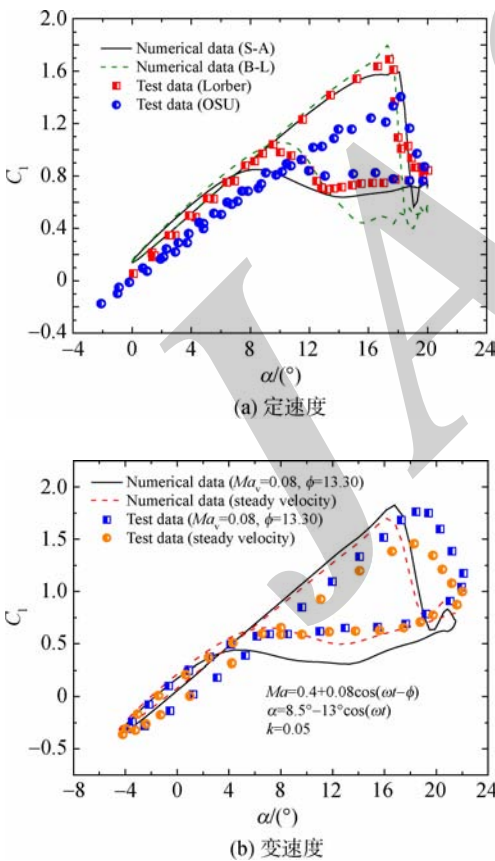


图 2 翼型非定常气动力计算值与试验值对比

Fig. 2 Comparison of calculated results of unsteady aerodynamic force of airfoil with test data

从上述定速度状态和变速度状态下的翼型动态失速计算结果与试验结果对比, 可以看出本文计算方法的有效性, 为下一步细致开展相关研究

下的阻力系数(C_d)也在 300° 方位角附近出现了一个大的峰值,而 $Ma_v=0.1$ 状态下的阻力系数则变化不是很明显.

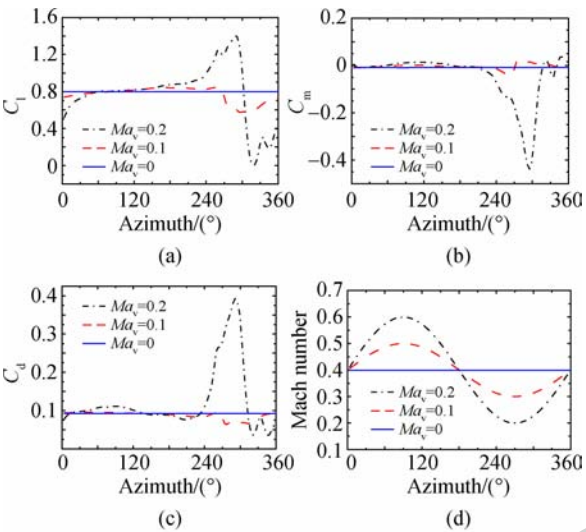


图 4 不同脉动速度马赫数下气动力对比
(来流速度无量纲化)

Fig. 4 Comparisons of aerodynamic forces under different fluctuating velocity Mach numbers (nondimensionalized by free stream velocity)

为了进一步显示气动力的时间变化特性,图 5 给出了以声速为无量纲化标准的计算结果.从图中可以看出,升力系数的变化规律和速度变化规律类似,呈现出近似的正弦规律,而且随着脉动速度的增加,升力系数的波动也更加剧烈.从图中

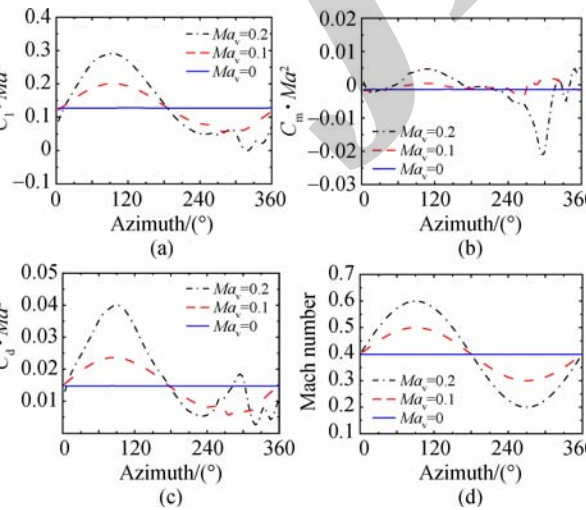


图 5 不同脉动速度马赫数下气动力对比(声速无量纲化)
Fig. 5 Comparisons of aerodynamic forces (nondimensionalized by sound velocity) of airfoil under different fluctuating velocity Mach numbers

