

DOI:10.16356/j.1005-2615.2020.02.019

## 直升机新型旋翼翼型气动特性与布局分析

李生伟<sup>1</sup>, 熊俊卿<sup>2</sup>, 王鑫磊<sup>1</sup>

(1. 哈尔滨哈飞航空工业有限责任公司飞机设计所, 哈尔滨, 150066;

2. 陆军装备部航空军事代表局, 北京, 100000)

**摘要:** 利用结构网格计算流体力学(Computational fluid dynamics, CFD)的翼型气动特性分析方法开展旋翼翼型气动特性计算。通过RAE282, NACA0012, OA212, OA207等翼型压力分布、升力和阻力等特性计算结果与试验结果的对比分析,验证了计算方法的准确性,并进一步完成了HF系列旋翼翼型的气动特性计算。基于翼型的气动特性,采用时间步进自由尾迹的旋翼气动性能分析方法开展旋翼桨叶翼型的气动布局优化设计,对悬停和前飞条件下的旋翼开展计算分析,得到两种条件下的旋翼气动特性。而后通过本文建立的优化方法开展旋翼翼型布局优化设计。

**关键词:** 旋翼;翼型;自由尾迹;布局分析;气动特性

**中图分类号:** V211.52 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2020)02-0318-16

## New Helicopter Rotor Aerodynamic Characteristics and Layout Analysis

LI Shengwei<sup>1</sup>, XIONG Junqing<sup>2</sup>, WANG Xinlei<sup>1</sup>

(1. Harbin Hafei Aviation Industry Co., Ltd., Aircraft Design Institute, Harbin, 150066, China; 2. Army Equipment Department Representative Organization, Beijing, 100000, China)

**Abstract:** The aerodynamic characteristics of the airfoil were calculated by using the aerodynamic characteristics of the computational fluid dynamics (CFD), and the results were compared with the experimental results of RAE282, NACA0012, OA212, OA207 and other characteristics. The accuracy of the calculation method was verified. Based on the aerodynamic characteristics of airfoil, the time step was incorporated into free vortex aerodynamic performance analysis method to carry out the rotor blade airfoil aerodynamic configuration optimization design. Hover and fly under the condition of the rotor were calculated and analyzed, and the rotor dynamic characteristics were obtained. Finally, the optimized layout of rotor airfoil was designed.

**Key words:** rotor; airfoil; free-wake; layout analysis; aerodynamic characteristics

与固定翼飞机不同,直升机飞行状态分悬停和前飞。直升机的前飞性能是众多直升机设计所关注的问题。直升机悬停、前飞性能最主要的影响因素是旋翼性能。旋翼性能的好坏很大程度上取决于桨叶气动设计。如何利用已发展成熟的旋翼翼型、旋翼系统设计技术、旋翼系统计算优化技术提升现有直升机平台能力成为成熟直升机进行系列

机发展的重点研究方向。

在旋翼气动设计研究方向,国外主要有旋翼自由尾迹方法,分为松弛自由尾迹和时间步进自由尾迹。最早使用松弛自由尾迹方法进行旋翼悬停性能分析的是Clark等<sup>[1]</sup>。其模型中只采用了2圈为自由,远尾迹由3圈的桨尖涡环组成来减小截断产生的误差。Scully<sup>[2]</sup>建立了采用诱导速度权重平均

**收稿日期:** 2019-05-15; **修订日期:** 2019-12-01

**通信作者:** 李生伟,男,高级工程师, E-mail: lsw\_2001@163.com。

**引用格式:** 李生伟,熊俊卿,王鑫磊. 直升机新型旋翼翼型气动特性与布局分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 52(2): 318-333. LI Shengwei, XIONG Junqing, WANG Xinlei. New helicopter rotor aerodynamic characteristics and layout analysis[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2020, 52(2): 318-333.

方法的松弛迭代自由尾迹。诱导速度的权重平均可增加计算稳定性。Johnson<sup>[3]</sup>使用类似的松弛方法建立了自由尾迹模型,并应用在直升机综合分析软件CAMRAD中。Bagai和Leishman<sup>[4-5]</sup>建立的伪隐式预估-修正松弛自由尾迹计算方法,在空间和时间离散均采用了五点中心差分。

Crimi在1965年首次提出了显式时间步进计算方法。Bliss等<sup>[6]</sup>采用曲线涡线进行时间步进尾迹格式修正,并应用了预估-修正方法。Bhagwat<sup>[7]</sup>基于Bagai的松弛自由尾迹模型,采用基于二阶精度的向后差分格式对时间进行离散,采用Bagai二阶精度的五点中心差分格式对空间进行离散,形成二阶精度的时间步进自由尾迹计算方法。

国内对旋翼翼型的研究相比国外起步较晚。1988年,孙茂<sup>[8]</sup>应用迭代计算方法建立了简化的自由涡模型,可用于机身对旋翼产生的干扰分析和流场计算。1996年,徐国华<sup>[9]</sup>采用了单步更新思想建立了时间步进计算方法,可用于研究旋翼的新型桨尖气动特性。2000年,曹义华<sup>[10]</sup>在计算旋翼流场时采用了显式单步时间步进计算方法建立的悬停尾迹模型。

本文的主要研究内容:

- (1) 基于结构网格的翼型气动特性数值模拟分析;
- (2) 进行基于时间步进自由尾迹的旋翼翼型气动性能分析;
- (3) 分析HF系列翼型气动特性,并根据型号旋翼系统工作的气动环境,优化已有的旋翼桨叶翼型气动布局。

## 1 二维翼型气动特性建模分析

### 1.1 计算方法

采用基于结构网格的数值模拟计算方法计算翼型流场特性,并最终得到翼型的静态气动特性。控制方程为Navier-Stokes方程,使用雷诺平均Navier-Stokes方法求解。使用基于Jameson中心格式的有限体积法进行空间离散。时间推进采用双时间推进法。同时利用当地时间步长和残值光顺两种措施来加速计算收敛。紊流模型使用Spalart-Allmaras方程紊流模型。

### 1.2 RAE 2822翼型计算结果

图1是RAE2822翼型0.75马赫数时计算得到的表面压力分布。图1中, $C_p$ 为压力系数, $c$ 为弦线位置。可看出,计算得到的压力分布与试验值吻合很好,较好地捕捉了翼型表面的激波导致的压力梯度。

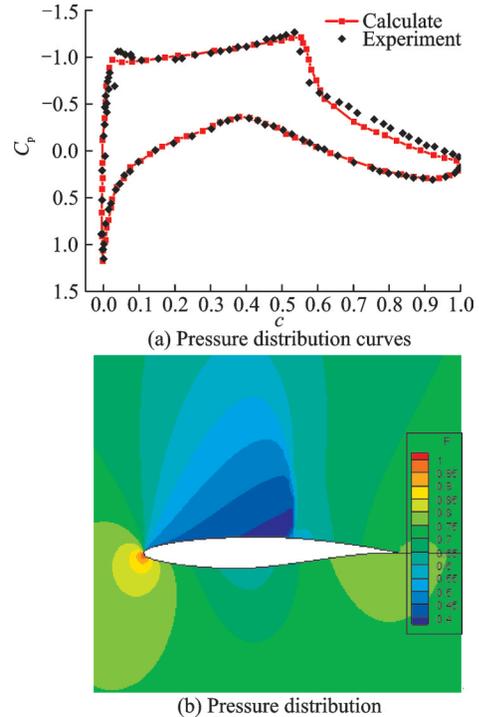


图1 RAE2822翼型压力分布  
Fig.1 RAE2822 airfoil pressure profile

### 1.3 NACA0012翼型计算结果

图2为NACA0012翼型结构网格和大迎角下的流场图。计算表明在大迎角下,翼型上表面流场失速,产生较明显的分离涡。图3—5给出了3种典型马赫数下的翼型升力系数、阻力系数随迎角的变化。图3—5中, $C_l$ 为翼型升力系数, $C_d$ 为翼型阻力系数, $C_m$ 为翼型力矩系数。计算能较准确捕捉翼型大迎角( $\alpha > 12^\circ$ )分离状态导致的升力系数下降,阻力增加,低头力矩增加。

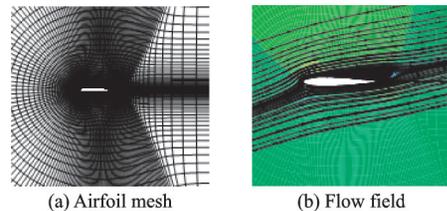
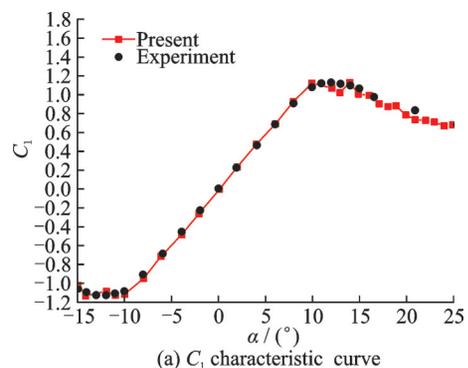
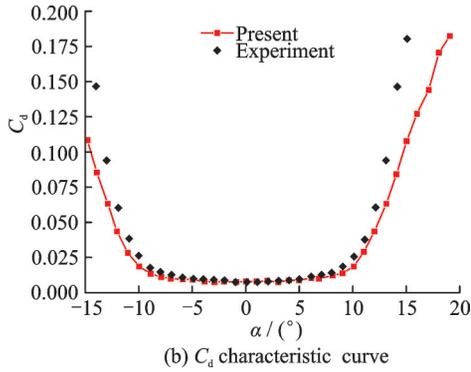


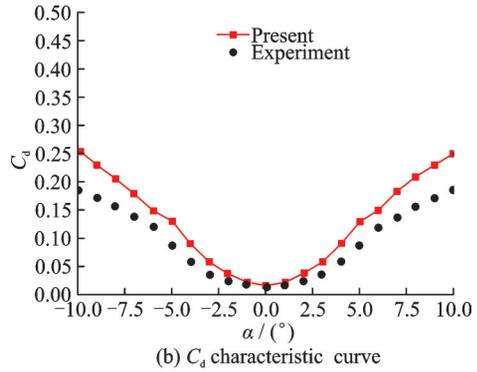
图2 NACA0012翼型网格及流场( $Ma=0.4, \alpha=25^\circ$ )  
Fig.2 NACA0012 airfoil mesh and flow field( $Ma=0.4, \alpha=25^\circ$ )



