

悬停状态共轴双旋翼桨叶扭转气动特性

邵伟平, 何敏桃, 郝永平

(沈阳理工大学 机械工程学院 辽宁省先进制造与装备重点实验室, 沈阳 110159)

摘 要: 针对桨叶气动性能的提高,建立了一套基于悬停状态的共轴双旋翼桨叶扭转设计方法.在该方法中,设定单旋翼桨叶扭转几何安装角,通过仿真验证,合理的桨叶扭转,可提高旋翼性能 7.0%;根据桨尖涡对桨叶的影响,以及共轴双旋翼气动特性,分别对桨尖几何安装角及上下旋翼几何安装角进行修正,实现悬停状态共轴双旋翼桨叶扭转设计.最后,对所设计的共轴双旋翼进行模拟仿真,结果表明该扭转翼较未经扭转的矩形翼升力提高了 10.3%.

关 键 词: 悬停; 桨叶扭转; 诱导速度; 迎角; 几何安装角

中图分类号: V224.5

文献标志码: A

Blade-twist aerodynamic characteristics of coaxial rotors in hover

SHAO Wei-ping, HE Min-tao, HAO Yong-ping

(Key Laboratory Advanced Manufacture and Equipment of Liaoning Province,
School of Mechanical Engineering,
Shenyang Ligong University, Shenyang 110159, China)

Abstract: To meet the improvement of blade aerodynamic performance, blade-twist of coaxial rotors in hover design method was proposed. In this method, geometric installation angle was set for single rotor blade-twist, and the simulation results show reasonable blade-twist design can improve the rotor performance by 7.0%. In order to achieve hover coaxial rotor blade-twist design, the installation angle of upper and lower blade tips and rotors must be corrected, according to the blade tip vortex's impact, as well as coaxial rotor aerodynamic characteristics. Finally, the simulation results of coaxial rotors method show wing-twist lift is increased by 10.3% than that without twist of rectangular wing.

Key words: hover; blade-twist; induced velocity; angle of attack;
geometric installation angle

桨叶作为飞行器最关键的部件之一,其设计优劣决定了飞行器的飞行性能.早期,受限于加工工艺、材料等客观技术条件,旋翼桨叶主要采用矩形桨叶或简单线性扭转桨叶等^[1-2],且因矩形桨叶加工工艺简单,部分研究桨叶气动特性的实验^[3]仍采用简单处理后的矩形桨叶作为研究对象.伴随加工工艺、材料等技术的进步,以及精密加工技术的出现,许多新型气动外形桨叶的加工成为可能,并广泛应用于各式飞行器^[4-5].其中,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^[5].乔宇航等^[6]针对飞机设计对于减小诱导阻力的需求,提出机翼的几何扭转设计方法,有效降低了机翼的诱导阻力.对于旋翼螺旋桨的桨叶,不同旋翼半径 r 的站位处,圆周速度不同,因此,桨叶扭转与机翼的几何扭转有所不同.

国内唐正飞等^[7]通过动量-叶素理论对单旋翼悬停诱导速度进行了推导,求得了任意半径 r

收稿日期:2013-07-15

基金项目:国家自然科学基金(50975183)

作者简介:邵伟平(1968—),女,重庆人,教授,博士,主要从事机械设计理论、先进制造技术研究.

处的诱导速度方程,获得了适用于微型旋翼的桨叶几何形状,效果良好,但因其选用翼型的零升迎角均趋于 0° ,导致诱导速度方程忽略了零升迎角的影响.本文在此基础上,将微型旋翼几何形状设计推广到中小型旋翼几何形状设计,充分考虑零升迎角对诱导速度方程的影响,最终实现共轴双旋翼桨叶扭转设计.通过该方法,解决了中小型共轴双旋翼桨叶的设计问题,该扭转翼与未经扭转的矩形翼相比,在气动性能上有较大提高,使较大载质量的实现成为可能.

