

新型桨尖抑制旋翼跨声速特性的影响分析

赵国庆, 招启军, 吴 琪, 王 博
(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: 为研究不同形式的新型桨尖在抑制旋翼跨声速特性方面的作用,开展了多种桨尖对旋翼局部流动及气动特性影响的数值分析研究. 发展了基于高效嵌套网格方法的旋翼流场高精度 CFD 求解方法. 在此基础上,详细分析了桨尖外形对旋翼桨叶跨声速区域激波强度、激波诱导气流分离、桨尖涡尾迹及气动性能的影响. 数值结果表明:桨尖的后掠和上反在缓解旋翼跨声速特性方面的作用相对较小;桨尖前掠和下反能更有效地减少桨尖外端跨声速区域,降低该位置激波强度并缓解激波-附面层干扰诱导的气流分离;后掠桨尖在减小旋翼反扭矩矩方面的整体效果良好,直线前掠桨尖在大桨盘拉力状态能够更有效降低旋翼扭矩(直线前掠 30°时,扭矩降低达 12.3%),桨尖下反可以有效抑制桨尖涡强度(抛物下反 30°时,桨尖涡强度降低 50%),并加快桨尖涡尾迹的耗散.

关 键 词: 旋翼; 新型桨尖; 跨声速特性; 气动特性; Navier-Stokes 方程; 桨尖涡

中图分类号: V211.52; V211.3 **文献标志码:** A

Analyses on inhibiting of transonic characteristics of rotor with new type blade-tip

ZHAO Guo-qing, ZHAO Qi-jun, WU Qi, WANG Bo
(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics,
College of Aerospace Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To investigate effects of different new type blade tips on transonic characteristics of helicopter rotor, numerical analyses about the impacts of blade tips on the local flow details and aerodynamic characteristics near blade-tip were carried out. A high-precision CFD method was developed with a highly-efficient embedded grid method for the simulation of the rotor flowfield. Based on these methods, the influences of shape of blade tip on the intensity of shock wave, shock-boundary layer interference, blade tip wake and aerodynamic performance of rotor were analyzed at a transonic state respectively. The numerical results indicate that backward sweep and dihedral shape of blade tip have a smaller effect on reducing the transonic characteristics of rotor, but forward sweep and anhedral shape of blade tip can effectively reduce the transonic region, the intensity of shock wave and flow separation induced by the shock-boundary layer interference. Furthermore, sweepback blade-tip has a remarkable effect in reducing rotor torque, and straight forward sweep blade-tip can effectively

收稿日期:2014-05-22

基金项目:国家自然科学基金(11272150);江苏高校优势学科建设工程

作者简介:赵国庆(1984—),男,山东五莲人,博士生,主要从事旋翼计算流体力学、直升机主动流动控制研究.

通讯作者:招启军(1977—),男,江苏金湖人,教授、博士生导师,博士,主要从事直升机旋翼空气动力学、旋翼计算流体力学、旋翼计算声学、旋翼流动控制等研究. E-mail:zhaoqijun@nuaa.edu.cn

reduce rotor torque (12.3% reduction of rotor torque for the case of straight forward sweep 30°) at larger rotor disc loading state, and anhedral blade-tip can effectively inhibit the blade tip vortex intensity (50% reduction of vorticity magnitude of blade-tip vortex for the case of anhedral 30°) and accelerate the dissipation of blade-tip vortex wake.

Key words: rotor; new type blade-tip; transonic characteristics; aerodynamic characteristics; Navier-Stokes equations; blade-tip vortex

直升机旋翼桨尖对旋翼气动特性和性能有至关重要的影响,桨尖形状是旋翼气动特性的重要决定因素之一.旋翼在前飞过程中,前行桨叶工作在大的跨声速区,桨尖部位的跨声速特性极为复杂:一方面,大的气流速度使得桨尖区域的动压和升力很大,由此在桨尖区域会产生强烈的桨尖涡;另一方面,桨尖处容易发生激波-附面层干扰现象,并导致阻力的发散.新型桨尖在改善旋翼前行侧压缩性、抑制或减缓激波的产生和减小桨尖涡强度等方面具有良好的效果.基于此,针对旋翼桨尖外形对其气动特性影响的研究一直是直升机空气动力学研究和旋翼先进气动外形设计领域的一个重点和热点^[1-4].

国内外学者已对新型桨尖的气动特性开展了一些试验研究工作.20世纪70年代末,NASA的Ames研究中心^[5]针对具有后掠桨尖的旋翼进行了风洞试验,表明后掠桨尖的影响在较大前进比时更为显著.随后,法国ONERA^[6]针对后掠桨尖桨叶进行了表面测压试验,指出后掠桨尖能有效减弱前行桨叶的激波强度.英国Westland公司^[7]开展了具有渐变曲线前-后掠的“BERP”桨尖的试验研究,结果表明在大速度飞行状态该桨尖能有效地减弱桨叶前行侧压缩性和激波的影响.国内,谭剑锋等^[8]通过升力面方法得出,桨尖后掠和下反能在一定程度上提高旋翼的悬停保持能力.招启军等^[9-10]设计出一种新型非常规“CLOR”桨尖,并进行了悬停和前飞状态的旋翼气动特性试验,结果表明该桨尖旋翼气动性能明显优于后掠、矩形桨尖旋翼.由于桨尖外形对旋翼气动性能影响的试验研究较为困难,特别是高桨尖马赫数情况.目前的研究工作主要针对后掠等新型桨尖,而针对多种形式的新型桨尖开展系统的影响分析,尤其是桨尖外形参数化的分析工作则很少,因此综合开展桨尖外形对旋翼跨声速特性影响的研究是十分必要的.

在旋翼气动特性的理论分析方面,新型桨尖旋翼更加复杂的三维流场和尾迹分布给研究工作带来了新的困难.过去受计算条件的限制,主要采

用基于涡流理论的方法开展研究^[11-12].近年来,随着先进CFD方法在旋翼空气动力学中的应用,一些研究者也开始针对新型桨尖的旋翼流场进行数值模拟研究^[13-15].然而,由于旋翼桨尖跨声速流场的复杂性,包括很强的可压缩性和激波以及复杂的三维流动、畸变尾迹等,采用CFD方法对新型桨尖旋翼气动特性及性能的研究依然存在很大难度,针对新型桨尖对旋翼气动特性、性能和桨尖涡影响机理的研究仍不完善.