(a)  $C_l$  characteristic curve

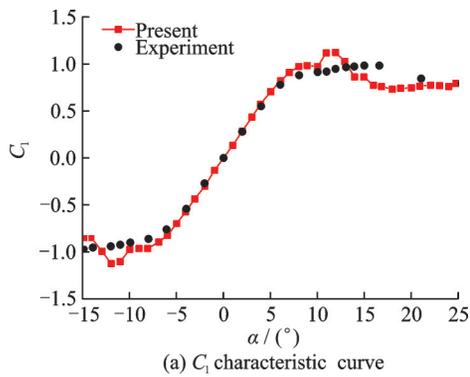


(b)  $C_d$  characteristic curve

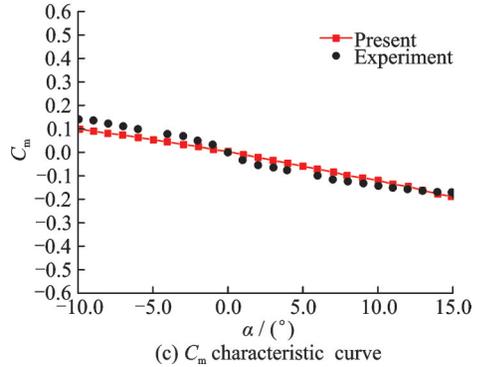


(b)  $C_d$  characteristic curve

图3  $Ma=0.4$  计算结果与试验测量值(NACA0012)  
Fig.3  $Ma=0.4$  calculation results and measurement results (NACA0012)

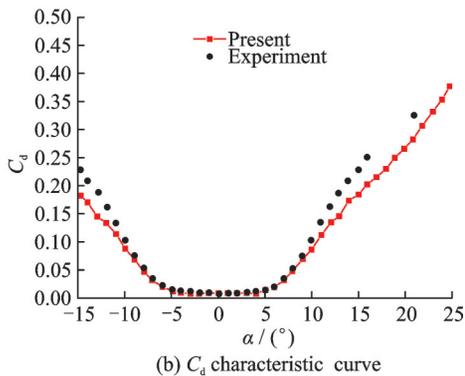


(a)  $C_l$  characteristic curve



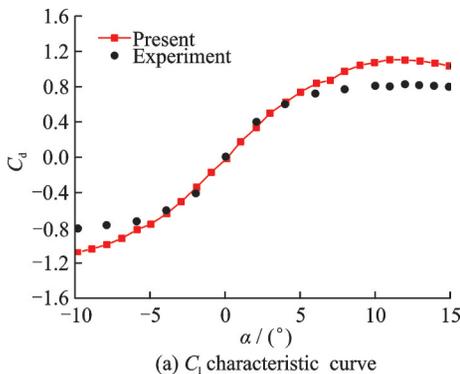
(c)  $C_m$  characteristic curve

图5  $Ma=0.7$  计算结果与试验测量值(NACA0012)  
Fig.5  $Ma=0.7$  calculation results and measurement results (NACA0012)



(b)  $C_d$  characteristic curve

图4  $Ma=0.6$  计算结果与试验测量值(NACA0012)  
Fig.4  $Ma=0.6$  calculation results and measurement results (NACA0012)



(a)  $C_l$  characteristic curve

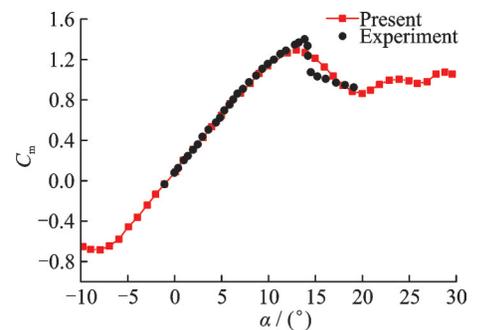
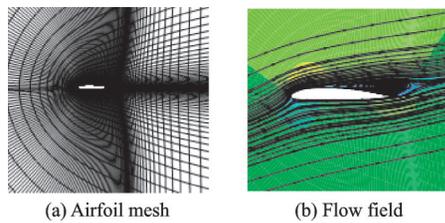


图7  $Ma=0.3$  计算结果与试验测量值(OA212)  
Fig.7  $Ma=0.3$  calculation results and measurement results (OA212)

### 1.4 OA212翼型计算结果

图6给出了OA212翼型网格和大迎角下流场图,从图中可以看出:OA212翼型气流分离从翼型后缘脱出,且分离区域小于NACA0012,因此升力特性会好于NACA0012。图7—10给出该翼型在典型马赫数下的升力特性和升/阻特性,与试验测量值基本吻合。



(a) Airfoil mesh (b) Flow field

图6 OA212翼型网格及流场( $Ma=0.4, \alpha=25^\circ$ )

Fig.6 OA212 airfoil mesh and flow field( $Ma=0.4, \alpha=25^\circ$ )

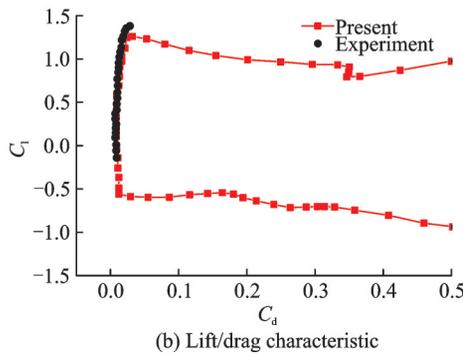
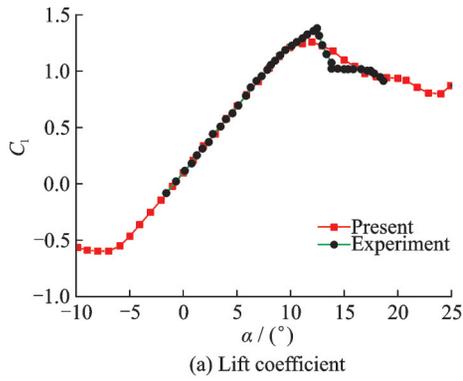


图8  $Ma=0.4$  计算结果与试验测量值(OA212)  
Fig.8  $Ma=0.4$  calculation results and measurement results (OA212)

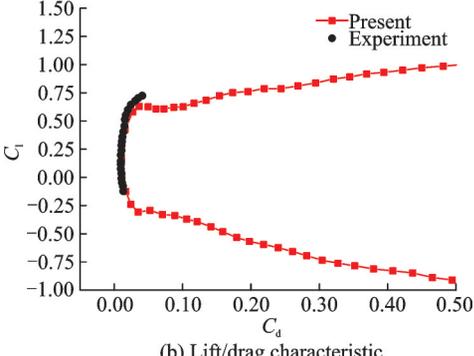
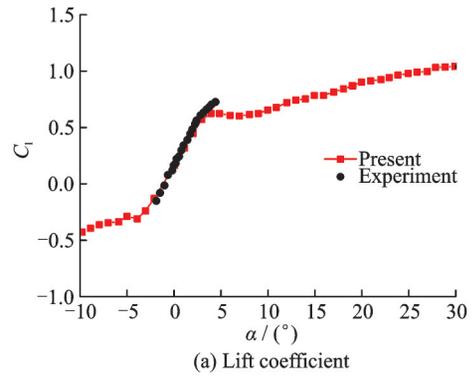


图10  $Ma=0.7$  计算结果与试验测量值(OA212)  
Fig.10  $Ma=0.7$  calculation results and measurement results (OA212)

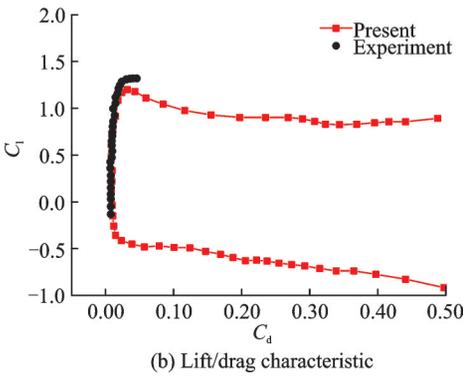
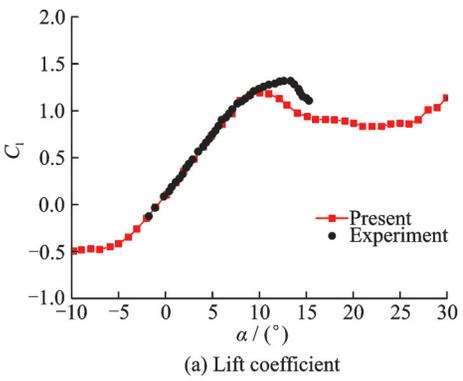


图9  $Ma=0.5$  计算结果与试验测量值(OA212)  
Fig.9  $Ma=0.5$  calculation results and measurement results (OA212)

1.5 OA207 翼型计算结果

图 11 给出了 OA207 翼型网格和大迎角下流场图。从图 11 中可以看出:OA207 翼型气流分离从翼型后缘脱出,且翼型上表面气流几乎全部分离,因此翼型的失速特性将比 OA212 翼型差。图 12 给出该翼型在典型马赫数下的升/阻特性,与试验测量值基本吻合。

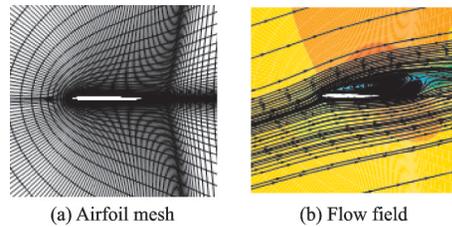
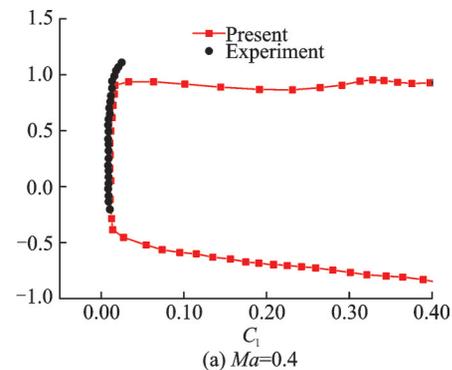


图 11 OA207 翼型网格及流场( $Ma=0.4, \alpha=25^\circ$ )  
Fig.11 OA207 airfoil mesh and flow field( $Ma=0.4, \alpha=25^\circ$ )



