

基于CFD的直升机旋翼流场及气动力计算

徐广 王博 徐国华 招启军

(南京航空航天大学直升机旋翼动力学重点实验室, 南京, 210016)

摘要: 建立了一个基于结构运动嵌套网格的流场求解器, 用来精确模拟复杂的旋翼流场, 为更好地预测旋翼气动载荷提供一套计算方法。在该求解器中, 控制方程为惯性坐标系下的三维非定常 Navier-Stokes 方程, 空间方向上采用低数值耗散的 Roe 格式结合三阶迎风格式 (Monotonic upwind scheme for conservation law, MUSCL), 湍流模式采用了一方程的 Spalart-Allmaras 模型。应用所建立的方法, 分别针对 Caradonna 模型旋翼、UH-60A 直升机旋翼的悬停流场和 7A 旋翼、SA349/2 直升机旋翼的前飞流场以及旋翼气动载荷进行了数值模拟。计算结果表明, 本文的方法在一定程度上提高了对旋翼流场的模拟能力, 进而提高了旋翼气动载荷的计算精度。

关键词: 直升机; Navier-Stokes 方程; 运动嵌套网格; 旋翼流场; 气动载荷

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

文章编号: 1005-2615(2011)03-0369-06

Computation on Flow Field and Aerodynamic Load of Helicopter Rotors Based on CFD

Xu Guang, Wang Bo, Xu Guohua, Zhao Qijun

(Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory,

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

Abstract: A computational fluid dynamics (CFD) solver based on structured embedded grid is built to simulate the flow field of a rotor and to calculate rotor aerodynamic loads. In this solver, the three-dimensional unsteady N-S equations are employed, and discretized by the combination of the low dissipation Roe scheme and the third-order Monotonic upwind scheme for conservation law (MUSCL). The Spalart-Allmaras one-equation turbulence model is also adopted. With the developed method, the flow fields and aerodynamic loads of helicopter rotors in hover on Caradonna rotor, UH-60A rotor, and forward flight on 7A rotor and SA349/2 rotor are calculated respectively. It demonstrates that the method is very useful for improving simulation capability on the rotor flow field and thereby increasing the computation precision of rotor aerodynamic loads.

Key words: helicopter; Navier-Stokes equations; moving embedded grids; rotor flow field; aerodynamic loads

旋翼流场和气动力的准确计算一直是直升机技术领域的研究难点之一^[1]。直升机旋翼的流场是由直升机飞行状态、桨叶的几何外形和桨叶之间相互干扰等多种因素决定的, 要准确对其模拟并计算桨叶所受的非定常气动载荷是十分具有挑战性的。

关于直升机旋翼桨叶非定常气动载荷的计算,

国内外已开展了较多工作, 并且一直在改进和完善之中。目前较为常用的方法是采用自由尾迹分析模型和气动力模型相结合来计算桨叶所受的非定常气动载荷。这类方法的主要优点是其计算时间短, 因而在旋翼设计中得到了较广泛的应用。然而, 由于尾迹分析基于势流假设, 而气动力模型多数基于

基金项目: 国家自然科学基金(10872094)资助项目。

收稿日期: 2010-11-16; 修订日期: 2011-02-20

通讯作者: 徐国华, 男, 教授, 博士生导师, E-mail: ghxu@nuaa.edu.cn。

二维准定常假设,其模型相对简单,使得直升机旋翼的气动载荷难以满足计算所要求的精度。尤其是对于现代旋翼出现的桨叶非线性扭转模拟存在一定困难,对于复杂桨叶气动外形的描述也不够精细。近年来,随着计算机能力的提高和计算流体力学理论的发展,国外开始以 Euler 方程和 Navier-Stokes 方程为控制方程来模拟旋翼桨叶的非定常流场,进而求解桨叶所受的气动载荷^[2-3]。国内近几年也开展了这方面的研究工作^[4-6],研究水平得到快速提高。本文在参照已有成果的基础上,拟建立一个新的旋翼流场模拟和旋翼气动力计算的数值方法。