1 旋翼翼型及桨叶气动特性计算分析

1.1 翼型计算分析方法

取 1 km 高空作为工作环境,选择适用于中小型飞行器的低速不可压有黏流的气动模型,翼型处在低雷诺数下工作.低雷诺数下翼型气动特性的 CFD 计算控制方程为一般曲面坐标系下的二维定常不可压雷诺平均 N-S 方程.湍流模型采用 Spalart-Allmaras 模型,压力-速度耦合采用压力耦合方程组的半隐式方法(SIMPLE 算法).采用 C 型网格或者非结构网格进行模型网格的划分.

1.2 桨叶计算分析方法

针对中小型飞行器的桨叶气动特性的 CFD 计算控制方程,采用一般曲面坐标系下的三维非定常不可压雷诺平均 N-S 方程.湍流模型采用 Spalart-Allmaras 模型,压力-速度耦合采用 SIMPLE 算法.

在网格模型的选择方面,可采用非结构动态嵌套网格^[8],但因桨叶发生不规则扭转,导致非结构动态嵌套网格无法简单地搜寻嵌套区域的边界单元,以及增加了对贴体网格进行循环^[9]的复杂度.考虑设计周期及运算复杂度,在初步设计时选择滑移网格,由 Gambit 进行非结构网格划分,采用 Fluent 软件进行模拟仿真.

关于定轴转动的滑移网格技术如图 1 所示,在几何模型网格划分时将之划分成几个区域(网格区域 1,网格区域 2),滑移网格技术可使交界面两侧的网格相互滑动,而不要求交界面两侧的网格点(网格区域 1 的点 a, c, e 与网格区域 2 的点 b, d, f)相互重合,但要计算交界面两侧的通量,并使其相等,两区域之间的交界面是区域联系的纽带,并由此传递数据.滑移网格计算时,网格不用重构,计算所用模型是常态的控制方程,每个时间步迭代结束后整个滑动区域按指定方式移动,

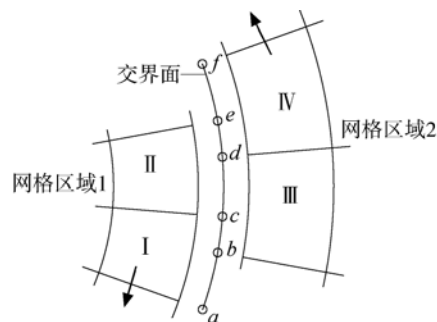


图 1 滑移网格技术原理图

Fig. 1 Schematic of moving mesh

然后进行下一时间步的迭代计算.

1.3 翼型在低雷诺数下的气动特性

关于翼型的研究,国内外相关研究者做了较多翼型影响特性的比较实验^[10-13],在此基础上,选择符合低速不可压有黏流气动模型且具有一定弯度的薄翼型 T16 翼型作为分析对象,该翼型相对弦长的弯度约为 8% ,厚度为 5.5% ,弦长设置为 60 mm.

T16 翼型具有弯度大、翼型薄、升阻比大等特点.适当增加旋翼翼型弯度可以提升旋翼悬停状态下的拉力,以及提高旋翼悬停效率^[11],而且薄翼的弯度作用比厚翼的大^[14].

将翼型数据点的文件导入 Gambit 软件进行建模、网格划分、边界定义,如图 2 所示.

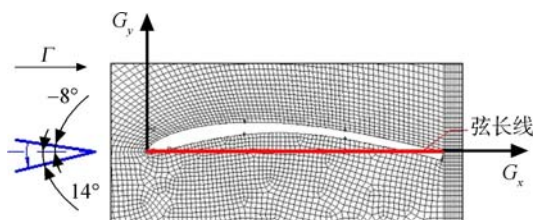
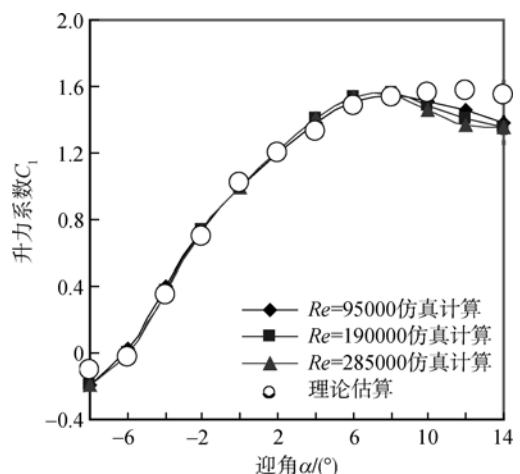