鉴于此,本文将首先建立高效、高精度旋翼CFD方法,在此基础上较为系统地开展不同新型桨尖(包括前、后掠,上、下反)对旋翼跨声速特性影响的研究.分析前、后掠和上、下反桨尖在缓解旋翼桨尖局部激波强度、抑制激波-附面层干扰导致的气流分离及降低桨尖涡强度等方面的作用.并进一步开展上述新型桨尖形式的桨尖角度变化对跨声区域桨叶局部流动、旋翼气动特性和桨尖涡尾迹发展趋势影响特性的对比分析,获得了有意义的结论,为现代高性能旋翼的气动设计提供了一些理论依据.

1 旋翼网格生成方法

1.1 桨叶网格系统

本文采用基于Poisson方程求解的网格生成方法生成桨叶特征剖面翼型的C型黏性贴体网格,并通过源项调整控制网格的疏密和正交性.

在剖面翼型网格的基础上,为提高具有新型桨尖的旋翼网格生成的通用性,采用参数化桨叶网格生成方法,基于旋翼桨叶的弦长分布、1/4弦线分布和扭转分布,通过拉格朗日插值和桨根、桨尖网格的翻折策略生成桨叶C-O型贴体网格.图1给出了桨叶及背景网格示意图,并给出了抛物线前、后掠和上、下反桨尖的网格图.

1.2 旋翼嵌套网格生成

采用嵌套网格方法进行旋翼悬停状态流场数值模拟.该嵌套网格系统包括旋翼网格和背景网格.通过“扰动干涉”方法(DDM)快速确定背景网

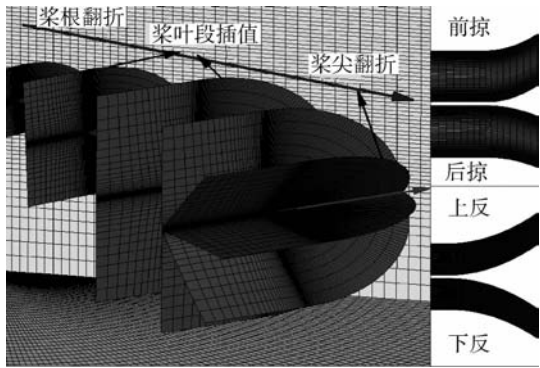


图 1 桨叶网格系统及不同桨尖网格示意图
Fig.1 Schematic diagram of grid system around blade and grids around different blade tips

格在旋翼网格中的洞边界,洞边界单元的贡献单元采用改进型“最小距离”方法(MDSDE)进行快速搜寻。

DDM 挖洞方法是在背景网格洞包络面划定的基础上,在背景网格上进行洞单元的搜索.其基本原理如波的衍射作用:以洞边界外一点 S 为扰动源向其相邻单元进行扰动传播,若遇到洞边界包络面上单元则扰动不向其内部传播;若包络面不封闭,则扰动衍射到包络面内部单元。

贡献单元搜索 MDSDE 方法的基本原理是:任意一点 P 在桨叶网格上的贡献单元一定在距离 P 点最近的网格点 O 附近.为保证贡献单元搜索的效率,在判断洞包络面边界的同时,记录洞包络面单元内含有的桨叶网格单元范围,并以此范围内的中间点 S 为起点,进行最小距离判断,找到距离 P 点最近的网格点 O ,并在此基础上搜索 P 点的贡献单元。

2 旋翼流场数值模拟方法

2.1 流场求解控制方程及求解

为捕捉旋翼的跨声速特性,包括激波位置、激波诱导分离、展向流和桨尖涡等流动细节,保证计算精度,采用积分形式的雷诺平均 Navier-Stokes (N-S)方程^[16]作为流场求解控制方程

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \mathbf{W} d\Omega + \iint_{\partial\Omega} (\mathbf{F} - \mathbf{F}_v) \cdot \mathbf{n} ds = \iint_{\partial\Omega} \mathbf{R} d\Omega \quad (1)$$

本文采用数值耗散小、稳定性更好(无需熵修正)的 AUSM (advection upstream splitting method)格式^[17]进行对流通量的计算。

首先通过 3 阶 MUSCL(monotonic upwind scheme for conservation laws)插值获得网格面两侧的流场原始变量 $V_{1/r} = \{\rho, u, v, w, p\}_{1/r}, (1, r$

表示网格面左右两侧),并求出网格面声速 a

$$a = \max \left[\frac{a_l^{*2}}{\max(a_l^*, |q_{nl}|)}, \frac{a_r^{*2}}{\max(a_r^*, |q_{nr}|)} \right] \quad (3)$$

式中 $a^* = \sqrt{H \left[\frac{2(\gamma-1)}{\gamma+1} \right]}$, q_n 为逆变速度。

然后,计算网格面的马赫数 Ma 和压强 p ,具体方法见文献[17]。最终,网格面对流通量为

$$F_{1/2} = p[0, n_x, n_y, n_z, 0]^T + aMa \begin{cases} \rho_l Q_l & Ma > 0 \\ \rho_r Q_r & Ma \leq 0 \end{cases} \quad (4)$$

时间方向上,采用隐式 LU-SGS(lower-upper symmetric Gauss-Seidel)格式推进.为准确地捕捉旋翼流场中的大范围气流分离现象,选用一方程 Spalart-Allmaras 湍流模型。

2.2 旋翼悬停流场算例验证

为验证本文数值方法在旋翼悬停状态气动特性计算方面的有效性,针对 UH-60A 旋翼在桨尖马赫数为 0.612,桨距角为 9°的状态进行了计算.图 2 给出旋翼扭矩系数(C_Q/σ)、悬停效率(F_M)随拉力系数(C_L/σ)的变化曲线.计算结果与试验值^[18]吻合较好,表明本文数值方法可以有效计算悬停状态旋翼的气动特性,并且采用该方法进行桨尖外形对旋翼整体性能影响的分析是可信的。