在本文的方法中,使用雷诺平均N-S方程为主控方程,在空间方向上将三阶迎风单调守恒格式(Monotonic upwind scheme for conservation law, MUSCL)与 Roe 格式相结合,以提高旋翼流场的求解精度,N-S 方程求解时使用了一方程的 Spalart-Allmaras 湍流模型。与代数湍流模型相比,S-A 湍流模型能够更好地模拟激波、流动分离等复杂流动,可进一步提高旋翼气动载荷计算的精度。

为了表明本文方法对直升机先进旋翼气动力计算的有效性,文中选择了具有先进气动外形的 UH-60 A 直升机旋翼等作为算例,该旋翼包含了后掠、非线性扭转以及不同的翼型组合等先进直升机旋翼的几何特征。计算结果表明,本文所发展的方法可有效地适合于先进气动外形旋翼的流场和气动力计算。

1 计算方法和模型

1.1 控制方程及求解

将坐标系定义在惯性系上,建立以绝对物理量为参数的守恒的积分形式的雷诺平均N-S(RANS)方程,如下

$$\frac{\partial}{\partial t} \iint_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega + \iint_S \mathbf{F}_1 \cdot \mathbf{n} dS = \iint_S \mathbf{F}_v \cdot \mathbf{n} dS \quad (1)$$

式中: $\mathbf{W} = [\rho \quad \rho \mathbf{V} \quad \rho E]^T$; $\mathbf{F}_1 = \mathbf{F} - \mathbf{W} V_t$, $\mathbf{F} = [\rho \mathbf{V} \cdot \mathbf{n} \quad \rho \mathbf{V}(\mathbf{V} \cdot \mathbf{n}) + p \cdot \mathbf{n} \quad \rho E(\mathbf{V} \cdot \mathbf{n}) + p \mathbf{V} \cdot \mathbf{n}]^T$; \mathbf{F}_v 为粘性通量。绝对速度 $\mathbf{V} = [u \quad v \quad w]^T$; V_t 为网格的法向运动速度; \mathbf{n} 为单元外法向矢量; Ω 为控制体单元体积; ρ , p 和 E 分别为密度、压强和总能。

采用了格心格式的有限体积方法来离散上述方程,其中,无粘通量的计算使用了 Roe 格式。如果直接采用相邻网格单元的物理量来构造 Roe 格式,则计算精度只有一阶。为提高格式的计算精度,本文使用 MUSCL 对原始变量进行插值。为了避免在插值过程中产生新的极值,采用了 Venkatakrish-

nan 提出的限制器^[7]。因为 Roe 格式本身是耗散的,无需添加人工粘性,与 Jameson 二阶精度的中心差分格式相比较,可有效地减少由于截断误差和人工粘性导致的旋翼尾迹数值耗散,提高了计算精度。粘性通量则采用中心格式计算。

针对前飞旋翼流场变化的特点,在时间方向则采用双时间方法模拟流场的非定常变化过程。为了更好地模拟旋翼物面的粘性效应,提高旋翼流场和气动载荷计算的精度,湍流模型采用一方程的 Spalart-Allmaras 模型^[8]。

1.2 运动嵌套网格

在旋翼前飞过程中,桨叶在旋转运动时还伴随着周期性变距和挥舞等运动,这就给桨叶贴体网格的生成和气动载荷的计算带来了困难。为了克服这一技术难点,这里采用运动嵌套网格方法,该方法不仅能保证较高的网格质量,也适合于多个存在相对运动物体的流场计算。整个网格系统由两部分组成:(1)围绕桨叶表面生成的贴体的 C-O 型粘性网格,该网格刚性地固连于桨叶且随桨叶一起运动;(2)包围桨叶网格的背景笛卡尔网格,用来计及桨叶相互间的干扰影响以及模拟空间流场的形成过程。为了比较准确地捕捉桨尖涡以及减少数值耗散,在背景网格中对桨尖涡分布的区域进行了加密。本文采用了 Hole Map 法^[9]来确定网格嵌套关系,并使用了“伪贡献单元的搜寻法”^[5],以提高贡献单元的搜寻效率。生成的运动嵌套网格如图 1 所示。

