

悬停状态直升机桨叶扭转分布的优化数值计算

王博, 招启军*, 徐国华

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

摘要: 建立了一套基于高精度计算流体力学(CFD)技术和代理模型优化算法的旋翼气动外形设计方法。在该方法中,旋翼流场气动性能的计算采用了基于 Navier-Stokes/Euler 方程的 CFD 方法,并根据流场特点、精度和效率的要求采用 Baldwin-Lomax(B-L)湍流模型,通量计算采用 Roe-MUSCL 格式进行。为提高网格生成质量和便于流场控制方程的求解,将流场分成两个区域,即围绕旋翼的黏性区和无黏的背景网格区。其中,桨叶网格使用了基于二维翼型网格的参数化方法生成,数值计算结果表明该方法有效地提高了网格生成质量及效率。在参考旋翼流场及桨叶细节流动分析的基础上给出设计变量及范围,有效减小了优化问题的规模;为满足优化和机理分析的需要,将基于置换遗传算法优化的拉丁超立方(PermGA LHS)方法和径向基函数(RBF)的代理模型优化方法引入到桨叶外形的优化设计中。首先以 Helishape 7A 旋翼为算例,检验了数值模拟方法的准确性。然后,应用所建立的优化方法针对旋翼负扭转分布进行了优化计算,结果表明优化后的旋翼悬停气动性能比优化前有了明显提高。

关键词: 旋翼; 气动优化; 气动性能; Navier-Stokes 方程; 嵌套网格; 代理模型

中图分类号: V211.52 **文献标识码:** A

旋翼是直升机飞行时主要的升力部件,其气动性能的优劣直接决定了直升机的飞行性能。受材料、加工工艺等技术条件的限制,早期的直升机旋翼桨叶主要采用矩形桨叶、小线性负扭转等设计方案^[1]。随着材料、加工工艺等技术的进步,早先的问题获得了不同程度的解决,许多新型气动外形桨叶得到了应用。如美国的 UH-60、AH-64 和欧洲的 EC135 等先进直升机均采用了新型桨叶尖外形设计,有效地提升了直升机性能。这些桨叶已经从早期的简单外形发展到具有特殊平面形状、非线性负扭转等多种外形设计^[2]。可见,高性能旋翼气动外形设计已成为现代先进直升机的关键技术之一。由于新型气动外形桨叶的力学特性与常规桨叶明显不同,直接采用试验具有较高的

风险,数值模拟方法逐步成为桨叶气动外形设计中不可或缺的研究手段。

早期的直升机桨叶优化方法中主要采用动量理论^[1,3]或者升力线方法^[4-5]进行旋翼模拟,这些方法可以高效地计算旋翼的气动性能,但精度不高,不适合用于具有先进气动外形旋翼的高精度气动性能计算。美国的 Quackenbush 等采用自由尾迹方法进行了悬停及轴流飞行状态旋翼气动外形优化研究^[6],研究表明旋翼桨叶扭转分布是对旋翼性能影响最为重要的参数之一。Syal 和 Leishman 采用动量叶素理论及自由涡方法对共轴双旋翼直升机旋翼进行了气动优化^[7]。然而由于涡方法自身的缺陷,难以准确模拟桨叶高速旋转及大桨距状态下的旋翼性能,因此需要采用更

收稿日期: 2011-09-10; 退修日期: 2011-12-30; 录用日期: 2012-02-08; 网络出版时间: 2012-03-08 08:51

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20120308.0851.006.html

基金项目: 国家自然科学基金(10872094)

* 通讯作者. Tel.: 025-84893753 E-mail: zhaoqijun@nuaa.edu.cn

引用格式: Wang B, Zhao Q J, Xu G H. Numerical optimization of helicopter rotor twist distribution in hover. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica. 2012, 33(7): 1163-1172. 王博, 招启军, 徐国华. 悬停状态直升机桨叶扭转分布的优化数值计算. 航空学报, 2012, 33(7): 1163-1172.

为精确的旋翼气动计算方法。自 2005 年以来,法国的 Le Pape 等^[8-9]采用高精度计算流体力学(CFD)方法和基于梯度方法的优化策略进行了旋翼桨叶数值优化研究,获得了关于旋翼桨叶下反等先进气动外形的初步结果。而国内采用数值模拟方法对具有先进气动外形旋翼设计方法的研究工作开展相对较晚,在理论模拟研究方面,前期的研究主要基于涡方法^[10],近年来有学者开始尝试采用高精度 CFD 方法对桨叶气动外形进行了数值分析并取得了一些成果^[11-12]。在旋翼桨叶气动外形优化设计方面,开展的研究工作不多。其中,南京航空航天大学的孙伟和张呈林^[13]采用基于涡方法的代理模型对旋翼气动外形进行模拟,得到了一些有用的结果。然而由于涡方法本身势流及无黏假设的缺陷,该方法不能准确地区别出桨叶气动外形微小变化给旋翼流场及气动特性带来的影响,因此在采用该方法开展先进旋翼的气动外形优化研究方面存在一定的局限性。综合看来,国内外的这些研究工作主要针对桨叶平面形状、三维变化等方面的分析研究,对桨叶负扭转分布的研究相对较少,并且较少涉及优化方法。

鉴于此,本文将 CFD 方法与优化方法相结合,尝试建立一套用于旋翼气动性能的外形优化设计方法,并拟对桨叶负扭转的分布进行优化分析。针对旋翼气动外形优化过程中的旋翼模拟精度和计算规模问题,一方面采用基于 Navier-Stokes 方程的 CFD 方法提高模拟旋翼流场的精度,另一方面采用基于置换遗传算法优化的拉丁超立方方法(PermGA LHS)和径向基函数(RBF)的代理模型优化方法控制计算规模。

1 旋翼气动特性数值计算方法

1.1 控制方程求解

综合考虑到流场特性、精度和计算效率的要求,在进行旋翼流场求解中采用了耦合 Navier-Stokes/Euler 方程。旋翼流场分为以下两个部分:

1) 绕旋翼桨叶的贴体网格部分,该区域流场的求解以雷诺平均 Navier-Stokes(RANS)方程作为控制方程,用于捕捉桨叶表面黏性和激波的影响。在桨叶旋转坐标系下,悬停流场可视为准定

常流场,使用以绝对物理量为参数的守恒积分形式的控制方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{W} dV + \oint_S \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} dS - \oint_S \mathbf{F}_v \cdot \mathbf{n} dS - \iiint_V \mathbf{R} dV = 0 \quad (1)$$

式中: \mathbf{W} 、 \mathbf{F} 、 \mathbf{F}_v 和 \mathbf{R} 分别为守恒变量、无黏通量、黏性通量和科氏力引起的源项; V 为控制体体积; S 为控制体表面积。

2) 离桨叶较远可忽略黏性影响的背景网格区域,该区域流场的求解以无黏可压缩的 Euler 方程为控制方程:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{W} dV + \oint_S \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} dS - \iiint_V \mathbf{R} dV = 0 \quad (2)$$

控制方程式(1)和式(2)的空间离散采用联合 Roe 格式和单调迎风中心格式(MUSCL)方法的通量计算方法^[14]。由于该方法具有耗散特性,避免了数值不稳定现象,不需要添加人工黏性项。为避免 Roe 格式中可能产生的非物理解,还引入了 Harten 熵修正^[15]。采用显式五步 Runge-Kutta 时间推进格式。另外,为加快迭代的收敛速度还采用了隐式残值光顺、当地时间步长等技术。

1.2 湍流模型及边界条件

流场中黏性影响计算采用了 Baldwin-Lomax (B-L)代数湍流模型^[16],该模型是一个双层代数模型,计算中不需要确定附面层外边界,具有计算量小、鲁棒性强和可靠性高的优点,且能较好地模拟附体流动及局部小分离的流动,因此较适用于本文的优化计算。

桨叶表面采用无滑移条件。考虑到旋翼悬停流场旋转对称,因此只对一个桨叶进行计算,采用对称性边界条件来模拟其他桨叶与该桨叶之间的影响。为加速流场的稳定过程,根据动量理论^[17]对上下方边界速度条件进行修正。其中,桨叶下方网格边界上半径为 $R/\sqrt{2}$ 的圆内向下的速度分量 $w = Ma_{tip} \sqrt{C_T}$,其他外边界均为指向桨毂中心的入流速率 $V_{in} = -\frac{Ma_{tip}}{8} \sqrt{C_T} \left(\frac{R}{r_F}\right)^2$,这里 Ma_{tip} 为桨尖马赫数, C_T 为拉力系数, R 为旋翼半径, r_F 为边界到桨毂中心的距离。

1.3 网格技术

网格是 CFD 计算的重要基础,且网格的质量对计算结果的精度有着直接影响。在旋翼气动外形优化分析中,网格技术主要包含两个关键问题:桨叶网格的生成和旋翼嵌套网格方法。

由于在优化过程中需要生成大量不同外形的旋翼桨叶网格进行数值模拟,这与单一桨叶数值模拟方法相比而言除对网格质量有要求外还有两个要求:①为保证不同桨叶计算结果之间可比,还须网格质量保持一致;②由于需要生成网格数量较多,应尽可能提高生成速度。因此,这里建立一套高效的参数化的自动网格生成方法,将桨叶外形分解为翼型分布、扭转分布曲线、弦长分布曲线和 1/4 弦线分布曲线四组桨叶外形描述参数,并按照参数生成网格。网格生成流程如图 1 所示。

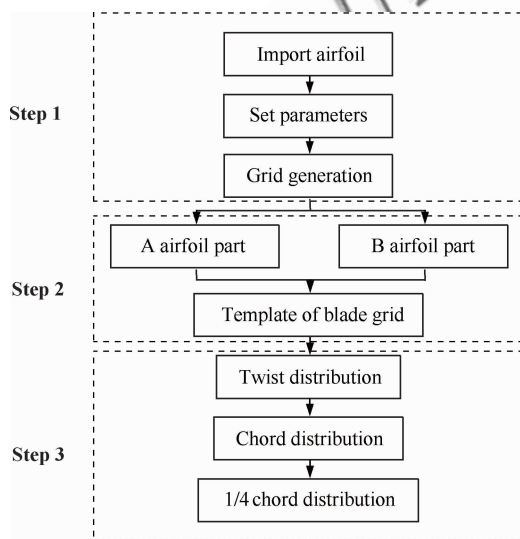


图 1 网格生成流程图

Fig. 1 Flowchart of grid generation

由图 1 可知,桨叶网格生成方法大体分为以下 3 步:

第 1 步 求解偏微分方程生成适合于 Navier-Stokes 方程计算的二维翼型网格,保证物面网格满足 $y^+ \approx 1.0$ 。

第 2 步 按照展向翼型分布制作桨叶网格的模板网格,如图 2(a)所示(定义基准形状桨叶,模

板网格)。

第 3 步 在生成的模板网格基础上,根据抽象出的参数曲线自动生成桨叶网格。如图 2(b)所示,两个剖面的翼型网格只发生了平移和旋转,并无变形。

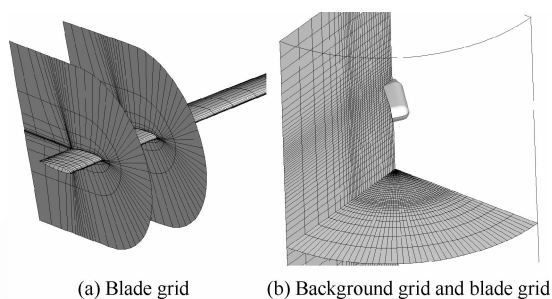


图 2 桨叶网格和嵌套网格系统

Fig. 2 Blade grid and overset grid systems

采用上述 3 步方法生成的网格质量主要依赖于桨叶模板网格的生成质量,因此保持了一致的网格质量水平,并极大地减小了网格生成工作量与计算量,提高了网格生成效率。当桨叶外形仅改变扭转分布、弦长分布和 1/4 弦线分布时,只需要进行第 3 步生成即可。表 1 给出了不同方法生成桨叶网格所需时间。

