

# 翼型对旋翼悬停气动性能影响的CFD模拟分析

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:** 建立了一个基于高精度离散格式的旋翼悬停气动性能的N-S方程求解方法, 用来精确分析翼型对旋翼气动特性的影响。为考虑细节流动对旋翼气动特性的影响, 采用N-S方程描述桨叶附近的粘性流场, 选用了S-A湍流模型。通量计算采用Roe-MUSCL格式的高精度算法。采用该方法首先模拟了C-T旋翼和BO-105旋翼, 验证了该方法的有效性。然后, 给出了一个参考旋翼, 改变其旋翼翼型配置, 数值模拟研究了旋翼翼型不同厚度、弯度及其变化位置、组合情况等对旋翼悬停气动特性的影响。通过对比旋翼悬停效率、桨叶升力与扭矩变化等多种计算结果, 表明翼型对旋翼悬停气动性能有重要影响, 并得出了一些提高旋翼气动性能的桨翼翼型设计方法。

**关键词:** 直升机; 旋翼; 翼型; 气动性能; 计算流体力学; 嵌套网

**中图分类号:** V211.3      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1005-2615(2012)04-0478-07

## CFD Simulation of Airfoil Effect on Hovering Rotor Aerodynamic Performance

Wang Bo, Xu Guohua, Zhao Qijun

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

**Abstract:** Based on the high-accuracy discretization scheme, a solving method by N-S equations for predicting the rotor aerodynamics performance of hover is presented to analyze the effect of airfoils on its rotor. Considering the effects of flow on the rotor aerodynamic characteristics, N-S equations are used to describe the viscous flowfield around rotor, and S-A turbulence model is chosen. High-accuracy Roe-MUSCL scheme is employed to calculate flux. Firstly, the presented scheme is verified by simulating the C-T rotor and BO-105 rotor. Then, based on a reference rotor, effects of airfoil on hovering rotor aerodynamic performance are simulated by changing airfoil thickness, camber or max camber position and airfoil combination. Results indicate that airfoil plays a key role in the aerodynamic performance of rotor in hovering flight, and some airfoil design methods are obtained for improving the rotor performance.

**Key words:** helicopter; rotor; airfoil; aerodynamic performance; computational fluid dynamics; overset grid

旋翼作为直升机最关键的部件之一, 其设计优劣直接决定了直升机的飞行性能, 因此直升机空气动力学的实质就是旋翼空气动力学<sup>[1]</sup>。在旋翼流场中, 存在多种不同性质的流动现象, 在尖部来流速度较高, 气流表现出压缩性甚至出现激波现象, 而

在一些位置, 攻角较大容易出现流动分离。而选用合适的翼型可以有效改善旋翼的气动性能<sup>[2]</sup>, 因此研究翼型对旋翼气动特性的影响, 对其整体性能的改善具有重要意义。

早期的直升机旋翼主要采用NACA0012翼

型。美国波音-伏托公司在NACA系列翼型的基础上发展出了VR系列翼型<sup>[3]</sup>,并用于CH-47等多种直升机。在法国国防部的资助下,ONERA发展了OA系列翼型<sup>[4]</sup>并用于“海豚”等直升机。俄罗斯中央空气流体动力研究院发展了TsAGI-2,3,4及5等多系列翼型,并广泛应用于Mi系列及Ka系列直升机旋翼及尾桨<sup>[5]</sup>。著名的英国“BERP”桨叶<sup>[6]</sup>也采用了英国的RAE系列翼型,在1986年创造了400 km/h的直升机世界最大速度记录。在国内曹义华等人<sup>[7]</sup>采用数值方法模拟了NACA63a312和OAF翼型气动性能,并将结果用于动量理论及叶素理论计算。韩忠华、宋文萍等人<sup>[8]</sup>采用数值模拟方法研究了OA212翼型的气动特性及主动流动控制技术对其影响。然而,这些研究方法主要针对翼型自身气动特性的改善,并没有深入开展翼型改变对旋翼气动特性的影响研究。而在实际工作状态中,桨叶展向不同位置翼型剖面相对来流速度差别较大(马赫数0.1~0.8),并且由于旋翼流场中存在强烈的桨尖涡,将会诱导产生显著的三维效应,尤其是桨叶尖部区域。因此翼型对旋翼的气动性能影响并不完全由翼型二维状态下性能决定,需要综合考虑三维情况下的旋翼翼型及其旋翼气动性能之间的影响关系。