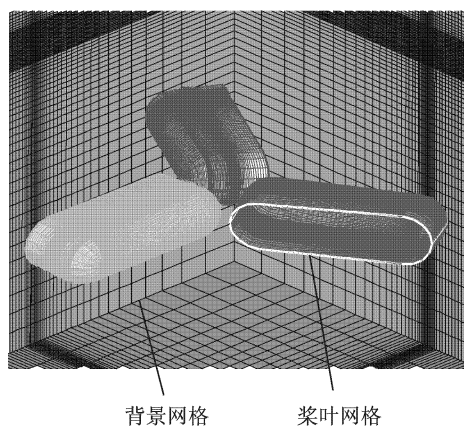


图1 生成的运动嵌套网格系统示意图

1.3 边界条件

因 N-S 方程考虑粘性,在桨叶表面取无滑移边界条件。桨叶表面的热力学和动力学边界条件分别取作法向导数为零,即 $\partial T / \partial n = 0$ 和 $\partial p / \partial n = 0$; 在远场取基于 Riemann 不变量的远场边界条件。

S-A 湍流模型边界条件为,远场边界入流取初始值,出流则采用内场外向插值。

1.4 气动力的计算

过去对于直升机旋翼桨叶拉力和翼型剖面气动力的计算,常常采用一些近似的计算方法,例如线性定常或非定常气动力模型,使得计算问题得以简化。然而,为了得到精度较高的计算结果,需考虑可压缩性、跨声速流动和粘性效应等影响。采用基于N-S方程的CFD方法可以较好地考虑上述各种影响,提高桨叶气动力的计算精度。将计算得到的桨叶表面压强和摩擦力分别沿翼型剖面面积分便可得到翼型的升力和阻力,以桨叶翼型剖面法向力系数为例,其计算公式为

$$C_n = \frac{F_y}{\frac{1}{2}\rho_\infty(\Omega r + \mu\Omega R\sin(\phi))^2 c} \quad (2)$$

式中: F_y 为表面压强和摩擦力在翼型法向的积分; r, R 分别为桨叶剖面位置和旋翼半径; μ 为前进比; ϕ 为桨叶方位角; c 为桨叶弦长。

2 悬停状态旋翼流场和气动力计算

2.1 Caradonna 试验旋翼

为了表明本文方法对直升机悬停状态桨叶气动力的模拟能力,首先计算了有试验结果可供对比的美国NASA“Caradonna 试验旋翼”^[10],该旋翼是目前旋翼CFD领域的标准算例之一。其桨叶展弦比等于6,翼型为NACA0012,桨叶是无扭转的矩形桨尖。

悬停即前进比为0的状态,因此,悬停流场计算可直接采用前飞流场计算方法求解。

本文计算了Caradonna旋翼在桨距 8° ,桨尖马赫数为0.439和0.877两种情况下的不同桨叶剖面的表面压强系数(C_p),结果如图2所示。由图可见,无论是在中等还是较高的桨尖马赫数下,计算结果和试验值^[10]吻合程度均较好,这是由于N-S方程考虑了桨叶表面的粘性效应。

图3为计算得到的沿桨叶展向的拉力分布系数变化,从图中对比可以看出,采用N-S方程计算得到的桨叶沿展向拉力分布与试验值^[10]有较好的一致性。同时,表1给出了计算得到的旋翼拉力系数(C_T),计算结果精度满足一般的工程设计要求,这表明本文方法可以用于悬停状态下旋翼拉力的计算。

表1 计算得到的旋翼拉力系数及与试验值的比较

计算状态	试验值	本文计算值
状态1($Ma_{tip}=0.439, \theta=8^\circ$)	0.004 59	0.004 51
状态2($Ma_{tip}=0.877, \theta=8^\circ$)	0.004 73	0.004 71