表 1 网格生成方法比较

Table 1 Comparison of grid generation approaches

Parameter	Normal method	Fast method (Step 1, 2, 3)	Fast method (Step 3)
Time/s	587	133	2

旋翼流场的计算采用嵌套网格技术,该技术的主要难点在于:①高效率的洞边界和洞点的确定^[18];②快速的贡献单元搜寻^[19]。采用文献[18]提出的“透视图”方法用于高效判断网格之间的对应关系,加速嵌套网格挖洞过程和 InverseMap 生成速度,这在计算大量不同形状桨叶网格时提高了计算效率。

为满足准确模拟围绕桨叶的流场和捕捉近场尾迹的要求,桨叶网格需要能够准确模拟桨尖涡以及桨叶表面黏性流动。以 Helishape 7A 旋翼为例(图 2(a)为围绕桨叶生成的 C-O 型网格示意图),网格数目为 $177 \times 44 \times 79$ (周向 \times 法向 \times 径

向),最内层至物面的间距约为 $1.0 \times 10^{-5}c$ (c 为桨叶参考弦长)。在黏性较弱的背景网格上,采用无黏的 Euler 方程计算以提高计算效率。图 2 (b)为由桨叶网格和背景网格组成的嵌套网格系统,嵌套在桨叶网格上的 O-H 型背景网格数目为 $46 \times 161 \times 101$ (周向 \times 法向 \times 径向),其上边界距离旋翼 $6R$,下边界距离旋翼 $10R$,周向边界距离桨尖 $6R$ 。为了比较准确地捕捉桨尖涡,在背景网格中对桨尖附近区域进行了加密,该处的网格间距为 $0.13c$ 。

2 用于旋翼气动外形优化的方法

可用于旋翼气动外形设计中的优化方法主要有两类:确定性方法和非确定性算法^[8]。确定性方法计算量较小,但往往只能达到局部最优;非确定性算法计算量较大,但更易于达到全局最优。这两者比较具有代表性的算法分别有梯度法和遗传算法。一般来说,两类方法的计算量相差超过 10 倍甚至更多。因此,使用高精度计算模型时须谨慎选择优化方法。采用非确定性优化算法将导致计算量加大,会限制高精度 CFD 方法的应用,而低精度模型不能保证计算结果的精度;采用确定性优化算法虽然计算量较小,有利于使用高精度计算模型,但是却容易陷入局部最优的困境。因此必须严格控制优化问题的规模,并在保证精度的情况下尽可能地提高计算效率。

为减少计算量和避免陷入局部最优,本文采用了代理模型法^[20]作为优化方法。该方法的特点是计算量小、具有足够精度,同时可过滤数值计算噪声和便于计算任务并行执行。优化流程如图 3 所示。

优化方法包含置换遗传算法优化的拉丁超立方抽样试验设计法和径向基函数法两部分。当设计变量较多时,采用拉丁超立方试验设计方法可有效减少试验规模。如图 4 所示,传统的拉丁超立方方法(Random LHS)由于样本点随机生成,容易导致局部样本点局部分布不均,本文采用了置换遗传算法对拉丁超立方方法结果进行优化,使样本点分布更趋均匀。图中: x_1 和 x_2 为泛指的设计变量。

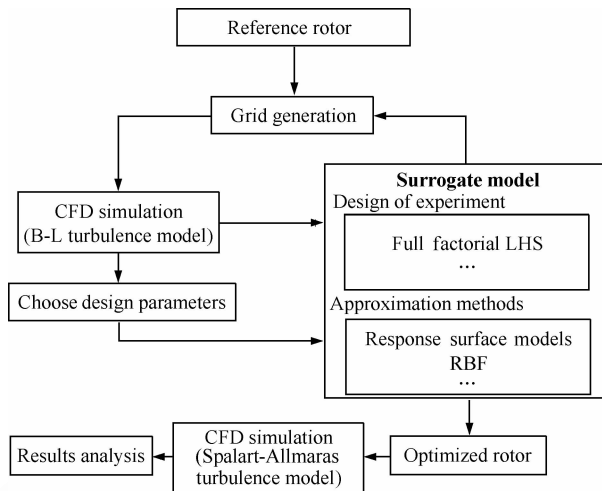


图 3 优化计算流程图

Fig. 3 Flowchart of the optimization chain

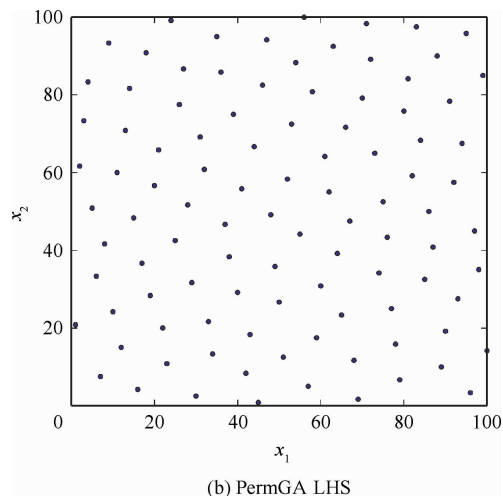
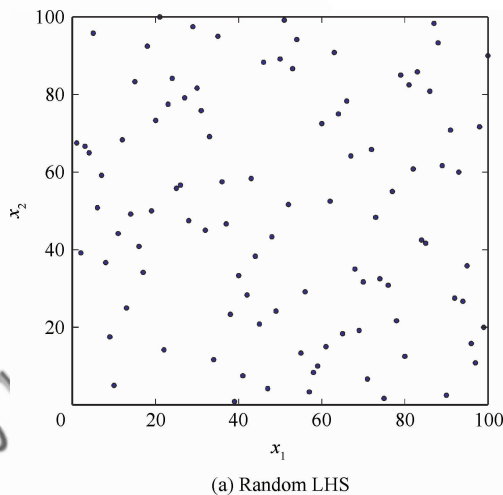


图 4 设计空间内的样本点(2 变量,100 水平)

