

旋翼非定常动态失速的三维效应分析

赵国庆¹, 刘绍辉¹, 李军府¹, 招启军²

(1. 中国航空工业集团有限公司 第一飞机设计研究院 徐舜寿创新中心, 西安 710089;

2. 南京航空航天大学 航空宇航学院

直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 采用建立的高精度计算流体动力学(CFD)方法, 针对旋翼非定常动态失速的三维(3D)效应特性进行研究。以 Helishape 7AD 旋翼为基准, 开展三维效应对旋翼非定常气动特性的影响分析。研究了来流马赫数对旋翼翼型动态失速特性影响。在此基础上, 针对三维情形旋翼动态失速非定常涡流动特性及诱导分离特征开展了数值分析, 通过与二维情形对比表明: 受旋翼旋转、轴向诱导速度等三维效应影响, 旋翼桨叶剖面动态失速涡的产生、对流和脱落明显滞后于二维翼型情形, 并且涡强度也更弱。越靠近桨叶内段, 桨叶剖面非定常动态失速特性与二维旋翼翼型情形的差距越为明显。

关 键 词: 旋翼; 翼型; 动态失速; 三维效应; 诱导速度; 计算流体动力学(CFD)方法

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

Analysis on three-dimensional effects of rotor unsteady dynamic stall

ZHAO Guoqing¹, LIU Shaohui¹, LI Junfu¹, ZHAO Qijun²

(1. Xu Shunshou Innovation Center, the First Aircraft Institute, Aviation Industry Corporation of China Limited, Xi'an 710089, China;

2. National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics, College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A CFD method with high precision was adopted to investigate the characteristics of three-dimensional (3D) effects of flow on rotor dynamic stall. The Helishape 7AD rotor was taken as example, and the influences of three-dimensional effects on rotor unsteady aerodynamic characteristics were researched. The effects of inflow Mach number on dynamic stall of rotor airfoil were investigated. On these bases, characteristics of unsteady vortex and induced flow on rotor dynamic separation were numerically analyzed, and the comparisons with the 2D states indicated that due to the effects of the rotation of blade and axial-induced velocity, the formation, convection and shedding of dynamic stall vortex on rotor blade section delayed compared with the 2D state of airfoil, and the intensity of vortex was weaker. As blade section was closer to root of rotor, differences for characteristics of dynamic stall between rotor blade section and the 2D state rotor airfoil were more obvious.

收稿日期: 2017-03-17

作者简介: 赵国庆(1984—), 男, 工程师, 博士, 主要从事飞行器总体设计、计算流体力学、流动控制等研究。

E-mail: zgq198495@126.com

引用格式: 赵国庆, 刘绍辉, 李军府, 等. 旋翼非定常动态失速的三维效应分析[J]. 航空动力学报, 2018, 33(6): 1484-1491. ZHAO Guoqing, LIU Shaohui, LI Junfu, et al. Analysis on three-dimensional effects of rotor unsteady dynamic stall[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(6): 1484-1491.

Key words: rotor; airfoil; dynamic stall; three-dimensional effects; induced velocity; computational fluid dynamics (CFD) method

旋翼(翼型)非定常动态失速是限制直升机前飞速度的一个重要因素^[1],动态失速机理的研究对于旋翼气动外形设计至关重要,其中三维流动特性对动态失速特性影响的研究十分关键。

针对旋翼及翼型动态失速特性的研究主要有试验方法和 CFD 方法。早期针对翼型非定常动态失速的研究多采用风洞试验方法^[2-4],较多针对非定常气动力的测量结果很好地反映出动态失速过程中气动力的迟滞效应;并且通过粒子成像测速(PIV)技术进行的非定常涡流场的速度测定可以直观地描述动态失速涡的产生、对流以及耗散过程^[5-7],进而初步揭示翼型非定常动态失速机理^[8-10]。

近年来,随着 CFD 方法的逐步成熟,其在旋翼(翼型)非定常动态失速特性研究方面发挥了越来越重要的作用。CFD 方法克服了试验方法成本高、技术难度大以及研究周期长等问题,并且具有很高的流场及非定常气动力计算精度,已逐步成为直升机旋翼气动特性分析及外形设计的主流方法。Jameson 在 20 世纪 90 年提出了基于双时间方法的 Euler 方程求解方法,针对旋翼翼型的非定常气动特性进行了数值计算,很好地模拟出翼型振荡过程中气动力的迟滞效应^[11]。随后,以非定常 Navier-Stokes(N-S)方程为流场控制方程的黏性流场计算方法也逐步成熟^[12],国内外相继开展了旋翼翼型以及机翼非定常动态失速特性的数值分析^[13-17]。

