

DOI:10.16356/j.1005-2615.2019.02.016

基于非定常 RANS 方程的刚性旋翼流场分析

张震宇 钱耀如 王同光 陈 恺

(南京航空航天大学航空学院,南京,210016)

摘要: 为了掌握刚性直升机旋翼在高速飞行条件下的关键气动特性,本文通过求解三维非定常雷诺平均 N-S (Reynolds-averaged Navier-Stokes, RANS) 方程并基于多块结构化网格有限体积方法(Finite volume method, FVM)对直升机旋翼悬停及前飞状态的复杂绕流流场进行了数值模拟,讨论了动态流动分离、展向流动影响及反流等复杂气动特性的影响。分析了旋翼总距对气动载荷的影响及后行阶段的非定常反流效应,并分别揭示了该旋翼在悬停和大速度前飞状态下显著不同的气动力规律。数值计算表明,悬停状态该旋翼拉力值随总距线性增大,而在大前进比(Advancing ratio, AR)飞行时,其后行侧桨叶根部反流导致截面非常规压力分布,拉力主要由前行侧桨叶提供。数值预测结果与风洞试验结果的比较显示了良好的一致性。

关键词: 旋翼流场;流动分离;反流;非定常特性;前飞

中图分类号:O355 文献标志码:A 文章编号:1005-2615(2019)02-0238-06

Analysis on Flow-Field Around Helicopter Rigid Rotor Blades Based on Unsteady RANS Equations

ZHANG Zhenyu, QIAN Yaoru, WANG Tongguang, CHEN Kai

(College of Aeronautics Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: For investigating the aerodynamic characteristics of rigid helicopter rotor under high speed flight speeds, the complex flow field around helicopter rotors are numerically simulated by solving the three-dimensional unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes (RANS) equations based on multi-block structured finite volume method (FVM). Here both hovering and forward flight conditions are considered. In the research, the effects of dynamic flow separation, local spanwise/radial flow and relevant factors are emphasized. On one hand, we focus on the influence of collective pitch of rotors on aerodynamic loadings as well as unsteady reversed flow of rotor blades during the withdrawal stage; On the other hand, distinctive laws of aerodynamic forces on blades under both hovering and forward flight are revealed. Numerical results show that, the lift over a rotor increases linearly with its collective pitch. However, during a forward flight with large advancing ratio(AR), reversed flow will appear at the blade root area in their withdrawal stages, and these produce totally different pressure distribution compared with conventional ones, which causes the lift mainly coming from the advancing blades. The numerically results show satisfactory agreement with the data from wind tunnel experiments.

Key words: rotor flow field; flow seperation; reverse flow; unsteady characteristics; forward flight

高速直升机是近年来国际直升机设计领域的 一个热点研究方向,为了适应 400 km/h 以上的高

基金项目:江苏高校优势学科建设工程资助项目。

收稿日期:2018-11-11;修订日期:2019-03-08

通信作者:张震宇,男,博士,讲师,E-mail:zyzhang@nuaa.edu.cn。

引用格式:张震宇,钱耀如,王同光,等.基于非定常 RANS 方程的刚性旋翼流场分析[J].南京航空航天大学学报,2019,51(2):238-244. ZHANG Zhenyu, QIAN Yaoru, WANG Tongguang, et al. Analysis on Flow-Field Around Helicopter Rigid Rotor Blades Based on Unsteady RANS Equations[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019,51(2):238-243.

