

改进型 CLOR 桨尖旋翼气动特性试验研究及数值分析

王博, 招启军^{*}, 赵国庆, 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: 通过风洞试验及数值模拟对具有改进型 CLOR(CLOR-II) 桨尖的旋翼悬停和前飞状态气动特性开展研究。在 CLOR 桨尖旋翼试验及数值分析的基础上, 考虑旋翼非定常流场特点, 兼顾旋翼悬停和前飞气动性能, 对旋翼桨叶的气动外形进行了改进, 主要包括采用多种翼型优化配置以综合改善旋翼前行侧压缩性及后行侧桨叶失速特性, 并考虑旋翼前飞状态对其桨叶动力学特性的需求, 重新设计了桨尖前后缘的外形。在风洞中分别对 3 种旋翼进行多种状态条件下的试验研究, 为从流动细节上获得不同桨尖旋翼的气动特性差别, 采用计算流体力学(CFD)方法对试验状态进行了数值模拟对比。对更高转速状态进行模拟, 结果表明相对于其他两种旋翼, CLOR-II 桨尖旋翼在改善跨声速特性和提高失速迎角等方面具有明显优势, 而且综合提高了旋翼悬停和前飞气动性能。

关键词: 气动特性; 旋翼; 试验; 新型桨尖; 直升机; 计算流体力学

中图分类号: V211.52 文献标识码: A 文章编号: 1000-6893(2013)02-0235-11

直升机飞行时所需的升力和机动力主要来源于旋翼^[1], 因此高性能的旋翼是现代直升机的重要标志和核心技术。随着旋翼设计、材料和制造技术的提高, 目前世界上装备生产的直升机已经部分或者全面地抛弃了传统直升机旋翼的矩形、线性扭转和简单翼型配置的设计方案^[2-5]。为改善旋翼气动性能, 国内外进行了大量的试验^[6-8]和理论研究^[9-11]。研究表明虽然由于“桨尖损失”效应, 桨尖并非旋翼升力的主要产生部位, 但其外形对旋翼的升力分布及扭矩有着重要影响^[1], 因此旋翼桨尖气动外形一直是直升机旋翼技术研究的重点和难点。

桨尖气动外形最直接的影响在于旋翼桨尖脱出的强烈桨尖涡和前飞时桨尖部位的激波现象, 前者对旋翼入流有诱导作用, 因此会对桨叶升力

分布产生显著影响; 后者导致的阻力发散会急剧增加旋翼扭矩从而限制旋翼的飞行包线。早期的研究主要采用试验方法^[6]和传统理论模型^[9, 12], 如动量理论、叶素理论和涡流理论等。然而这些方法在对激波及桨涡干扰(BVI)等复杂的非定常流动现象进行分析时显示出不足, 因此关于桨尖外形对旋翼气动特性影响的机理研究并不充分, 甚至部分研究结论存在分歧^[3, 7]。目前, 随着计算流体力学(CFD)方法的快速发展, 采用高精度数值方法分析设计高性能旋翼桨尖已经成为新的研究热点^[13]。

英国采用试验与数值模拟技术相结合的方法设计出 BERP(British Experimental Rotor Programme)系列桨尖(装配该旋翼的直升机创造并保持了直升机飞行速度的世界纪录)^[7], 其中最新

收稿日期: 2012-02-29; 退修日期: 2012-03-26; 录用日期: 2012-07-09; 网络出版时间: 2012-08-28 20:00

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20120828.2000.006.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, Zhao G Q, et al. Experimental research and numerical analysis on aerodynamic characteristics of rotors with improved CLOR blade-tip. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(2): 235-245. 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. 航空学报, 2013, 34(2): 235-245.

的 BERP IV 桨尖已经在最新的 EH101 上使用, 据报道, 其悬停功率降低了 5%, 巡航功率降低了 10%~15%。美国将已有的 UH-60“黑鹰”直升机进行技术改造, 特别是对主旋翼气动外形进行了重新设计^[14], 推出了最新一代的 UH-60M, 其主要改进的内容为: 增加桨叶宽度, 在原有的后掠桨尖外形上增加下反角, 改进后的有效载荷增加了 532 kg, 有效提升了旋翼的气动性能。欧洲的“虎”式直升机旋翼气动外形也设计了独特的前缘抛物后掠桨尖。与国外研究进展相比, 国内关于桨尖气动外形的试验研究开展较晚, 目前仍存在较大差距, 宋文萍等^[15]采用 CFD 方法对旋翼桨尖形状对气动噪声的影响进行了定量分析; 林永峰等^[16]在风洞中开展了抛物线后掠下反桨尖的气动特性试验, 获得了一些重要的结果; 杨卫东和邓景辉^[17]采用数值方法对具有后掠桨尖旋翼的气弹稳定性进行研究, 通过分析得到了一些有用的规律; 招启军和徐国华^[18]采用试验与数值仿真相结合的方法针对具有非常规桨尖气动外形旋翼的悬停性能开展研究, 并自行设计了具有非常规气动外形的 CLOR (China Laboratory of Rotorcraft) 桨尖旋翼, 获得了一些良好的结果, 表明新型桨尖在提高旋翼悬停气动性能方面具有明显效果。

尽管 CLOR 桨尖旋翼试验获得了一些有价值的结果, 但未进一步进行前飞状态下的试验。本文在 CLOR 桨尖旋翼基础上, 对其气动外形进行了多处改进, 在改善其动力学特性的同时保持气动特性优点得到改进型 CLOR (CLOR-II)。在桨尖外形设计上, 首先, 对旋翼翼型进行调整, 采用多种不同厚度的翼型分布, 以综合考虑压缩性和失速特性的影响; 其次, 为改善前飞状态动力学特性, 对桨尖形状进行了重点设计, 包括优化的前掠与后掠组合以及尖部大后掠的设计方案, 并增加了配重。在试验方面, 进行了前飞状态及悬停状态气动特性试验。在计算验证方面, 采用高精度的 CFD 方法对相应的旋翼试验状态及更高速状态下的旋翼气动性能进行了模拟。