但至目前,针对非定常动态失速特性的研究大多基于二维翼型或三维机翼,并且旋翼(翼型)非定常动态失速机理仍不明确,对动态失速涡的运动特性受旋翼旋转等三维效应影响的研究较少。为探索三维效应影响下旋翼的非定常动态失速特性,本文将基于运动嵌套网格方法,结合高精度旋翼黏性涡流场计算方法,开展旋翼非定常动态失速特性的分析研究,在悬停状态通过施加周期变距,令旋翼剖面的来流和俯仰规律与二维翼型一致,通过综合的旋翼非定常气动力、动态失速涡流动以及诱导速度分布情况研究,获得旋翼动态失速特性与二维翼型差异,进而探索三维效应对旋翼(翼型)动态失速特性的影响。

1 数值计算方法

本文采用建立的运动嵌套网格方法开展旋翼

非定常动态失速特性研究。嵌套网格系统(图 1)包括旋翼网格和背景网格。旋翼网格由基于 Poisson 方程求解的参数化方法生成,背景网格为局部加密的笛卡儿网格。

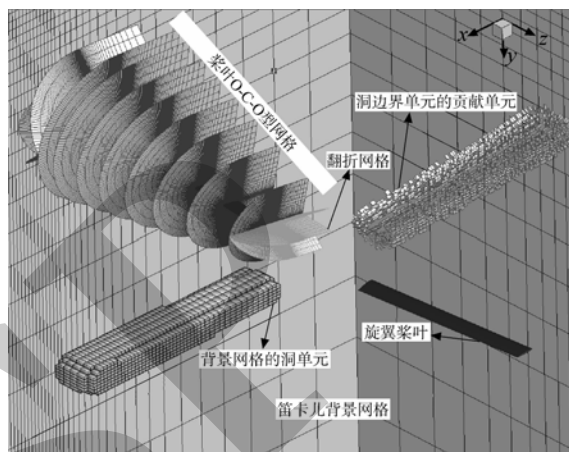


图 1 旋翼嵌套网格系统

Fig. 1 Embedded grid system of rotor

采用文献[18]建立的“扰动干涉”挖洞方法划定嵌套网格洞边界,结合文献[18]的改进型“最小距离”方法快速确定背景网格的洞边界单元在旋翼贴体网格上的贡献单元。

为精确模拟旋翼非定常动态失速中的涡流动特性以及气流分离现象,采用建立的黏性雷诺平均 N-S 方程方法计算旋翼非定常涡流场^[18]。其中,对流通量离散采用 Roe 格式,黏性通量计算基于 Spalart-Allmaras(S-A)湍流模型,时间推进采用高效隐式 lower-upper symmetric Gauss-Seidel(LU-SGS)方法,具体的 CFD 计算方法见文献[18]。

2 旋翼动态失速特性

为验证数值计算方法的有效性,并初步研究旋翼非定常动态失速特性,以 Helishape 7AD 旋翼为验证算例^[19],开展旋翼非定常气动力及流场特性计算。7AD 旋翼的旋翼半径 R 为 2.1 m,桨叶展弦比为 15,包含 4 片具有下反和抛物尖削的桨叶,该旋翼三维气动外形由图 2 给出,图中 R 表示旋翼半径。

计算状态为桨尖马赫数 $Ma_{tip} = 0.617$,前进比 $\mu = 0.41$,旋翼轴前倾角为 $\theta_{shaft} = -11.8^\circ$,桨叶

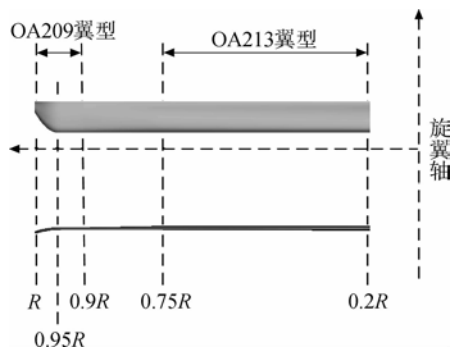


图 2 7AD 旋翼桨叶几何构型

Fig. 2 Configuration of 7AD rotor blade

运动规律

$$\theta = 11.360^\circ - 5.0778^\circ \sin \psi + 1.9181^\circ \cos \psi$$

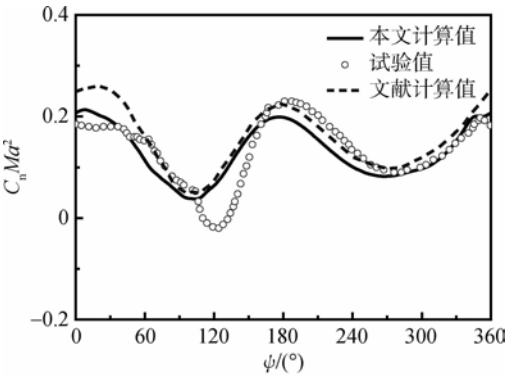
$$\beta = 5.0778^\circ + 2.203^\circ \cos \psi$$

图 3 给出了旋翼桨叶不同剖面(r/R)的等效法向力系数($C_n Ma^2$, 其中 C_n 为法向力系数, Ma 表示马赫数), 并与文献[19]中的试验值和计算值进行了对比。可以看出, 本文等效法向力系数的计算值与文献计算值以及试验值的变化趋势一致, 从而表明本文建立的旋翼非定常流场 CFD 计算方法能够较精确地模拟旋翼非定常气动特性。