因此,本文将基于先进的CFD计算方法开展不同直升机旋翼翼型对悬停状态旋翼三维流场和气动特性影响的数值模拟研究。在该方法中,控制方程采用能完备描述流场的N-S方程,通量插值计算使用高精度的MUSCL格式,同时选用S-A湍流模型,以进一步提高悬停旋翼流场和气动特性计算的精度。在此基础上,首先以Caradonna & Tung试验旋翼和BO-105旋翼为算例,验证了本文方法在计算旋翼悬停流场和性能方面的有效性。然后,给出了一个参考旋翼,改变其旋翼翼型构成,数值模拟研究了翼型弯度、最大弯度位置、厚度及组合情况对旋翼悬停气动特性的影响,结果表明翼型对旋翼悬停气动性能有重要影响,根据计算结果得出了一些对旋翼桨叶设计有参考价值的结论。

## 1 数值模拟方法

### 1.1 控制方程

在旋转坐标系上,旋翼悬停流场可视为定常流场,以绝对速度 $\mathbf{q}=[u \ v \ \omega]^T$ 为参数可建立积分形式雷诺平均N-S(RANS)方程为

$$\frac{d}{dt} \int_V \mathbf{U} dV + \int_{\partial V} (\mathbf{F} - \mathbf{F}_v) \cdot \mathbf{n} dS = \int_V \mathbf{G} dV \quad (1)$$

式中: $\mathbf{U}=[\rho \ \rho q \ \rho E]^T$ , $\rho$ 和 $E$ 分别为密度、总能; $\mathbf{n}$ 为控制单元外表面法向矢量; $\partial V$ 为单元边界; $\mathbf{F}$ 表示无粘通量; $\mathbf{F}_v$ 为粘性通量。 $\mathbf{G}$ 为坐标变换产生的源项,即

$$\mathbf{G}=[0 \ \rho(\omega \times \mathbf{q})_i \ \rho(\omega \times \mathbf{q})_j \ \rho(\omega \times \mathbf{q})_k \ 0]^T \quad (2)$$

式中旋转角速度 $\omega=[\Omega_x \ \Omega_y \ \Omega_z]^T$ 。

### 1.2 求解方法

采用有限体积法在网格单元上对方程(1)进行空间离散。其中,无粘通量计算采用较高精度的Roe格式,相邻单元交接面上的通量计算公式为

$$(\mathbf{F})_{i+1/2} = \frac{1}{2} [\mathbf{F}(\mathbf{U}_R) + \mathbf{F}(\mathbf{U}_L) - |\bar{\mathbf{A}}_{\text{Roe}}|_{i+1/2} (\mathbf{U}_R - \mathbf{U}_L)] \quad (3)$$

式中:下标 $i+1/2$ 表示单元交接面; $L$ 和 $R$ 分别表示单元交接面的左右两侧。 $|\bar{\mathbf{A}}_{\text{Roe}}|_{i+1/2}$ 为Roe平均雅可比矩阵。为提高计算精度,式(3)中 $\mathbf{U}_L$ 与 $\mathbf{U}_R$ 采用三阶精度MUSCL格式插值计算,表达式为

$$\mathbf{U}_L = \left\{ 1 + \frac{1}{4} \left[ 1 + \frac{1}{3} \Delta_+ + 1 - \frac{1}{3} \Delta_- \right] \right\} \mathbf{U}_i$$

$$\mathbf{U}_R = \left\{ 1 - \frac{1}{4} \left[ 1 + \frac{1}{3} \Delta_- + 1 - \frac{1}{3} \Delta_+ \right] \right\} \mathbf{U}_{i+1}$$

其中 $\Delta_+$ 和 $\Delta_-$ 分别为前插和后插。此外,为了避免在非线性区域的三阶MUSCL插值可能引起的数值解的振荡,采用了Venkatakrisnan提出的限制器<sup>[9]</sup>。