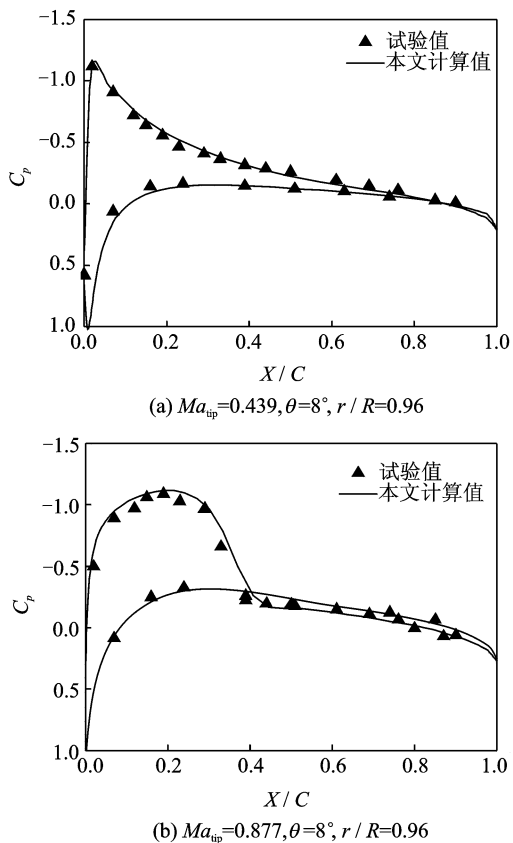


图2 Caradonna 旋翼在不同工况下的桨叶表面压强系数对比

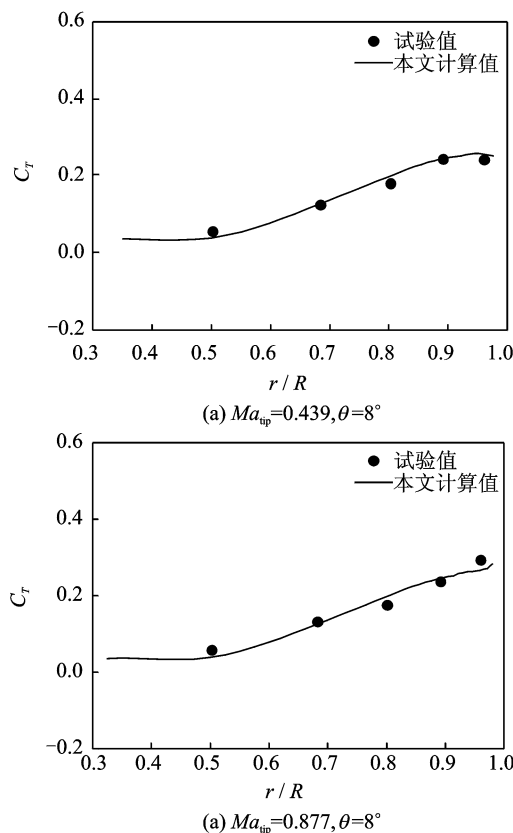


图3 Caradonna 旋翼沿桨叶展向拉力系数分布计算值与试验值的对比

2.2 UH-60A 直升机旋翼

为了进一步验证本文方法对直升机悬停状态旋翼气动力计算的有效性,选择具有先进气动外形的 UH-60A 直升机旋翼^[11]作为算例,该旋翼包含了后掠、非线性扭转以及不同的翼型组合等先进直升机旋翼的几何特征。旋翼由 4 片桨叶组成,桨叶的展弦比 15.3,最大负扭转为 13° ,后掠位置在桨叶的 $93\%R$ 处,后掠角为 20° 。桨叶由两种翼型构成,中间部分为 SC1095R8 翼型,两端为 SC1095 翼型。计算的工作状态:桨尖马赫数为 0.628,桨距角等于 9° 。