1 旋翼气动试验研究

1.1 试验模型

首先, 由于前飞试验要求桨叶有更好的动力

学稳定特性, 因此将桨尖最大前掠减小 29.7%, 将桨尖尖部后移量增加 20.3%, 并且在前缘增加配重, 通过后移气动中心、前移桨叶质心增加稳定性; 其次, 为了减弱桨尖对气流的扰动, 将桨尖弦长减小 19.6%。考虑到桨叶不同半径位置相对来流流动特点, 对桨叶不同半径位置采用不同的翼型组合配置, 即根部到 0.4R 处采用 OA213 翼型, 0.41R~0.80R 处采用 OA209 翼型, 0.80R 处到桨尖采用 OA206 翼型, R 为旋翼半径。图 1 给出了 CLOR 桨尖与 CLOR-II 桨尖平面外形的对比, 图中 r 为径向位置, 桨尖处 $r=R$, 根部 $r=0$, 由于采用半径为无量纲长度, CLOR-II 的最大前掠程度看起来与原型接近。最终设计了 3 副实度相同 ($\sigma=0.035$) 的试验模型旋翼, 分别是矩形桨尖旋翼 Rotor-1、后掠桨尖旋翼 Rotor-2 (后掠起始位置为 0.91R、后掠角为 20°) 和非常规曲线前后掠 CLOR-II 桨尖旋翼 Rotor-3, 基本参数如表 1 所示。

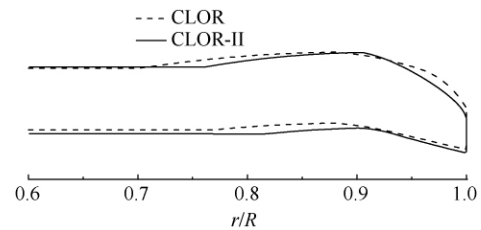


图 1 CLOR 桨尖与 CLOR-II 桨尖平面外形对比

Fig. 1 Plane shape comparison of CLOR blade-tip and CLOR-II blade-tip

表 1 旋翼参数

Table 1 Parameters of rotors

Name	Radius/mm	Airfoil	Shape of tip	Average chord/mm
Rotor-1	1 010	SC-1095	Rectangular	72
Rotor-2	1 010	SC-1095	Sweptback	72
Rotor-3	1 010	OA2 series	CLOR-II	72

所有旋翼均由 2 片桨叶组成, 负扭转为线性 -9° 。加工完成的 3 副模型旋翼桨叶如图 2 所示, 从上至下分别为矩形桨尖桨叶、后掠桨尖桨叶和 CLOR-II 桨尖桨叶。



图2 3种模型旋翼桨叶对比
Fig.2 Comparison of three model rotor blades

1.2 试验装置和方法

模型旋翼悬停和前飞气动特性试验在南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室 2.4 m×3.4 m 的回流风洞中进行,旋翼安装在 2 m 模型旋翼试验台上,动力系统为 55 kW 直流电机,旋翼安装完成后其桨毂中心距地面 3.2 m。测量旋翼拉力的六分量天平和测量扭矩的扭矩天平分别固定在旋翼试验台上。数据测量与处理流程如图 3 所示,图 4 为旋翼试验台布置现场。

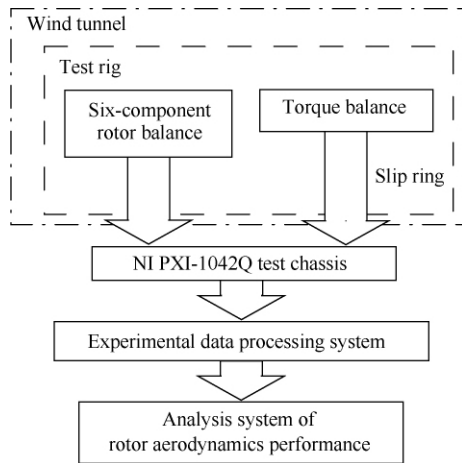


图3 测量与处理系统流程
Fig.3 Flow chart of measuring and processing system



图4 模型旋翼在旋翼台上的试验布置
Fig.4 Experiment layout of model rotor on rotor test rig

悬停和前飞试验时,旋翼的安装角 $\varphi_{0.75}$ (也称桨距角,即 0.75 倍半径处翼型剖面与桨盘平面的夹角)分别为 $3^\circ, 5^\circ, 7^\circ, 9^\circ$,转速分别为 1 200, 1 400 r/min,测量不同工作条件下的旋翼拉力和扭矩,对比不同旋翼的气动特性。前飞试验前进比 μ 分别为 0.047, 0.098, 0.150。

试验中测量的拉力和扭矩需进行无量纲化处理,即

$$C_T = \frac{T}{\frac{1}{2}\rho\pi R^2 (\Omega R)^2} \quad (1)$$

$$C_l = \frac{M}{\frac{1}{2}\rho\pi R^2 (\Omega R)^2 R} \quad (2)$$

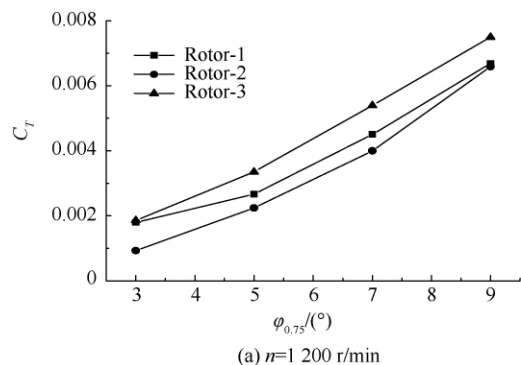
式中: C_T 为旋翼拉力系数; C_l 为旋翼扭矩系数; T 为模型旋翼拉力; M 为模型旋翼扭矩; ρ 为空气密度; Ω 为桨叶旋转角速度。