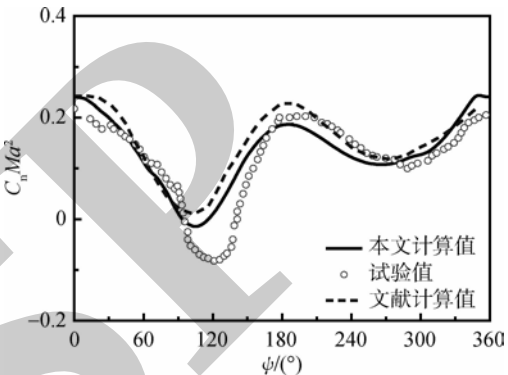
由图 3 所示的旋翼桨叶剖面等效法向力系数的变化趋势可以看出, 在靠近桨尖的剖面, 后行桨叶处的等效法向力系数相对于前行桨叶处偏小; 随着桨叶剖面靠近桨尖位置, 后行桨叶的等效法向力系数值会逐渐接近并超过前行桨叶值。

图 4 更为直观地给出了等效法向力系数在整个桨盘内的分布云图, 图中 ψ 表示方位角。图 4 的结果与图 3 的结论一致。这主要是由于在前飞状态旋翼在周期性的变距和挥舞运动下, 后行桨叶的剖面迎角明显大于前行桨叶, 从而导致后行桨叶容易出现非定常动态失速现象。

为进一步分析后行桨叶剖面迎角对法向力系



(b) $r=0.815R$



(c) $r=0.915R$

图 3 7AD 旋翼桨叶不同剖面 $C_n Ma^2$ 对比
Fig. 3 Comparisons for $C_n Ma^2$ on different blade sections of 7AD rotor

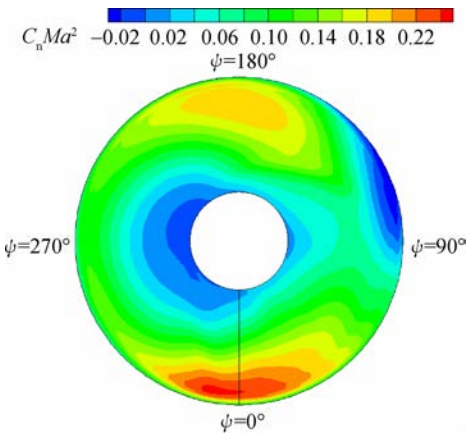
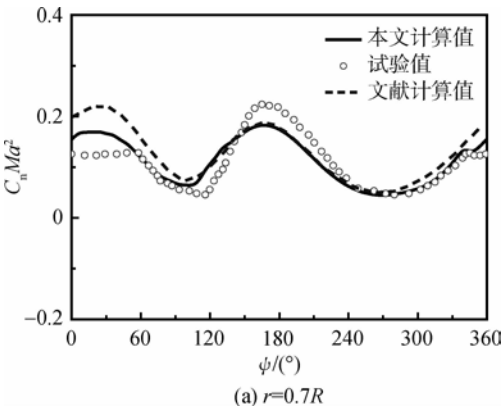


图 4 7AD 旋翼桨盘平面内的 $C_n Ma^2$ 分布
Fig. 4 Distribution of $C_n Ma^2$ on 7AD rotor disc



(a) $r=0.7R$

数的影响, 图 5 给出了桨盘平面内轴向诱导速度 (以桨尖速度无量纲化) 分布云图。由图可知, 前行一侧, 旋翼轴向诱导速度较小, 因此法向力系数较小, 如图 3 所示在 90° 方位角附近法向力系数有极小值。后行侧, 在桨尖附近, 轴向诱导速度较大, 这也使得该处容易诱发动态失速。

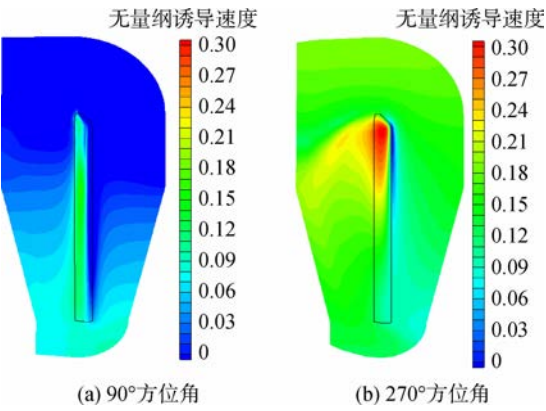


图 5 桨盘平面内轴向诱导速度分布

Fig. 5 Distribution of axial-induced velocity on disc plane

3 三维效应特性分析

为进一步分析三维效应对旋翼非定常动态失速特性的影响,开展了旋翼前飞状态动态失速与等效二维翼型动态失速特性对比研究。计算用旋翼设置为矩形无扭转桨叶,剖面翼型为 SC-1095 翼型,桨叶展弦比为 15。旋翼周期变距规律为

$$\theta = 10^\circ - 7^\circ \sin \psi + 4^\circ \cos \psi \quad \psi = \Omega t \quad (1)$$