Fig. 4 Samples in design space (2 variables and 100 levels)

当获得所有样本点的响应之后,需要采用近似函数对数据进行拟合,本文采用的径向基函数是一种灵活性好,结构简单,计算量相对较少、效率比较高的代理模型。其基本形式如下:

$$f(x) = \sum_{i=1}^n w_i \phi(r^i) = \mathbf{w}^T \boldsymbol{\phi} \quad (3)$$

式中: $\mathbf{w} = [w_1 \ w_2 \ \dots \ w_p]^T$; w_i 为权系数; r^i 为待测点 X 与样本点 X^i 之间的欧氏距离; $\boldsymbol{\phi} = [\phi(r^1) \ \phi(r^2) \ \dots \ \phi(r^p)]$; $\phi(r)$ 为径向函数,径向函数有多重选择,文中采用具有全局估计特点的 MultiQuadric 径向函数^[21]。

3 算例验证

采用具有现代先进旋翼气动外形特点的旋翼 Helishape 7A 模型旋翼^[22-23] 作为验证算例。该旋翼半径为 2.1 m,实度为 0.0849,由 4 片桨叶组成,桨叶平面形状为矩形,展弦比为 15。该旋翼的桨叶采用 3 种翼型分段生成,分别由不同的翼型剖面组成,并具有非常规几何扭转。计算状态: $Ma_{tip} = 0.617$; $0.7R$ 处桨叶桨距 $\varphi_7 = 5.97^\circ, 7.00^\circ, 7.46^\circ, 8.00^\circ, 8.94^\circ$; 雷诺数 $Re = 1.92 \times 10^6$ 。图 5 给出了旋翼拉力系数 C_T 、扭矩系数 C_Q

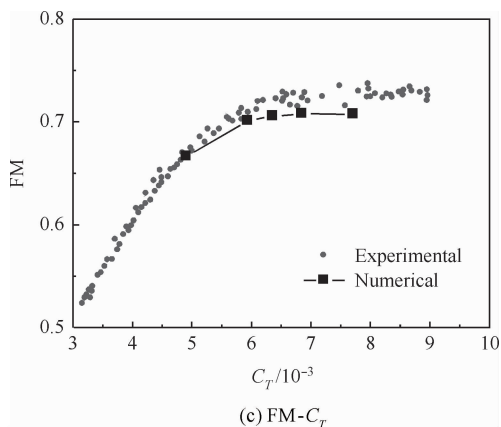


图 5 Helishape 7A 旋翼悬停性能的计算值与试验值对比
Fig. 5 Hover performance comparisons for numerical and experimental results of rotor Helishape 7A

和悬停效率 FM 随桨距的变化。由图 5 可见,本文计算值与试验值均吻合较好,这表明文中建立的计算方法和网格生成方法能够较为准确地预测旋翼的悬停性能,为进一步应用于优化分析中奠定了良好的基础。

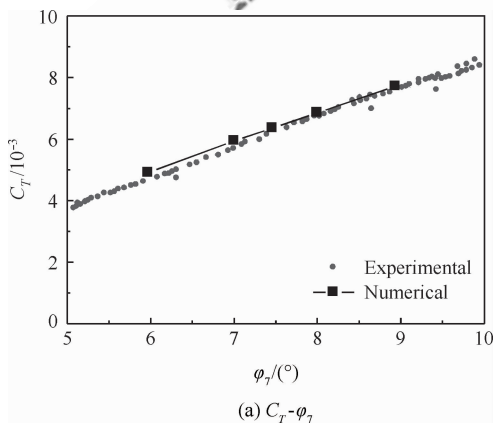
4 旋翼负扭转分布优化及结果分析

将第 1 节和第 2 节的气动计算方法(CFD)和优化方法相结合,应用于旋翼桨叶的优化计算中,尝试优化桨叶扭转分布,并分析改变后扭转分布对旋翼性能的影响。

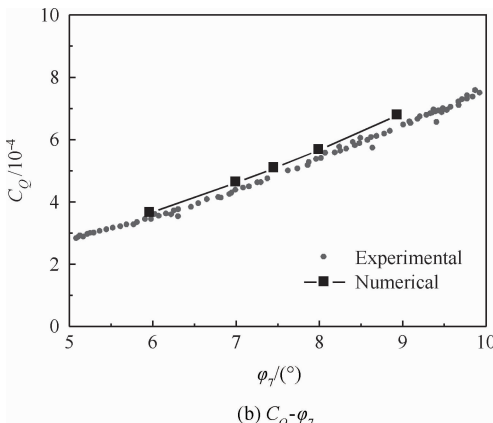
4.1 参考桨叶气动特性模拟与分析

在确定所用优化方法后,选择如下参考桨叶参数:展弦比为 15, -16° 线性扭转, OA213、OA209 和 OA206 三段翼型配置;计算状态为 $Ma_{tip} = 0.6621$; $\varphi_7 = 7^\circ, 9^\circ, 11^\circ, 12^\circ, 13^\circ$; $Re = 2.06 \times 10^6$ 。

图 6(a)给出了不同计算状态下桨叶展向剖面升力的分布,可见,在内部区域,桨叶产生的升力较小,但随着半径增加,升力逐渐增大,在达到峰值后开始迅速衰减。随着总距角的增加,桨叶升力也增大。图 6(b)给出了扭矩 $C_D r/R$ 沿桨叶展向的分布情况,可以看出扭矩分布与升力分布趋势是类似的,这是因为总距角的增加,不仅剖面升力增加,而且阻力(因而剖面扭矩)也增大。图 6(c)则是不同状态下的桨盘诱导速度分布,可见



(a) $C_T - \varphi_7$



(b) $C_Q - \varphi_7$

随着总距角的增加,桨盘平面上的诱导速度分布是变化的,尤其是在桨尖附近,变化较为激烈,这显然是桨尖涡的影响所导致的。值得注意的是,在很靠近桨尖部位时诱导速度会出现上洗,这在桨叶上尤其桨叶尖部会引起局部攻角过大的现象,可导致局部气流分离,因此,本文先对旋翼尖部负扭转分布进行优化。