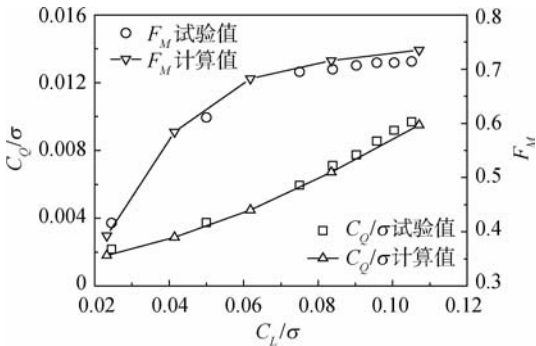


图 2 UH-60A 旋翼悬停性能曲线
Fig.2 Performance curves of UH-60A rotor blade in hovering

3 旋翼桨尖参数影响分析

为研究桨尖外形对旋翼跨声速气动特性的影响,并分析不同桨尖形式对旋翼桨叶表面气流分离和激波特性的影响规律,分别对具有不同桨尖形式(后掠、前掠、上反和下反)的旋翼进行气动特性和性能进行计算.其中,桨尖形式包含直线和曲线分布.与此同时,开展了桨尖角度变化对旋翼跨

声速特性影响规律的研究.

本文以 7A 旋翼^[19]的矩形桨叶为基准,在旋翼翼型配置和扭转分布不变的情况下,以 0.9R 为桨尖变化起始位置,系统地进行新型桨尖对旋翼气动特性影响的研究.其中,桨尖变化角度分别为 10°,20°和 30°.为研究桨尖外形对旋翼跨声速特性(对应于旋翼前飞时的前行桨叶侧)的影响,计算状态设置为桨尖马赫数 0.817(前飞状态桨尖马赫数 0.617,前进比 0.324)桨叶总距 12°,以等效模拟高速前飞旋翼桨尖局部激波和分离特性.下文图中,用 S 和 P 分别直线、抛物变化桨尖,B,F,D 和 N 分别代表桨尖后掠、前掠、上反和下反,用数字标注表示桨尖变化角度,矩形桨叶表示为 RT.

3.1 后掠角度对旋翼气动特性的影响

图 3 给出了具有不同直线和抛物后掠角度桨尖的桨叶在不同剖面的压强系数(C_p)分布的对比.从图中可以看出,在 0.9R 剖面(后掠起始位置),具有后掠桨尖的桨叶在该剖面的负压峰值明显减小,表明激波强度的减弱,从而利于抑制激波诱导的气流分离.与此同时,随着后掠角度的增大,剖面负压峰值绝对值减小,并且直线后掠桨尖的这种趋势更为明显,这是因为在后掠起始段,直线后掠角度比抛物后掠大.

在 0.96R 剖面,随着桨尖后掠角度增大,负压区域先增大后减小,伴随着负压中心先向桨叶前缘移动再向后缘移动,并且后掠角度为 20°时(UH-60A 旋翼后掠角度为 20°)负压区较大,逆压梯度较小,表明该后掠角度的桨尖有利于减小激波强度,并能减小跨临界流的范围,进而减少激波阻力.与此同时,相同后掠角度下,抛物后掠桨尖负压区更大.后掠桨尖能够缓解桨尖处的跨声速特性的主要原因是:桨尖后掠引起剖面法向来流减小,并伴随沿展向向桨尖的流动,使得负压中心向桨尖处移动.

为进一步从细节方面描述桨尖后掠形式和角度对桨尖附近激波和气流分离的影响,图 4 和图 5 分别给出了不同桨尖桨叶上表面的压强(由桨尖处动压无量纲化)分布云图和流线图.从图中可以看出,相对于矩形桨叶,后掠桨尖的负压区域明显减小,并且随着桨尖后掠角度的增大,负压中心和激波起始位置(图中圆圈区域)向桨尖移动,进而将激波/附面层扰引起的气流分离移向桨尖,减小了后掠起始位置处的分离区域,但加剧了桨尖最外端处的流动分离,这进一步解释了图 5 的对

比结果的变化趋势.

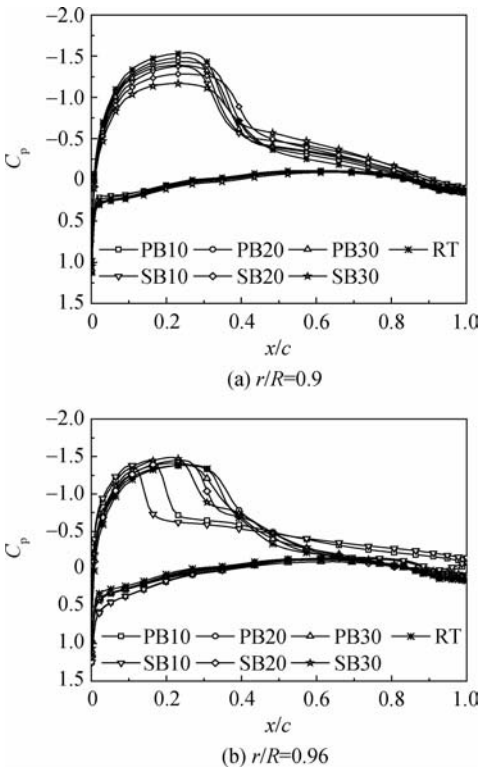


图 3 不同后掠桨尖桨叶各剖面压强系数对比
Fig. 3 Comparisons for pressure coefficient of different sections of blades with different sweep back tips

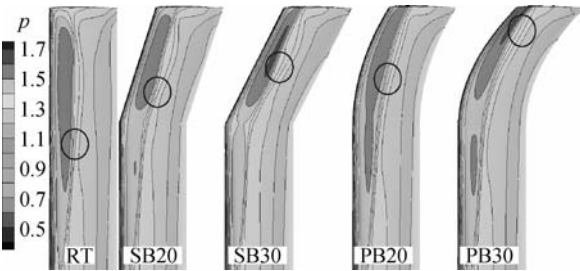


图 4 不同后掠桨尖桨叶上表面压强分布对比
Fig. 4 Comparisons for surface pressure distributions of blades with different sweep back tips