图 4 给出了计算的沿桨叶展向剖面拉力系数分布,与试验值^[11]相比也取得了较好的一致性,尤其是在后掠桨尖区域。表明本文方法可用于具有后掠桨尖以及存在复杂负扭转的先进旋翼悬停状态拉力计算。

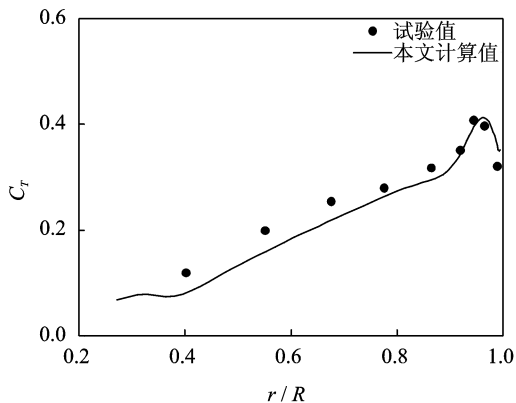


图 4 UH-60A 旋翼沿桨叶展向的拉力系数分布

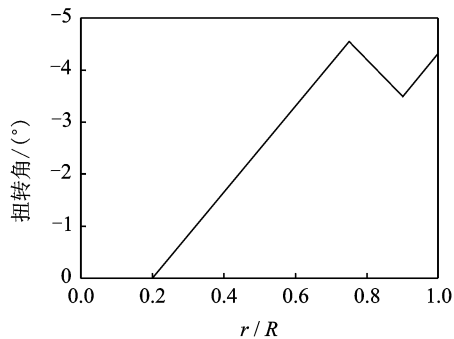
3 前飞状态旋翼流场和气动力计算

3.1 HELISHAPE 7A 旋翼

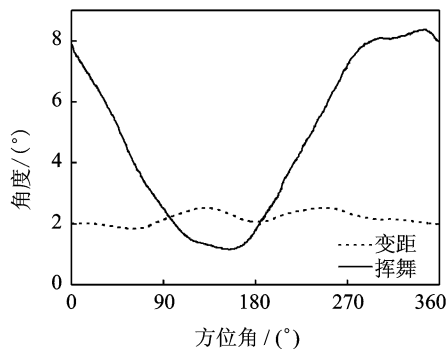
为了验证本文方法对前飞状态旋翼桨叶非定常气动载荷的计算能力,本文计算了有试验结果可以对比的“HELISHAPE 7A 旋翼”,该旋翼有 4 片桨叶,直径为 4.2 m,弦长为 0.14 m,展弦比 15,旋翼实度 $\sigma \approx 0.0849$,桨叶平面形状为矩形。与常规桨叶相比,该旋翼采用了先进桨叶布置,桨叶由 3 段不同的翼型剖面组成,且具有非常规的几何扭转分布,如图 5 所示。

计算状态为: $Ma_{tip} = 0.616$, $\mu = 0.167$, $\alpha_{TPP} = 1.48^\circ$ 。计算使用的桨叶网格数目为 $195 \times 49 \times 79$ (周向 \times 法向 \times 展向),背景网格数目为 $166 \times 138 \times 166$ (周向 \times 法向 \times 展向)。桨叶的运动规律是由文献^[2]实测给出的,如图 5 所示,本文计算时选取多片桨叶运动的均值。

计算给出了桨叶不同方位角处表面压强系数



(a) 桨叶几何扭转分布



(b) 前飞桨叶挥舞和变距运动

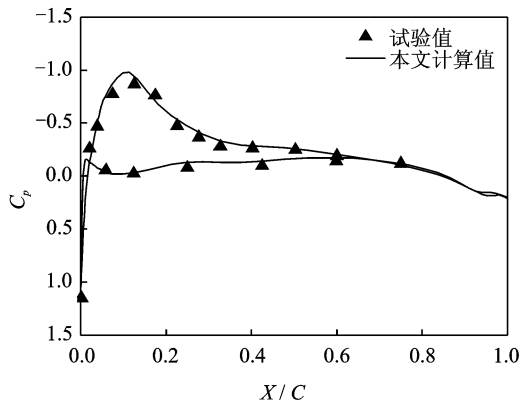
图 5 “7A 旋翼”桨叶几何扭转和运动规律

的分布,见图 6。由计算结果可知,无论是在相对流较大的桨叶前行侧(对应 90° 方位)还是在相对流速度较小的桨叶后行侧(对应 270° 方位)的不同剖面处,计算结果与试验值都吻合很好,这表明本文使用的结构运动嵌套网格系统和相应的数值求解方法较好地保持了流场计算的准确性,适合于有升力情况下的前飞旋翼流场计算。