的力矩系数中可以看出,在前行桨叶侧力矩系数略大于定常状态下的力矩系数;在后行桨叶侧力矩系数则出现了波动,而且随着 Ma_v 的增加,力矩系数的波动更加明显,并在来流速度最小的位置出现了一个大的低头力矩.阻力系数的变化特性同升力系数类似,整体趋势上随速度的增加而增大,随速度的减少而减小.可以看出,这些特性符合由于气体压缩性带来的气动特性的变化特征,因此,在变来流速度状态下需要考虑由于压缩性引起的变化.

图 6 中给出了 180° 方位角附近升力系数的细节特征,从图中可以看出,不同速度曲线的交点位于 180° 方位角处,然而不同 Ma_v 状态下对应的升力系数曲线的交点则在 185° 附近.因此可以看出,翼型在变来流速度状态下的气动特性不同于定常状态的结果,气动特性存在明显的迟滞现象.

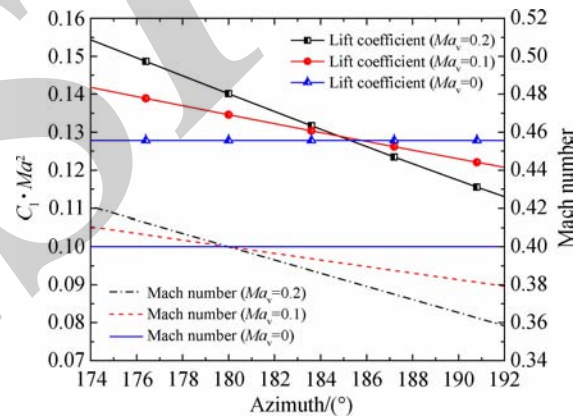


图 6 局部细节分析

Fig. 6 Analysis of local detail information

图 7 给出旋翼翼型 SC1095 的气动特性随马赫数变化的曲线.从图中可以看出,在定常状态下,受气体压缩性的影响,翼型的气动力特性曲线随着马赫数的增加而增加,但是在非定常状态下,翼型气动特性在整体趋势增加的基础上,呈现出明显的迟滞现象,形成一条封闭迟滞回线,而且随着翼型马赫数变化幅值的增加,非定常特性的程度也在不断增加,迟滞回线的面积因此逐渐增加.

图 8 给出了不同脉动速度马赫数下的等涡量线对比图.从图中可以看出,在定速度状态下,翼型处于定常状态,涡量主要集中在翼型的表面.随着 Ma_v 的增加,非定常特性逐渐展现出来,在 $Ma_v=0.1$ 时,有一定的涡量从翼型表面脱离开来($\psi(t)=270^\circ$).随着 Ma_v 继续增加,非定常特性更加明显,在翼型的上表面可以观察到多个分离