1.3 气动试验结果与分析

1.3.1 悬停状态

图 5 和图 6 分别给出了 3 副模型旋翼不同转速 n 下拉力系数和扭矩系数随桨距角变化的对比。从图 5 中可看出,在两种转速下,所有旋翼的拉力系数均随桨距角增加而提高。在同一桨距角时,不同模型旋翼拉力系数不同,Rotor-3 拉力系数最大,Rotor-1 次之,Rotor-2 最小。图 6 中的扭矩系数变化趋势与拉力系数变化基本相同。

Rotor-3 相对于 Rotor-1、Rotor-2 的拉力系数和扭矩系数增加主要是由于翼型及桨叶弦长分布的改变。相对于 Rotor-1 和 Rotor-2 的翼型,一方面,Rotor-3 采用多种翼型分布,可以针对不同半径处旋翼来流特点改善当地桨叶段气动特性;另一方面,



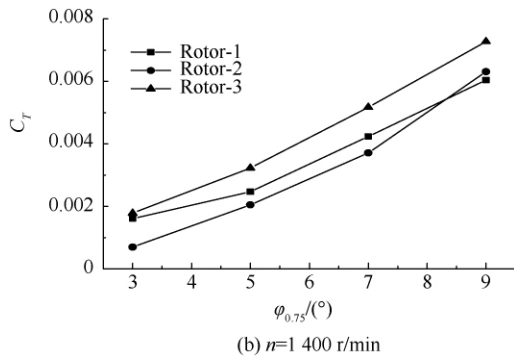


图5 不同模型旋翼拉力系数随桨距角的变化

Fig. 5 Change of thrust coefficient for different model rotors vs blade pitch angle

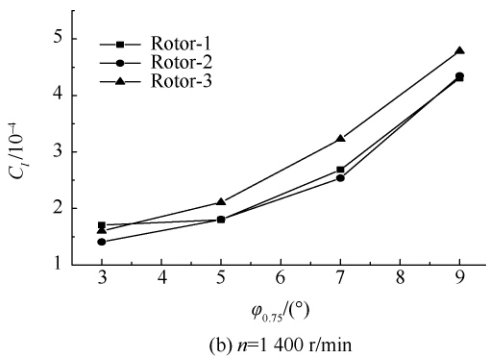
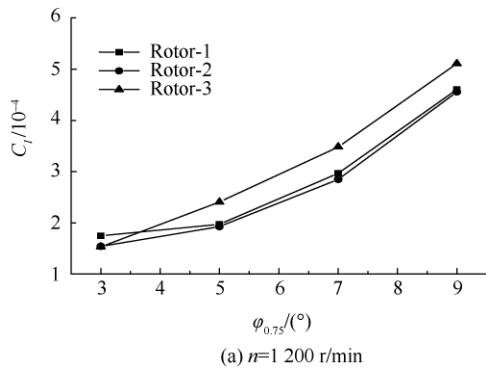


图6 不同模型旋翼扭矩系数随桨距角的变化

Fig. 6 Change of torque coefficient for different model rotors vs blade pitch angle

尽管3副旋翼实度相同,但Rotor-3的弦长分布并不是均匀的,在旋翼产生主要升力的部位增加了翼型剖面弦长,这有助于增强旋翼的拉力。

图7给出了悬停状态3副旋翼的扭矩系数随拉力系数变化的对比。从图中可以看出,在相同的旋翼拉力系数条件下,Rotor-3的扭矩系

数最小,Rotor-1次之,Rotor-2最大。随着拉力系数增加,Rotor-3的优势逐步增强;Rotor-2的扭矩系数虽然在小拉力时大于Rotor-1,但随着拉力增大或转速增加,其扭矩系数逐步接近并低于Rotor-1。这表明在低桨尖马赫数时,与常规矩形桨叶相比,后掠桨尖旋翼没有性能优势,但当转速提高并且在大桨距工作状态下,其逐步体现出优点。对比图7(a)与图7(b)还可以发现,随着转速增加,Rotor-3的性能优势有所增加。

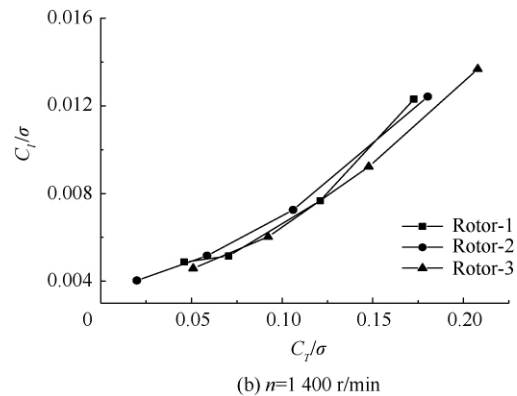
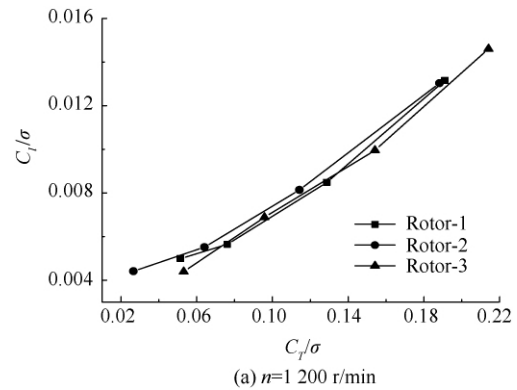


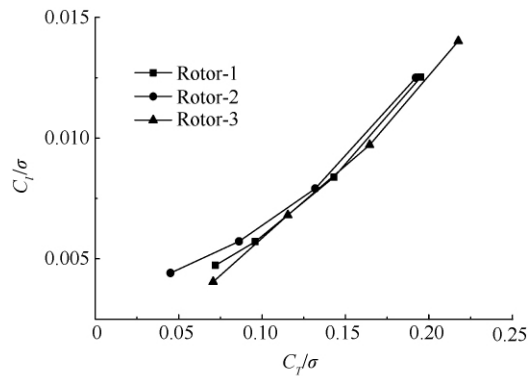
图7 悬停状态不同模型旋翼扭矩系数随拉力系数变化的对比

Fig. 7 Change comparison of torque coefficient vs thrust coefficient for different model rotors in hover