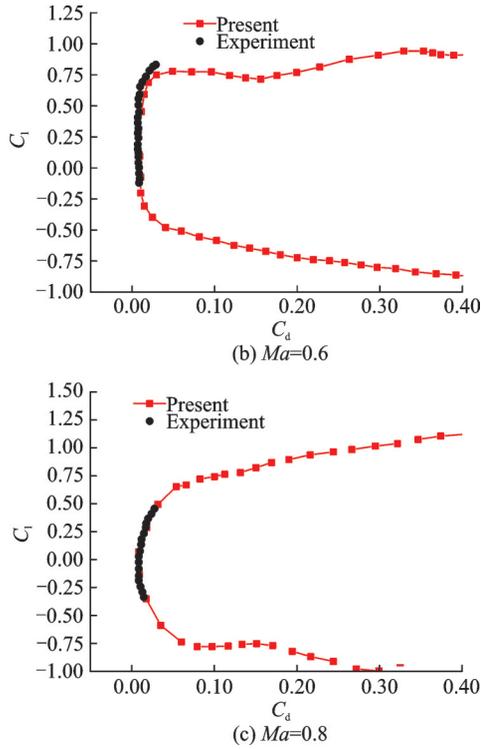


图12 计算的升/阻比与试验测量值(OA207)  
Fig.12 Lift/drag characteristic calculation results and measurement results(OA207)

1.6 HF112翼型计算结果

图13给出了HF112翼型网格和大迎角下流场图。从图13中可以看出:HF112翼型气流分离从翼型后缘脱出,且翼型上表面气流分离区减小,因此翼型的失速特性将好于OA212翼型。图14—16给出该翼型在典型马赫数下的升力特性和阻力特性。

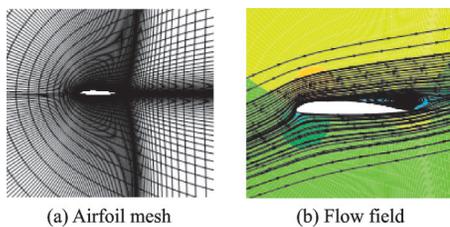


图13 HF112翼型网格及流场(Ma=0.4, alpha=25°)  
Fig.13 HF112 Airfoil mesh and flow field(Ma=0.4, alpha=25°)

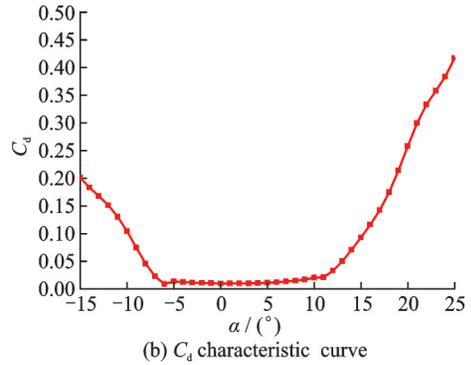
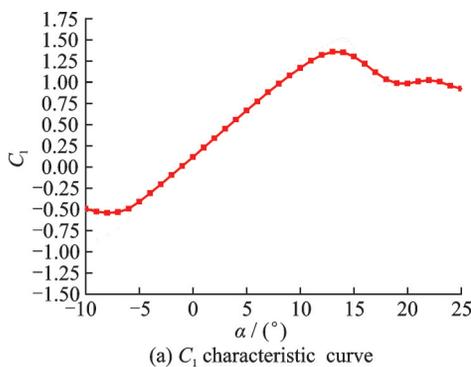


图14 Ma=0.3计算结果(HF112)  
Fig.14 Ma=0.3 calculation results (HF112)

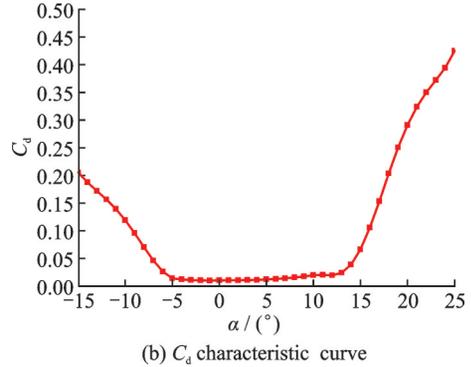
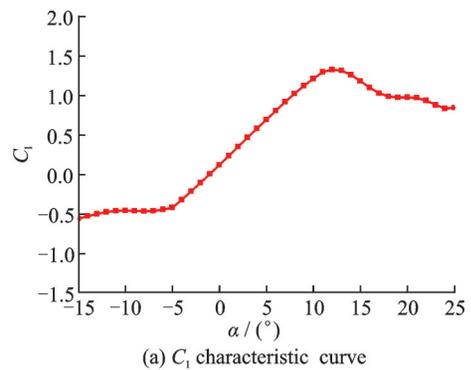
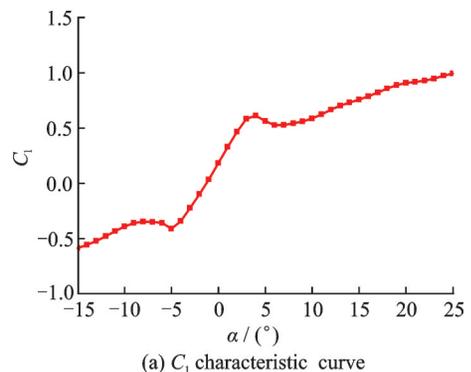


图15 Ma=0.4计算结果(HF112)  
Fig.15 Ma=0.4 calculation results (HF112)



(a) Cl characteristic curve

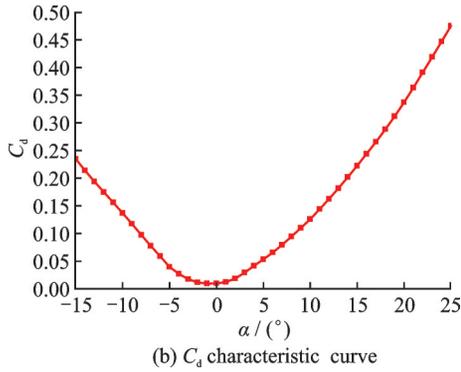


图 16  $Ma=0.7$  计算结果(HF112)

Fig.16  $Ma=0.7$  calculation results (HF112)

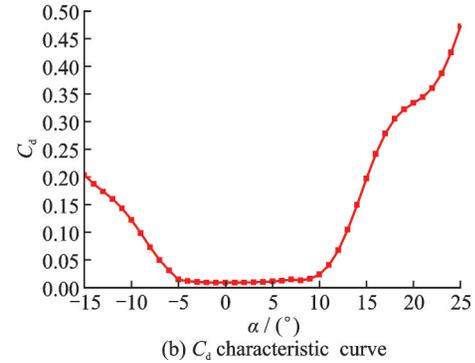
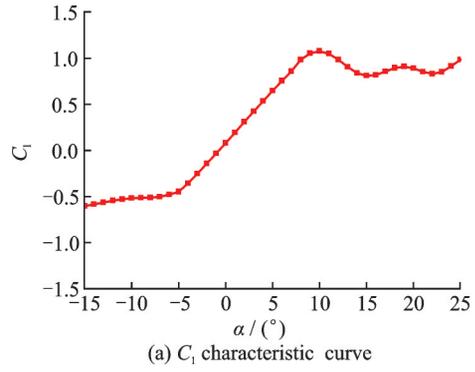


图 19  $Ma=0.4$  计算结果(HF109)

Fig.19  $Ma=0.4$  calculation results (HF109)

### 1.7 HF109翼型计算结果

图 17 给出了 HF109 翼型网格和大迎角下流场图。从图 17 中可以看出:HF109 翼型气流分离从翼型后缘脱出,且翼型上表面气流分离区减小,因此升力系数的失速特性将好于 OA207 翼型。图 18—20 给出该翼型在典型马赫数下的升力特性和阻力特性。

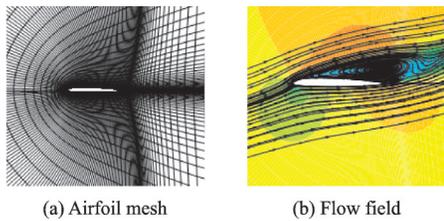


图 17 HF109翼型网格及流场( $Ma=0.4, \alpha=25^\circ$ )

Fig.17 HF109 airfoil mesh and flow field( $Ma=0.4, \alpha=25^\circ$ )

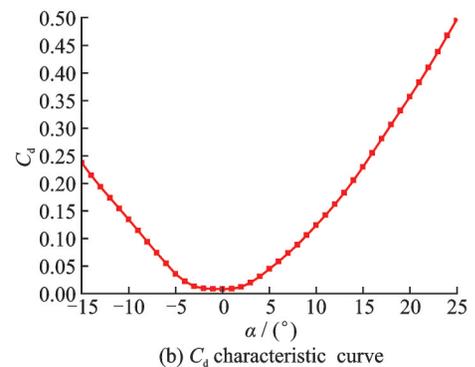
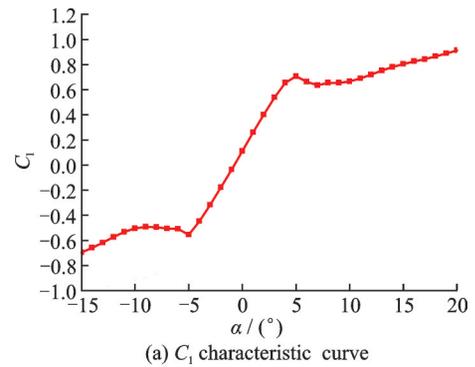


图 20  $Ma=0.7$  计算结果(HF109)

Fig.20  $Ma=0.7$  calculation results (HF109)

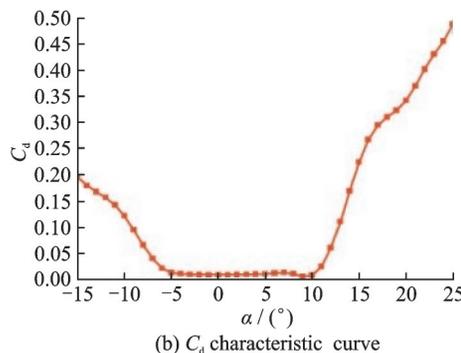
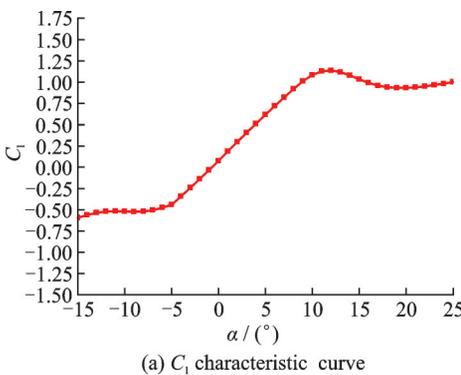