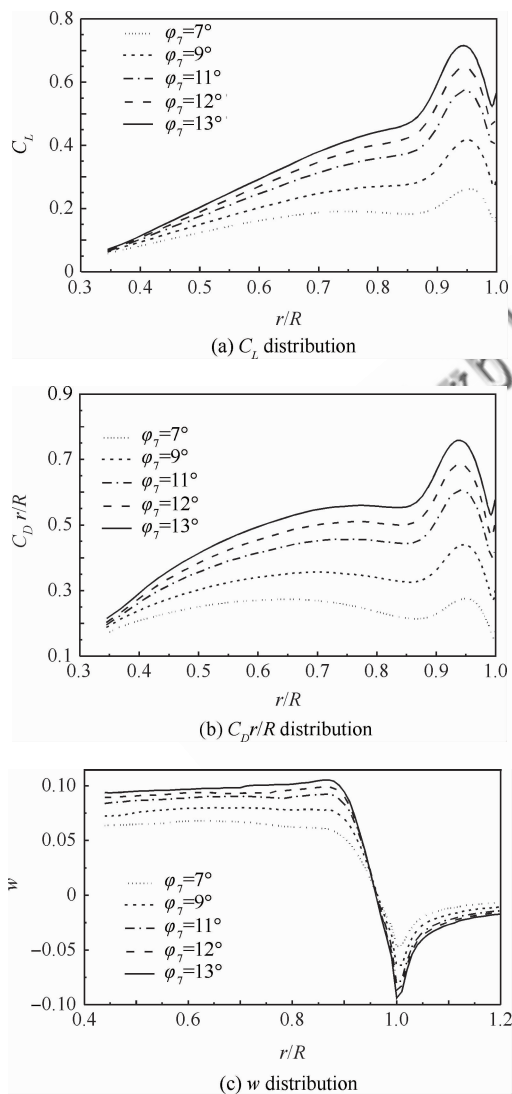


图6 计算的参考桨叶剖面气动特性

Fig. 6 Aerodynamic characteristics of numerical simulation for reference blade section

4.2 桨尖优化计算结果及分析

桨尖在桨叶上只占很小的一部分,但由于其对旋翼流场中最为重要的桨尖涡有明显的影

响,因此对旋翼气动性能有重要影响,因此首先对其进行优化研究。根据图6,以 $\varphi_\gamma = 12^\circ$ 作为优化时的计算状态(典型工作状态),并选择两个设计变量进行优化: V_1 为负扭转改变的起始位置,范围为 $0.88R \sim 0.98R$; V_2 为负扭转改变角度,范围为 $10^\circ \sim -10^\circ$ 。

由于设计变量较少,采用全析因方法设计了25个样本点,并对每个样本点进行计算。在此基础上,通过数值模拟方法建立代理模型并寻找最优值,最后计算优化桨叶在多个总距角状态下($\varphi_\gamma = 5^\circ \sim 13^\circ$)的气动性能。图7给出了 $\varphi_\gamma = 12^\circ$ 优化结果的Pareto前沿。

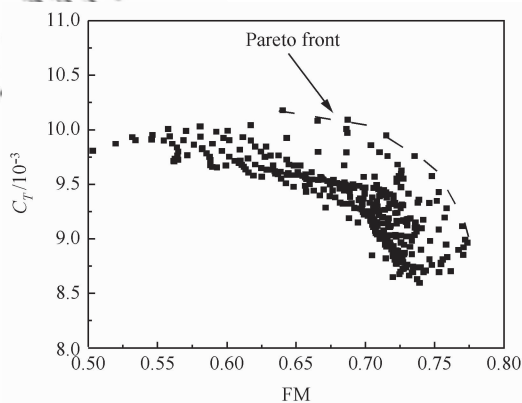


图7 优化结果的 Pareto 前沿($\varphi_\gamma = 12^\circ$)

Fig. 7 Pareto front of optimization results ($\varphi_\gamma = 12^\circ$)

图8为参考桨叶与优化后的桨叶桨尖扭转形状的对比,可以看出,优化后桨叶尖部的负扭转角度明显大于基准桨叶,这可有效地减小尖部的来流迎角。图9给出了桨叶优化前后旋翼的性能曲线,可以看出正常工作状态下(较大拉力系数下),

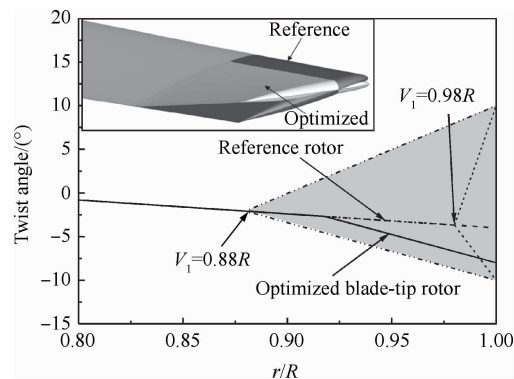


图8 参考旋翼与优化旋翼桨尖负扭转分布对比

Fig. 8 Comparison of tip-twist distribution for the reference rotor and optimized blade-tip rotor

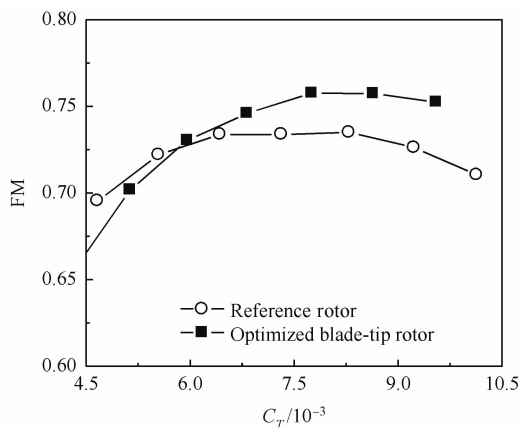


图9 参考旋翼与优化旋翼桨尖悬停效率曲线对比

Fig. 9 Comparison of FM- C_T curves for the reference rotor and optimized blade-tip rotor