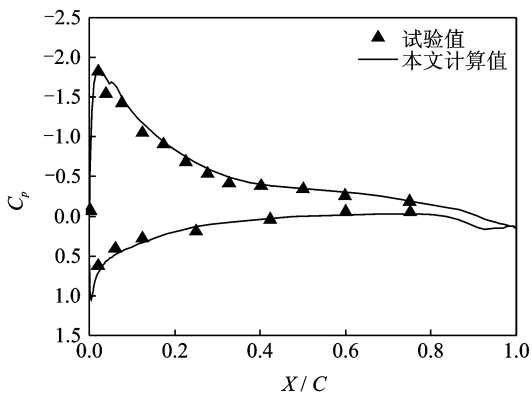
图 7 则给出了桨叶上两个不同剖面位置的法向力系数随方位角变化曲线,并与试验值、Biava 等人计算结果^[2]进行了比较。对于小速度前飞状态,旋翼尾迹与桨叶之间存在严重的干扰现象,这从试验结果中可以看出,在前行桨叶方位角 $\phi = 90^\circ$ 附近或后行桨叶 $\phi = 270^\circ$ 附近出现了气动载荷的较激烈变化,这就给准确计算旋翼力带来了困难。但是,可以看出,由于本文采用了 N-S 方程求解、运动嵌套网格和 S-A 湍流模型,能够较好模拟旋翼表面的气动力,本文计算的法向力分布与试验值吻合较好,能够模拟出桨-涡干扰的变化规律,而 Biava 等人的计算由于采用的是 Euler 方程,因而计算精度略低。