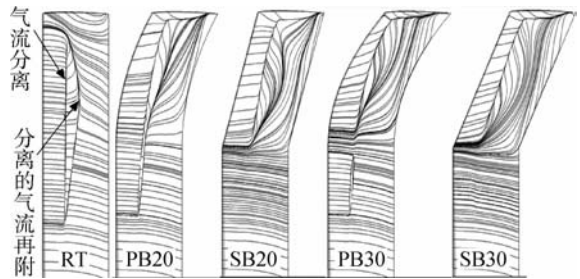


图 5 不同后掠桨尖桨叶表面流线图
Fig. 5 Comparisons for streamlines of blade with different sweep back tips

图 6 为不同后掠桨尖桨叶拉力在展向的分布情况。由图可知,在桨尖后掠起始位置内段,带后掠桨尖的旋翼拉力有所减小,并且随桨尖后掠角度的增大,桨叶剖面拉力与矩形桨叶的差距变小。在后掠起始位置外段,桨叶剖面拉力峰值明显大于矩形桨叶,并且随着后掠角度的增大,该峰值位置更靠近桨尖。这主要是因为负压中心随桨尖后掠向桨尖移动。值得注意的是,拉力峰值的大小先随后掠角度增大而减小,当后掠角度达到一定程度,该峰值又随后掠角度增大而增大,这与图 3 的结论一致。

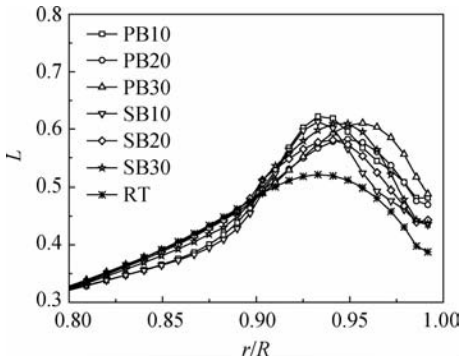


图 6 不同后掠桨尖桨叶拉力沿展向分布的对比
Fig. 6 Comparisons for lift along span-wise direction of blades with different sweep back tips

3.2 前掠角度对旋翼气动特性的影响

图 7 给出了具有不同前掠桨尖桨叶在 0.9R 和 0.96R 剖面的压强系数分布的对比。从图中可以看出,在桨叶前掠起始位置,具有前掠桨尖的桨叶剖面负压区向桨叶前缘移动,并且随着前掠角度的增大,负压区前移更为明显,直线前掠桨叶负压峰值也越大。而在 0.96R 剖面,相对于矩形桨叶,前掠桨尖桨叶上表面的负压中心虽向桨叶前缘移动,但负压峰值变化不大。相同前掠角度的直线变化桨尖的负压中心更靠近后缘,这也使得直线前掠桨尖桨叶的剖面拉力稍大于抛物线后掠桨叶。

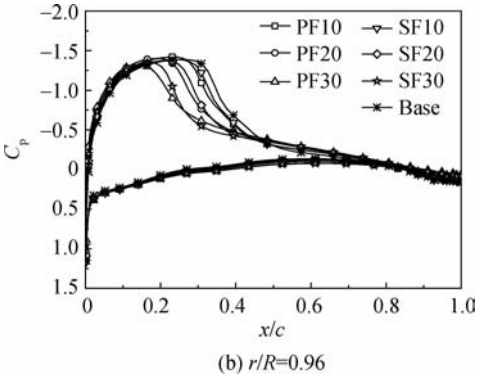
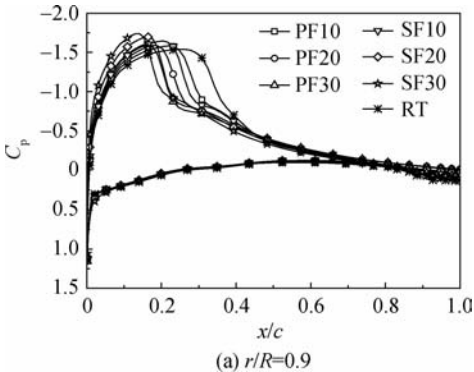


图 7 不同前掠桨尖桨叶各剖面压强系数对比
Fig. 7 Comparisons for pressure coefficient of different sections of blades with different sweep forward tips

图 8 为不同前掠桨尖桨叶拉力展向分布对比。桨尖前掠导致弦向来流速度减小,并且产生由桨尖向桨根的径向流动,从而使得负压峰值减小,此时负压中心在桨尖变化起始位置附近。

图 9、图 10 分别为不同前掠角度和前掠形式的桨叶上表面压强分布云图和流线图。由图可知,

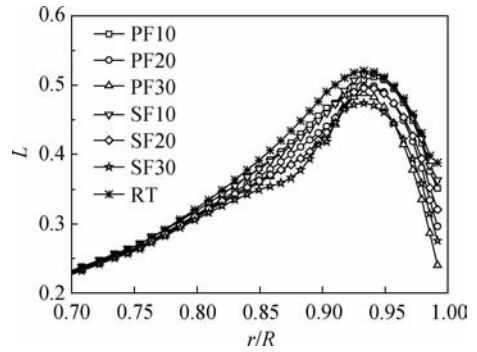


图 8 不同前掠桨尖桨叶拉力沿展向分布对比
Fig. 8 Comparisons for lift along span-wise direction of blades with different sweep forward tips

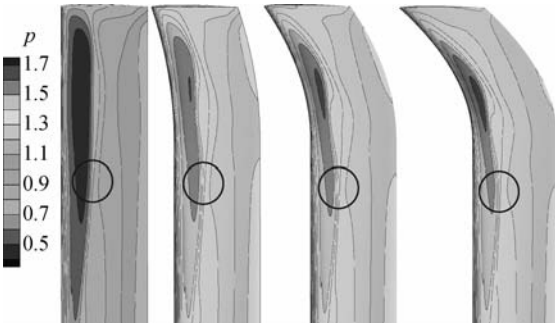


图 9 不同前掠桨尖桨叶表面压强分布对比
Fig. 9 Comparisons for pressure distributions of blades with different sweep forward tips

前掠使得负压中心向桨叶前缘移动并同时减小负压区范围. 桨尖前掠对激波位置的影响不大, 因而对分离点位置的影响也很小. 随着前掠角度的增大, 桨尖处沿展向向内的流动速度增大, 使得桨尖处的气流分离得以缓解, 但桨尖以内部分的分离反而因为前掠的影响加剧, 导致升力的损失.