速飞行,直升机旋翼的气动性能必须作为整机设计中的一个核心因素予以认真考虑。常规直升机大多采用大展弦比旋翼加反扭尾桨或共轴反桨布局,为了避免叶尖在接近临界马赫数的局部流动状态下产生明显的可压缩性效应而限制飞行速度,并在叶片设计等方面突出中低速性能指标,因此导致该布局的空气动力学和结构力学等特性无法满足高速直升机的设计要求。以西科斯基公司进行了多年设计研发的X-2、S-97为代表的高速验证机型均抛弃了传统的反扭矩尾桨布局而采取刚性共轴反桨旋翼加尾部螺旋桨推进的新型布局。

为了克服新一代高速直升机存在的技术困难,设计人员首先要面对大前进比高速飞行条件下旋翼绕流的一系列空气动力学问题,其中比较突出地表现为以下几点:首先,高速飞行时旋翼叶尖局部流动由于在临界马赫数附近会产生如激波边界层干扰等跨声速可压缩性效应,加剧气动力的非定常扰动,导致气动效率整体下降;其次,旋翼在后行阶段,由于较大前飞速度可能超过局部的叶片线速度,引起从后缘流向前缘的大面积反流,造成的局部大面积流动分离和湍流^[1-2]使旋翼在后行阶段气动特性与通常的气动理论的预测结果有显著差别,无法利用设计阶段通常采用的理论分析方法给出准确预测,并且造成后行阶段旋翼气动力与前行阶段的不平衡特征更加严重;另外,由于叶片旋转产生强烈的非定常三维旋转效应,动态失速对非定常气动力的影响特别明显,并且以叶片表面的非定常径向流动尤为显著^[3-5]。从空气动力学角度来看,刚性旋翼是为高速直升机飞行提供升力的主要来源。对刚性旋翼的非定常空气动力学特征的准确描述和气动载荷的精确预测既是目前现代高速直升机旋翼设计的关键课题之一,也是一项艰巨的技术挑战。

对直升机刚性旋翼悬停及大前进比前飞时的非定常空气动力学特性的准确描述和气动载荷的精确预测是现代高速直升机旋翼优化设计的关键基础。其中计算流体力学方法(Computational fluid dynamics, CFD)是有效的技术手段之一,基于CFD方法能够提供直升机在高速前飞状态下的大量丰富流场结构和气动载荷的信息。文献[6-7]分别采用自适应网格技术和重叠网格技术耦合可压雷诺平均N-S(Reynolds-averaged Navier-Stokes, RANS)求解器模拟S-76旋翼的悬停气动性能,分析研究总距角的变化对旋翼拉力、功率等的影响规律;文献[8-9]基于CAMRAD II求解器求解UH-60A、SA349/2、H-34旋翼前飞状态的气动性能,并与实验测量数据进行对比,分析了大前进比下旋翼后行侧的非定常反流及动态失速现象;文献[10-11]

分别基于CAMRAD II求解器求解UH-60A直升机前飞状态下的气动力和涡量场的动态特性;Ahaus等人^[12]亦提供了UH-60A、H-47旋翼前飞时的CFD计算及风洞试验的测量数据对比。Yin等人^[13]发展基于五阶WENO格式、运动嵌套网格技术、Spalart-Allmaras湍流模型、隐式LU-SGS算法和并行策略的RANS方程求解方法,求解C-T旋翼及SA349/2旋翼的非定常涡流场及气动特性,并与试验值进行了对比。但由于旋翼旋转过程中桨盘平面马赫数及雷诺数随不同方位角位置的周期性变化,强烈的桨/涡干扰作用、复杂尾流效应等原因,使用CFD方法准确捕捉描述其气动特性仍存在较大的困难及挑战^[14],因此准确评估CFD求解器对气动性能的预测精度至关重要。

本文基于三维可压缩RANS有限体积求解器研究了直升机悬停及大前进比前飞状态下刚性旋翼桨叶的复杂非定常流场特性,对比风洞测量数据进行了一致性验证,并分析了悬停状态下总距角变化对旋翼拉力、转矩及叶尖涡系的影响规律,揭示了后行侧叶片动态失速及反流复杂流动机理。

1 数值方法及计算模型

数值模拟基于格心格式的三维可压缩RANS有限体积求解器实现,引入 $k-\omega$ SST湍流模型封闭RANS方程^[15]。对流项离散采用三阶MUSCL格式,采取隐式双时间步实现时间推进,控制方程表达式如式(1-5)所示