3.2 SA349/2 直升机旋翼

为了进一步验证本文方法在计算直升机旋翼前飞状态流场和非定常气动载荷方面的有效性,本文以法国生产的 SA349/2 小羚羊直升机为例,计

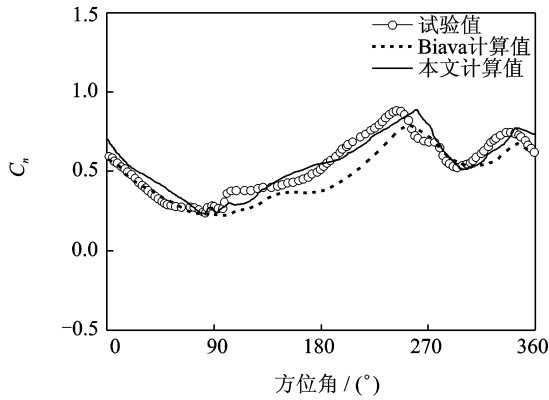


(a) $\Psi=90^\circ, r/R=0.98$

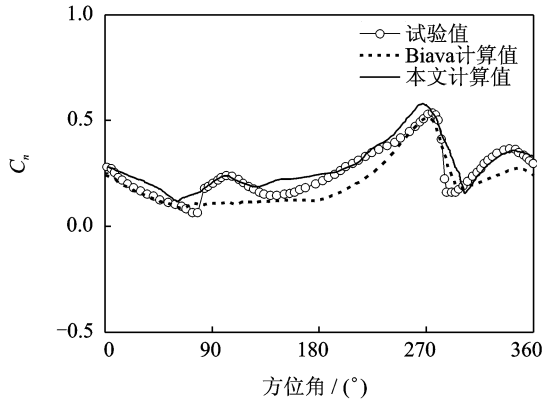


(b) $\Psi=270^\circ, r/R=0.98$

图6 7A旋翼在不同方位角处桨叶剖面压强系数的计算值及与试验值对比



(a) $r/R=0.82$



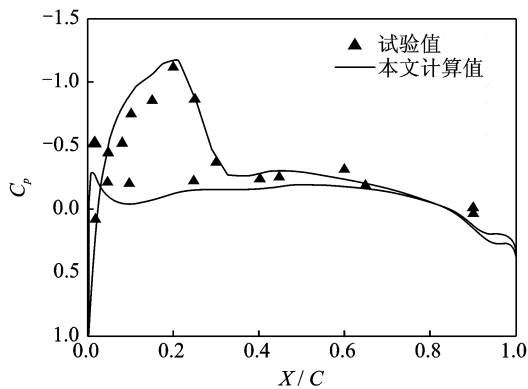
(b) $r/R=0.98$

图7 HELISHAPE 7A旋翼剖面法向力系数分布

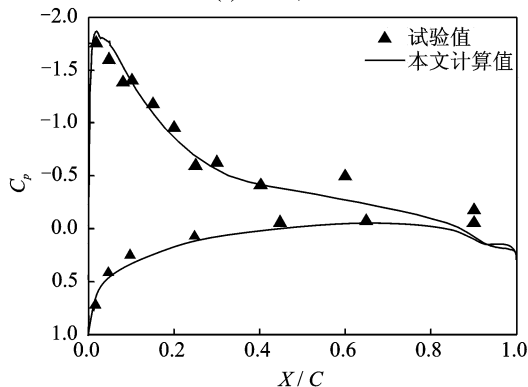
算了该直升机旋翼的流场和翼型剖面的气动力。SA349/2直升机采用的是铰接式旋翼,共有3片矩形桨叶,旋翼实度为 $\sigma=0.06366$,桨叶的展弦比为15,组成桨叶的翼型是OA209,桨叶具有非线性几何负扭转。计算状态如下:前进比 $\mu=0.26$,旋翼转速为387.20 r/min, $C_T/\sigma=0.067$ 。具体试飞测试数据见文献[12],计算时使用的桨叶网格数目为 $195 \times 49 \times 79$ (周向 \times 法向 \times 展向),背景网格数目为 $166 \times 138 \times 166$ (周向 \times 法向 \times 径向)。

图8给出了计算的桨叶表面压强系数分布与试验值[12]的对比。可以看出,本文的计算能够较为准确地捕捉到速度较大的前行桨叶尖部出现的激波,而对于工作在较大迎角情况的桨叶后行侧,计算结果与试验值也吻合较好,从而表明本文方法能够用于实际直升机前飞状态的流场计算。

图9给出了桨叶上两个不同剖面的法向力系数随方位角的变化曲线。从中可以看出,本文的计算结果基本上能体现出气动载荷幅值和相位的变化规律,但在第2象限到第3象限范围内,计算的部分幅值稍偏大,这可能是由于没有计入桨叶弹性变形对旋翼的影响而导致的。