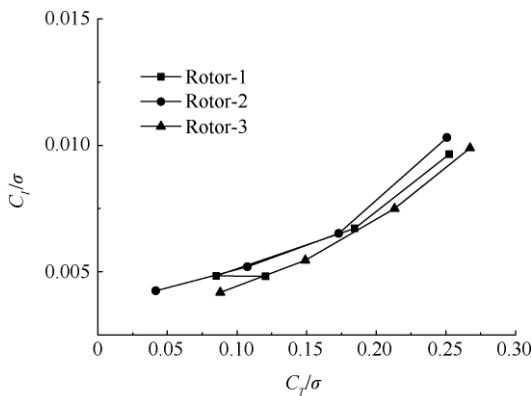
1.3.2 前飞状态

与悬停试验相同,前飞时旋翼转速分别为1200,1400 r/min,桨距角 $\phi_{0.75}$ 分别为 $3^\circ, 5^\circ, 7^\circ, 9^\circ$,对应的前进比 μ 分别为0.047,0.098,0.150。图8给出了不同前进比下3副模型旋翼扭矩系数随拉力系数变化的对比。从图中可看出,在相同

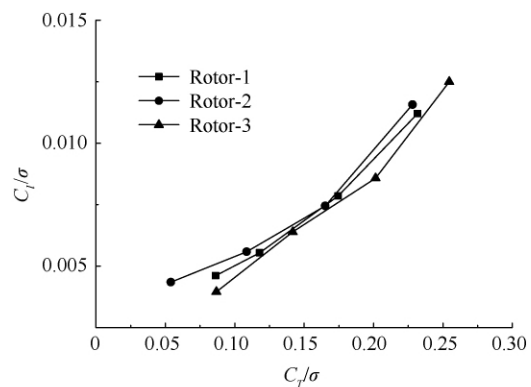
前进比下,高转速旋翼的拉力系数较高,扭矩系数较小,Rotor-3 的性能最优,随着前进比的增加,优势逐步增大。相同拉力系数时,Rotor-3 扭矩系数最小,在大拉力状态下扭矩系数比 Rotor-1 小3%~7%。此外,随着前进比增加,所有旋翼的拉力水平都有提高,但是扭矩水平却有所减小,表明旋翼的需用功率减少,这是由于诱导功率逐渐减少所致,与直升机的空气动力学理论分析结果相符,同时也表明试验结果的可靠性。



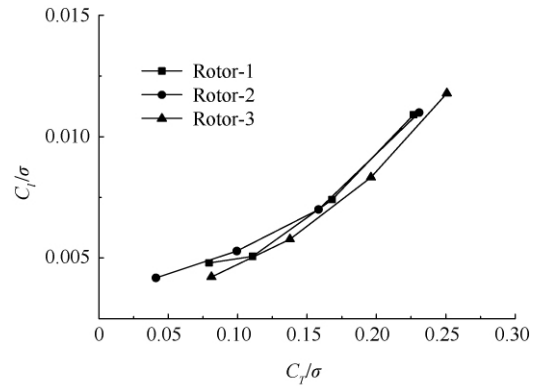
(a) $\mu=0.047, n=1200$ r/min



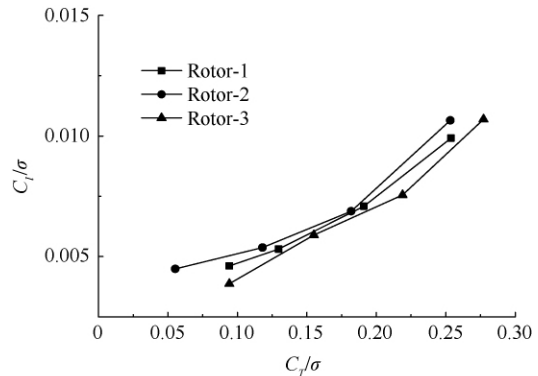
(b) $\mu=0.047, n=1400$ r/min



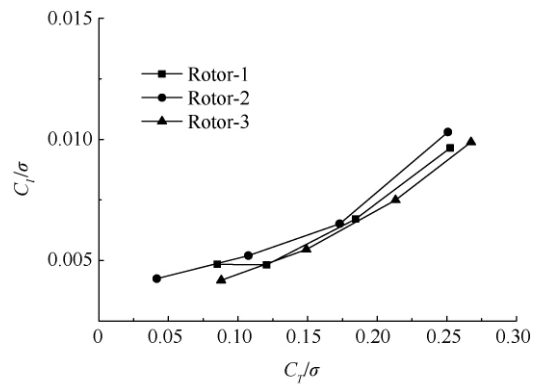
(c) $\mu=0.098, n=1200$ r/min



(d) $\mu=0.098, n=1400$ r/min



(e) $\mu=0.150, n=1200$ r/min



(f) $\mu=0.150, n=1400$ r/min

图 8 前飞状态不同模型旋翼扭矩系数随拉力系数变化的对比

Fig 8 Change comparison of torque coefficient vs thrust coefficient for different model rotors in forward flight

2 CFD 数值模拟与分析

2.1 数值模拟方法

为保证流场计算精度,采用基于 Navier-Stokes 方程的旋翼流场 CFD 模拟方法编制计算程序。

由于在旋转坐标系中悬停流场可视为准定常流场,因此采用以绝对物理参量为参数的守恒积分形式 Navier-Stokes 方程,即

$$\frac{d}{dt} \iiint_V \mathbf{W} dV + \oint_S (\mathbf{F} - \mathbf{F}_v) \cdot \mathbf{n} dS = \iiint_V \mathbf{R} dV \quad (3)$$

式中: \mathbf{W} 、 \mathbf{F} 、 \mathbf{F}_v 和 \mathbf{R} 分别为守恒变量、无黏通量、黏性通量及科氏力引起的源项; V 和 S 分别为体积和面积。

控制方程式(3)的空间离散采用高精度的 Roe-MUSCL (Monotonic Upwind Scheme for Conservation Laws) 计算格式,为防止 Roe-MUSCL 格式中可能产生非物理解,计算中采用了 Harten 提出的熵修正方法^[19]。时间推进采用五步显示 Runge-Kutta 推进格式。采用隐式残值光顺和当地时间步长等方法加速收敛过程。