采用优化桨叶的旋翼悬停效率增大,这表明优化后桨叶在较大拉力状态下比参考桨叶性能更高。仅在较小拉力状态(非典型工作状态)下优化桨叶悬停效率出现了下降,这显然是由于优化桨叶在桨尖处的攻角较小,使得桨尖气动力下降所致。由此可见,采用优化扭转分布虽然能在工作状态改善旋翼气动性能,但并非所有状态气动性能得到改善。

为了进一步分析优化桨叶在大总距状态下性能改善的原因,图10对比计算了参考桨叶与优化后桨叶在 $\varphi_T = 12^\circ$ 时,桨尖附近后方不同距离剖面上的涡量分布,图中黑色粗线为桨叶后缘在该剖面上的投影。由图10可见,距离后缘 $0c$ 到 $0.5c$ 时,参考桨叶桨尖后缘上部出现了一个集中且很强

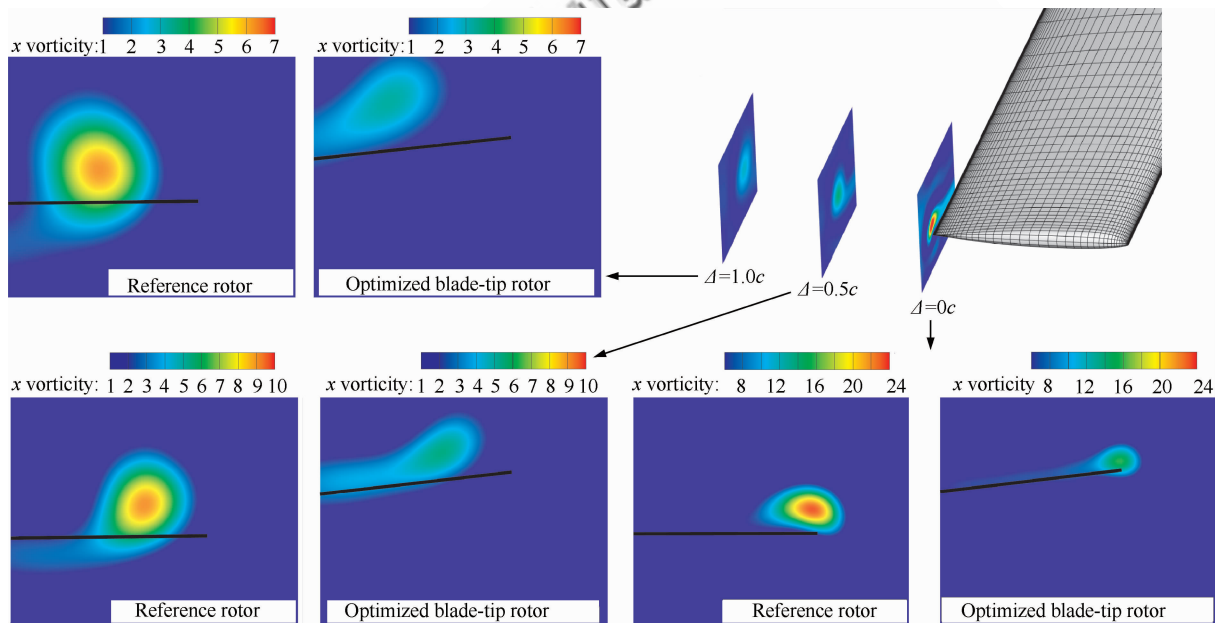


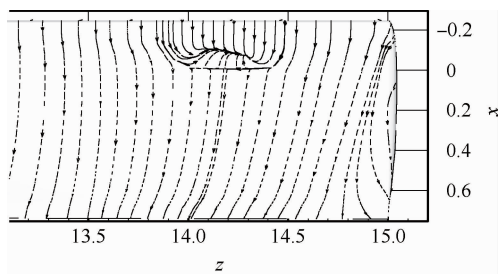
图10 桨叶后方不同位置剖面处涡量分布($\varphi_T = 12^\circ$)

Fig. 10 Vorticity distribution of different sections after blade-tip ($\varphi_T = 12^\circ$)

的低压区域,这表明此处有一个强烈的桨尖涡产生,而优化桨叶产生的桨尖涡则明显较弱。这是由于在大桨距状态下,优化桨叶的负扭转改进了桨尖区域的剖面拉力分布特征,从而减弱了桨尖涡的强度,有利于减轻桨-涡干扰现象。

为了表明负扭转改进后对桨尖部位气流分离的影响,图11计算给出了 $\varphi_T = 13^\circ$ 状态下桨叶上表面流线分布,由图可见,参考桨叶上表面出现了激波诱导气流分离现象,而优化桨叶未发生气流分离。由于优化后旋翼表面气流仍保持为附着状

态,避免了阻力剧增(分离将产生的结果),从而有利于提高大拉力系数下的旋翼性能,这正好解释了图9的结果。



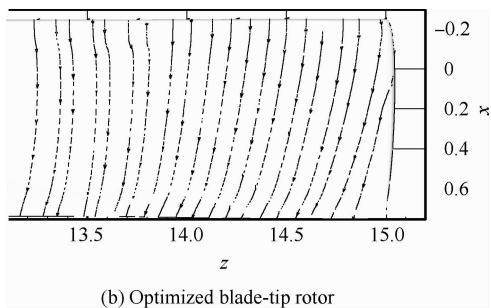


图 11 参考旋翼与优化旋翼桨尖上表面流线对比 ($\varphi_T = 13^\circ$)

Fig. 11 Comparison of blade-tip upper surface streamlines for the reference rotor and optimized blade-tip rotor ($\varphi_T = 13^\circ$)

4.3 桨叶扭转分布优化

在对桨尖扭转分布进行优化后,对旋翼桨叶负扭转进行了整体优化。旋翼扭转分布曲线由不同半径处的 5 个节点控制的 Bezier 曲线生成。为综合改善旋翼在不同拉力状态下悬停效率。将桨距也视为一个设计变量,因此采用基于置换遗传算法优化的拉丁超立方方法和径向基函数的代理模型优化方法按照 6 个设计变量生成了 120 个样本点。计算在 6 台 4 核 PC 机上运行约 7 天。