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j) = 0 \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j u_i) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \hat{\tau}_{ij}}{\partial x_j} \quad (2)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho e_0) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j h_0) = \quad (3)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (u_i \hat{\tau}_{ij} - q_j) - \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \beta^* \rho \bar{k} e^{\omega}$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j k) = \quad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma^* \bar{\mu}_i) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho \bar{k} e^{\omega}$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j \omega) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma \bar{\mu}_i) \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] + \quad (5)$$

$$\frac{\alpha}{k} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta \rho e^{\omega} + (\mu + \sigma \bar{\mu}_i) \frac{\partial \omega}{\partial x_k} \frac{\partial \omega}{\partial x_k}$$

式中: τ_{ij} , $\hat{\tau}_{ij}$, q_j , $\bar{\mu}_i$ 分别为湍流张量、总应力张量、热通量及涡黏系数。

计算模型为刚性双旋翼直升机模型的上部桨叶,旋翼横截面为NACA0012翼型,直径2.0 m。悬停状态总距角包括 8° , 10° , 13° 。旋翼旋转速度

为 1 860 r/min。前飞状态前进比为 0.65, 旋翼旋转速度为 1 100 r/min, 桨距角为 10° 。

计算区域划分为内部和外部网格区域两部分, 采用多块结构网格填充, 总网格量约为 2 260 万六面体网格单元(其中包含内场 1 820 万, 外场 440 万)。内部区域包络旋翼几何外形, 可根据算法需要跟随桨叶刚性旋转并用于在旋转坐标系内求解控制方程, 其直径为 $2D$ (D 为旋翼桨叶直径), 高度为 $1.5D$; 外部区域用于惯性坐标系的远场计算, 远场边界尺寸为 $25D$, 流场总高度为 $9D$ 。

为保证计算精度, 在叶片表面的边界层内第一层网格法向高度保证 $y^+ \approx 1$ 。旋翼周围网格拓扑结构及表面网格见图 1。

在针对悬停状态的流动计算中, 根据其准定常特征, 采用了多重参考系(Multiple reference frame, MRF)方法, 通过在笛卡尔坐标系下的控制方程中添加源项, 引入离心力及哥氏力影响, 将非定常的桨叶绕流转化为新坐标系下的准定常流动求解。

在前飞状态的旋翼流动模拟过程中, 上述可压缩 RANS 方程在这两个区域内分别离散, 将内部区域随叶片运动同步实时旋转, 并且两区域间的几何搭接及信息传递通过滑移网格^[16]技术实现。

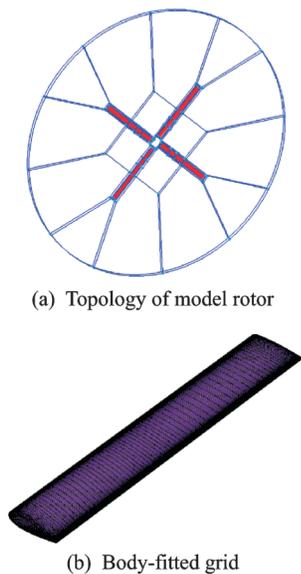


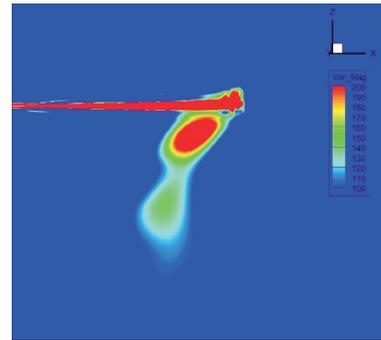
图 1 计算网格
Fig.1 Computational grid

2 结果及讨论

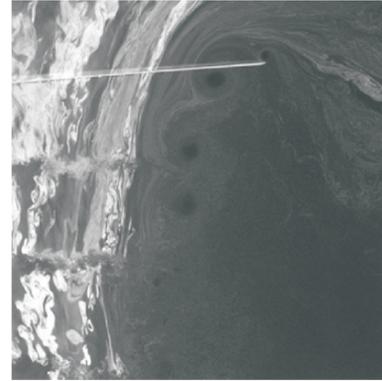
2.1 悬停状态

图 2 给出了转速 1 860 r/min, 总距 10° 状态下的旋翼近尾迹区叶尖涡系结构与风洞试验照片的比较。在叶片旋转过程中, 集中涡从叶尖附近迅速卷起, 并在桨盘附近下洗气流的作用下呈螺旋状快速下行。