图 2 翼型及网格划分

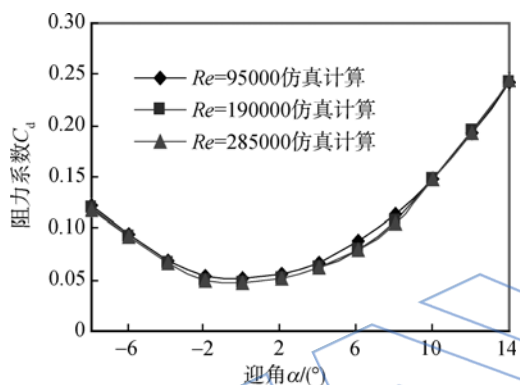
Fig. 2 Airfoil and meshing

在 Fluent 6.3 软件中进行模型仿真,设置工作环境变量与不同来流速度 Γ .此时,来流方向与弦长线的夹角即为翼型的迎角 α ,设定来流大小分别为 25, 50, 75 m/s, 方向 $\alpha \in (-8^\circ, 14^\circ)$.通过仿真,得如图 3 所示翼型气动特性.图中来流速度为 25 m/s 时,基于弦长的雷诺数为 95000;且该速度下的升力特性曲线的升力系数理论估算值用“○”表示.

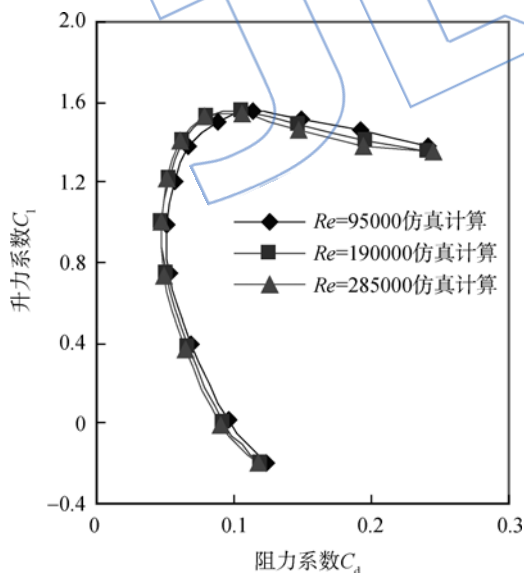
在一定迎角范围内,流动无分离,黏性作用对压强分布、升力及力矩影响不大,用无黏位流理论



(a) 升力特性曲线



(b) 阻力特性曲线



(c) 极曲线

图3 翼型气动特性

Fig. 3 Airfoil aerodynamic characteristics

求解翼型绕流可得到合理的近似结果. 因此, 假定一来流速度 $\Gamma = 25 \text{ m/s}$, 利用位流求解方法的面元法求解了翼型的压强分布系数 $C_p(\bar{x})$, 该压强

分布曲线包括了迎角、弯度及厚度的综合作用. 然后, 通过式(1)的积分计算, 获得图 3(a)中升力系数(C_l)理论估算值.

$$C_l = \int_0^1 (C_{p, \text{down}} - C_{p, \text{up}}) d\bar{x} \quad (1)$$

式中 C_p 为翼型的压强分布; $\bar{x} = \frac{x}{c}$, c 为弦长, x 为翼型在 G_x 方向上的坐标值(如图 2 所示, $0 \leq x \leq c$).

对翼型进行气动计算, 根据叶素理论, 由图 3(c)的极曲线获得最有利状态 $(C_l/C_d)_{\max}$ 点、最经济状态 $(C_l^{3/2}/C_d)_{\max}$ 点. 所谓“最有利”, 即升阻比为最大, 与航程最远相关; 所谓“最经济”, 则与续航时间最久相关^[15].

分析图 3 的各条特性曲线, 将最有利状态点所对应的迎角记为 α_1 , 最经济状态点所对应的迎角记为 α_2 . 上述过程可利用 Matlab 软件进行曲线拟合并求解.