3.1 旋翼翼型动态失速特性

首先针对 SC-1095 翼型的动态失速现象进行分析,为与三维桨叶动态失速情形对应,各计算状态的来流马赫数和翼型振荡减缩频率需要由桨叶剖面的值换算。由 SC-1095 翼型的迎角变化规律,如式(1)所示,忽略前飞速度的影响,结合旋翼的剖面运动速度及翼型减缩频率 k 的定义,有

$$k = \frac{\pi f c}{U_\infty} = \frac{\pi \frac{\omega}{2\pi} c}{\omega r} = \frac{c}{2r} \quad (2)$$

由式(2)可知,桨叶剖面的减缩频率与展向位置及剖面弦长有关。设置桨尖马赫数为 $Ma_{tip} = 0.6$,相应的雷诺数为 $Re = 3.6 \times 10^6$,相应的二维翼型的来流条件及所对应的桨叶剖面位置(r/R)见表 1。

表 1 SC-1095 翼型非定常动态失速计算状态

Table 1 Computational states for unsteady dynamic stall of SC-1095 airfoil

参数	来流马赫数 Ma_∞				
	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6
k	0.1	0.066 7	0.05	0.04	0.033 3
$Re/10^6$	1.2	1.8	2.4	3.0	3.6
r/R	0.33	0.50	0.67	0.83	1.0

首先开展 SC-1095 翼型非定常动态失速的数值分析,获得无三维效应的翼型非定常动态失速特性(相对于旋翼动态失速)。图 6 各计算状态下 SC-1095 翼型的气动力迟滞回线,图中 C_l 、 C_d 、 C_m 分别表示升力系数、阻力系数和力矩系数。由图可以看出,随着翼型减缩频率的减小,动态失速产生的临界迎角(α 为翼型迎角)越小,并且较小的减缩频率所对应的来流速度较大,线性增长段翼型的升力系数越大。与此同时,较小的减缩频率所对应的阻力、力矩系数的最大值相对较小。

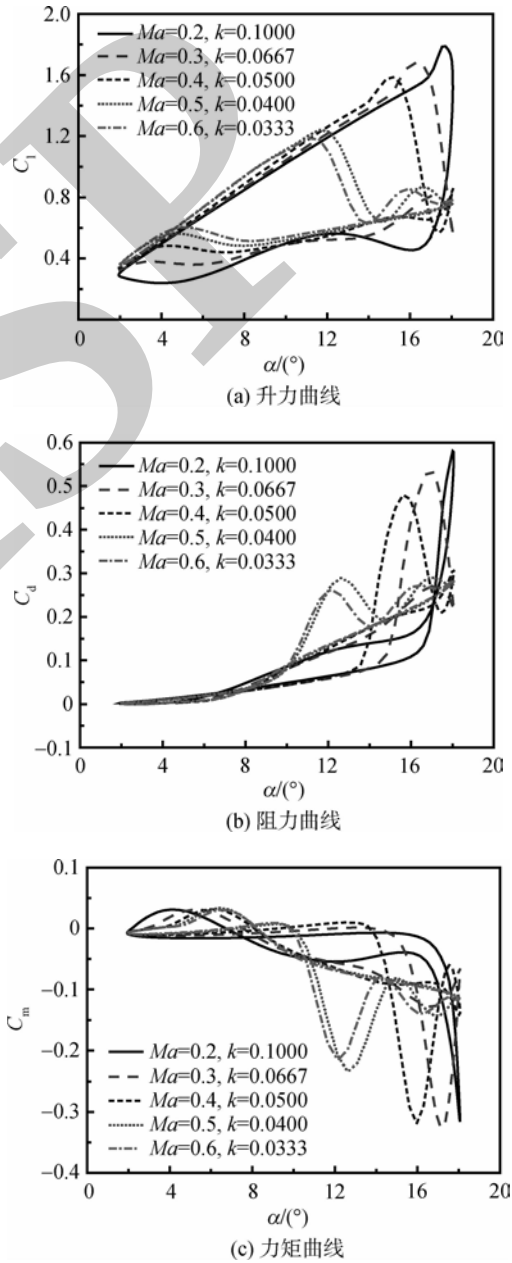


图 6 SC-1095 翼型非定常气动力曲线

Fig. 6 Unsteady aerodynamic force curves of SC-1095 airfoil

3.2 旋翼动态失速特性三维效应影响

为消除前飞速度带来的非定常入流影响,保证桨叶剖面与相应的二维翼型有相当的入流速度,在悬停状态采用式(1)的旋翼周期变距规律,针对旋翼的非定常气动特性开展了计算分析。图 7 给出了桨叶不同剖面的法向力系数随方位角的变化情况,并与相应二维情形的翼型非定常气动力进行了对比。可以看出,桨叶剖面的法向力系数的整体变化趋势与对应二维情形相似,但法向力系数的极值有很大差异,桨叶剖面法向力系数最大值更靠近最大桨距角位置。