图 18  $Ma=0.3$  计算结果(HF109)

Fig.18  $Ma=0.3$  calculation results (HF109)

### 1.8 HF107翼型计算结果

图 21 给出了 HF107 翼型网格和大迎角下流场图。HF107 翼型气流分离从翼型后缘脱出,且翼型上表面气流分离区增大,因此翼型的失速特性将低于 HF109 翼型。图 22—25 给出该翼型在典型马赫数下的升力特性和阻力特性。

从上面的计算结果可以看出,本文方法计算RAE282,NACA0012,OA212,OA207等翼型压力分布、升力和阻力等特性与试验值吻合到比较好,表明本文方法可以较好分析翼型的气动特性。计算得到的HF112、HF109和HF107翼型升力和阻力特性数据可信性较高,可作为后续旋翼气动性能分析的典型基础。

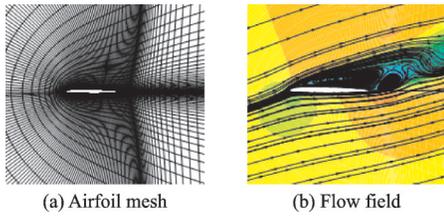


图21 HF107翼型网格及流场( $Ma=0.4, \alpha=25^\circ$ )

Fig.21 HF107 Airfoil mesh and flow field( $Ma=0.4, \alpha=25^\circ$ )

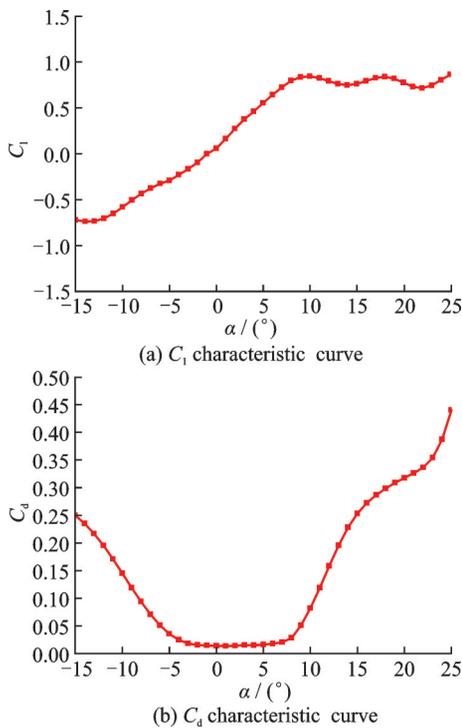


图22  $Ma=0.3$ 计算结果(HF107)

Fig.22  $Ma=0.3$  calculation results (HF107)

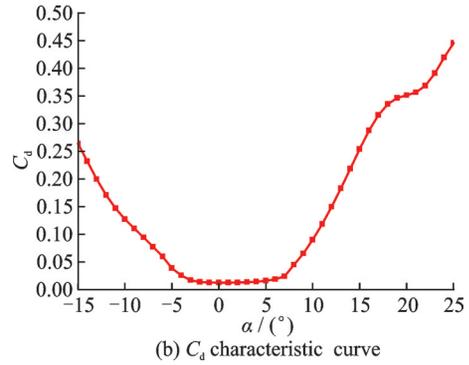
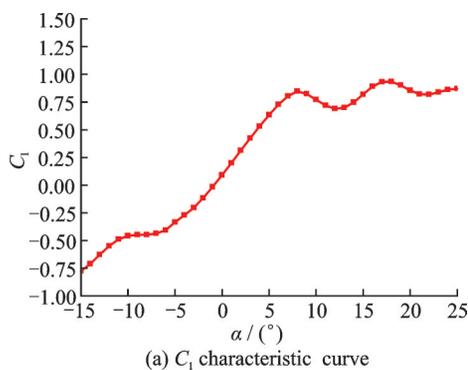


图23  $Ma=0.5$ 计算结果(HF107)

Fig.23  $Ma=0.5$  calculation results (HF107)

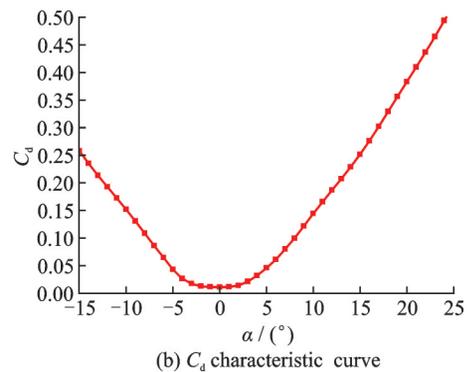
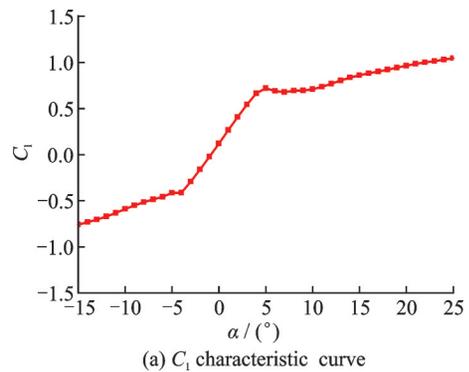


图24  $Ma=0.7$ 计算结果(HF107)

Fig.24  $Ma=0.7$  calculation results (HF107)

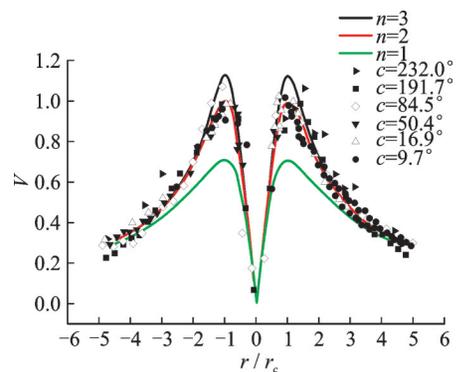


图25 Vatisstas模型  $n$  值对应的周向诱导速度与旋翼测试结果对比<sup>[12]</sup>

Fig.25 Circumference induction velocity calculation results of Vatisstas model and rotor measurement results<sup>[12]</sup>

## 2 旋翼气动特性分析建模

### 2.1 计算方法

本节利用不可压黏性 Navier-Stokes 方程,基于升力线模型、直线涡、PC2B 离散格式、Vista 黏性涡核模型和挥舞动力学方程等建立了旋翼时间步进自由尾迹方法。

采用高效的时间步进自由尾迹的计算方法。采用直线涡元离散,并分析直线涡元积分的计算精度。尾迹中考虑涡核模型及涡核增长规律,考虑涡的拉伸效应。

采用 Weissinger-L 升力面模型。桨叶的分段采用非均匀分段方法,使用 COS 函数<sup>[11]</sup>对桨尖分段加密。

采用  $n=2$  的 Vatistas 涡核模型。图 25 给出 Vatistas 模型中  $n$  取不同值时与旋翼桨尖涡周向诱导速度对比<sup>[12]</sup>。对比发现,当  $n=2$  时,涡核模型的周向诱导速度与试验值吻合较好(见图 25)。

### 2.2 Caradonna-Tung 模型旋翼计算结果

计算 Caradonna-Tung 旋翼悬停状态,并与文献[13]对比。该旋翼 2 片矩形桨叶无负扭和尖削,翼型为 NACA0012,直径为 2.286 m,桨叶弦长为 0.190 5 m,转速为 1 250 r/min,对应桨尖马赫数为 0.438。Caradonna-Tung 模型旋翼在总距  $\theta_0=8^\circ$  时桨叶脱出的桨尖涡的位置计算结果如图 26 所示。图 26 中,  $x/R$  为空间  $x$  坐标值与旋翼半径比值,表示了径向站位;  $z/R$  为空间  $z$  坐标值与旋翼半径比值,表示了轴向站位;  $\zeta$  表示涡量。

从图 26 可以看出,计算得到的桨尖涡位置随尾迹角变化与试验值吻合的较好。在不同总距  $\theta_0$  下 Caradonna-Tung 模型旋翼拉力系数  $C_T$  计算结果如图 27 所示。从图 27 中可以看出,在各总距  $\theta_0$  下,计算得到的拉力系数  $C_T$  与试验值吻合良好。

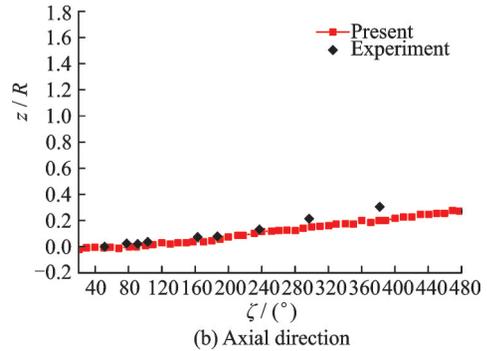
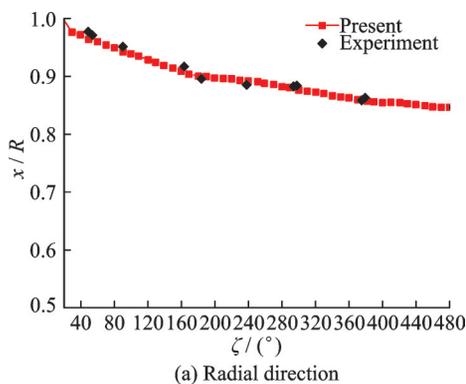