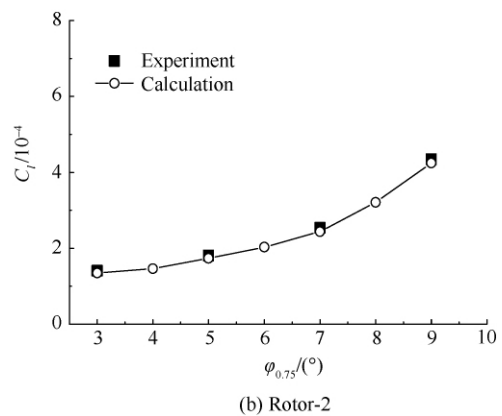
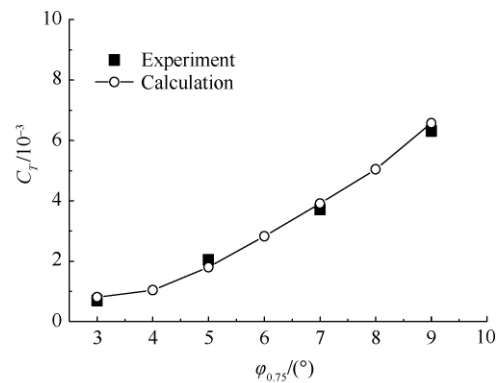
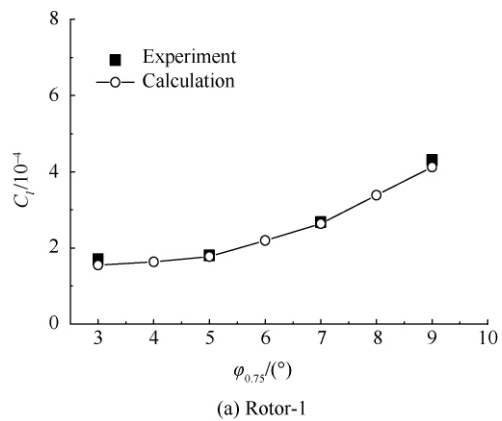
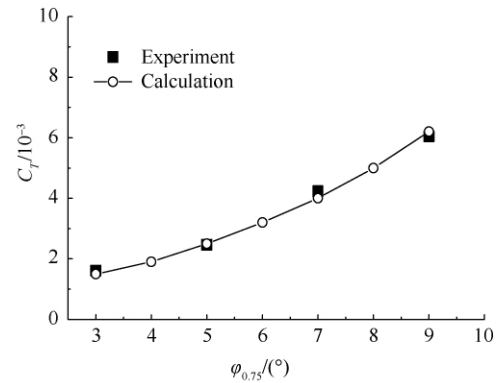
根据黏性对流场的影响大小,将流场分为旋翼网格与背景网格两部分。旋翼桨叶网格拓扑结构为 C-O 型,采用该拓扑结构能保持良好的桨尖形状,从而减小模拟结果的误差,其大小为 $177 \times 49 \times 81$ (周向 \times 法向 \times 径向)。为准确模拟桨叶表面的黏性作用,桨叶网格最内层厚度间距约为 $1.0 \times 10^{-5} c$ (c 为桨叶平均弦长)。其中黏性计算采用了一方程的 Spalart-Allmaras 湍流模型^[20]。背景网格为 O-H 型网格,大小为 $46 \times 161 \times 101$ (周向 \times 法向 \times 径向)。径向边界距离桨尖 $8R$,背景网格上边界距离旋翼 $8R$,下边界距离 Rotor-10R。由于黏性影响较小,在背景网格区域可采用 Euler 方程为控制方程。

考虑气体黏性,桨叶表面采用无滑移边界条件。桨叶网格边界流场特性采用三线性插值方法从背景网格计算得到。悬停流场在旋转坐标系下具有对称性,因此采用选装对称边界条件后计算旋翼流场的 $1/N$ (N 为桨叶片数) 空间即可。下边界上,以旋转中心为圆心、半径为 $R/\sqrt{2}$ 的圆内边界速度 $w = Ma_{tip} \sqrt{C_T}$,其他外边界速度均为指向桨毂中心的入流,即 $V_{in} = -\frac{Ma_{tip}}{8} \sqrt{C_T} \left(\frac{R}{r_F}\right)^2$,其中 Ma_{tip} 和 r_F 分别为桨尖马赫数及边界到桨毂中心的距离。

2.2 数值结果分析

采用所建立的 CFD 方法着重对 3 副旋翼的

悬停流场分别进行模拟,并对其气动特性进行对比分析。图 9 为转速为 1 400 r/min 时的旋翼拉



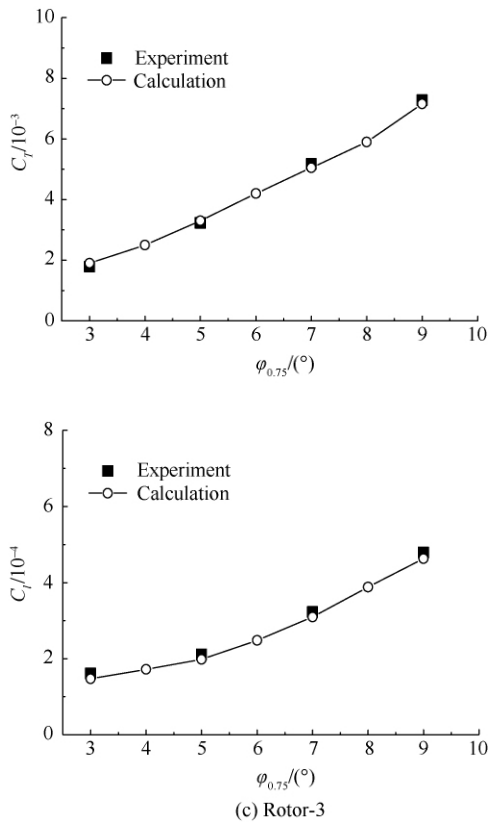


图 9 拉力系数与扭矩系数的试验与计算结果对比
Fig. 9 Results comparison of experiment and calculation for thrust and torque coefficients