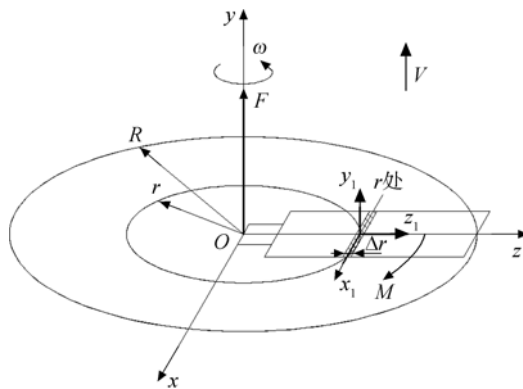
综合考虑航程与续航时间, 取最佳迎角 $\alpha_k = (\alpha_1 + \alpha_2)/2$, 精确确定 α_k 是桨叶扭转设计的关键环节.

2 单旋翼桨叶扭转几何安装角的确定

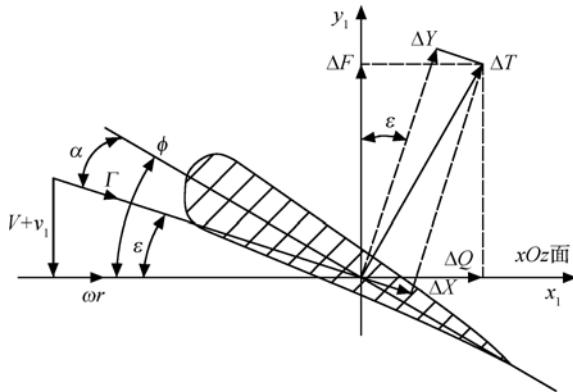
2.1 桨叶剖面空气动力分析

当飞行器以速度 V 垂直上升(或下降), 桨叶以角速度 ω 旋转时, 桨叶在 r 处的圆周速度为 ωr . 此时, 来流速度 Γ 为圆周速度与轴向来流速度的矢量和, 而轴向来流速度除了上升速度 V 外, 还有诱导速度 v_i , 如图 4 所示.

图 4 中桨叶绕 y 轴逆时针旋转, 旋转角速度为 ω , xOz 为旋转平面; ϵ 为来流角; ϕ 为 r 处几何安装角; α 为 r 处迎角; 在 r 处, 宽度为 Δr 的微元的翼型升力 ΔY 垂直于来流速度 Γ , 翼型阻力 ΔX 与 Γ 方向一致; ΔT 为 ΔY 和 ΔX 的合力, 将 ΔT



(a) 旋翼示意图



(b) 桨叶剖面示意图

图 4 桨叶剖面气动特性

Fig. 4 Aerodynamic characteristics of blade section

分解,得到延轴 y_1 向的力 ΔF 和 x_1 向的 ΔQ ; ΔF 在旋翼半径 R 上的积分得到旋翼的升力 F ; ΔQ 在 R 上的积分得到旋翼的阻力,阻力在周向产生的阻力矩为 M 。

即使在悬停状态,由于诱导速度的存在, α 也不等于 ϕ 。需要指出的是 ϕ 的大小一般按线性规律随 r 的减少而逐渐增大,其原因是由于来流角 ϵ (来流速度 Γ 与旋转平面间夹角)随 r 的减小而增大^[16]。为使任意 r 处均处于最佳迎角 α_k ,即 $\alpha = \alpha_k$,故须进行桨叶扭转设计。

2.2 悬停诱导速度推导

由图 4 获得角度关系

$$\begin{cases} \phi = \alpha + \epsilon \\ \epsilon = \arctan \frac{V + v_1}{\omega r} \end{cases} \quad (2)$$

化简可得迎角、几何安装角与诱导速度关系方程为

$$\alpha = \phi - \arctan \frac{V + v_1}{\omega r} \quad (3)$$

当飞行器以悬停为目的,垂直上升速度 $V = 0$ m/s,式(3)可化简为

$$\alpha = \phi - \arctan \frac{v_1}{\omega r} \quad (4)$$

根据悬停状态下的动量理论及叶素理论,参考唐正飞等^[7]对单旋翼悬停诱导速度的推导,完善零升迎角(α_0)对悬停诱导速度的影响,获得悬停诱导速度方程

$$v_1 = \frac{-\frac{\omega}{2}kbc + \sqrt{\left(\frac{\omega}{2}kbc\right)^2 + 8\pi b\omega^2 rk(\phi - \alpha_0)c}}{8\pi} \quad (5)$$