图 2 中 CFD 结果较好地捕捉到了旋翼近尾迹



(a) Simulation result



(b) Wind tunnel picture

图 2 旋翼悬停近尾迹区涡系结构(转速 1 860 r/min, 总距角 10°)

Fig.2 Tip vortex near blade (Rotational speed: 1 860 r/min, collective pitch angle: 10°)

区叶尖涡的涡核位置, 但是由于目前采用的网格布局带来局部明显的数值耗散, 计算获得的桨叶下方叶尖涡系的耗散比实验条件下快得多, 通过提高该区域内网格密度或采用高精度离散格式可以有效地解决该问题。

图 3 为旋翼悬停状态拉力系数及转矩系数随总距变化曲线。拉力系数 C_l 及转矩系数 C_m 分别为

$$C_l = \frac{F_z}{\frac{1}{2} \rho v_{\text{tip}}^2 \pi R_{\text{tip}}^2} \quad (6)$$

$$C_m = \frac{M_z}{\frac{1}{2} \rho v_{\text{tip}}^2 \pi R_{\text{tip}}^3} \quad (7)$$

式中: F_z 和 M_z 分别为旋翼的拉力和转矩; ρ 为来流参考密度; v_{tip} 为旋翼叶尖的合速度; R_{tip} 为旋翼半径。

通过与风洞试验性能测量结果的对比, 在给定的总距范围内, 拉力随总距变大单调递增, 而转矩则呈现单调递减趋势。总距为 13° 情况下, 拉力计算值较试验值略高, 其他情况下拉力与转矩绝对值均略小于试验结果, 计算结果与风洞试验结果呈现良好的一致性, 最大相对误差出现在总距 13° 时, 约为 4.52%。

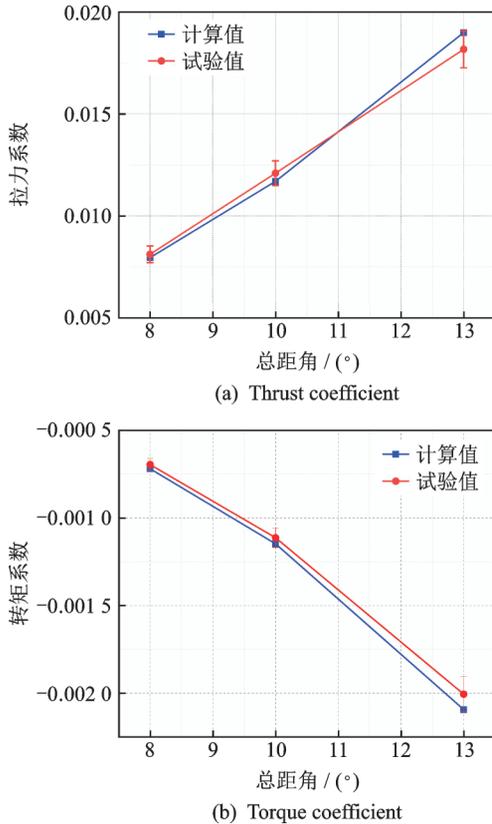


图 3 旋翼悬停状态下拉力系数及转矩系数随总距变化曲线图(转速 1 860 r/min)

Fig.3 Plots of thrust coefficient and torque coefficient versus collective pitch angle (Rotational speed: 1 860 r/min)