粘性通量则采用中心格式计算。同时,为了更好地计入桨叶物面的粘性影响,提高旋翼流场的计算精度,本文还采用了一方程的Spalart-Allmaras模型<sup>[10]</sup>。该湍流模型能较好地模拟一定程度的分离流动,保证计算结果的准确性。

在边界条件处理时,桨叶表面取无滑移边界条件;远场取基于Riemann不变量的远场边界条件。同时采用周期性边界条件来计入其他桨叶的影响。

### 1.3 嵌套网格

按照流场的特点计算网格采用结构嵌套网格方法将流场划分为两个部分:(1)围绕桨叶的贴体粘性网格,该网格的拓扑结构为C-O型,采用这种拓扑结构能保持良好的桨尖形状,从而减小模拟结果的误差。(2)包围桨叶贴体网格的结构化背景网格,其拓扑结构为O-H型。为了比较准确地捕捉桨尖涡,在背景网格中对桨尖涡分布的区域进行加密,该处的网格间距为 $0.13c$ 。背景网格上边界距离旋翼 $6R$ ,下边界距离旋翼 $10R$ ,周向边界距离桨尖 $6R$ 。

需要指出的是,尽管桨叶根部产生的升力及扭

矩相对较小,但如直接截取为矩形则容易导致桨叶根部流场产生较大误差。因此在桨叶网格生成时,为了较完整地表示桨叶外形,除了对桨叶尖部进行了细致处理外,本文还对桨叶根部进行进一步改进处理,以提高计算结果的精度。

为了确定网格嵌套关系,使用较为常用的Hole Map方法<sup>[11]</sup>,同时结合一个有效地“伪贡献单元的搜寻法(PSSDE)<sup>[12]</sup>”以提高效率。以具有4片桨叶的旋翼为例,图1给出了本文使用的嵌套网格系统的示意图。

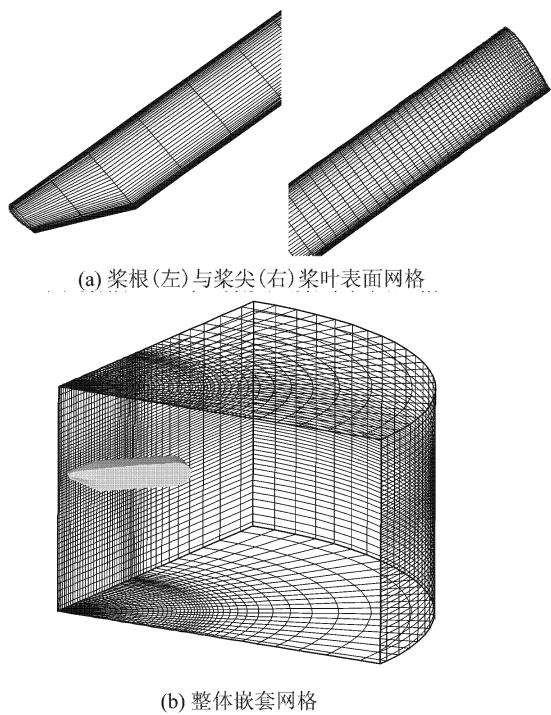


图1 嵌套网格系统示意图

## 2 验证算例

### 2.1 旋翼悬停流场的计算

为了验证本文方法对悬停状态旋翼流场的模拟有效性,首先计算美国NASA的Caradonna & Tung (C-T)试验旋翼<sup>[13]</sup>。该旋翼由两片桨叶组成,其桨叶平面形状为矩形(无负扭转),展弦比为6,整体采用NACA0012翼型。

计算时使用的桨叶网格数目为 $207 \times 39 \times 52$ (周向 $\times$ 法向 $\times$ 径向),背景网格数目为 $61 \times 141 \times 101$ (周向 $\times$ 法向 $\times$ 径向),计算状态为: $Ma_{tip} = 0.877, \varphi = 8^\circ, Re = 3.93 \times 10^6$ 。