式中 b 为桨叶叶片数; r 为展翼展方向不同站位处($0 < r \leq R$); k 为翼型升力线斜率(单位为 rad^{-1}); ϕ 为桨叶 r 处的几何安装角(单位为 rad); α_0 为零升迎角(单位为 rad)。

化简式(4)、式(5),得

$$\alpha = \phi - \arctan \frac{v_1}{\omega r} = \phi - \arctan \frac{f}{r} \quad (6)$$

式(6)中

$$f = \frac{-\frac{1}{2}kbc + \sqrt{\left(\frac{1}{2}kbc\right)^2 + 8\pi brk(\phi - \alpha_0)c}}{8\pi}$$

由此,悬停状态时,几何安装角的设定与转速无关,即实际工作转速不影响悬停状态桨叶扭转的设计。

2.3 计算机辅助几何安装角的设定

为精确快速求解不同翼型、不同站位 r 处所对应的 ϕ 的设定,根据式(4)、式(5)编译一款公用执行程序。程序流程图如图 5 所示,其中,初始几何安装角赋值 $\phi_0 > \alpha_0$; 为获得诱导速度,须先假定一个转速。

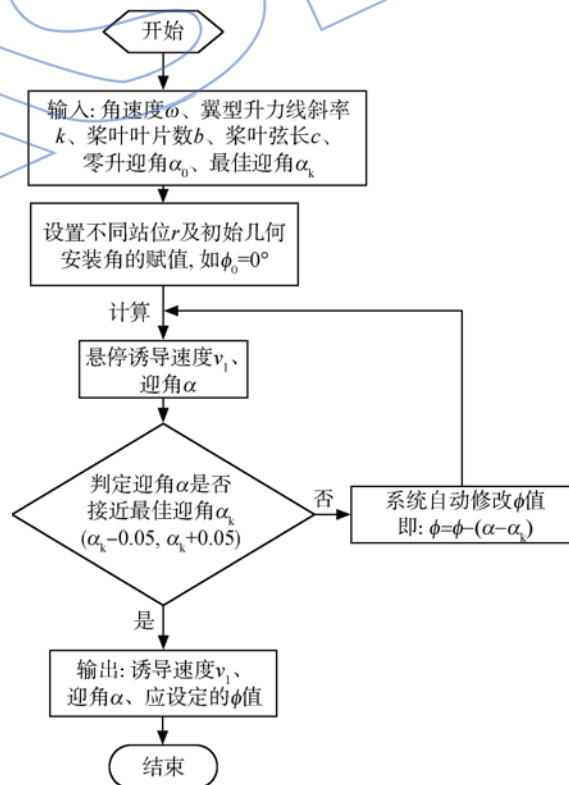


图 5 程序流程图

Fig. 5 Flowchart for program

上述公用化的程序,为更换翼型、翼展提供方便的同时,也可反映桨盘实度(即 b, c 等参数)对诱导速度、几何安装角的影响。

3 单旋翼桨叶扭转算例及其气动特性分析

通过分析 T16 翼型气动特性,获得 $k=6.43 \text{ rad}^{-1}$, $\alpha_0=-6^\circ$, $\alpha_k=2.9^\circ$, $c=60 \text{ mm}$,同时,设定 $b=2$,假定 $\omega=209.44 \text{ rad/s}$ (即 2000 r/min),初始几何安装角 $\phi_0=0^\circ>\alpha_0$,获得表 1 所示单旋翼桨叶在不同站位处几何安装角 ϕ 的设定值。