优化前后桨叶扭转分布如图 12 所示。优化后的桨叶在桨叶内侧保持了较大的迎角,这对于提高旋翼靠近内侧的升力有明显好处;与 4.2 节桨尖扭转优化相同,尖部负扭转有较大的增加,接近了所允许的最大负扭转。图 13 给出了桨叶优化

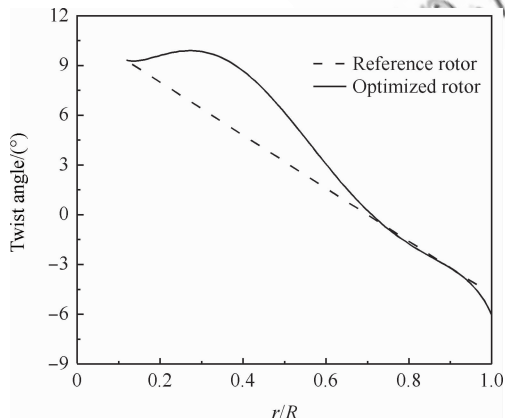


图 12 参考旋翼与优化旋翼扭转分布对比

Fig. 12 Comparison of twist distribution for the reference rotor and optimized rotor

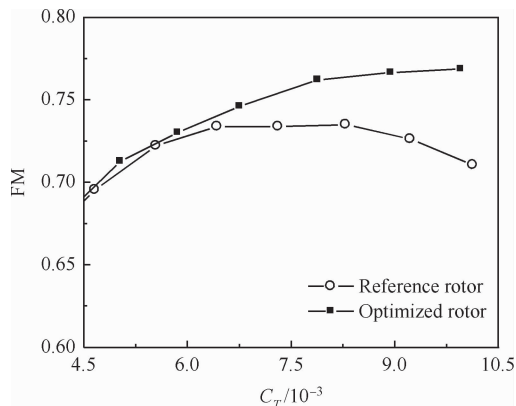


图 13 参考旋翼与优化旋翼悬停效率对比

Fig. 13 Comparison of FM for the reference rotor and optimized rotor

前后旋翼的性能曲线,由图可以看出,在所计算工作状态范围内,采用优化桨叶的旋翼悬停效率增大,这表明优化得到的桨叶无论在整体上还是局部都比参考桨叶旋翼悬停性能更优。由于尖部扭转曲线与 4.2 节优化近似,因此在小拉力范围内的性能改善很可能来自于桨叶内侧扭转分布的改变。因此在图 14 中给出了 $\varphi_T = 7.0^\circ$ 时升力系数沿桨叶半径分布的对比,由图可以看出,由于迎角较大,优化后旋翼内侧的升力系数分布增加较快,因此升力沿半径分布比参考旋翼更趋均匀,从而有利于提高旋翼悬停效率。

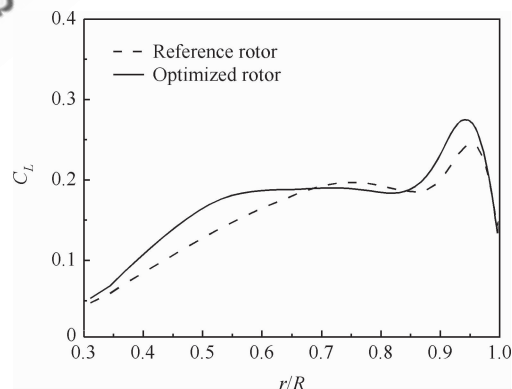


图 14 参考翼型与优化翼型升力系数分布对比

Fig. 14 Comparison of lift coefficient distribution for the reference rotor and optimized rotor

5 结论

1) 将基于 Navier-Stokes 方程的旋翼 CFD 模拟技术应用用于旋翼气动外形优化提高了数值模

拟方法的精度,该方法可以更准确地模拟旋翼气动性能。所建立的参数化网格生成方法可高效率生成具有较高质量的桨叶网格,满足所建立的CFD方法的需要。

2) 桨尖负扭转优化后的桨叶,可有效地减小尖部的来流迎角,削弱桨尖涡强度,改善大拉力情况下旋翼桨尖部位的气流分离现象。因此与参考桨叶相比,优化后的旋翼其悬停效率明显增大,性能更优。

3) 通过整体桨叶扭转分布的优化分析和设计,优化后的旋翼在小拉力状态下改善了桨叶沿展向的升力分布特征,从而提高了此状态下旋翼悬停效率。

4) 建立的基于CFD技术和代理模型的桨叶气动优化方法可适用于旋翼桨叶扭转的优化设计和数值模拟研究。

参 考 文 献

- [1] Walsh J L, Bingham G J, Riley M F. Optimization methods applied to the aerodynamic design of helicopter rotor blades. *Journal of the American Helicopter Society*, 1987, 32(4): 39-44.
- [2] Harrison R, Stacey S, Hansford B. BERP IV-the design, development and testing of an advanced rotor blade. *Proceedings of the 64th Annual Forum of AHS International*. 2008: 2524-2543.
- [3] Lim J W, Chopra I. Aeroelastic optimization of a helicopter rotor. *Journal of the American Helicopter Society*, 1989, 34(1): 52-62.
- [4] Rocchetto A, Poloni C. A hybrid numerical optimization technique based on genetic and feasible direction algorithms for multipoint helicopter rotor blade design. *21st European Rotorcraft Forum*, 1995: II. 7. 1-II. 7. 19.
- [5] Zibi J. An optimization method applied to the aerodynamics of helicopter rotor blades. *21st European Rotorcraft Forum*, 1995: II. 10. 1-II. 10. 12.
- [6] Quackenbush T R, Wachspress D A, Kaufman A E. Optimization of rotor performance in hover using a free wake analysis. *Journal of Aircraft*, 1991, 28(3): 200-207.
- [7] Syal M, Leishman J G. Aerodynamic optimization study of a coaxial helicopter rotor. *Proceedings of the 65th Annual Forum of AHS International*, 2009: 223-243.
- [8] Le Pape A, Beaumier P. Numerical optimization of helicopter rotor aerodynamic performance in hover. *Aerospace Science and Technology*, 2005, 9(3): 191-201.
- [9] Dumont A, Le Pape A, Peter J, et al. Aerodynamic shape

optimization of hovering rotors using a discrete adjoint of the RANS equations. *Proceedings of the 65th Annual Forum of AHS International*, 2009: 247-256.