图 26 Caradonna-Tung 模型旋翼桨尖涡位置

Fig.26 Caradonna-Tung model rotor tip vortex position

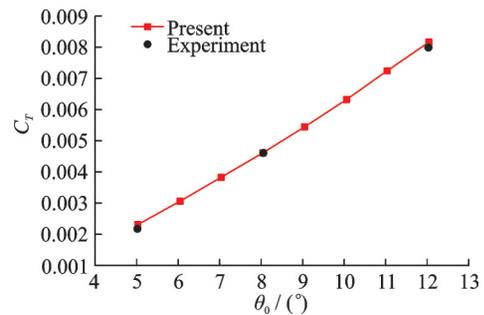


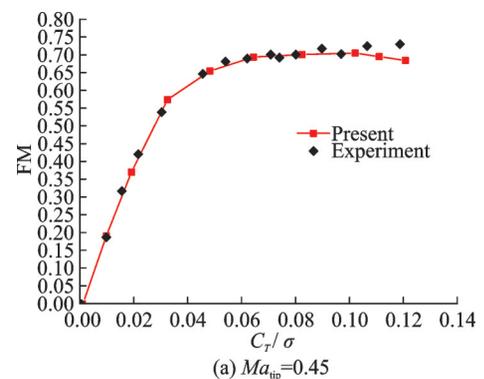
图 27 拉力系数  $C_T$  随总距  $\theta_0$  变化

Fig.27 Result of lift coefficient

### 2.3 NASA 缩比模型旋翼计算结果

为验证本文方法在计算不同桨尖马赫数下模型旋翼悬停性能的准确度,模拟计算了 NASA 缩比旋翼模型在 Langley 全尺寸风洞的悬停试验<sup>[14]</sup>,模型旋翼为两片尖削比为 2:1 的桨叶,翼型为 NACA0012,旋翼实度为 0.1。不同桨尖马赫数下模型旋翼的性能计算结果如图 28。图 28 中, FM 为直升机悬停效率,  $C_T/\sigma$  是旋翼拉力系数与旋翼实度的比值;  $Ma_{tip}$  为旋翼桨尖马赫数。从旋翼桨尖马赫数  $Ma_{tip}=0.45\sim 0.82$  的计算结果可以看出,本文计算方法得到的悬停效率均与试验值可以很好地吻合。

通过计算经典的 NASA Caradonna-Tung 旋翼桨尖涡位置、几何形状以及不同转速下的悬停性能,并与试验测量值进行比较。结果表明本文方法能较好地分析旋翼悬停性能,计算得到的旋翼尾迹和悬停性能与试验测量值能较好地吻合。



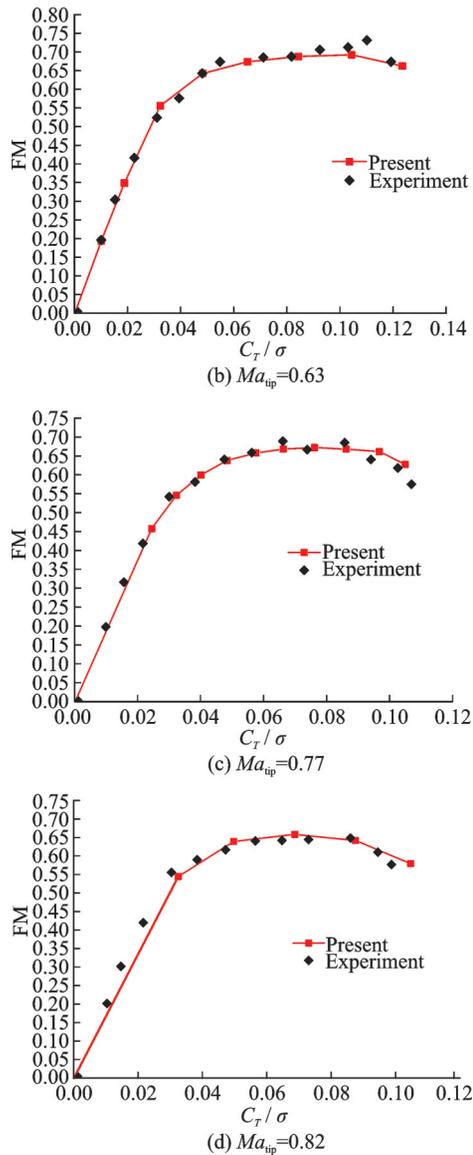


图28 不同桨尖马赫下悬停效率

Fig.28 Hover efficiency at different  $Ma_{tip}$ 

### 3 桨叶气动分析及布局优化比计算

#### 3.1 旋翼气动特性分析

本文优化的旋翼为左旋,桨叶翼型布局如图29所示。选取起飞质量为3 850 kg,对应旋翼悬停效率为0.742为分析状态,该状态接近旋翼悬停的最大效率,计算得到旋翼诱导速度、马赫数、升力、阻力、有效迎角及升力系数分布如图30所示。

从图30中可以看出悬停状态旋翼气动特性主要表现为:

(1) 桨叶升力主要集中在 $r=4.8\sim 5.7$  m之间,即HF109翼型段,对应的 $Ma=0.42\sim 0.58$ ,有效迎角为 $3.1^\circ\sim 2.5^\circ$ ,升力系数 $C_l$ 为 $0.47\sim 0.44$ 。

(2) 桨叶阻力主要集中在 $r=3.9\sim 5.4$  m之间,即HF112和HF109翼型段,对应的 $Ma=0.42\sim$

0.55,有效迎角为 $3.5^\circ\sim 2.8^\circ$ ,升力系数 $C_l$ 为 $0.5\sim 0.44$ 。

(3) 通过增加 $r=4.8\sim 5.7$  m之间的升力,减小 $r=3.9\sim 5.4$  m之间的阻力,可以提高旋翼悬停性能,也即 $r=3.9\sim 5.7$  m之间的升/阻比,该段对应的马赫数为 $0.42\sim 0.58$ ,有效迎角为 $3.1^\circ\sim 2.5^\circ$ ,目前状态对应的 $C_l$ 为 $0.49\sim 0.42$ 。

选取起飞质量为3 850 kg,前进比为0.4作为前飞性能分析状态,该状态接近旋翼最大升/阻比、最大前飞速度及最大需用功率,计算得到旋翼诱导速度、马赫数、升力、阻力、有效迎角及升力系数分布如图31所示。

从图31中可以看出前飞状态旋翼气动特性主要表现为:

(1) 旋翼升力段主要集中在方位角为 $30^\circ$ 和 $180^\circ$ 的 $r=4.1\sim 4.8$  m之间,对应马赫数为 $0.5\sim 0.6$ ,对应迎角 $3^\circ\sim 5^\circ$ ,升力系数为 $0.55\sim 0.8$ ,主要为HF112和HF109翼型段,前行边升力为负值。

(2) 旋翼阻力段主要集中在前行桨叶边 $r=5.2\sim 5.7$  m之间,对应马赫数为 $0.8$ ,有效迎角为 $-1.7^\circ$ ,为HF107翼型段,第二阻力区为方位角 $170^\circ\sim 360^\circ$ , $r=5.1\sim 5.3$  m,对应马赫数为 $0.3\sim 0.6$ ,迎角为 $1.8^\circ\sim 10^\circ$ ,主要为HF109翼型段。

(3) 后行桨叶边马赫数较小,约为 $0.4$ ,有效迎角较大,约 $12^\circ$ ,翼型容易进入失速状态,主要由HF109和HF112翼型提供,该段失速特性对旋翼整体操纵有显著影响。

(4) 通过增加方位角 $30^\circ$ 和 $180^\circ$ 的 $r=4.1\sim 4.8$  m之间段的升力,减小前行桨叶边 $r=5.2\sim 5.7$  m之间和方位角 $170^\circ\sim 360^\circ$ , $r=5.1\sim 5.3$  m之间的阻力,同时提高后行桨叶边抗失速特性可提高旋翼前飞性能。

根据上述旋翼悬停和前飞状态气动特性分析,得出与本旋翼气动特性相关的重要参数如下:

悬停状态: $Ma=0.4\sim 0.6$ ,有效迎角为 $3^\circ$ , $C_l$ 为 $0.49\sim 0.42$ 时翼型的升阻比。

前飞状态:

(1) 马赫数为 $0.5\sim 0.6$ ,对应迎角 $3^\circ\sim 5^\circ$ ,升力系数为 $0.55\sim 0.8$ 时翼型的升阻比特性;

(2) 马赫数为 $0.8$ ,有效迎角为 $-1.7^\circ$ 时翼型的阻力特性;