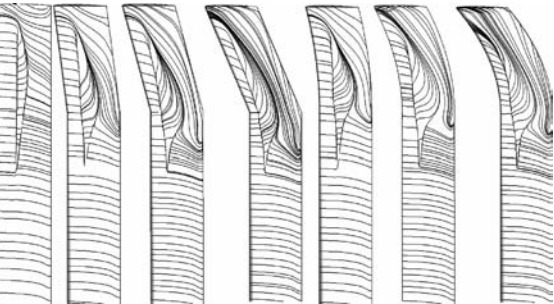


图 10 不同前掠桨尖桨叶表面流线图
Fig. 10 Comparisons for streamlines of blade with different sweep forward tips

3.3 上反角度对旋翼气动特性的影响

图 11 给出了具有不同上反桨尖桨叶在 0.9R 和 0.96R 剖面的压强系数分布对比. 由图可以看出, 在 0.9R 剖面, 随着上反角度的增大, 负压峰值基本不变, 但负压中心随桨尖上反角度的增大有所后移, 从而使得桨叶剖面拉力增大. 同时上反角度越大, 负压中心后移量也越大. 在 0.96R 剖面, 随上反角的增大, 桨叶上表面的逆压梯度有所减小, 表明激波强度的减弱.

图 12 给出了不同上反桨尖桨叶拉力沿展向分布对比. 由图可知, 在桨尖上反起始位置内段, 随着上反角度的增大, 桨叶剖面拉力减小; 与之相反, 在桨尖部分, 随桨尖上反角度增大, 拉力亦明显增大. 此外, 抛物上反桨叶的拉力峰值更靠近桨尖位置.

图 13 和图 14 分别给出了不同上反角度和上反形式的旋翼桨叶上表面压强分布云图和流线图. 可以看出, 虽然具有上反桨尖桨叶的压强值较大的负压区沿展向跨度明显减小, 气流分离沿展向范围也缩小, 使得桨尖局部剖面拉力增大. 与此同时, 负压中心明显向桨尖部位移动且负压峰值增大, 使得局部激波增强, 气流分离在弦向加剧, 并且桨尖上反角度越大, 分离越严重.

3.4 下反角度对旋翼气动特性的影响

图 15 给出了不同下反桨尖桨叶在不同剖面的压强系数分布的对比. 从图中可以看出, 负压中

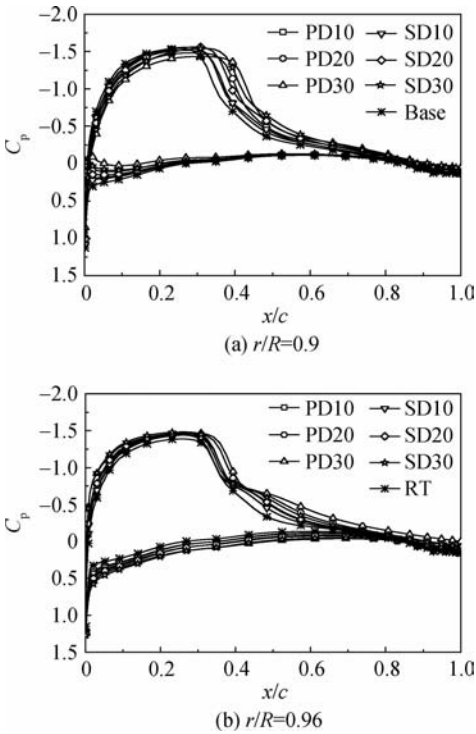


图 11 不同上反桨尖桨叶在各剖面的压强系数对比
Fig. 11 Comparisons for pressure coefficient of different sections of blades with different dihedral tips

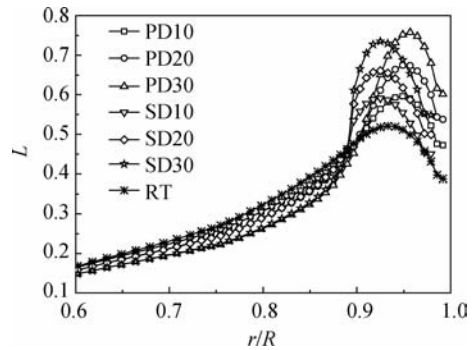


图 12 不同上反桨尖桨叶拉力沿展向分布对比
Fig. 12 Comparisons for lift along span-wise direction of blades with different dihedral tips

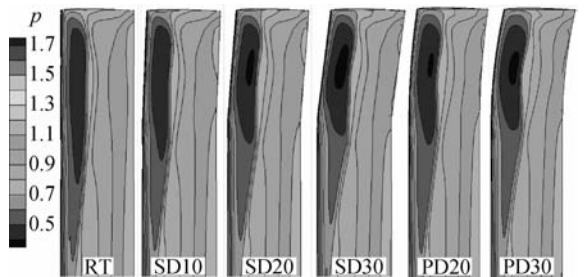


图 13 上反桨尖桨叶上表面压强分布对比
Fig. 13 Comparisons for pressure distributions of blades with different dihedral tips