- [10] Xu G H, Wang S C. Analytical approach to aerodynamic characteristics of the helicopter rotor with anhedral tip shape. *Chinese Journal of Aeronautics*, 1998, 11(4): 250-256.
- [11] Zhao Q J, Xu G H. A study on aerodynamic and acoustic characteristics of advanced tip-shape rotors. *Journal of American Helicopter Society*, 2007, 52(3): 201-213.
- [12] Wang L Q, Song W P. Investigation of helicopter rotor aeroacoustics for different tip shapes. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2000, 21(1): 49-52. (in Chinese)
王立群, 宋文萍. 旋翼桨尖形状对噪声影响量级的研究. *航空学报*, 2000, 21(1): 49-52.
- [13] Sun W, Zhang C L. Multi-objective optimization for aerodynamic shape of helicopter blade. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(7): 1608-1614. (in Chinese)
孙伟, 张呈林. 直升机桨叶气动外形多目标优化设计. *航空动力学报*, 2011, 26(7): 1608-1614.
- [14] Briley W R, McDonald H. An overview and generalization of implicit Navier-Stokes algorithms and approximate factorization. *Computers & Fluids*, 2001, 30(7-8): 807-828.
- [15] Harten A, Hyman J M. Self adjusting grid methods for one-dimensional hyperbolic conservation laws. *Journal of Computational Physics*, 1983, 50(2): 235-269.
- [16] Baldwin B, Lomax H. Thin-layer approximation and algebraic model for separated turbulent flows. *AIAA-1978-257*, 1978.
- [17] Strawn R C, Barth T J. A finite-volume euler solver for computing rotary-wing aerodynamics on unstructured meshes. *Journal of the American Helicopter Society*, 1993, 38(2): 61-67.
- [18] Wang B, Zhao Q J, Xu G, et al. Simulation for unsteady flowfield of forward rotor based upon a new moving-embedded grid method. *Acta Aerodynamic Sinica*, 2012, 30(1): 14-21. (in Chinese)
王博, 招启军, 徐广, 等. 基于新型运动嵌套网格方法的旋翼非定常前飞流场模拟. *空气动力学学报*, 2012, 30(1): 14-21.
- [19] Zhao Q J, Xu G H, Zhao J G. Numerical simulations of the unsteady flowfield of helicopter rotors on moving embedded grids. *Aerospace Science and Technology*, 2005, 9(2): 117-124.
- [20] Queipo N V, Haftka R T, Shyy W, et al. Surrogate-based analysis and optimization. *Progress in Aerospace Sciences*, 2005, 41(1): 1-28.
- [21] Buhmann M D. Radial basis functions. *Acta Numerica*, 2000, 9(1): 1-38.

- [22] Pomin H, Wagner S. Navier-Stokes analysis of helicopter rotor aerodynamics in hover and forward flight. AIAA-2001-998, 2001.
- [23] Steijl R, Barakos G N, Badcock K J. A framework for CFD analysis of helicopter rotors in hover and forward flight. International Journal of Numerical Methods in Fluids, 2006, 51(8):819-847.

E-mail: wangbo@nuaa.edu.cn

招启军 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 直升机旋翼 CFD、直升机空气动力学和气动声学。

Tel: 025-84893753

E-mail: zhaoqijun@nuaa.edu.cn

徐国华 男, 博士, 教授, 博士生导师。主要研究方向: 直升机空气动力学、直升机旋翼 CFD 和气动声学。

Tel: 025-84892117

E-mail: ghxu@nuaa.edu.cn

作者简介:

王博 男, 博士研究生。主要研究方向: 直升机旋翼 CFD、直升机空气动力学和气动声学。

Tel: 025-84892117

Numerical Optimization of Helicopter Rotor Twist Distribution in Hover

WANG Bo, ZHAO Qijun^{*}, XU Guohua

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

Abstract: Based on high-accuracy computational fluid dynamics (CFD) methods and surrogate modeling optimization techniques, an optimization procedure for rotor aerodynamic shape design is established. Rotor aerodynamic performance is calculated by the CFD methods based upon Navier-Stokes/Euler equations and a Baldwin-Lomax (B-L) turbulence model is chosen to satisfy the flowfield characteristics, accuracy and efficiency requirements. Additionally, Roe-MUSCL scheme is employed to calculate the flux. In order to improve grid generating quality and facilitate the solution of the governing equations, the whole flowfield is divided into two zones, namely, a viscous zone around the rotor and an inviscous background zone. The blade grids are generated by a parameterized blade based on a 2D airfoil grid, and numerical examples demonstrate that the method can effectively improve grid generating quality and efficiency. By analyzing the flowfield of the reference rotor, design variables and constraints are selected to minimize the size of the optimization. To meet the needs of both optimization and mechanism investigation, an approach of optimization is established from permutated genetic algorithmic latin hypercube sampling (PermGA LHS) design and radial basis function (RBF). The Helishape 7A rotor case is first presented as validation of the numerical simulation method. Then, the optimization procedure is used to optimize rotor twist distribution. The results indicate that the aerodynamic performance of the optimized rotor in hover has been markedly improved.

Key words: rotor; aerodynamic optimization; aerodynamic performance; Navier-Stokes equations; overset grid; surrogate model

Received: 2011-09-10; Revised: 2011-12-30; Accepted: 2012-02-08; Published online: 2012-03-08 08:51

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20120308.0851.006.html

Foundation item: National Natural Science Foundation of China (10872094)

* Corresponding author. Tel.: 025-84893753 E-mail: zhaoqijun@nuaa.edu.cn