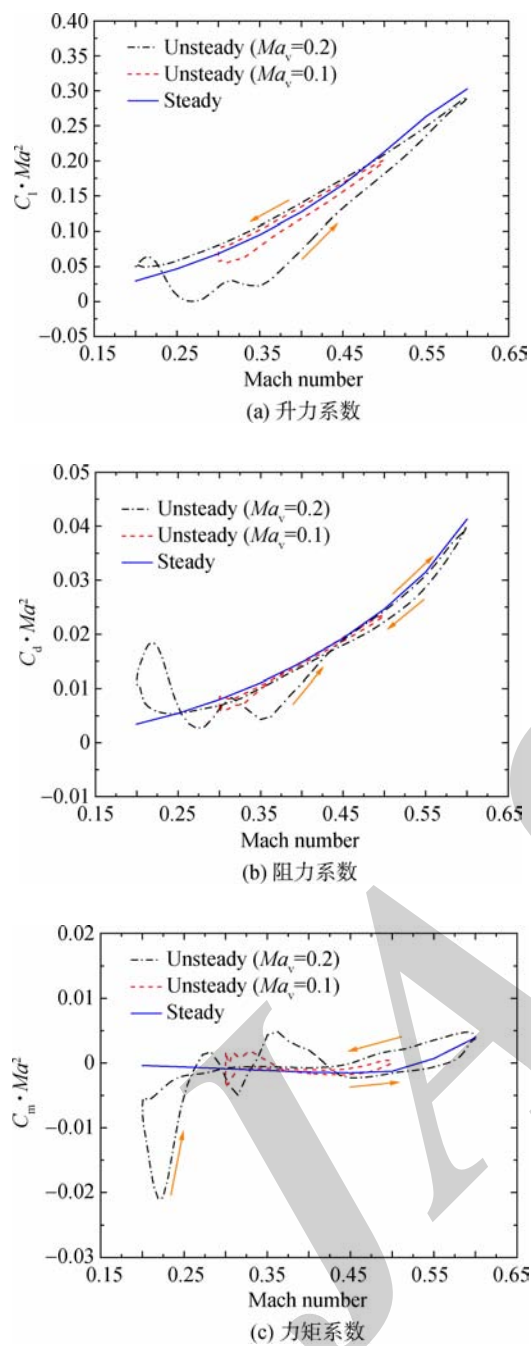


图 7 翼型气动随马赫数变化对比图
Fig. 7 Comparisons of aerodynamic forces of airfoil varying with Mach number

涡存在,从而导致翼型的气动特性出现波动现象.因此可以看出,在变速度状态下,翼型的气动特性同定常状态下的明显区别,主要由翼型在不同速度下的压缩性影响和由于速度变化引起的非定常特性共同决定.

图 9 给出了不同 Ma_v 下 SC1095 翼型上表面的压强系数 C_p (以声速为无量纲化标准),图中 c 表示弦长.从图 9(a)可以看出,在定速度状态下,翼型处于定常状态,压强系数在不同方位角保持

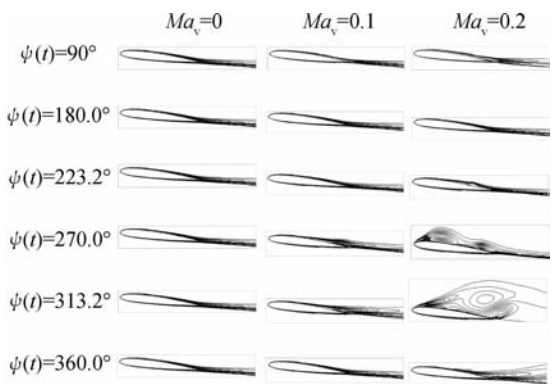


图 8 不同脉动速度马赫数下等涡量线对比图(定迎角)
Fig. 8 Comparisons of vortex contour lines under different fluctuating velocity Mach numbers (steady angle of attack)