图2计算给出了该状态下桨叶两个不同剖面上的表面压强系数分布。由图可见,本文的计算值

与试验值符合很好,计算结果较好地捕捉到了桨叶表面出现的激波。从而表明本文建立的方法能有效地模拟旋翼悬停状态的流场。

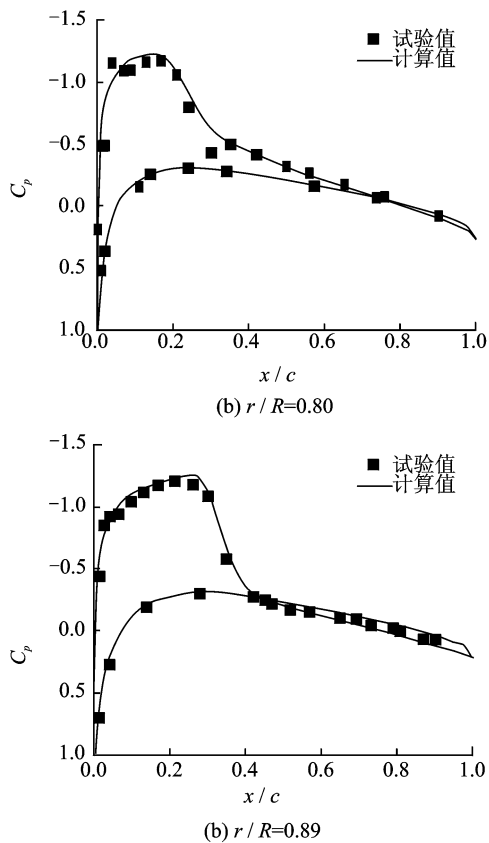


图2 C-T旋翼桨叶表面压强系数分布

### 2.2 旋翼悬停气动性能的计算

旋翼气动性能指旋翼拉力、扭矩和悬停效率等,关于性能的计算则要比桨叶表面压强分布的计算困难许多,这主要是因为除了要准确计算桨叶表面压强外,还必须要求具有很高的桨叶阻力模拟精度。

为了进一步验证本文方法对悬停状态直升机旋翼性能计算的有效性,选择了BO-105旋翼<sup>[14]</sup>作为算例。该旋翼由4片桨叶组成,桨尖平面形状为矩形,半径为4.91 m,展弦比为18.2,线性负扭转为 $8^\circ$ ,构成桨叶的翼型为NACA23012,旋翼实度 $\sigma = 0.07$ ,工作转速为425 r/min。

计算时使用的桨叶网格数目为 $237 \times 49 \times 79$ (周向 $\times$ 法向 $\times$ 径向),背景网格数目为 $61 \times 341 \times 201$ (周向 $\times$ 法向 $\times$ 径向),图3给出了扭矩系数随拉力系数的变化曲线,由图可以看出,计算得到扭矩系数变化趋势与试验值相一致,图4则相应地给出了计算的悬停效率与试验值的对比,由图可知,悬停效率的计算结果也与试验值吻合较好。这表