(3) 马赫数为 $0.4\sim 0.6$ ,有效迎角为 $>10^\circ$ 时翼型的失速特性。

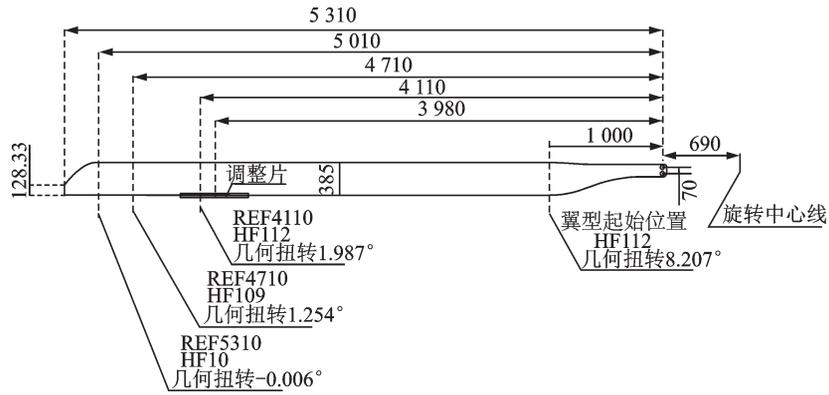


图 29 桨叶翼型布局

Fig.29 Airfoil distribution of the blade

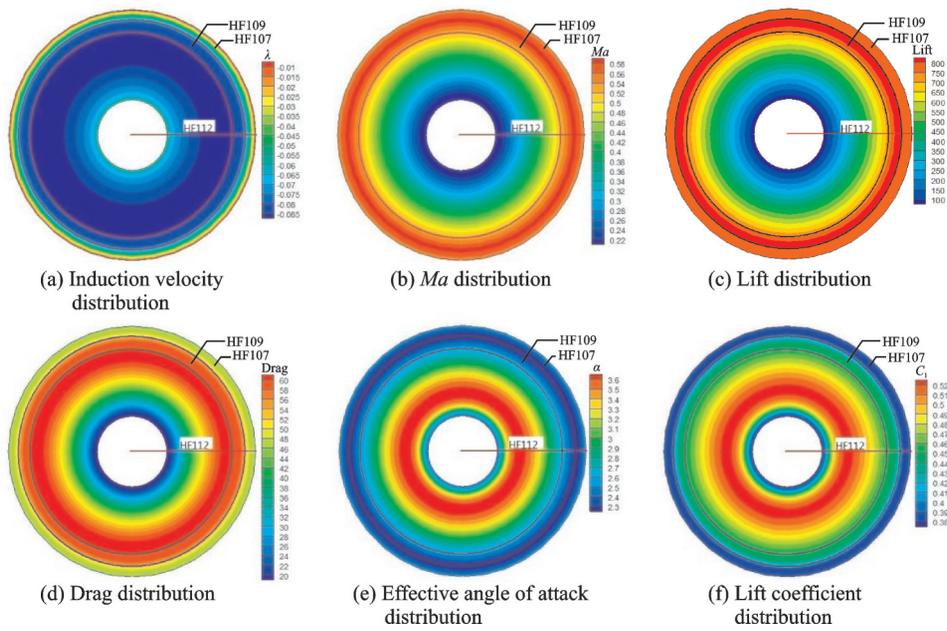


图 30 悬停状态旋翼翼型气动特性分布

Fig.30 Rotor aerodynamic characteristics in hover

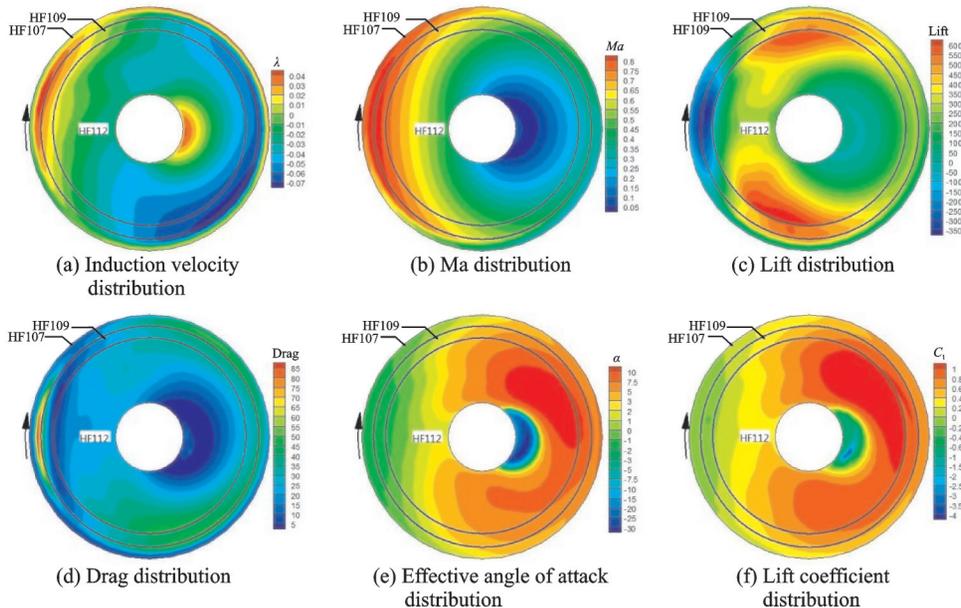


图 31 高速前飞状态旋翼翼型气动特性分布

Fig.31 Rotor aerodynamic characteristics in forward flight

3.2 翼型气动特性分析

针对上小结得出的重要参数,分析翼型气动特性。

悬停时:

分析翼型升阻比。从图 32 和表 1 中可以看出,在新型旋翼接近最大悬停效率状态下,对应  $Ma=0.4\sim 0.6$ ,有效迎角为  $3^\circ$ ,  $C_l$  为  $0.49\sim 0.42$  的 HF109 翼型升/阻比最大, HF112 次之,有效迎角增加,升力系数  $C_l > 0.6$  时, HF112 翼型升/阻比较 HF109 大,因此通过合理利用 HF109 高升/阻比特性可提高给定重量下的旋翼悬停效率。

前飞时:

(1) 分析马赫数为  $0.5\sim 0.6$ ,对应迎角  $3^\circ\sim 5^\circ$ ,  $C_l$  为  $0.55\sim 0.8$  时的翼型升阻比特性。从图 33 中可以看出,相同迎角下, HF112 翼型升/阻比特性更佳;马赫数为  $0.5\sim 0.6$ ,升力系数为  $0.55\sim 0.8$  时, HF112 翼型升/阻比较 HF109 大;升力系数小于  $0.5$  时, HF109 翼型升/阻比较 HF112 大,因此桨叶中段采用 HF112 将有利于减小旋翼  $30^\circ$  和  $180^\circ$  方位角处桨叶外段阻力。

(2) 分析马赫数为  $0.8$ ,有效迎角为  $-1.7^\circ$  时翼型的阻力特性。从图 34 看出,有效迎角为  $-1.7^\circ$ , HF107 阻力最小; HF109 次之;相同状态下, HF109 阻力小于 HF112,因此桨叶外段优先采用 HF107,中段采用 HF109,有利于降低旋翼需用功率。

(3) 分析马赫数为  $0.4\sim 0.6$ ,有效迎角为  $>10^\circ$  时翼型的失速特性。从图 35 中可以看出,  $Ma=0.4\sim 0.6$  之间,有效迎角大于  $>10^\circ$ , HF112 翼型失速特性明显好于 HF109,因而在旋翼后行桨叶可提高抗失速能力。旋翼最大前飞速度和操纵载荷受后行桨叶失速特性影响显著,改善后行桨叶失速特性将有效提高大速度和重载机动状态下的飞行性能,如 UH-60A 通过采用 SC1095R8 提高桨叶中段失速能力,提高中等速度状态下的机动性能,因此采用 HF112 将有利于提高后行桨叶抗失速能力,并提高前飞性能。从新型旋翼翼型布局来看, HF112 翼型段所占比较大,从而有利于后行桨叶失速能力的提高,因此该旋翼桨叶在前飞性能上有所侧重。

综上所述,得出结论如下:

(1)  $Ma=0.4\sim 0.6$ ,有效迎角为  $3^\circ$ ,  $C_l$  为  $0.49\sim 0.42$ , HF109 翼型升/阻比更佳;

(2) 马赫数为  $0.5\sim 0.6$ ,对应迎角  $3^\circ\sim 5^\circ$ ,  $C_l$  为  $0.55\sim 0.8$ , HF112 升阻比特性更好;

(3) 马赫数为  $0.8$ ,有效迎角为  $-1.7^\circ$ , HF107 阻力最小,相同状态, HF109 阻力特性好于 HF112;

(4) 马赫数为  $0.4\sim 0.6$ ,有效迎角为  $>10^\circ$ , HF112 失速特性明显好于 HF109。

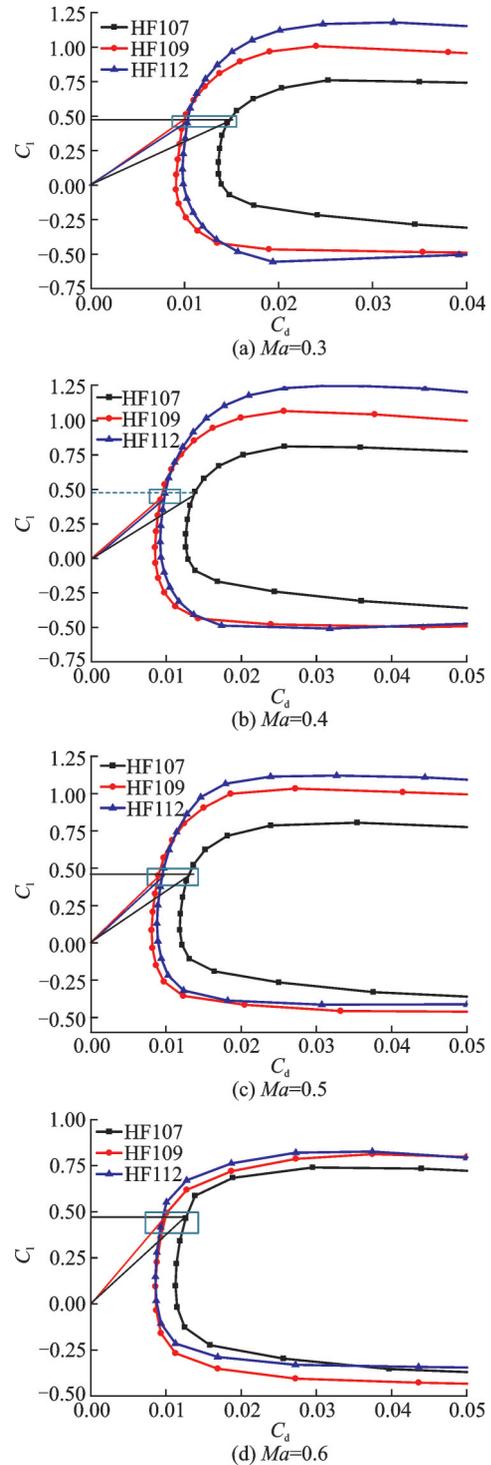


图 32 翼型悬停性能指标  
Fig.32 Hover performance

表 1 悬停状态翼型升/阻比  
Table 1  $C_l/C_d$  in hover

$Ma$	HF112	HF109	HF107
0.3	45.55	47.25	31.90
0.4	48.21	50.27	34.55
0.5	48.19	50.75	35.13
0.6	48.90	47.31	37.15

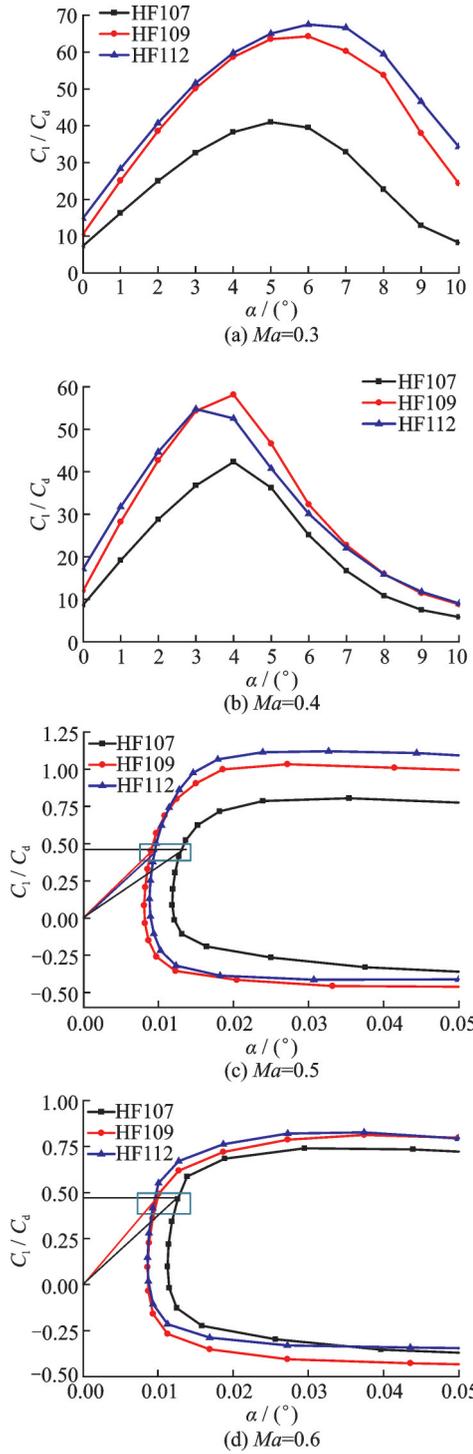


图 33 前飞状态翼型性能指标  
Fig.33 Forward flight performance

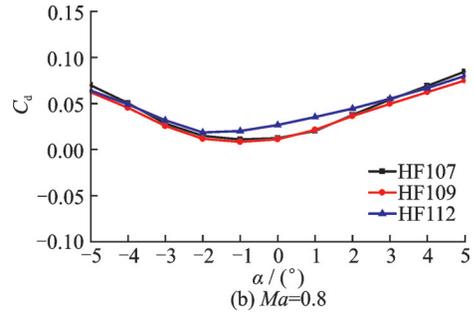
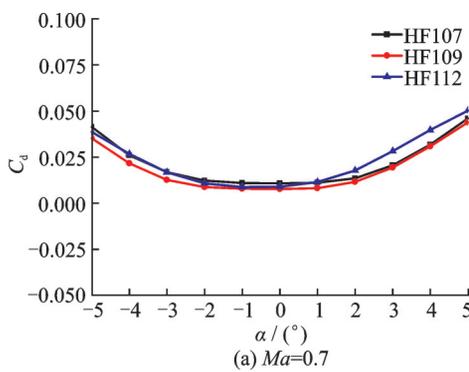