悬停状态模拟结果表明,通过适当配置,目前用 MRF 方法求解可压缩 RANS 方程组,可以比较快速而准确地预测拉力和转矩等刚性旋翼的整体气动特性,但是对于叶片局部的流动结构的捕捉在精度上仍然存在不足,有必要尝试采取局部网格自适应加密技术或高阶离散格式进行补偿。

2.2 前飞状态

为了准确预测刚性旋翼在高速前飞状态下的气动特性,本文利用上述可压缩 RANS 方法结合滑移网格技术进行了时间精确的数值模拟。计算前进比为 0.65,旋翼前飞速度为 74.875 m/s,转速为 1 100 r/min(对应周期为 0.054 5 s),计算中采用物理时间步长为 $7.575 8 \times 10^{-5}$ (对应每周计算 720 个物理时间步)。

图 4 给出了一周期内不同方位角的旋翼桨叶表面摩擦力线图。叶片呈逆时针旋转(见图 4(a))。在前行方位角范围叶片绕流为附着流动,气动状态良好,能够有效提供气动力;数值预测获得的内外侧截面压强系数分布均与此论断一致,参见图 5,6 中 90°前后范围的流动计算结果。

叶片进入后行阶段(方位角超过 180°),靠近叶

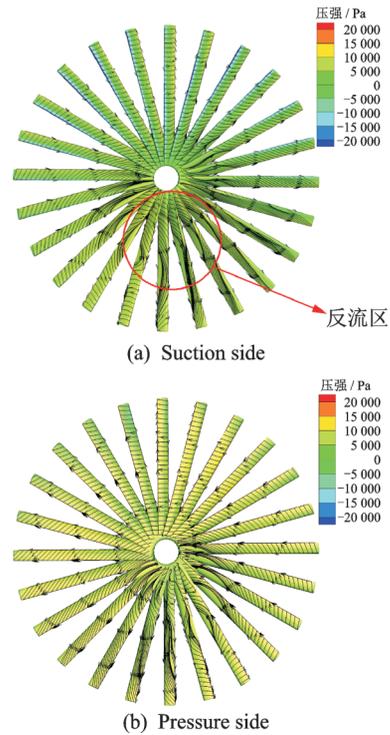


图 4 旋翼前飞状态桨叶压强分布和表面流线(前进比 0.65,桨距角 10°)

Fig.4 Pressure contour and skin friction line of the blade (Advance ratio: 0.65, pitch angle: 10°)

尖部位($r/R=90\%$)由于叶片当地线速度较高,仍为附着流动,各方位角上下翼面压差均为正值(见图 6);但内侧截面处($r/R=40\%$)由于当地线速度显著小于来流速度,导致大前进比条件下气流自后缘流向前缘,反流流动现象出现,如图 4(a)红色圆圈区域内所示,当地翼型截面呈现非常规的压强分布规律(见图 5)。这种反流现象也导致大范围的三维流动分离和动态失速。

在反流的初始方位附近,靠近叶片根部旋转速度与来流风速的合速度非常小,对应的动压值用于计算当地截面的压强系数分布会产生极大的吸力峰值以及压力系数过于显著的变化(见图 5 中 210°结果)。因此,图 4 中仅给出了相对压强的等值面图,而不是压强系数。在大反流区,由于叶片截面的几何后缘对应于当地气流的前缘,实际反流相当于绕尖前缘、钝后缘的翼型的流动,上下翼面主要的压强差作用于后缘上(见图 5 中 270°结果)。

该旋翼在中国直升机设计研究所直升机旋翼动力学重点实验室进行了前飞特性试验。图 7 给出了旋翼拉力在本文中得到的数值模拟结果与该试验结果的对照。图中显示,基于 RANS 方程的数值模拟在前进比 0.65 时得到的拉力时间历程整体上与试验数据有较好的一致性,特别对于拉力上升沿的相位特性实现了精准的捕捉,而且主要的拉力峰值能够形成有效的对比。