明,本文发展的数值计算方法能够有效地适用于悬停状态直升机旋翼气动性能的分析。

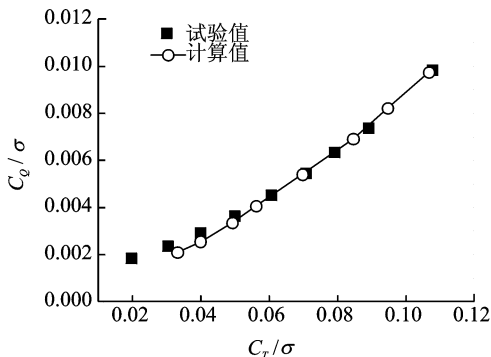


图3 扭矩系数随桨叶载荷的变化

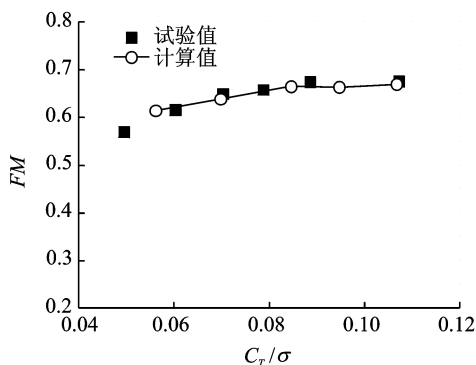


图4 悬停效率随桨叶载荷的变化

### 3 不同翼型旋翼计算结果及分析

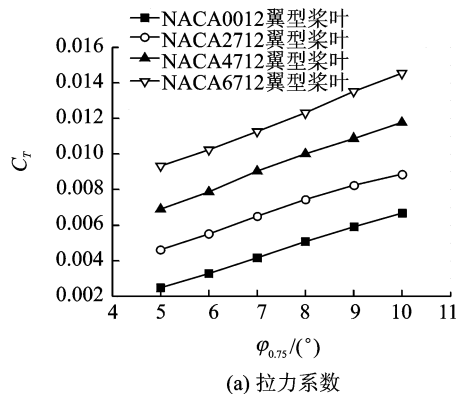
为了数值模拟及对比分析不同旋翼翼型对旋翼流场和性能的影响,本文首先给出了一个参考旋翼模型,该模型旋翼具有4片桨叶,直径为4.2 m,展弦比为15,旋翼实度为 $\sigma \approx 0.0849$ 。桨叶平面形状为无负扭转的矩形桨叶,翼型采用NACA0012。计算状态为:桨尖马赫数为0.617、总距角范围为 $\varphi_{0.75} = 5 \sim 10^\circ$ 。

直升机旋翼翼型的不同几何参数(弯度、最大弯度位置及厚度等)对翼型本身的气动特性有着重要的影响,进而也会直接影响旋翼的气动性能。为便于比较翼型参数变化对旋翼性能的影响,本文采用可由解析公式直接计算外形的NACA四位数字翼型作为研究对象,分别根据弯度、最大弯度位置及厚度等参数生成旋翼翼型,翼型弯度及弯度最大位置变化计算生成了两组翼型。首先生成了NACA2712和NACA6712等5种翼型,以研究不同翼型弯度及最大弯度位置对旋翼悬停流场和性能的影响。然后计算比较了NACA0008,

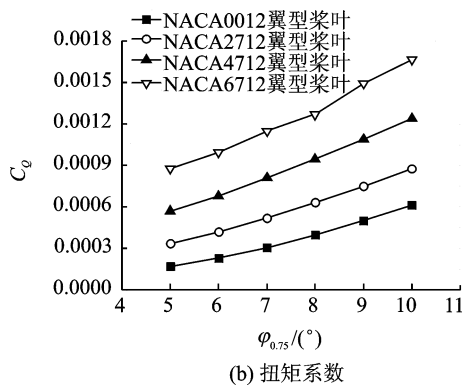
NACA0009和NACA0016等6种厚度翼型旋翼翼型气动性能。最后根据得到分析结果,对参考桨叶翼型配置进行修改并计算。

#### 3.1 翼型弯度及弯度最大位置变化对旋翼流场及性能影响

图5给出了不同翼型桨叶的旋翼拉力系数和扭矩系数随总距角的变化曲线。由图5可以看出,对于这4种桨叶,拉力系数和扭矩系数均随总距角增加而增加,在总距角相同时,桨叶拉力系数和扭矩系数均随翼型弯度的增大而变大,由此可知,增加旋翼翼型弯度能有效地提高旋翼的拉力,而旋翼扭矩也会相应地增大。



(a) 拉力系数



(b) 扭矩系数

图5 旋翼拉力、扭矩系数随总距角的变化

图6,7则分别计算给出了不同翼型桨叶的旋翼扭矩系数、悬停效率随旋翼拉力系数的变化曲线。由图6可知,各个桨叶旋翼扭矩系数随拉力系数的变化趋势较为一致,仔细对比还可看出,在相同旋翼拉力系数条件下,翼型弯度较大的桨叶对应的旋翼扭矩系数比弯度较小的桨叶要低些,反之亦然。因此,翼型弯度越大,旋翼性能越好,这从图7悬停效率的曲线图中可更清楚地看出该趋势。结合图7,8可以看出,增加弯度后翼型上表面的压力分布更趋均匀,反映逆压梯度不大,这有利于延缓在大桨距(大拉力)情况下翼型(桨叶)失速,可以抑制