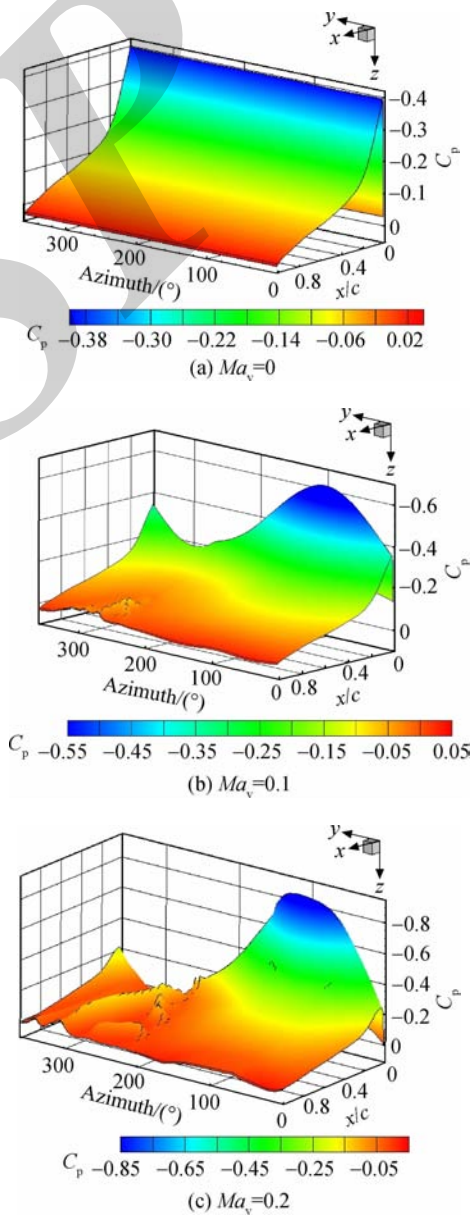


图 9 不同脉动速度马赫数下压强系数对比图
Fig. 9 Comparisons of pressure coefficient under different fluctuating velocity Mach numbers

不变.在变速度状态下,压强系数随着方位角的变化出现了明显的波动,来流速度大的位置处翼型前缘附近的压强系数峰值也就越大.随着脉冲速度的增加,压强系数峰值也在不断的增加.此外,可以看到在桨叶后行侧位置处的压强系数出现了明显的波动现象,说明由于变来流速度引起的前缘涡对翼型表面的压强分布起到了明显的诱导扰动作用.

2.2 不同基准速度马赫数下翼型气动特性分析

图 10 给出了不同 Ma_v 状态下的计算结果对比图(以声速为无量纲化标准),其中翼型迎角为 6.0° ,脉动速度为 $Ma_v = 0.2$,缩减频率为 0.05 . Ma_v 分别为 $0.3, 0.4$ 及 0.5 ,分别模拟旋翼桨叶不同剖面位置处的旋转速度(如图 3 所示).从图 10 中可以看出,不同 Ma_v 对翼型气动特性具有明显的影响, Ma_v 越大,气动峰值也越大,同时在前缘分离涡的诱导作用下,旋翼翼型在后行桨叶侧气动力的波动也越剧烈.这主要因为在大来流速度下,气流的压缩性影响更强,从而引起升力系数的增加,相应带来了阻力系数的增加.在小速度状态下,压缩性影响有所减弱,但由变基准来流速度马赫数引起的前缘涡对翼型表面压强分布的诱导作用占据主导地位,因此气动系数表现出明显的波动,而且力矩系数的变化更为明显.

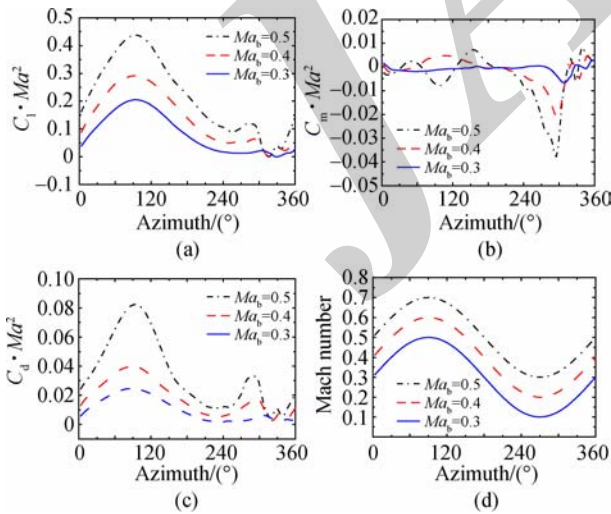


图 10 不同基准来流速度马赫数下的气动对比

Fig. 10 Comparisons of aerodynamic forces under different basic free stream velocity Mach numbers

2.3 不同迎角下翼型气动特性分析

图 11 给出了在旋翼不同迎角下的计算结果对比图(以声速为无量纲化标准).来流速度变化

关系为 $Ma = 0.4 + 0.2\sin[\psi(t)]$,缩减频率为 0.05 ,迎角分别固定为 $4.0^\circ, 6.0^\circ$ 以及 8.0° .从图中可以看出,不同迎角下的翼型气动特性变化相似,但随着翼型迎角的增大,气动特性的峰值逐渐增加,在旋翼后行桨叶侧的各个气动特性参数的波动幅值也更剧烈,而且波动出现的也更早.这主要是因为在大迎角下,翼型更容易出现分离涡,从而导致了翼型阻力系数及力矩系数曲线出现不同程度的波动.