(a) $\Psi=90^\circ, r/R=0.97$



(b) $\Psi=270^\circ, r/R=0.97$

图8 SA349/2旋翼在不同方位角处桨叶剖面压强系数对比

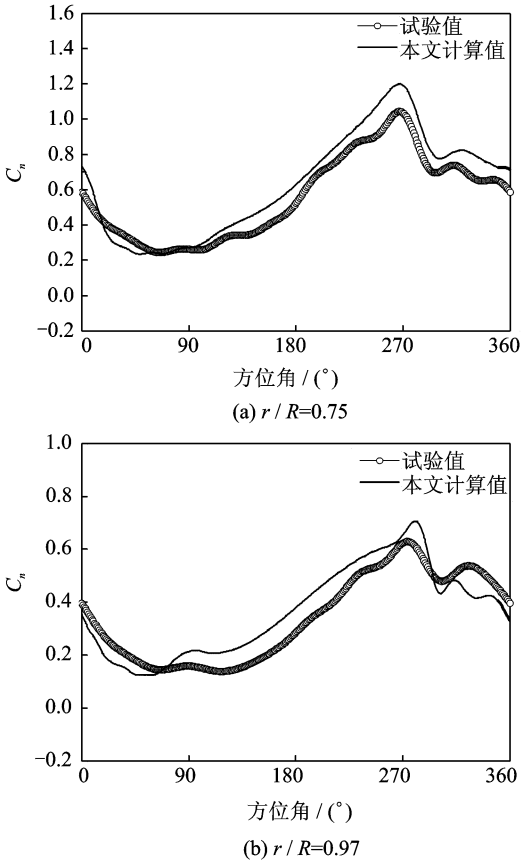


图9 SA349/2旋翼剖面法向力系数分布

综上所述可以看出,本文计算结果的精度能够满足一般工程设计的要求。

4 结 论

本文在使用N-S方程和Roe格式求解直升机旋翼粘性流场的基础上,计算了旋翼的气动载荷。综合本文的计算结果和分析,可得出以下几点结论:

(1)本文所建立的基于N-S方程、运动嵌套网格的流场数值模拟方法能够取得与试验数据相一致的计算结果,表明该方法可有效地适用于直升机悬停和前飞状态下旋翼的绕流计算。

(2)本文计算的旋翼气动载荷分布趋势上与试验值符合得较好,既能较好地反映载荷的幅值变化,又能体现出相位变化的规律,其气动力计算精度能够满足旋翼设计的要求。

(3)S-A湍流模型应用于旋翼流场和气动力的计算中,提高了计算精度,能够较为准确地捕捉到速度较大的前行桨叶尖部出现的激波,而对于工作

在较大迎角情况的桨叶后行侧,计算结果与试验值也吻合较好。通过对不同前飞状态下气动力的计算结果表明,结合该湍流模型的求解方法亦能够较为准确地体现出前飞时出现的桨-涡干扰气动特性。

参考文献:

- [1] Leishman J G. Principles of helicopter aerodynamics [M]. 2nd Edition. New York: Cambridge University Press, 2006.
- [2] Biava M, Bindolino G, Vigevano L. Single blade computations of helicopter rotors in forward flight [R]. AIAA 2003-52, 2003.
- [3] Hubvert P, Siegfried W. Navier-Stokes analysis of helicopter rotor aerodynamics in hover and forward flight [J]. Journal of Aircraft, 2002, 39(5): 813-821.
- [4] 于子文, 曹义华. 前飞旋翼三维湍流场的数值模拟 [J]. 北京航空航天大学学报, 2006, 32(7): 751-755.
- [5] 招启军, 徐国华. 基于高阶逆风通量差分裂格式的直升机旋翼前飞流场模拟 [J]. 空气动力学报, 2005, 23(4): 408-413.
- [6] 唐正飞, 高正. 共轴双旋翼与单旋翼悬停流场实验测量值的对比 [J]. 南京航空航天大学学报, 1997, 29(6): 627-632.
- [7] Venkatakrisnan V. On the accuracy of limiters and convergence to steady state solutions [R]. AIAA-93-0880, 1993.
- [8] Spalart P R, Allmaras S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows [R]. AIAA-92-0439, 1992.
- [9] Meakin R L. A new method for establishing inter-grid communication among systems of overs grids [R]. AIAA-91-1586, 1991.
- [10] Caradonna F X, Tung C. Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover [J]. Vertica, 1981, 5(1): 149-161.
- [11] Lorber P F, Stauter R C, Landgrebe A J. A comprehensive hover test of the airloads and airflow of an extensively instrumented model helicopter rotor [C]//Proceedings of 45th Annual Forum of AHS. Boston: AHS, 1989: 51-58.
- [12] Heffernan R, Gaubert M. Structural and aerodynamic loads and performance measurements of an SA 349/2 helicopter with an advanced geometry rotor [R]. NASA TM 88370, 1986.