在靠近将根的位置,三维情况下桨叶各剖面的法向力系数最大值变化幅度不大,并且明显小于二维翼型的值,即在三维效应的影响下,旋翼“后行桨叶”的动态失速现象更弱。靠近桨叶中段,三维情况下桨叶剖面的法向力系数最大值与二维情形翼型的值差距减小;在靠近旋翼桨尖的位置,桨叶的法向力系数与相应翼型的值逐渐趋于一致。相反地,越靠近桨根位置,三维情况下法向力系数的最小值与二维翼型的值基本相同,而随着剖面靠近桨尖,桨叶的最小法向力系数会逐

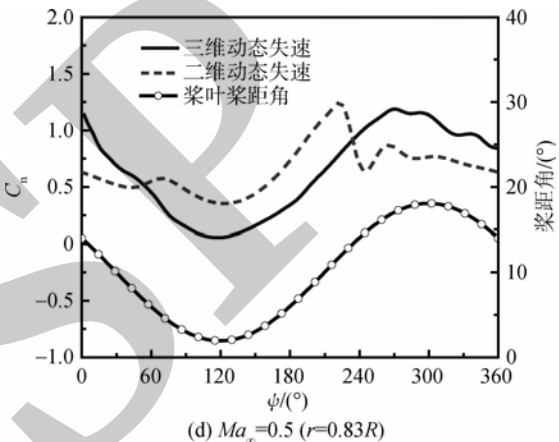
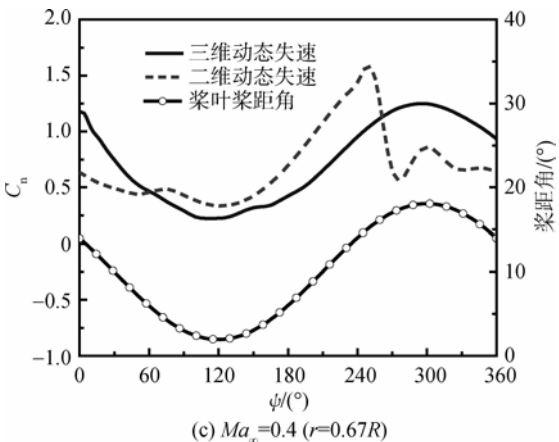
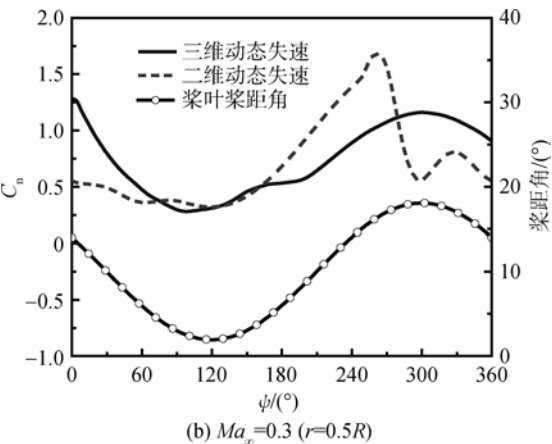
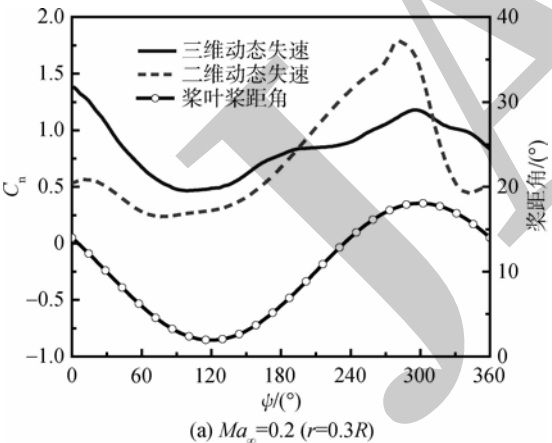
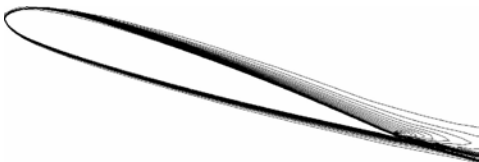


图 7 旋翼桨叶剖面 C_n 与翼型值对比
Fig. 7 Comparison of C_n of rotor blade section and airfoil