力系数和扭矩系数的试验与计算结果对比,从图中可以看出,CFD 方法计算结果与试验值吻合较好,表明所建立的计算方法可用于新型桨尖旋翼的数值模拟。

由于采用缩比模型受到材料强度限制,无法通过试验手段对 CLOR-II 桨尖旋翼在更高桨尖马赫数下的旋翼气动特性进行研究,因此采用高精度 CFD 方法对高桨尖马赫数下(实际桨尖马赫数)的旋翼流场进行计算。作为验证,首先采用所建立方法对 UH-60A 模型旋翼^[21]进行计算,计算状态为: $Ma_{tip} = 0.628$, $\varphi_{0.75} = 9^\circ$ 。图 10 给出了 UH-60A 模型旋翼不同半径处桨叶表面压力系数计算值与试验值的对比,图中 x/c 为展弦比,由图可见,计算所得到的桨叶表面压力系数 C_p 分布与试验值基本吻合,这表明本文 CFD 方法可以较好地模拟高转速情况下的旋翼流场。

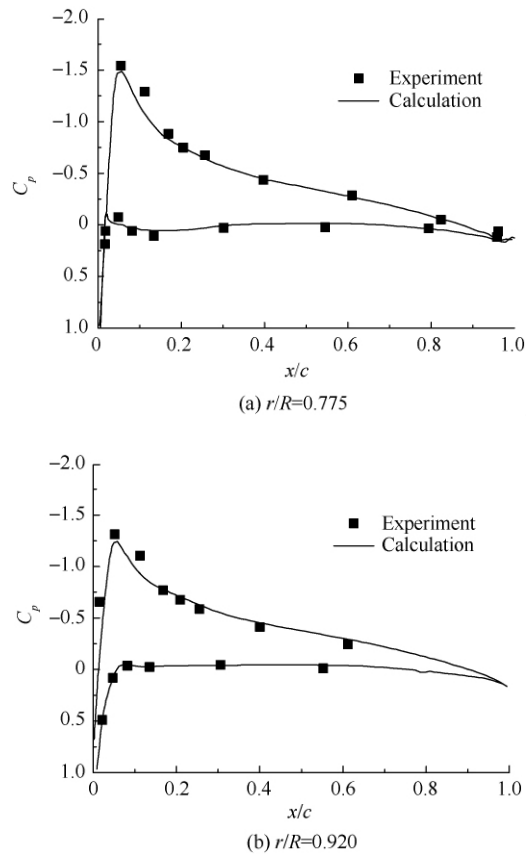


图 10 UH-60A 模型旋翼桨叶表面压力系数分布
Fig. 10 Surface pressure coefficient distribution on UH-60A model rotor blade

参考 UH-60A 模型旋翼试验状态对 3 副旋翼进行计算,工作状态为 $Ma_{tip} = 0.628$ 。图 11 给出了 3 副旋翼悬停效率(FM)随拉力系数变化的曲线,从图中可以看出,Rotor-3 气动性能明显优于 Rotor-1 和 Rotor-2,这与试验的趋势相符合。

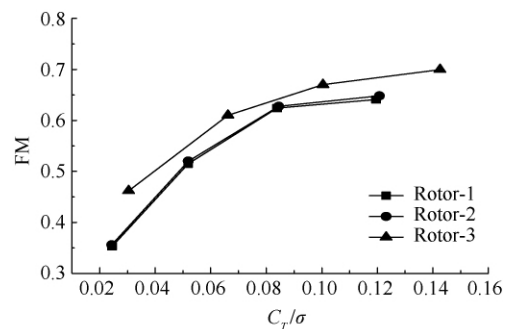


图 11 不同模型旋翼悬停效率随拉力系数的分布
Fig. 11 Distribution of figure of merit vs thrust coefficients for different model rotors

图 12 给出了 $\varphi_{0.75} = 9^\circ$ 状态下 3 副模型旋翼桨叶上表面压力系数分布,从图中可以看出 Rotor-3 的跨声速区域明显弱于 Rotor-2 和 Rotor-1,这有利于提高临界马赫数,减小跨声速临界流的范围,减弱前行桨叶的激波等压缩性影响。

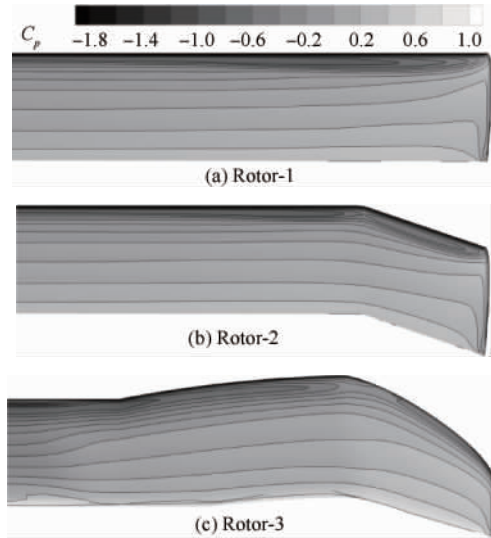


图 12 桨叶上表面压力系数分布

Fig. 12 Pressure coefficient distribution on blade upper surfaces

2.3 CLOR 桨尖与 CLOR-II 桨尖对比

为比较 CLOR-II 桨尖旋翼与 CLOR 桨尖旋翼的区别,需研究桨叶平面形状与翼型改变对气动性能的影响,采用 CFD 方法分别计算了 CLOR 桨尖旋翼(SC-1095 翼型)、CLOR-II 桨尖旋翼及分别基于 OA209 翼型和 SC-1095 翼型的 CLOR-II 桨尖旋翼的气动性能。计算状态为 $Ma_{tip} = 0.628$, $\varphi_{0.75}$ 分别为 $3^\circ, 5^\circ, 7^\circ, 9^\circ$, 计算对比结果如图 13 所示。