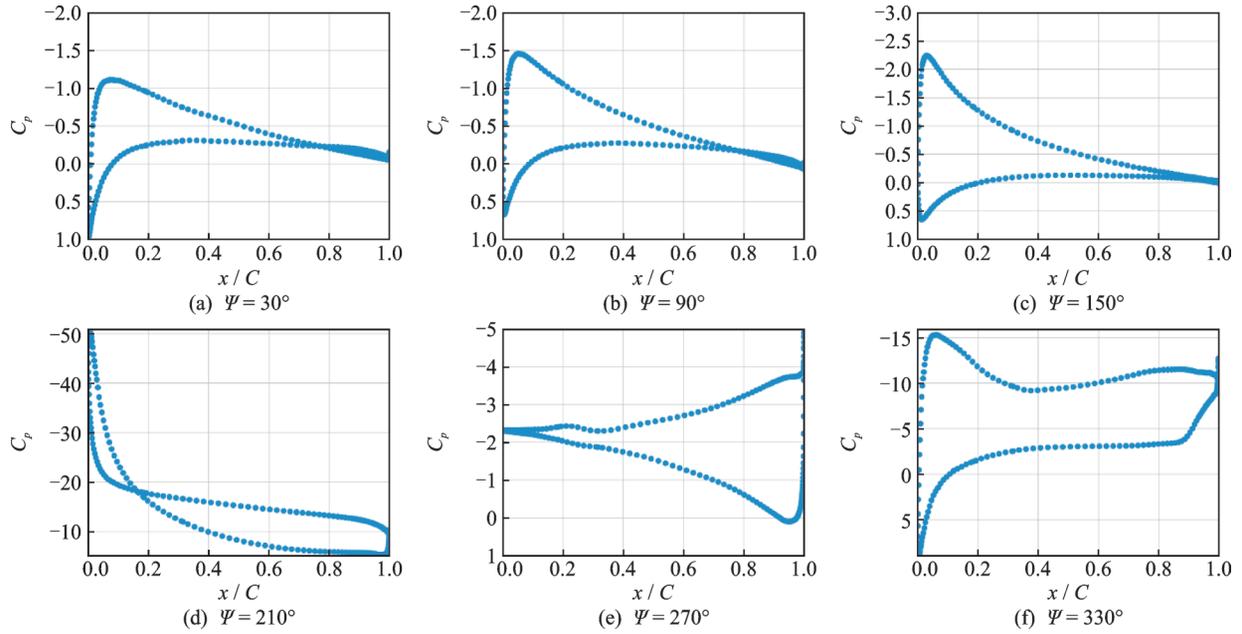


图5 翼型截面压力系数分布曲线(前进比0.65,桨距角 10° , $r/R=0.4$)
 Fig.5 Pressure distribution(Advance ratio: 0.65, pitch angle: 10° , $r/R=0.4$)