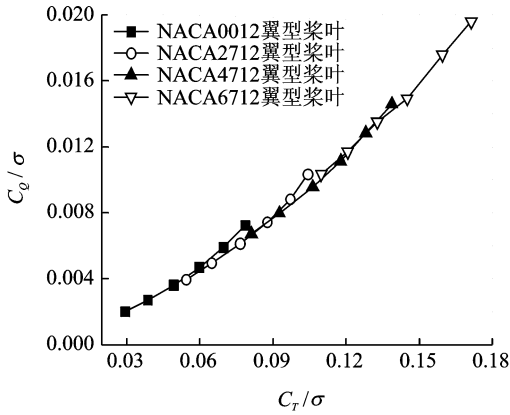


图6 不同翼型旋翼扭矩系数随桨叶载荷的变化

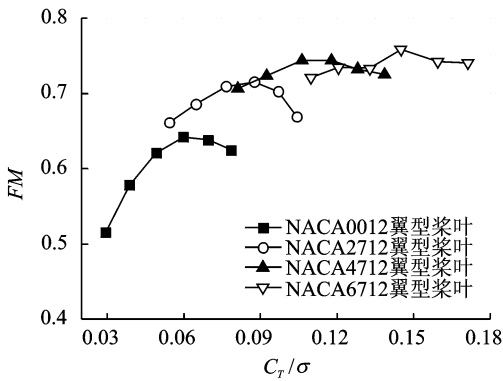


图7 不同翼型旋翼悬停效率随桨叶载荷的变化

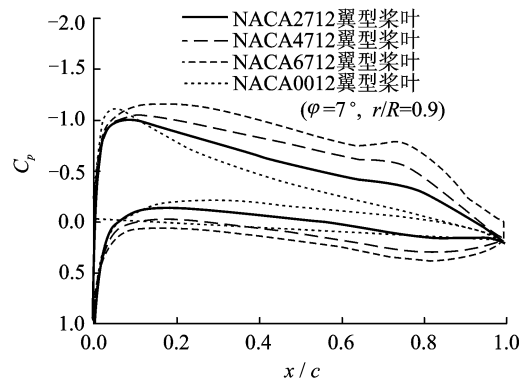


图8 不同翼型旋翼表面压强系数的对比

大桨距情况下的悬停效率下降过快特征,这对旋翼性能很有利。由此可以得出:较大的旋翼翼型弯度可以有效地改善直升机旋翼在大拉力情况下的悬停效率。

图9给出了采用NACA4212, NACA4512和NACA4712翼型的旋翼悬停效率随旋翼拉力系数的变化曲线。从图9中可看出,随着最大弯度位置从翼型前缘向后移动,相同桨距下拉力逐步增加。相对于NACA4212翼型, NACA4512和

NACA4712悬停效率均有所增加。图10给出了这几种旋翼翼型0.9R剖面的压强系数对比,可以看出,最大弯度位置后移对上表面流动有较强改变,升力的分布向后缘移动,这一改变有利于整体升力的增加。