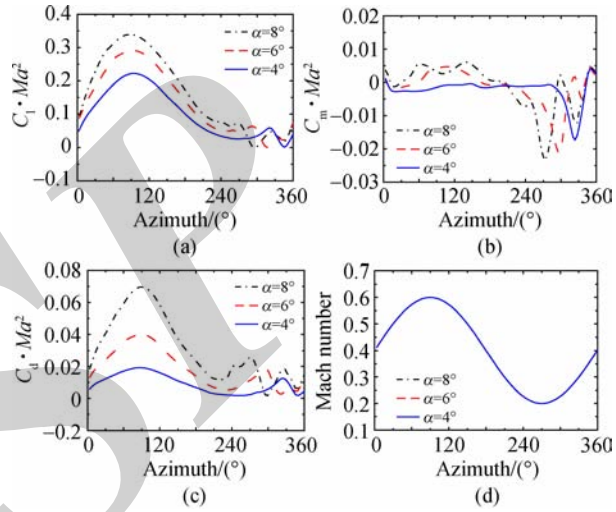


图 11 不同迎角下的气动对比

Fig. 11 Comparisons of aerodynamic forces under different angles of attack

3 变来流-变迎角下翼型气动特性分析

图 12~图 13 给出了翼型在变脉动速度马赫数下的动态失速气动特性计算结果对比图.翼型来流速度变化规律为 $Ma = 0.4 + Ma_v \sin[\psi(t)]$,其中 Ma_v 分别为 $0, 0.1$ 以及 0.2 .迎角变化规律为 $\alpha = 10.0^\circ + 6.0^\circ \sin[\psi(t)]$,缩减频率为 0.05 .

图 12(a)给出了以自由来流速度为无量纲化标准的升力系数计算结果,从图中可以看出,随着 Ma_v 的增加,翼型升力系数的峰值也在不断增加,而且迟滞回线的面积不断增加.由此可见,直升机在前飞状态下旋翼桨叶的非定常气动特性更加显著,而且前飞速度越大,非定常特性越强烈.

图 12(b)给出了以声速为无量纲标准的升力系数,从图中可以看出,随着 Ma_v 的增加,升力系数在大迎角处的峰值被削弱了,但是在小迎角下的升力系数却有所增加,而且 Ma_v 越大,这一趋势也越明显.从图 12(c)阻力系数计算结果对比