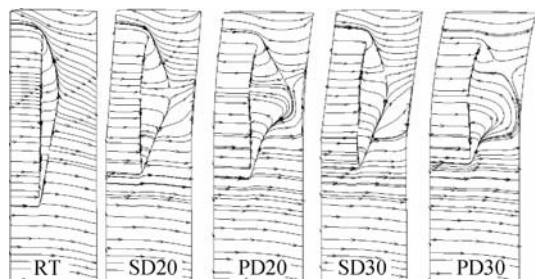


图 14 不同上反桨尖桨叶表面流线图
Fig. 14 Comparisons for streamlines of blade with different dihedral tips

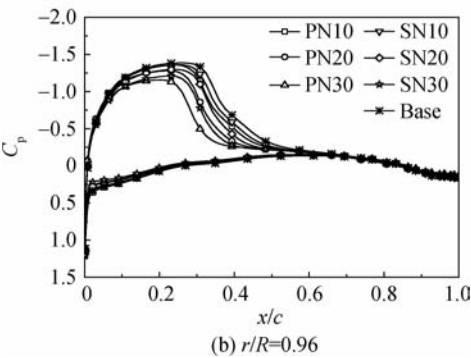
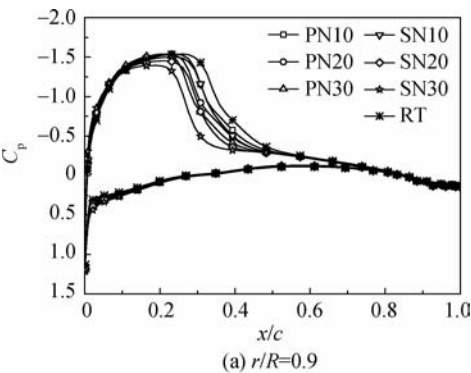


图 15 不同下反桨尖桨叶在各剖面的压强系数对比
Fig. 15 Comparisons for pressure coefficient of different sections of blades with different anhedral tips

心均向桨叶前缘移动,并且峰值有所减小,这有利于减小剖面逆压梯度(减弱激波强度).在 0.9R 剖面,直线下反桨叶负压峰值小于抛物下反桨叶,这有利于减少跨声速区范围;并且负压中心更靠近桨叶前缘,这也使得直线下反桨叶气流分离现象更弱,见图 16;在 0.96R 剖面,直线与抛物下反的对比结果与 0.9R 剖面基本相反.

图 17 给出了不同下反角度和下反形式的旋翼桨叶表面压强分布云图.由图可以看出,相比于矩形桨叶,具有下反桨尖的桨叶负压区域明显减小,并且负压中心向桨叶内段偏移.

图 18 给出了不同下反桨尖桨叶拉力展向分

布对比.由图可知,在桨尖下反起始位置内段,下反桨叶剖面拉力大于矩形桨叶,并且随下反角度的增大,桨叶剖面拉力也有所增大.与之相反,在桨尖部位,剖面拉力明显小于矩形桨叶,并且随下反角度增大,拉力亦明显减小,拉力峰值更靠近桨叶内段.此外,相同变化角度的直线下反桨叶拉力峰值小于抛物型桨尖并更靠近桨叶内段.

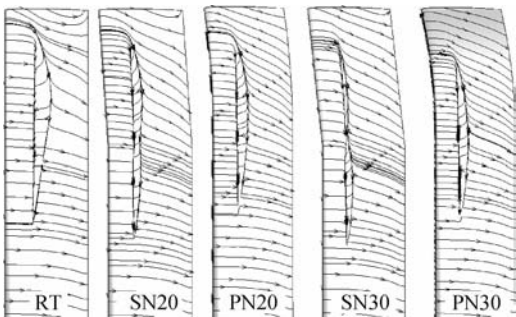


图 16 不同下反桨尖桨叶表面流线图
Fig. 16 Comparisons for streamlines of blade with different anhedral tips

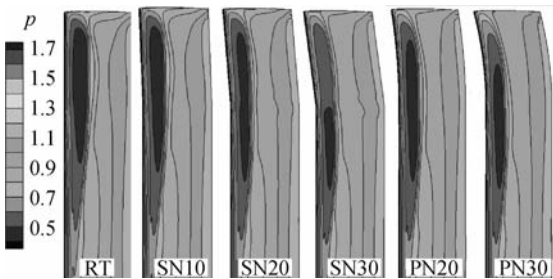


图 17 不同下反桨尖桨叶表面压强分布对比
Fig. 17 Comparisons for pressure distributions of blades with different anhedral tips

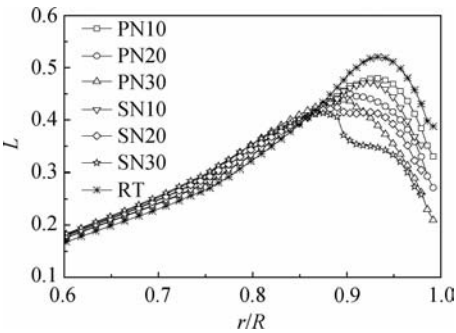


图 18 不同下反桨尖桨叶拉力展向分布对比
Fig. 18 Comparisons for lift along span-wise direction of blades with different anhedral tips

3.5 不同形式桨尖旋翼的气动特性对比

本文通过数值计算研究了不同形式的新型桨

尖对旋翼整体气动性能、桨尖涡强度和旋翼涡尾迹的影响特性。

图 19 给出了不同形式桨尖旋翼的扭矩随桨盘拉力的变化曲线。由图可以看出,桨尖后掠能够有效减小旋翼反扭矩,从而提高旋翼悬停效率,并且抛物后掠桨尖效果更好;与之相反,桨尖上反使得旋翼反扭矩增大。在小桨盘拉力状态,桨尖的前掠和下反对旋翼扭矩影响很小;随着旋翼拉力的增大,直线前掠桨尖与两种形式的下反桨尖一致,都能够降低旋翼的扭矩,并且角度变化越大,影响更显著,其中 $C_L/\sigma = 0.08$ 时, 30° 直线前掠桨尖使得旋翼反扭矩降低 12.3%。

图 20 给出了不同桨尖(变化角度均为 30°)旋翼的桨尖涡尾迹图。图 21 给出了不同旋翼方位角处桨尖涡轴向、径向位置分布和桨尖涡强度对比。由图可以看出,后掠桨尖对旋翼尾迹以及桨尖涡