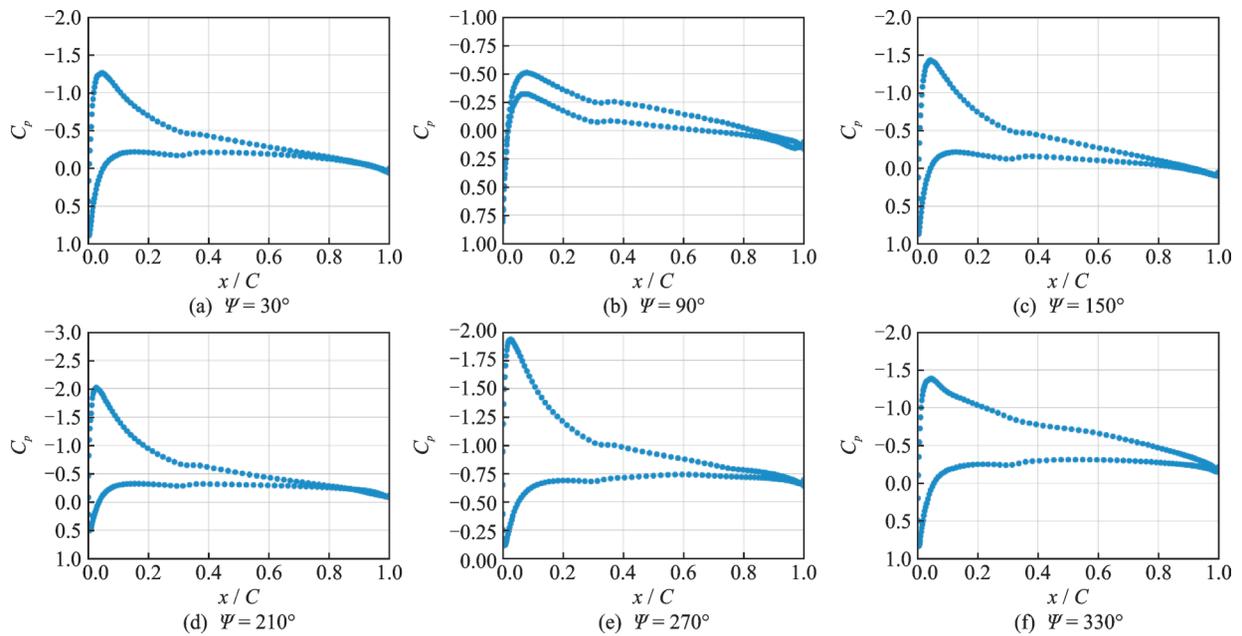


图6 翼型截面压力系数分布曲线(前进比0.65,桨距角 10° , $r/R=0.95$)
 Fig.6 Pressure distribution (Advance ratio: 0.65, pitch angle: 10° , $r/R=0.95$)

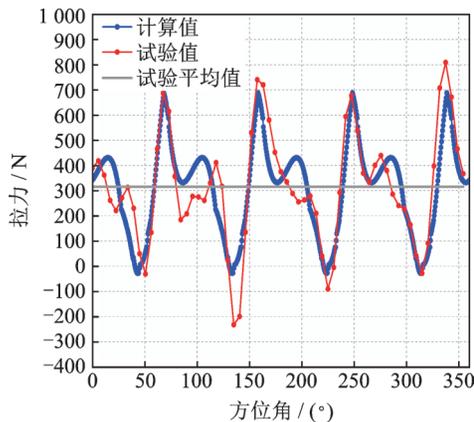


图7 旋翼前飞状态拉力时间历程变化曲线(前进比0.65,桨距角 10°)
 Fig.7 Plots of thrust coefficient versus azimuth angle(Advance ratio: 0.65, pitch angle: 10°)

该计算与试验结果的主要差异在在拉力峰值之后的下降沿部分。其原因可能来自两个方面：一是目前采用的 $k-\omega$ SST 湍流模型尽管能够使用大量湍流流态的数值解算,但对于图中下降沿部分所代表的大前进比状态旋翼的桨/涡干扰、动态失速及反流流动等特征的预测准确性有明显的不足；二是风洞试验模型在较高转速下的由于非定常气动力存在微小幅度的弹性变形,间接地对气动力数据的采集质量产生影响,而在计算过程中完全采用刚性模型,未考虑变形影响,两者的差别必然在比较结果中有所反映。

3 结 论

本文使用RANS方法对2 m直径的刚性旋翼模型悬停及大前进比前飞状态进行数值模拟计算,可得出以下结论:

(1) 刚性旋翼的气动特性在悬停与大前进比状态有极其显著的不同。悬停状态时,旋翼绕流模态基本为附着流动,与设计状态一致,以尾涡下洗为显著流场特征,且CFD方法对于旋翼近尾迹区的桨尖集中涡心位置等流动结构的分布信息可以精准地捕捉。在整体气动特性方面,计算得到的悬停拉力与转矩系数绝对值在 $8^{\circ}\sim 13^{\circ}$ 总距范围内基本呈现单调线性递增趋势,计算获得的拉力、转矩等结果与试验保持良好的一致性,最大误差为4.52%。