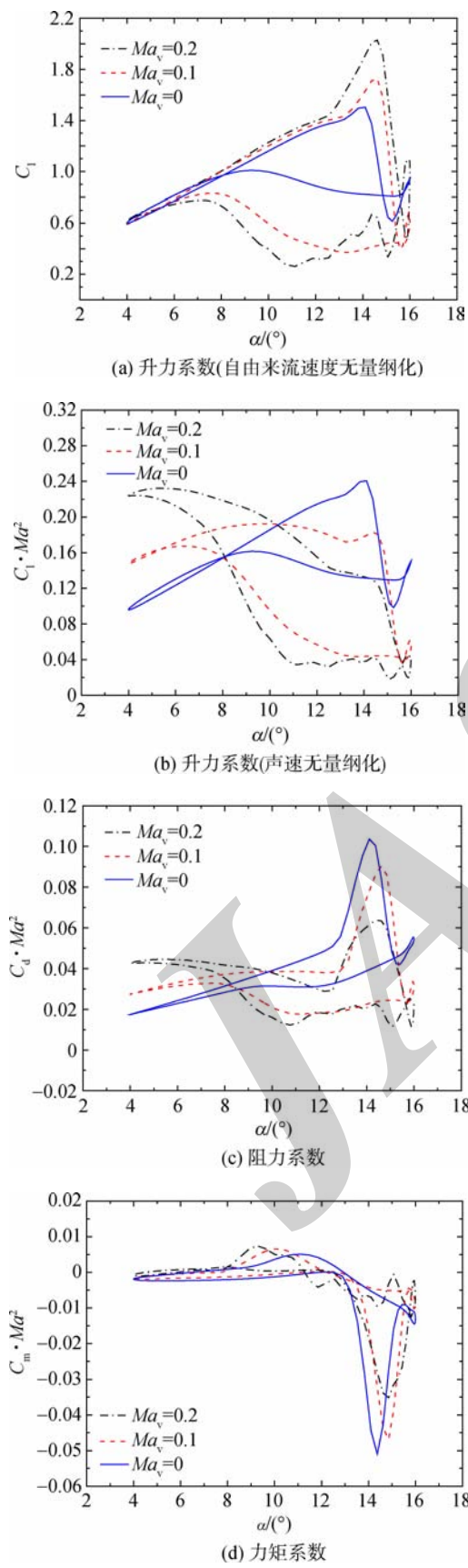


图 12 不同脉动速度马赫数气动计算对比
Fig. 12 Comparisons of aerodynamic forces under different fluctuating velocity Mach numbers

图中可以看出,随着变化速度的增加,阻力系数的峰值减小,但是在小迎角附近的阻力系数却有所增加,而且 Ma_v 越大,趋势就越显著. 从图 12(d) 给出的力矩系数变化曲线中可以看出,随着 Ma_v 的增加,力矩系数的峰值有所减小,但是力矩系数迟滞回线显示出更强烈的波动性.

图 13 给出了不同脉动速度马赫数下的翼型流场等涡量线对比图. 从图中可以看出,在定速度状态下,前缘分离涡的强度较小,随着 Ma_v 的增加,翼型前缘分离涡得到了明显的加强,而且在翼型的后缘附近出现了后缘涡.

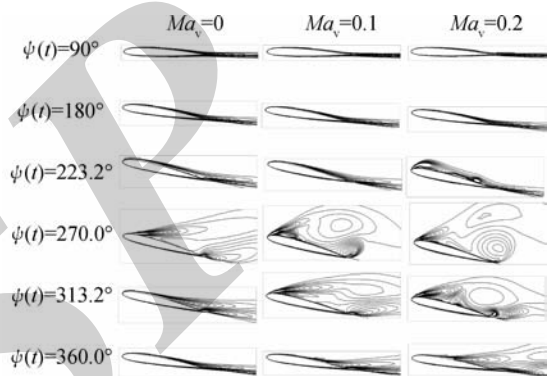


图 13 不同脉动速度马赫数下的等涡量线对比图(变迎角)

Fig. 13 Comparisons of vortex contour lines under different fluctuating velocity Mach numbers (unsteady angle of attack)

4 结 论

本文利用运动嵌套网格和 CFD 方法,模拟和分析了旋翼翼型 SC1095 在变来流速度状态下的气动特性,通过对不同脉动速度、不同基准来流速度以及不同迎角等参数的影响分析,可以得出如下结论:

1) 受到气流压缩性以及变来流速度的影响,旋翼翼型气动特性会在变速度状态下表现出一定的非定常特性,而且由此带来的非定常效应同样会产生前缘分离涡,从而进一步影响到翼型的流场特性.

2) 不同脉动速度能够显著地影响到翼型的气动力特性,脉动速度越大,由其引起的非定常特征也更强. 相同脉动速度幅值下,不同基准来流速度对翼型的气动特性也有明显的影响,基准来流速度越大,翼型气动力的峰值越大,波动也更加剧烈. 此外,翼型的迎角也会产生一定影响,迎角越大,翼型越容易产生前缘分离涡,从而影响到翼型

的气动特性.

3) 同定常速度下的动态失速计算结果对比发现,变速度状态下翼型在大迎角下的升力系数减小,小迎角下的升力系数增加;大迎角下的阻力系数减小,而小迎角下的阻力系数有所增加;力矩系数变化表现出更明显的非定常效应,波动更加剧烈.