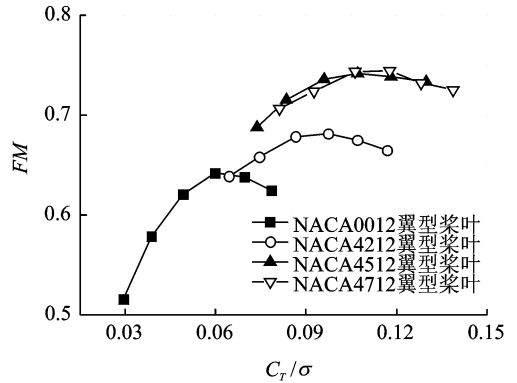


图9 翼型不同最大弯度位置对悬停效率的影响

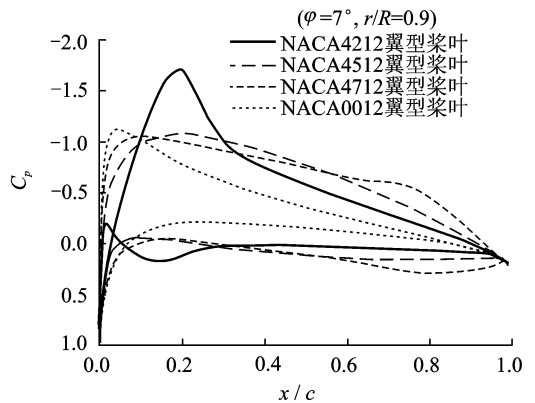


图10 不同最大弯度位置的翼型压强系数的对比

### 3.2 翼型厚度对旋翼流场及性能影响

图11计算给出了7种厚度翼型桨叶的旋翼悬停效率随旋翼拉力系数的变化曲线,图12给出不同厚度翼型桨叶剖面压强系数的对比。以NACA0012翼型为基准翼型,通过对比可发现,更薄的翼型会使小拉力状态下悬停效率增加,但在大

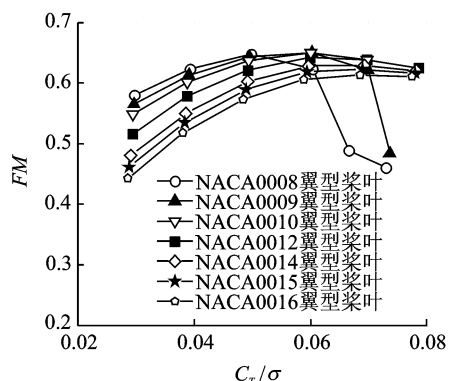


图11 不同厚度翼型旋翼悬停效率随桨叶载荷的变化

拉力状态下悬停效率急剧下降,这是因为薄翼型失速迎角较小导致的升力下降、阻力迅速增加,并且引起扭矩激增(薄翼型容易发生前缘分离),这点可从图12中NACA0008及NACA0009翼型浆叶上表面前缘发生了不同程度的气流分离得到印证。随着翼型厚度的增加,在不同拉力状态下悬停效率均有所下降,翼型越厚下降越明显,并且小拉力状态下悬停效率下降更为明显。

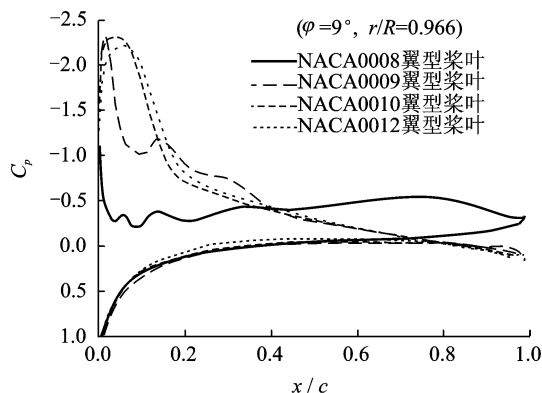


图12 不同厚度翼型浆叶剖面压强系数的对比

### 3.3 翼型配置对旋翼气动性能的影响

在前面的研究基础上,综合考虑到翼型弯度、最大弯度位置和厚度对旋翼气动性能的影响,对参考浆叶翼型配置进行修改,给出两个改进设计方案。设计方案1:浆叶根部、中部、尖部采用OA系列翼型中的OA213,OA209及OA206翼型。设计方案2:在设计方案1的基础上增加浆叶扭转。方案3以拉力为目标对方案2的浆叶翼型进行了进一步修改,增大了翼型弯度。如图13所示,采用分段翼型浆叶设计后,悬停效率及拉力都明显超过了参考浆叶;设计2方案增加负扭转后由于改善了入流分布,因此悬停效率比方案1有明显增加,但拉力却有所减小;通过增加弯度,方案3旋翼的拉力在进一步提高悬停效率的情况下增强了拉力。

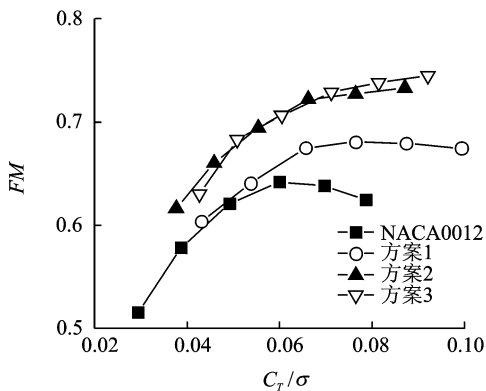


图13 不同设计方案旋翼悬停效率随浆叶载荷的变化

## 4 结 论

本文基于CFD方法求解了不同翼型的直升机悬停状态的旋翼三维流场和气动性能。综合本文的计算结果和分析,可得出以下几点结论:

(1)本文建立的数值模拟方法能有效地适用于直升机悬停状态下旋翼三维流场及气动性能的计算,并可有效地分析出翼型改变对旋翼流场及气动性能的影响特征。

(2)适当增加旋翼翼型弯度可以明显提升旋翼悬停状态下拉力及提高旋翼悬停效率,并明显改善大桨距状态下气动性能。

(3)旋翼翼型最大弯度后移可改善拉力沿桨叶弦向分布,进而增大了旋翼拉力,并使悬停效率增加。

(4)旋翼翼型厚度变化对不同拉力状态下悬停效率均有影响,其中薄翼型可改善小拉力状态下悬停效率,但在大拉力状态下容易发生前缘气流分离,厚翼型在大拉力状态下不易发生前缘流动分离,但会导致悬停效率下降。

(5)浆叶采用分段翼型配置可以有效地提高旋翼的悬停效率,并且结合负扭转分布特征可以更大程度地提高旋翼悬停性能。

### 参考文献:

- [1] 王适存,徐国华. 直升机旋翼空气动力学的发展[J]. 南京航空航天大学学报. 2001, 33(3): 203-211.  
Wang Shicun, Xu Guohua. Progress of helicopter rotor aerodynamics[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2001, 33(3): 203-211.
- [2] Leishman J G. Principles of helicopter aerodynamics [M]. New York: Cambridge University Press, 2006.
- [3] Dadone L U. Design and analytical study of a rotor airfoil[R]. NASA CR 2988, 1978.
- [4] Thibert J J, Gallot J. Advanced research on helicopter blade airfoils [R]. ONERA TP 1979-120, 1979.
- [5] Chernyshev S L, Golovkin M A. Current state and progress in research of rotorcraft aerodynamics at TsAGI[C]//35th European Rotorcraft Forum. New York: Curran Associates Inc., 2009:670-680.
- [6] Harrison R, Stacey S, Hansford B. Berp IV-the design, development and testing of an advanced rotor blade[C]//Proceedings of American Helicopter Society 64th Annual Forum. New York: Curran Associ-

- ates. Inc. , 2008;2524-2543.
- [7] 曹义华,陈科,王健,等. 涵道尾桨气动特性及翼型 CFD 分析[J]. 航空动力学报. 2004, 19(6): 792-797.  
Cao Yihua, Chen Ke, Wang Jian, et al. CFD analysis of aerodynamic characteristics for the ducted tail rotor and its aerofoil[J]. Journal of Aerospace power, 2004,19(6):792-797.
- [8] 韩忠华,宋文萍,乔志德. OA212 翼型主动流动控制的数值模拟研究[J]. 空气动力学学报. 2009, 27(6): 639-644.  
Han Zhonghua, Song Wenping, Qiao Zhide. Numerical simulation of active dynamic stall control on an OA212 rotor airfoil[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2009,27(6):639-644.
- [9] Venkatakrisnan V. On the accuracy of limiters and convergence to steady state solutions[R]. AIAA 93-0880, 1993.
- [10] Spalart P R, Allmaras S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows, La Rech[R]. AIAA 92-0439, 1992.
- [11] Meakin R. A new method for establishing intergrid communication among systems of overset grids[R]. AIAA 91-1586, 1991.
- [12] Zhao Qijun, Xu Guohua, Zhao Jinggen. Numerical simulations of the unsteady flowfield of helicopter rotors on moving embedded grids[J]. Aerospace Science and Technology, 2005, 9(2): 117-124.
- [13] Caradonna F X, Tung C. Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover[R]. NASA TM 81232, 1981.
- [14] Peterson R. Full-scale hingeless rotor performance and loads[R]. NASA TM 110356, 1995.