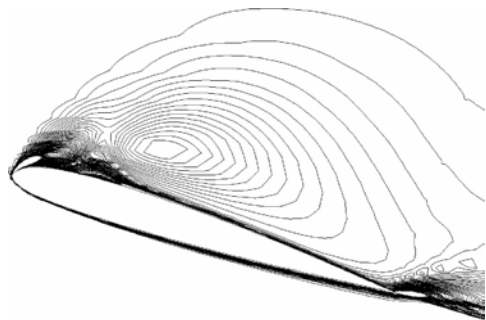
渐大于相应翼型值。

为从三维效应对涡流动的影响方面对上述现象进行解释,图 8 给出了旋翼桨叶 0.5R 和 2R/3 处剖面涡量云图与相应二维翼型涡流动情况的对比。可以看出,二维情况下翼型表面的动态失速涡强度更大,非定常动态失速涡的对流引起翼型法向力系数的额外增量。随着高强度的动态失速涡从翼型表面脱落,翼型的法向力系数突降,从而导致在低头(迎角减小)的过程中翼型的法向力系数明显小于相对应的旋翼桨叶剖面值。总体而言,相对于二维翼型情形,三维流动与动态失速涡的干扰削弱了桨叶表面动态失速涡强度。

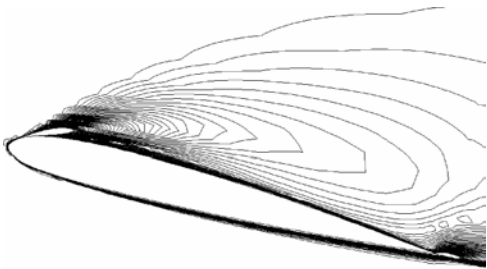
图 9 给出了桨叶 0.83R 剖面在 270°方位角



(a) 270°方位角, 0.5R剖面



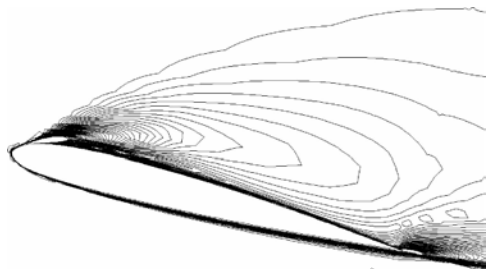
(b) 270°相位角, 翼型 $Ma_\infty=0.3$



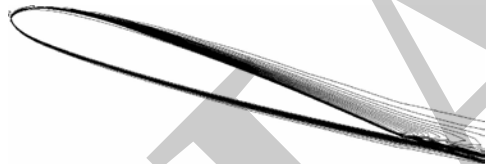
(h) 360°相位角, 翼型 $Ma_\infty=0.4$



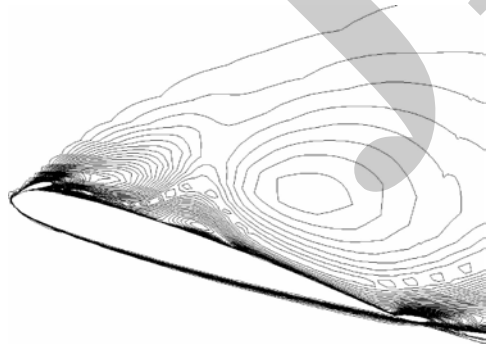
(c) 360°方位角, 0.5R剖面



(d) 360°相位角, 翼型 $Ma_\infty=0.3$



(e) 270°方位角, 2R/3剖面

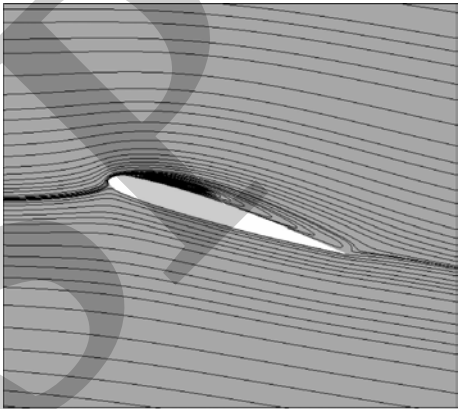


(f) 270°相位角, 翼型 $Ma_\infty=0.4$

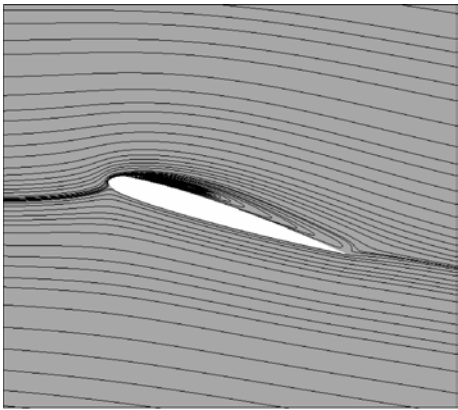


(g) 360°方位角, 2R/3剖面

图 8 桨叶剖面涡量云图与对应二维翼型情况的对比
Fig. 8 Comparisons of vorticity contour for blade section and corresponding 2D airfoil



(a) $r=0.83R$ 桨叶剖面流线



(b) 二维翼型流线

图 9 桨叶剖面与二维翼型气流分离现象对比
Fig. 9 Comparisons of flow separation for 2D airfoil and blade section

(相位角)处的流线与相应二维翼型情形($Ma_\infty = 0.5$)的对比。与图 8 的结果一致,在 270°相位角处,二维翼型表面的气流发生大范围分离,而相对应的桨叶 0.83R 剖面气流在前缘位置开始分离,并且相对于二维翼型情形分离区范围明显更小。