参考文献:

- [1] Leishman J G. Principles of helicopter aerodynamics[M]. Cambridge:Cambridge University Press,2006.
- [2] Conlisk A T. Modern helicopter aerodynamics[J]. Modern Helicopter Aerodynamics, Annual Review of Fluid Mechanics,1997,29:515-567.
- [3] McCroskey W J. Inviscid flowfield of an unsteady airfoil [J]. AIAA Journal,1973,11(8):1130-1137.
- [4] McCroskey W J,Philippe J J. Unsteady viscous flow on oscillating airfoils[J]. AIAA Journal,1975,13(1):71-79.
- [5] McCroskey W J,Carr L W,McAlister K W. Dynamic stall experiments on oscillating airfoils [J]. AIAA Journal,1976,14(1):57-63.
- [6] McAlister K W,Pucci S L,McCroskey W J,et al. An experimental study of dynamic stall on advanced airfoil sections, Volume 2 pressure and force data[R]. NASA TM-84245,1982.
- [7] Mulleners K,Kindler K,Raffel M. Dynamic stall on a fully equipped helicopter model [J]. Aerospace Science and Technology,2012,19:72-76.
- [8] Naughton J,Strike J,Hind M,et al. Measurements of dynamic stall on the DU wind turbine airfoil series[R]. Phoenix, Arizona: The 69th American Helicopter Society Annual Forum,2013.
- [9] 王清,招启军,赵国庆. 旋翼翼型动态失速流场特性 PIV 试验研究及 L-B 模型修正[J]. 力学学报,2014,46(4):631-635.
WANG Qing,ZHAO Qijun,ZHAO Guoqing. PIV experiments on flowfield characteristics of rotor airfoil dynamic stall and modifications of L-B model[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics,2014,46(4):631-635. (in Chinese)
- [10] Favier D,Rebont J,Maresca C. Large-amplitude fluctuations of velocity and incidence of an oscillating airfoil[J]. AIAA Journal,1979,17(11):1265-1267.
- [11] Gursul I, Ho C M. High aerodynamic loads on an airfoil submerged in an unsteady stream [J]. AIAA Journal,1992,30(4):1117-1119.
- [12] Gompertz K A,Jensen C D,Gregory J W,et al. Compressible dynamic stall mechanisms due to airfoil pitching and freestream Mach oscillations[R]. Fort Worth,Texas: The 69th American Helicopter Society Annual Forum,2012.
- [13] Hird K, Frankhouser M W, Gregory J W, et al. Compressible dynamic stall of an SSC-A09 airfoil subjected to coupled pitch and freestream Mach oscillations[R]. Quebec, Canada: The 69th American Helicopter Society Annual Forum,2014.
- [14] Visbal M R. Numerical investigation of deep dynamic stall of a plunging airfoil [J]. AIAA Journal,2011,49(10):2152-2170.
- [15] 张家忠,李凯伦,陈丽莺. 翼型失速的非线性动力学特性及其控制[J]. 航空学报,2011,32(12):2163-2173.
ZHANG Jiazhong, LI Kailun, CHEN Liying. Nonlinear dynamics of static stall of airfoil and its control [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(12): 2163-2173. (in Chinese)
- [16] Kojima R, Nonomura T, Oyama A, et al. Large-eddy simulation of low-Reynolds number flow over thick and thin NACA airfoils [J]. Journal of Aircraft, 2013, 50(1): 187-196.
- [17] Gardner A D, Richter K. Influence of rotation on dynamic stall [R]. Fort Worth, Texas: The 69th American Helicopter Society Annual Forum, 2012.
- [18] Zhao Q J, Xu G H, Zhao J G. New hybrid method for predicting the flowfields of helicopter rotors [J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(2): 372-380.
- [19] Thompson J F. Grid generation techniques in computational fluid dynamics [J]. AIAA Journal, 1984, 22(11): 1505-1523.
- [20] Yoon S, Jameson A. Lower-upper symmetric Gauss-Seidel method for the Euler and Navier-Stokes equations [J]. AIAA Journal, 1986, 26(9): 1453-1460.
- [21] Spalart P R, Allmaras S R. A one equation turbulence model for aerodynamic flows [R]. Reno, NV: The 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 1992.
- [22] Lorber P F, Carta F O. Unsteady stall penetration experiments at high Reynolds number [R]. Accession Document, AD-A186 120, 1987.

(编辑:王碧珺)