图 34 前飞状态下翼型阻力特性  
Fig.34 Drag characteristic in forward flight

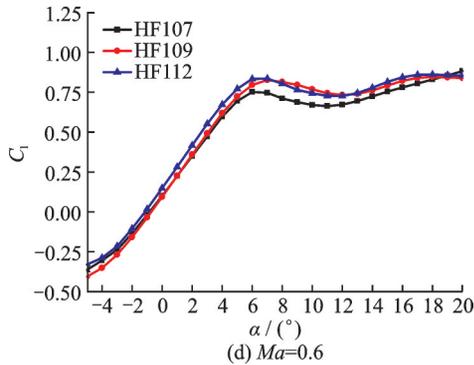
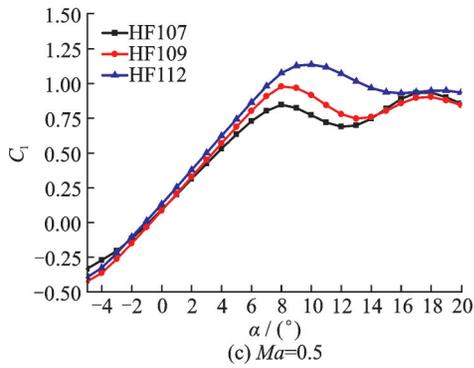
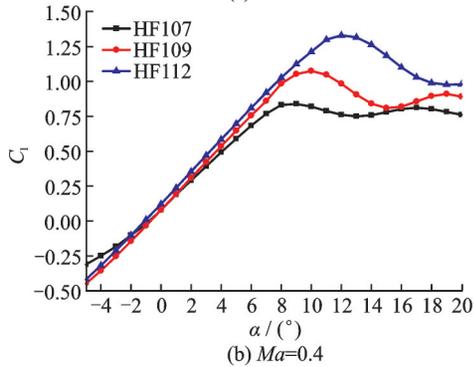
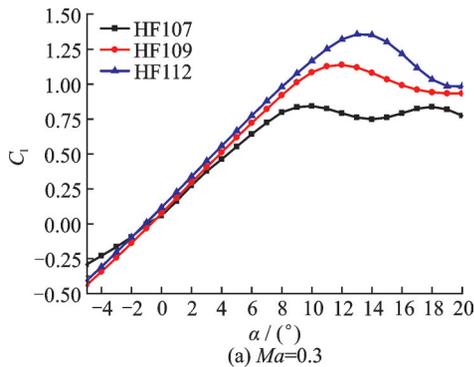


图 35 前飞状态下翼型失速特性  
Fig.35 Stall characteristic in forward flight

### 3.3 旋翼桨叶翼型布局气动优化

对新型旋翼桨叶翼型气动布局进行优化,并分析目前旋翼悬停和前飞气动性能。旋翼起飞重量为3 850 kg,悬停性能指标为FM,前飞性能指标为旋翼升/阻比。根据旋翼桨叶气动布局特点,计算得到的悬停、前飞性能如下:

从悬停计算结果图36来看,(图36中, $T$ 为旋翼拉力,单位为kg; $P$ 为旋翼功率,单位为kW),旋翼起飞质量3 850 kg所对应的悬停效率FM为0.742,旋翼需要功率为599 kW,考虑尾桨和其他部件耗损,初步估算为20%,则总需用功率约为748 kW。旋翼最大悬停效率 $FM_{max}=0.75$ ,略高于UH-60A旋翼<sup>[15]</sup>,并与AH-64D改进旋翼项目AARP(Affordable Apache rotor program)旋翼性能相当,此外,该旋翼最大悬停效率所对应的桨叶载荷 $C_T/\sigma$ 减低,有利于在最大起飞质量下提高悬停效率,但在桨叶载荷 $C_T/\sigma$ 增加时,悬停效率下降略明显,悬停效率低于UH-60A和AH-64D改进旋翼。UH-60A旋翼桨叶中段采用SC-1095R8,提高了升/阻比特性和失速特性;而AH-64D改进旋翼采用了带有 $-1^\circ$ 后缘调整片的VR-22E翼型代替原有的HH-10翼型,提高了翼型的最大升力系数。

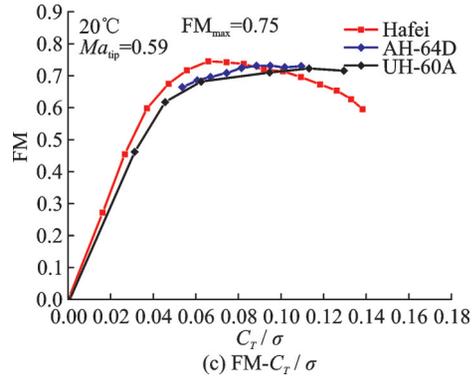


图36 旋翼悬停性能计算结果

Fig.36 Calculation results of rotor performance in hover

从前飞计算结果图37可以看出,随着前飞速度的增加,旋翼升/阻比增加,最大升/阻比为5.75,与AH-64D旋翼最大升/阻比5.8相当。为保证各飞行速度下旋翼拉力相同,因而旋翼升/阻比特性受桨叶阻力分布和操纵影响较大,因而与翼型阻力特性和失速特性密切相关。

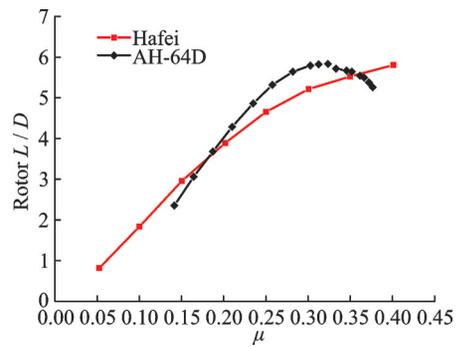
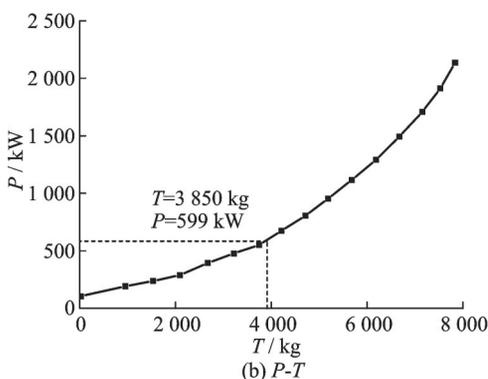
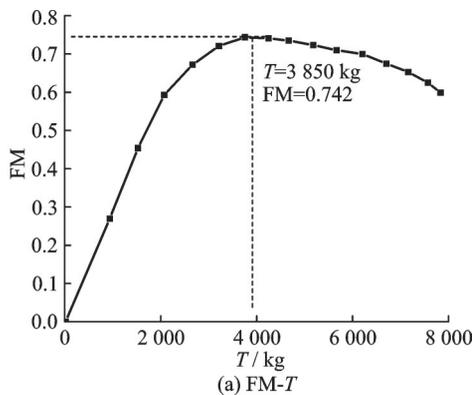


图37 旋翼前飞性能计算结果

Fig.37 Calculation results of rotor performance in forward flight



基于旋翼悬停和前飞性能分析方法,对于悬停,可以最大悬停效率 $FM_{max}$ 作为优化目标,而前飞则以给定拉力下的旋翼升/阻比作为优化目标函数,而约束条件要求翼型分段节点在桨叶长度范围内。由于变量只涉及翼型分段坐标,因此采用基于序列二次规划优化方法。优化流程如图38所示。首先根据初始旋翼桨叶翼型分布,前文建立的旋翼性能分析方法分析旋翼性能,而后根据上述优化方法,对约束条件下的最大悬停效率和升/阻比进行优化,之后判断是否达到最优目标值,若没有达到最优目标值,则重新根据优化方法给定调整方法重新调整旋翼翼型分布,之后重新进入优化流程;若达到最优目标值,则输出旋翼桨叶翼型分布和悬停效率曲线或升/阻比曲线。

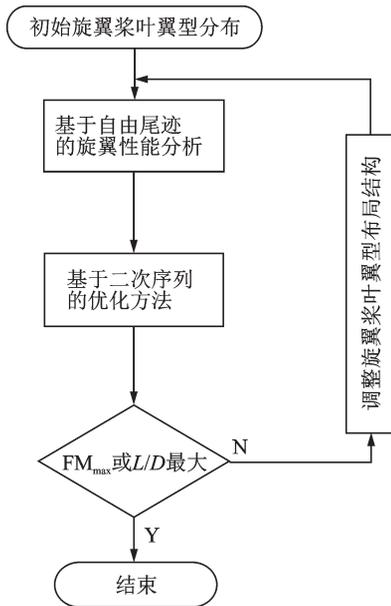


图 38 旋翼翼型布局优化流程

Fig.38 Airfoil distribution of the blade optimization process

使用该方法对悬停性能进行优化。优化目标:起飞质量下悬停效率最大;约束条件:桨叶三段翼型布局, HF112 终止半径 > 3.0 m; HF107 起始半径 < 5.7 m。