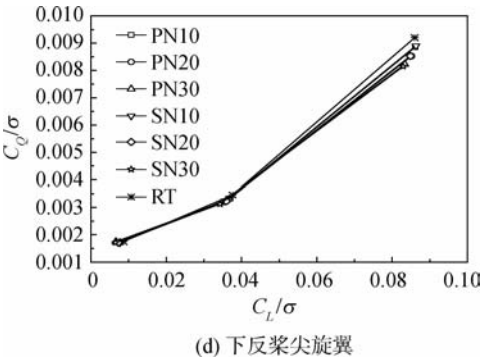


图 19 不同桨尖旋翼扭矩系数变化曲线
Fig. 19 Comparisons for torque coefficients of rotors with different blade tips

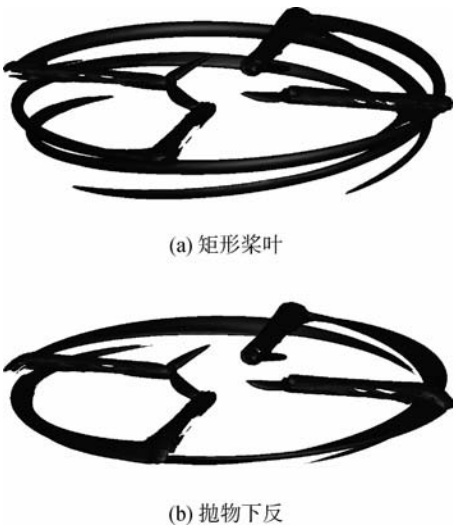
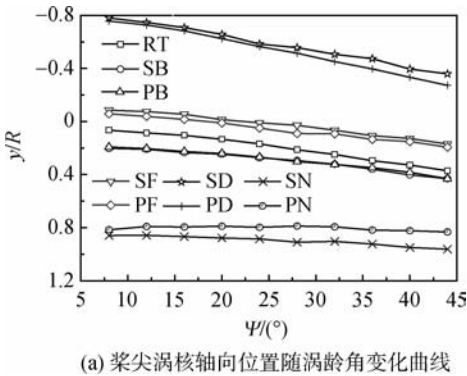
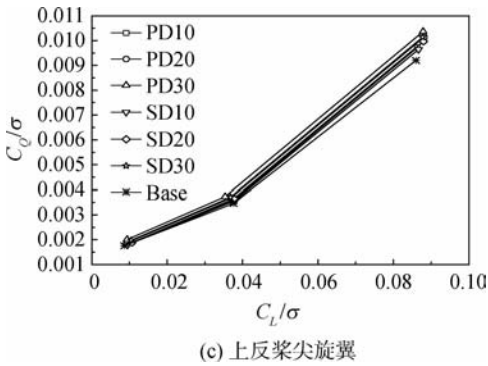
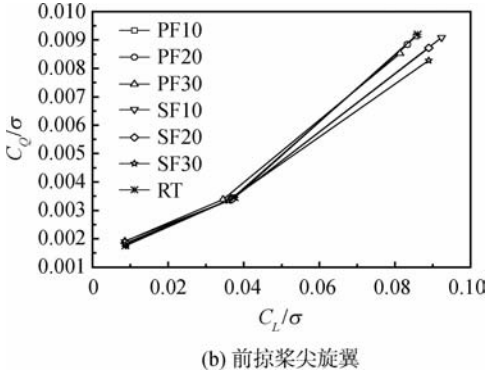
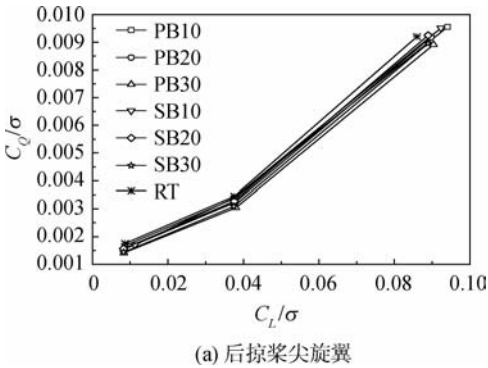
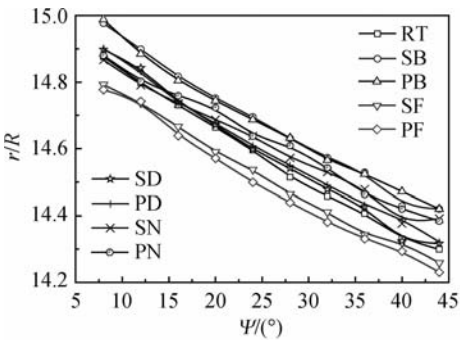


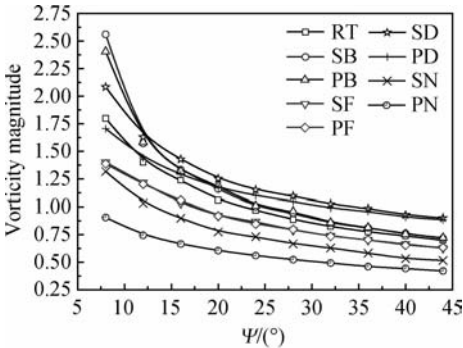
图 20 不同旋翼桨尖涡尾迹对比
Fig. 20 Comparisons for tip vortex of different rotors

强度的影响不太显著。前掠桨尖减小了尾迹的下洗速度,并加快涡的耗散,但对桨尖附近的涡量大小影响较小。上反桨尖使得旋翼尾迹收缩程度减弱,但由于桨尖拉力增大从而增加了尾迹的下洗速度,使得涡耗散更为缓慢。下反桨尖能够使尾迹脱落位置远离桨盘平面,能显著加快尾迹的耗散,





(b) 桨尖涡核径向位置随涡龄角变化曲线



(c) 桨尖涡强度随涡龄角的变化

图 21 不同旋翼的桨尖涡核位置与强度对比
Fig. 21 Comparisons for position and intensity of tip vortex core of different rotors