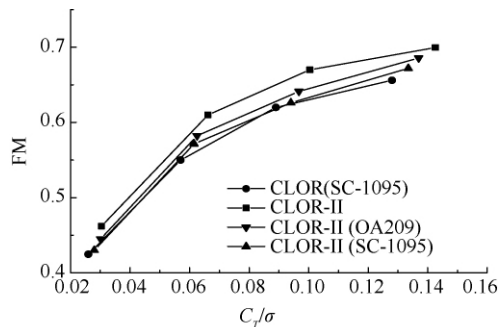


图 13 CLOR 及 CLOR-II 系列旋翼悬停效率对比

Fig. 13 Figure of merit comparison of CLOR and CLOR-II series rotors

从图 13 可以看出,相对于 CLOR 桨尖旋翼,CLOR-II 桨尖旋翼的悬停效率有 $4\% \sim 5\%$ 的提高;对应相同总距的拉力系数对比,在相同总距下,CLOR-II 桨尖旋翼的拉力也有增加(向右偏移)。当采用相同的 SC-1095 翼型时,CLOR-II 桨叶在小拉力状态下与 CLOR 桨叶气动性能差别较小,但随着拉力增加悬停效率出现改善,这表明 CLOR-II 桨尖平面形状的改进是合理的。同时,通过对比 CLOR-II (OA209) 和 CLOR-II (SC-1095) 旋翼,发现在计算范围内,OA209 翼型旋翼悬停效率略优于 SC-1095 翼型旋翼。通过进一步对比可以看出采用组合翼型配置的 CLOR-II 桨尖性能明显优于采用 OA209 翼型配置的 CLOR 桨尖,这表明翼型组合的选择有效。

图 14 给出了 $Ma_{tip} = 0.661$, $\varphi_{0.75} = 9^\circ$ 时,CLOR 和 CLOR-II 系列旋翼的桨叶剖面压力系数分布($r/R = 0.920$)。从图中可见,CLOR 负压峰值最高,采用 SC-1095 翼型的 CLOR-II 桨尖旋翼的负压峰值略低于 CLOR,CLOR-II 和采用 OA209 翼型的 CLOR-II 负压区较弱,这表明采用 CLOR-II 平面形状可以在一定程度上减弱逆压梯度,有利于提高失速迎角,并对桨叶表面激波有一定的削弱效果。

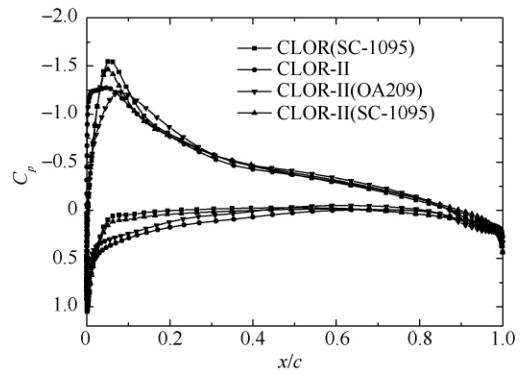


图 14 CLOR 及 CLOR-II 系列旋翼压力系数分布对比 ($r/R=0.920$)

Fig. 14 Pressure coefficient distribution comparison of CLOR and CLOR-II series rotor ($r/R=0.920$)

为进一步表明 CLOR-II 桨尖平面形状对旋翼性能改变的影响,图 15 给出了采用 SC-1095 翼型的 CLOR-II 桨尖旋翼与 CLOR 桨尖旋翼桨叶展向剖面升力的分布,图中 C_L 为不同位置翼型剖面的升力系数,与图 13 状态相同,采用参考弦

长进行计算。从图 15 可以看出,首先,CLOR- II 桨尖旋翼的升力系数峰值分布向桨盘内侧有较大幅度移动(从 92.5%移到 87.6%),这使得升力系数峰值分布范围与桨叶最大弦长分布范围重合程度更高,展向载荷分布更趋合理,并减弱了桨尖涡的强度,有利于提高旋翼的悬停效率。另外,改进型旋翼的最大升力系数也略大于原型,利于提高升力。因此,相比于 CLOR,CLOR- II 桨尖平面形状在改善旋翼气动特性方面具有更明显的优势。

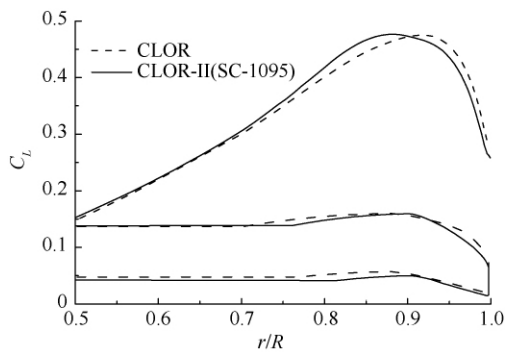


图 15 CLOR 旋翼与 CLOR- II (SC-1095) 旋翼升力系数分布比较

Fig. 15 Lift coefficient distribution comparison of CLOR rotor and CLOR- II (SC-1095) rotor

3 结 论

1) 在悬停状态下,具有非常规气动外形和多种翼型配置的 CLOR- II 旋翼气动性能明显优于后掠桨尖旋翼和矩形桨尖旋翼。后掠桨尖旋翼的气动性能与矩形桨尖旋翼较接近,但随着拉力或转速增加,后掠桨尖旋翼显示出更好的性能趋势。计算结果也表明 CLOR- II 旋翼气动性能明显优于常规桨尖旋翼。

2) 通过 CFD 方法数值模拟 CLOR 桨尖旋翼与 CLOR- II 系列桨尖旋翼气动特性,表明在更高转速状态下,CLOR- II 桨尖减弱桨叶激波强度的能力更强,同时使得拉力延展向分布更趋合理,从而改善了旋翼的气动特性。

通过与试验值对比,表明本文建立的 CFD 方法可有效地用于新型桨尖的流场数值分析。CLOR- II 桨尖旋翼比 CLOR 桨尖旋翼设计更优,其气动性能有了进一步提升,为该型旋翼将来的