(2) 刚性旋翼在前飞状态下的非定常效应极其显著,使刚性旋翼叶片局部动态失速、反流流动以及桨/涡干扰等一系列复杂气动特征得以明显体现,并在大前进比条件下对桨叶非定常气动载荷产生强烈的非线性影响;旋翼只有在前行方位角范围内基本为附着流动,使得拉力系数上升沿与试验结果吻合较好;而在后行侧,全反流现象及其与展向流动的相互扰动作用导致翼型截面非常规的压力分布,旋翼拉力由前行侧桨叶提供。非定常拉力峰值之后的下降沿部分与试验值存在一定差异。

致谢:本文用于参考的风洞试验数据来自于中国直升机设计研究所直升机旋翼动力学重点实验室相关旋翼模型的风洞试验。特此致谢!

参考文献:

- [1] JOHNSON W. Helicopter theory [M]. New York: Dover Publications, Inc, 1980.
- [2] PROUTY R W. Helicopter performance, stability, and control [M]. Belmont, CA: Wadsworth Pub Co, 1986.
- [3] YEO H, JOHNSON W. Aeromechanics analysis of a compound helicopter [C]//Proceedings of the American Helicopter Society 62nd Annual Forum. Phoenix, USA: [s.n.], 2006.
- [4] STEIJL R, BARAKOS G, BADCOCK K. A framework for CFD analysis of helicopter rotors in hover and forward flight [J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2006, 51(8): 819-847.
- [5] STEIJL R, BARAKOS G N. CFD analysis of complete helicopter configurations-lessons learnt from the GOAHEAD project [J]. Aerospace Science and Technology, 2012, 19(1): 58-71.
- [6] JUNG M K, HWANG J Y, KWON O J. Assessment of rotor aerodynamic performances in hover using an unstructured mixed mesh method [C]//52nd Aerospace Sciences Meeting. USA: AIAA, 2014: 0042.
- [7] BAEDER J D, MEDIDA S, KALRA T S. OVERTURNS Simulation of S-76 Rotor in Hover [C]//52nd Aerospace Sciences Meeting. USA: AIAA, 2014: 0045.
- [8] YEO H, JOHNSON W. Assessment of comprehensive analysis calculation of airloads on helicopter rotors [J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(5): 1218-1228.
- [9] YEO H, JOHNSON W. Prediction of rotor structural loads with comprehensive analysis [J]. Journal of the American Helicopter Society, 2008, 53(2): 193-209.
- [10] KOTTAPALLI S B. Performance and loads correlation of a UH-60A slowed rotor at high advance ratios [C]//Proceedings of the American Helicopter Society Future Vertical Lift Aircraft Design Conference. San Francisco, California: [s.n.], 2012.
- [11] AHMAD J U, GLORIA Y, DAVID L K. Comparison of computed and measured vortex evolution for a UH-60A rotor in forward flight [C]//31st AIAA Applied Aerodynamics Conference. San Diego, CA: AIAA, 2013.
- [12] AHAUS L, MAKINEN S, MEADOWCROFT T, et al. Assessment of CFD/CSD analytical tools for improved rotor loads [C]//American Helicopter Society 71st Annual Forum. Virginia Beach, VA: [s.n.], 2015.
- [13] YIN Zhizhao, ZHAO Qijun, WANG Bo. Numerical simulations for unsteady vortex flowfield of rotors based on high-order WENO scheme [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 37(8): 2552-2564.
- [14] CONLISK A T. Modern helicopter aerodynamics [J]. Annual Review of Fluid Mechanics, 1997, 29: 515-567.
- [15] MENTER F R, KUNTZ M, LANGTRY R. Ten years of industrial experience with the SST turbulence model [J]. Turbulence, Heat and Mass Transfer, 2003, 4(1): 625-632.
- [16] STEIJL R, BARAKOS G. Sliding mesh algorithm for CFD analysis of helicopter rotor-fuselage aerodynamics [J]. International Journal for Numerical Methods in Fluids, 2008, 58(5): 527-549.