通过上述性能分析和优化方法, HF109 翼型段长度增加, HF112 翼型段长度减少, 并逐渐收敛到了最终位置, 满足收敛进度要求。图 39 为悬停性能翼型位置收敛图。

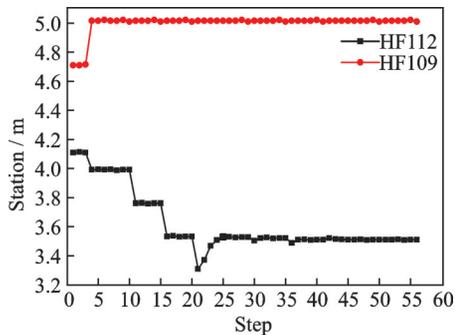


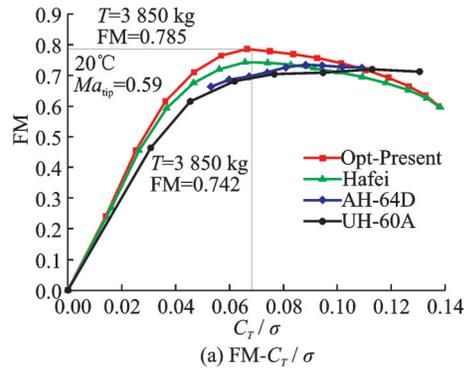
图 39 悬停性能翼型位置收敛图

Fig.39 Airfoil position convergence in hover

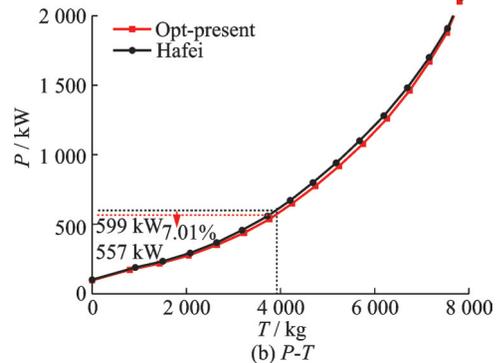
悬停性能优化后得到的旋翼翼型分段为:

- (1) HF112: 1 000~3 510 mm
- (2) HF109: 3 510~5 010 mm
- (3) HF107: 5 010~5 310 mm

优化后, 起飞质量仍然为 3 850 kg 状态下, 悬停效率 FM 从原有的 0.742 提高到 0.785, 提高 5.79%, 对应旋翼需用功率从原有的 599 kW 降低至 557 kW, 需用功率减小 7.01%, 见图 40。



(a) FM- $C_T/\sigma$



(b) P-T

图 40 旋翼悬停性能结果分析

Fig.40 Analysis of rotor hover performance results

使用该方法对前飞性能进行优化。优化目标: 起飞质量下旋翼升/阻比最大; 约束条件: 桨叶三段翼型布局, HF112 终止半径 > 3.0 m; HF107 起始半径 < 5.7 m。

通过上述性能分析和优化方法, HF109 翼型段长度增加, HF112 翼型段长度增加, 并逐渐收敛到了最终位置, 满足收敛进度要求。图 41 为悬停性能翼型位置收敛图。

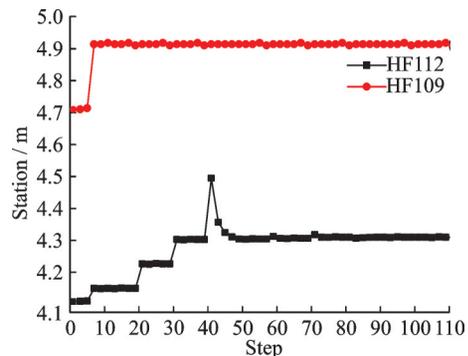


图 41 前飞性能翼型位置收敛图

Fig.41 Airfoil position convergence in forward flight

优化后得到的旋翼翼型分段为:

- (1) HF112: 1 000~4 310 mm
- (2) HF109: 4 310~4 910 mm
- (3) HF107: 4 910~5 310 mm

优化后相同起飞质量状态下, 旋翼最大升/阻

比  $L/D$  从原有的 5.75 提高到 5.95, 提高 3.5%, 悬停效率则保持与原有旋翼相当, 见图 42。

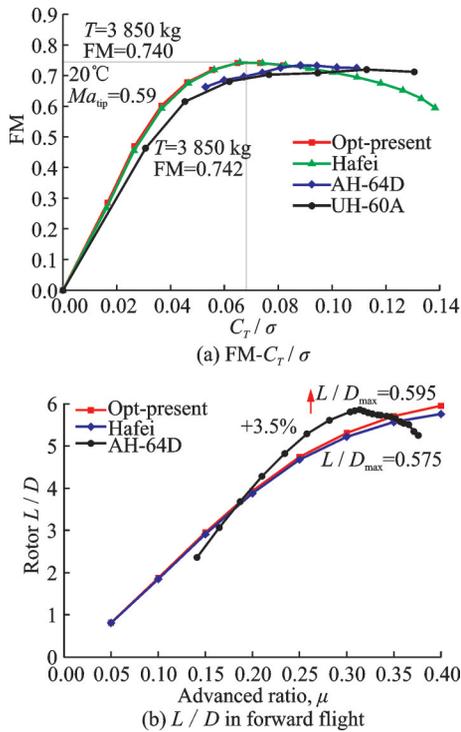


图 42 旋翼前飞性能结果分析

Fig.42 Analysis of rotor forward flight performance results

优化分析结论如下:

#### (1) 原有旋翼桨叶布局

在悬停性能上略有折中, 强调前飞性能的最大升/阻比特性, HF112 翼型段比重较大, 利用 HF112 较好的失速特性提高前飞状态桨叶后行边失速特性, 翼型段桨叶布局具有较好的阻力和抗失速特性, 有利于提高高速和重载荷下的机动特性; 但减小 HF109 比重, 在悬停状态的旋翼中段阻力略有增加, 最大悬停效率略有下降。

#### (2) 提高悬停性能优化

增加桨叶中段 HF109 翼型段长度, 站位半径可调整为 3 510~5 010 mm, 充分利用 HF109 较大升/阻比特性, 优化后的悬停效率 FM 从原有的 0.742 提高到 0.785, 提高 5.79%。

#### (3) 提高前飞性能优化

增加桨叶内段 HF112 翼型段长度, 站位半径可调整为 1 000~4 310 mm, HF107 内移, 站位半径调整为 4 910~5 310 mm, 充分利用 HF112 更好的失速特性, 优化后的旋翼最大升/阻比  $L/D$  从原有的 5.75 提高到 5.95, 提高 3.5%。

本节结果表明, 针对提高悬停性能优化后的旋翼翼型布局可将悬停性能提高到 0.785, 性能提高

5.79%, 从而得到的悬停性能更优的旋翼桨叶翼型布局; 针对提高前飞性能优化后的旋翼翼型布局可将旋翼最大升/阻比  $L/D$  从原有的 5.75 提高到 5.95, 提高 3.5%, 从而得到的前飞性能更优的旋翼桨叶翼型布局。

## 4 结 论

本文使用基于结构网格数值模拟技术的翼型气动特性分析方法、基于时间步进自由尾迹的旋翼翼型性能分析方法建立并优化了基于 HF112、HF109、HF107 布局的旋翼系统。

本文建立的研究方法根据不同构型的使用需求, 可以针对性研制不同翼型布局的旋翼系统, 提高相应性能。本文研究成果可用于各种直升机成熟型号的后续发展和现役直升机的能力提升, 并可以拓展到新型直升机的研制。

### 参考文献:

- [1] CLARK D R, LEIPER A C. The free wake analysis a method for the prediction of helicopter rotor hovering performance [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1970, 15(1): 3-11.
- [2] SCULLY M P. Computation of helicopter rotor wake geometry and its influence on rotor harmonic airloads: ASPL-TR-178-1[R]. [S.l.]: ASPL, 1975.
- [3] JOHSON W. A Comprehensive analytical model of rotorcraft aerodynamics and dynamics, Part I: Analytical development: NASA TM 81182 [R]. USA: NASA, 1980.
- [4] BAGAI A. Contributions to the mathematical modeling of rotor flow-fields using a pseudo-implicit free-wake analysis [D]. Maryland, USA: University of Maryland, 1995.
- [5] BAGAI A, LEISHMAN J G. Rotor free-wake modeling using a pseudo-implicit algorithm [J]. Journal of Aircraft, 1995, 32(6): 1276-1285.
- [6] BLISS D B, DADONE L, WACHSPRESS D A. Rotor wake modeling for high speed applications [C]// Proceedings of the American Helicopter Society 43rd Annual Forum. St. Louis, USA: The American Helicopter Society, 1987: 17-33.
- [7] BHAGWAT M J. Mathematical modeling of the transient dynamics of helicopter rotor wakes using a time-accurate free-vortex method [D]. Maryland, USA: University of Maryland, 2001.
- [8] 孙茂. 直升机机身对旋翼的干扰 [J]. 航空学报, 1988,

- 9(3): 108-112.
- SUN Mao. The influence of helicopter fuselage on its rotor[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1988, 9(3): 108-112.
- [9] 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. Investigation on aerodynamic characteristics of helicopter rotor with new blade tip by the free wake analysis [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 1996.
- [10] 曹义华. 旋翼涡尾流与下洗流场的计算方法[J]. *北京航空航天大学学报*, 2000, 26(2): 174-177.
- CAO Yihua. Method for predicting rotor vortex wake and downwash velocity field[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2000, 26(2): 174-177.
- [11] ANANTHAN S. Analysis of rotor wake aerodynamics during maneuvering flight using a free-vortex wake methodology[D]. Maryland, USA: University of Maryland, 2006.
- [12] BHAGWAT M J, LEISHMAN J G. Correlation of helicopter tip vortex measurements[J]. *AIAA Journal*, 2000, 38(2): 301-308.
- [13] CARADONNA F X, TUNG C. Experimental and analytical studies of a model helicopter rotor in hover: NASA TM-81232 [R]. USA: NASA, 1982.
- [14] JEWEL J W. Compressibility effects on the hovering performance of a two-blade 10-foot-diameter helicopter rotor operating at tip mach numbers up to 0.98: NASA-TN-D-245 [R]. USA: NASA, 1960.
- [15] SINGLETON J D, YEAGER W T, WILBUR M L. Performance data from a wind-tunnel test of two main rotor blade designs for a utility-class helicopter: NASA TM-4183 [R]. USA: NASA, 1990.

(编辑:张蓓)