图 10 进一步给出了桨叶不同剖面(0.84R、

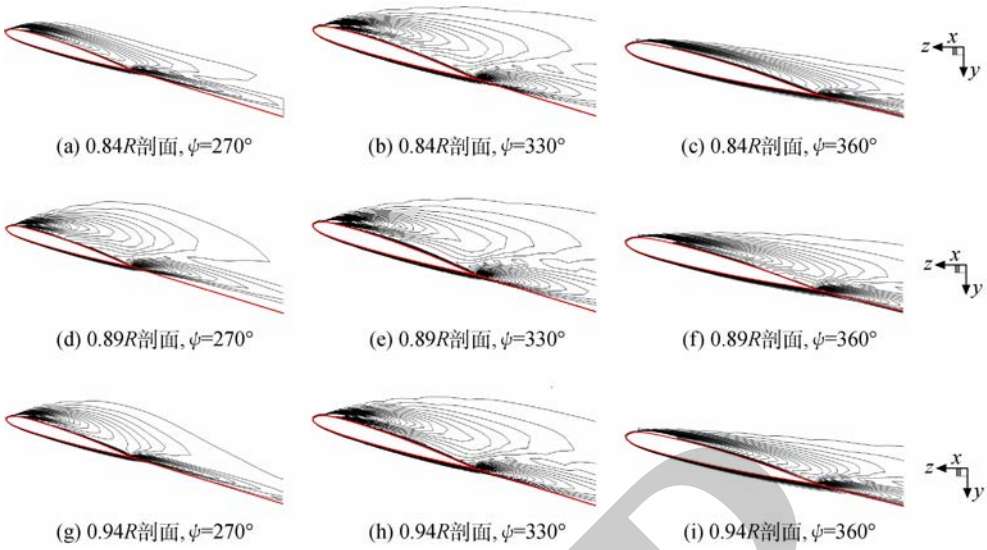


图 10 桨叶不同剖面不同方位角时涡量云图对比
Fig. 10 Distributions of vorticity for various blade sections at different azimuth angles

0.89R 和 0.94R) 的涡量云图对比,以分析展向位置对三维动态失速特性的影响。参照图 8 可知,越靠近桨尖位置,桨叶剖面的动态失速涡的产生、脱落越早。在靠近桨尖的位置,伴随着旋翼后行桨叶剖面上动态失速涡的产生、对流和脱落,桨叶剖面的法向力系数会有一个额外增量,从而使得法向力系数的最大值与二维翼型值大小相当(如图 8(d)所示)。受旋翼三维效应影响,桨叶剖面的动态失速涡的强度明显更小,从而使得涡脱落后桨叶剖面法向力系数未产生类似于二维翼型法向力系数的突降。

图 11 为旋翼桨盘位置轴向诱导速度在不同方位角处的分布情况。由图可知,旋翼后行桨叶处有较大的轴向诱导速度,从而引起桨叶剖面迎角减小,进一步使得法向力系数值明显小于二维翼型值(如图 7 所示)。

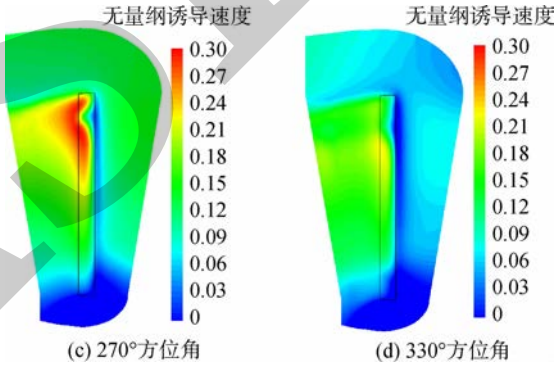
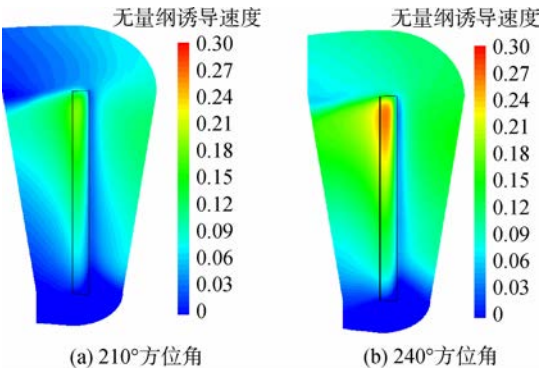


图 11 不同方位角处旋翼桨盘上的轴向诱导速度分布
Fig. 11 Distributions of axially induced velocity near rotor disc at different azimuth angles

4 结 论

本文对悬停旋翼和二维翼型施加相同的周期变距(迎角)振荡规律,通过非定常气动力分析、动态失速涡捕捉及诱导速度分布计算,并与等效条件下二维翼型动态失速特性对比,探索了旋翼旋转状态下三维效应对桨叶动态失速特性的影响规律,最终获得如下结论:

1) 旋翼后行桨叶动态失速涡的产生、脱落明显滞后于相应状态的二维翼型情况,动态失速涡的强度以及剖面弦向气流分离现象相对于二维翼型情形更弱,即旋翼后行桨叶的非定常动态失速现象明显弱于等效状态下二维翼型动态失速情形。这主要是因为:旋翼旋转及诱导速度等引起的三维流动与动态失速涡的干扰明显削弱了桨叶

剖面弦向动态失速涡强度。

2) 在桨叶内段,桨叶剖面法向力系数的最大值明显小于二维翼型值;随着剖面靠近桨尖,动态失速和气流分离现象较内段剖面更为严重,桨叶上的法向力系数的最大值与二维翼型值逐渐接近,即随着桨叶剖面靠近桨尖,剖面来流速度增大,减缩频率减小,动态失速特性更接近二维翼型情形。

参考文献:

[1] GEISSLER W, RAFFEL M, DIETZ G, et al. Helicopter aerodynamics with emphasis placed on dynamic stall springer[J]. Wind Energy, 2007, 10(2): 199-204.

[2] LIIVA J, DAVENPORT F J. Dynamic stall of airfoil sections for high-speed rotors[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1969, 14(2): 26-33.

[3] GRIMI P, REEVES B L. A method for analyzing dynamic stall of helicopter rotor blades[R]. NASA-CR-2009, 1972.

[4] MCCROSKEY W J, MCALISTER K W, CARR L W, et al. An experimental study of dynamic stall on advanced airfoil sections[R]. NASA TM-84245, 1982.

[5] VANDYKEN R, CHANDRASEKHARA M. Leading-edge velocity field of an oscillating airfoil in compressible dynamic stall[R]. AIAA 92-0193, 1992.

[6] BERTON E, FAVIER D, MARESCA C. Experimental and numerical investigations of dynamic stall at IRPHE/ASI laboratory[R]. Montréal, Quebec, Canada: the 55th American Helicopter Society Annual Forum, 1999.

[7] GEISSLER W, DIETZ G, MAI H. Dynamic stall on a supercritical airfoil[J]. Aerospace Science and Technology, 2005, 9(5): 390-399.

[8] BARLA C, GEISSLER W, BERTON E, et al. Dynamic stall investigations on NACA0012 and OA209 airfoils[R]. Firenze, Italy; the 31st European Rotorcraft Forum, 2005.

[9] DAVIDSON P, STRIKE J A, HIND M D, et al. Characterization of dynamic stall on 9-12% thick airfoils through computational and experimental methods[R]. AIAA-2014-3248, 2014.

[10] 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 experi-

ments 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)

[11] JAMESON A. Time dependent calculation using multigrid with application to unsteady flows past airfoils and wings [R]. AIAA 91-1596, 1991.

[12] KO S, MCCROSKEY W J. Computations of unsteady separating flows over an oscillating airfoil[J]. AIAA Journal, 1997, 35(7): 1235-1238.

[13] WERNERTB E, SCHRECK P, RAFFEL S. Investigation of three-dimensional dynamic stall using computational fluid dynamics[J]. AIAA Journal, 2005, 43(5): 1023-1033.

[14] 钱伟祺, RANDOLPH C K L. 考虑转捩影响的翼型动态失速数值模拟[J]. 空气动力学学报, 2008, 26(1): 50-55.

QIAN Weiqi, RANDOLPH C K L. Numerical simulation of airfoil dynamic stall incorporating transition modeling [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2008, 26(1): 50-55. (in Chinese)

[15] DUMLUPINAR E, MURTHY V R. Investigation of dynamic stall of airfoils and wings by CFD[R]. AIAA-2011-3511, 2011.

[16] VIEIRA B A O, MAUGHMER M D. An evaluation of dynamic stall onset prediction methods for rotorcraft airfoil design[R]. AIAA-2013-1093, 2013.

[17] 赵国庆, 招启军, 王清. 旋翼翼型非定常动态失速特性的 CFD 模拟及参数分析[J]. 空气动力学学报, 2015, 33(1): 72-81.

ZHAO Guoqing, ZHAO Qijun, WANG Qing. Simulations and parameters analyses on unsteady dynamic stall characteristics of rotor airfoils based upon CFD method[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2015, 33(1): 72-81. (in Chinese)

[18] 赵国庆, 招启军. 旋翼非定常气动特性 CFD 模拟的通用运动嵌套网格方法[J]. 航空动力学报, 2015, 30(3): 546-554.

ZHAO Guoqing, ZHAO Qijun. A universal moving-embedded grid method for CFD simulations of unsteady aerodynamic characteristics of rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(3): 546-554. (in Chinese)

[19] STEIJL R, BARAKOS G N, BADCOCK K J. A CFD framework for analysis of helicopter rotors[R]. AIAA-2005-5124, 2005.

(编辑:王碧珺)