使尾迹收缩更为明显,并且桨尖附近涡强更低,以抛物下反桨尖(30°)为例,与矩形参考桨尖相比,该外形旋翼桨尖的涡强度降低 50%左右。

4 结 论

本文建立了基于嵌套网格的旋翼悬停流场高效、高精度的数值模拟方法,并以 7A 旋翼为基准,研究了不同形式的新型桨尖在抑制旋翼跨声速特性方面的作用,并研究了不同桨尖变化角度对旋翼气动特性和桨尖涡流动的影响。综合本文的计算结果和分析,主要得出以下几点结论:

- 1) 运用本文的嵌套网格生成方法和基于 RANS 方程的高精度数值方法能够精确模拟悬停状态旋翼的跨声速特性。
- 2) 桨尖后掠能够使旋翼跨声速区范围减小,并向桨尖外端移动,从而能够减小桨叶局部激波强度,缓解桨尖局部的气流分离,降低旋翼反扭矩,进而提高旋翼悬停效率。并且抛物后掠桨尖旋翼在缓解激波强度、气流分离方面的效果更好一些。
- 3) 前掠桨尖对旋翼桨尖外端的跨声速特性的影响较为明显,能够有效抑制该处激波诱导的

附面层分离现象。在大桨盘拉力状态,桨尖的直线前掠能够有效降低旋翼反扭矩。

- 4) 桨尖的上反对旋翼跨声速特性的影响并不明显,甚至会有负面效应:桨尖上反加剧了桨尖局部剖面的弦向气流分离,从而使得旋翼反扭矩增大。
- 5) 在大桨盘拉力状态,下反桨尖能够降低旋翼扭矩,并且能够有效降低桨尖涡的强度,同时使尾迹脱落位置远离桨盘平面,加速桨尖涡尾迹的耗散。

参考文献:

[1] Nam C J, Lee D. Navier-Stokes calculations of rotating BERP planform blade flowfields [R]. AIAA-1993-3527-CP,1993.

[2] 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 Shichun,XU Guohua. Progress of helicopter rotor aerodynamics[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2001,33(3):203-211. (in Chinese)

[3] 孙伟,张呈林. 直升机桨叶气动外形多目标优化设计[J]. 航空动力学报,2011,26(7):1608-1614.

SUN Wei,ZHANG Chenglin. Multi-objective optimization for aerodynamic shape of helicopter blade[J]. Journal of Aerospace Power,2011,26(7):1608-1614. (in Chinese)

[4] Conlisk A T. Modern helicopter rotor aerodynamics[J]. Progress in Aerospace Science,2001,37(5):419-476.

[5] Stroub R H. Full-scale wind test of a modern helicopter main rotor; investigation of tip Mach number effects and comparisons of four tip shapes[C] // Proceedings of the 34th Annual Forum of the American Helicopter Society. Washington, DC: American Helicopter Society, 1978: 78. 3. 1-78. 3. 6.

[6] Desopper P, Lafon P, Céroni P, et al. Ten years of rotor flow flow studies at ONERA[J]. Journal of the American Helicopter Society,1989,34(1):34-41.

[7] Harrison R, Stacey S, Hansford B. BERP IV: the design, development and testing of an advanced rotor blade[R]. Montreal, Canada; The 64th Annual National Forum of the American Helicopter Society,2008.

[8] 谭剑锋,王浩文,林长亮. 基于升力面自由尾迹的直升机旋翼悬停性能参数影响研究[J]. 航空学报,2012,33(2):249-257.

TAN Jianfeng,WANG Haowen,LIN Changliang. Analysis on influence of rotor parameters on rotor hover performance by lifting surface and free wake method[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,2012,33(2):249-257. (in Chinese)

[9] 招启军,徐国华. 新型桨尖旋翼悬停气动性能试验及数值研究[J]. 航空学报,2009,30(3):422-429.

ZHAO Qijun, XU Guohua. Aerodynamic performance of rotor with new type blade-tip in hover based upon test and numerical investigations[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(3): 422-429 (in Chinese)

[10] 王博, 招启军, 赵国庆, 等. 改进型 CLOR 桨尖旋翼气动特性试验研究及数值分析[J]. *航空学报*, 2013, 34(2): 235-245.

WANG Bo, ZHAO Qijun, ZHAO Guoqing, et al. Investigations on aerodynamic characteristics of rotor with improved CLOR blade-tip by experimental and numerical method[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(2): 235-245. (in Chinese)

[11] Quackenbush T R, Boschitsch A H, Wachspress D A, et al. Rotor design optimization using a free wake analysis [R]. NASA CR-177612, 1993.

[12] 徐国华. 应用自由尾迹分析的新型桨尖旋翼气动特性研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 1996.

XU Guohua. Investigations on aerodynamic characteristic of rotors with new tip shape using free wake analysis[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1996. (in Chinese)

[13] Zhao Q J, Xu G H. A study on aerodynamic and acoustic characteristics of advanced tip-shape rotors[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2007, 52(3): 201-213.

[14] Dumont A, Le Pape A, Peter J, et al. Aerodynamic shape optimization of hovering rotors using a discrete adjoint of the RANS equations[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2010, 56(3): 1-11.

[15] 招启军, 徐国华. 桨尖后掠对旋翼流场和气动特性的影响 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2012, 44(5): 706-712.

ZHAO Qijun, XU Guohua. Effects of swept blade tip on flowfield and aerodynamic characteristics of rotor[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2012, 44(5): 706-712. (in Chinese)

[16] Blazek J. Computational fluid dynamics: principles and applications[M]. Oxford, UK: Elsevier Ltd., 2005.

[17] Scandaliato A L, Liou M S. AUSM-based high-order solution for Euler equations[R]. AIAA 2010-719, 2010.

[18] Abhishek A, Data A, Chopra I. Prediction of UH-60A structural loads using multibody analysis and swashplate dynamics[J]. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(2): 474-490.

[19] Steijl R, Barakos G N, Badcock K J. A CFD framework for analysis of helicopter rotor[R]. AIAA 2005-5124, 2005.

(编辑: 秦理曼)