实际应用奠定了基础。

致 谢

本文试验工作在直升机旋翼动力学国家级重点实验室完成,实验室的梅卫胜、朱小林、彭宁航、陈维芹、冯群和李峰等承担了大量的试验工作,对他们付出的努力表示感谢。

参 考 文 献

- [1] Leishman J G. Principles of helicopter aerodynamics. Cambridge: Cambridge University Press, 2006.
- [2] Wilby P G. The development of rotor airfoil testing in the UK. Journal of the American Helicopter Society, 2001, 46(3): 210-220.
- [3] Yeager W T, Jr, Noonan K W, Singleton J D, et al. Performance and vibratory loads data from a wind-tunnel test of a model helicopter main-rotor blade with a paddle-type tip. NASA-ADA-406400, 1997.
- [4] Toulmay F V, Falchero D A. Blade for aircraft rotary wings, with swept-back tip: US. 6000911. 1994-07-26.
- [5] Desopper A, Lafon P, Philippe J J, et al. Effect of an anhedral sweptback tip on the performance of a helicopter rotor. VERTICA, 1988, 12(4): 345-355.
- [6] Philippe J J, Chattot J J. Experimental and theoretical studies on helicopter blade tips at ONERA. ONERA-1980-96, 1980.
- [7] Harrison R, Stacey S, Hansford B. BERP IV—the design, development and testing of an advanced rotor blade. Proceedings of American Helicopter Society Annual Forum, 2008, 64(2): 1334.
- [8] Prieur J, Lafon P, Caplot M, et al. Aerodynamics and acoustics of rectangular and swept rotor blade tips. Journal of the American Helicopter Society, 1989, 34(1): 42-51.
- [9] Bagai A, Leishman J G. Rotor free-wake modeling using a pseudo-implicit technique—including comparisons with experimental data. Journal of the American Helicopter Society, 1995, 40(3): 29-41.
- [10] 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.
- [11] Bennett R L. Application of optimization methods to rotor design problems. Vertica, 1983, 7(3): 201-208.
- [12] Xu G H. Investigation on aerodynamic characteristics of helicopter rotor with new blade tip by the free wake analysis. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1996. (in Chinese)

- 徐国华. 应用自由尾迹分析的新型桨尖旋翼气动特性研究. 南京: 南京航空航天大学, 1996.
- [13] Ganguli R. Survey of recent developments in rotorcraft design optimization. *Journal of Aircraft*, 2004, 41(3): 493-510.
- [14] Leoni R D. Black hawk; the story of a world class helicopter. New York: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [15] Song W P, Han Z H, Wang L Q, et al. The effect of blade-tip shape on rotor aeroacoustic noise by Euler/Kirchhoff method. *Chinese Journal of Computation Physics*, 2001, 18(6): 569-572. (in Chinese)
- 宋文萍, 韩忠华, 王立群, 等. 旋翼桨尖几何形状对旋翼气动噪声影响的定量计算分析. *计算物理*, 2001, 18(6): 569-572.
- [16] Lin Y F, Liu P A, Chen W X, et al. Measurement of blade pressure distribution for three-dimensional blade tip. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2011, 43(3): 346-350. (in Chinese)
- 林永峰, 刘平安, 陈文轩, 等. 三维桨尖旋翼桨叶表面压力测量试验. *南京航空航天大学学报*, 2011, 43(3): 346-350.
- [17] Yang W D, Deng J H. Aeroelastic stability analysis of helicopter rotor blade with swept tips. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2003, 35(3): 248-252. (in Chinese)
- 杨卫东, 邓景辉. 直升机后掠桨尖旋翼气弹稳定性研究. *南京航空航天大学学报*, 2003, 35(3): 248-252.
- [18] Zhao Q J, Xu G H. Aeroelastic stability analysis of helicopter rotor blade with swept tips. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(3): 422-429. (in Chinese)
- 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. *航空学报*. 2009, 30(3): 422-429.
- [19] Harten A, Hyman J M. Self adjusting grid methods for one-dimensional hyperbolic conservation laws. *Journal of Computational Physics*, 1983, 50(2): 235-269.
- [20] Spalart P R, Allmaras S R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. AIAA-1992-0439, 1992.
- [21] 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. 45th Annual Forum of American Helicopter Society, 1989; 281-295.

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

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

赵国庆 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。

Tel: 025-84893753

E-mail: zgq198495@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

Experimental Research and Numerical Analysis on Aerodynamic Characteristics of Rotors with Improved CLOR Blade-tip

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

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

Abstract: Wind tunnel test and numerical simulation are performed to investigate the aerodynamic characteristics of rotors with an improved CLOR (CLOR-II) blade-tip in hover and forward flight. Taking into consideration the unsteady characteristics of the rotor flowfield, and aiming at advanced aerodynamic performance of the rotors in both hover and forward flight, the aerodynamic shape of the rotor blade is redesigned using aerodynamic analysis based on the investigations of rotors with CLOR tip. It mainly includes the optimal allocation of airfoils on the spanwise direction of the rotor blade for improving such properties as advancing blade compressibility and retreating blade dynamic stall, and the shape of the blade tip is designed meticulously taking into account the dynamic characteristics of the blade in forward flight. The three types of rotors are measured in a wind tunnel under multi-conditions. Based on these, the aerodynamic characteristics of rotors under the same conditions with the tests are simulated by computational fluid dynamics (CFD) and the calculated results are compared with the experimental results. Additionally, higher speed rotation conditions are also computed. Results show that the obvious advantages of the rotors with CLOR-II tip in suppressing the transonic strength and increasing the stall angle of attack are demonstrated by comparing with the other two types of rotors, and the characteristics of the rotors in hover and forward flight are comprehensive improved.

Key words: aerodynamic characteristics; rotors; experiments; new type blade-tip; helicopters; computational fluid dynamics

Received: 2012-02-29; Revised: 2012-03-26; Accepted: 2012-07-09; Published online: 2012-08-28 20:00

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20120828.2000.006.html

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

^{*} Corresponding author. Tel.: 025-84893753 E-mail: zhaqijun@nuaa.edu.cn