工作中,旋翼在桨尖处因桨尖涡的影响,导致桨尖处下洗速度减小,其减少趋势可参见文献[17]的图 5,该图显示单旋翼与双旋翼桨盘处下洗速度约在 $0.85R$ 处开始出现减小,到桨尖处下洗速度接近零(约大于零)。所以必须对桨尖进行修正处理,将桨尖几何安装角设计为 $\phi_R=4^\circ$ (稍大于 α_k),即从 $0.85R$ 处的 10.3° 到桨尖处均匀减小至 4° ,从而完成桨尖几何安装角的修正。

为了验证诱导速度推导的准确性,将表 1 中 ϕ 的设定值进行小范围内($\pm 1^\circ$)调整,得到仿真结果如表 2 所示。表 2 中翼展为 600 mm ,转速为 2000 r/min 。

表 1 单旋翼桨叶的 $r-\phi$ 的设定值

Table 1 Set value of $r-\phi$ for single rotor blade

设置	图 5 程序运行结果			
r 站位	r/mm	$\phi/(\circ)$	$\alpha/(\circ)$	$v_i/(\text{m/s})$
起始处	50.0	19.6	2.870353	3.138620
0.3R	99.0	15.2	2.926770	4.508618
0.5R	165.0	12.5	2.880876	5.838732
0.7R	231.0	11.1	2.942646	6.946298
0.85R	280.5	10.3	2.862816	7.626250
R	330.0	9.7	2.885378	8.286487

表 2 单旋翼桨叶扭转气动特性

Table 2 Torsional aerodynamic characteristics of single rotor blade

编号	$\phi/(\circ)$						仿真结果		
	起始处	0.3R	0.5R	0.7R	0.85R	R	升力 F/N	阻力矩 $M/(\text{N}\cdot\text{m})$	$(F/M)/\text{m}^{-1}$
1	19.6	15.2	12.5	11.1	10.3	9.7	26.097861	-1.9194745	-13.5963572
2	19.6	15.2	12.5	11.1	10.3	4.0	25.457824	-1.8301970	-13.9098818
3	20.6	16.2	13.5	12.1	10.3	4.0	26.064414	-1.9690581	-13.2369959
4	18.6	14.2	11.5	10.1	9.3	4.0	22.902383	-1.7675761	-12.9569431
5	19.6	15.2	12.5	11.1	10.3	3.0	24.694495	-1.8553394	-13.3099610
6	无扭转矩形翼 11.1						26.626486	-2.0476004	-13.0037511

据文献[16]所述,一般定义在 $0.7R$ 处的几何安装角 $\phi_{0.7R}$ 为桨叶的安装角,故在表 2 中添加一组无扭转的矩形翼(编号为 6)作为比较,其安装角为 $\phi_{0.7R}$ 。

仿真结果表明:①由升力与扭矩之比可以看出,该桨叶扭转设计方法对旋翼性能有较大提高,经扭转后的桨叶(编号“2”)较未经扭转的矩形翼(编号“6”)的气动性能提高了 7.0% ;②对桨尖进行修正后的桨叶,升力变化不大,扭矩减小较明显(约为 4.7%)。

4 共轴双旋翼桨叶扭转设计与气动特性分布

在悬停状态下,旋翼的相互影响使得下旋翼的下洗速度比单旋翼的要大得多,而上旋翼的下

洗速度与单旋翼几乎相同,略大一些^[18]。图 6 为悬停状态共轴双旋翼滑流示意图,图中显示上桨盘完全处于受下桨盘作用的滑流里,而下桨盘只在半径 R_s 以内的区域受到上旋翼的下洗流的影响。

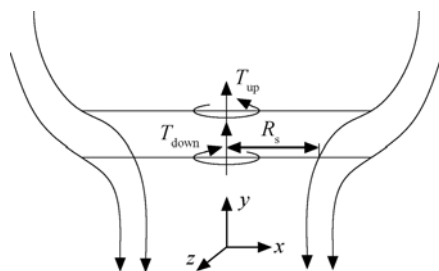


图 6 悬停状态共轴双旋翼滑流示意图

Fig. 6 Schematics of slip-flow of coaxial rotors in hover

由此,为实现上下旋翼几何安装角的修正,进行大量仿真实验,获得针对表 2 中编号 2 较有利的一组修正参数,即:将上旋翼几何安装角整体增加 0.5° ,下旋翼自 $0.7R$ 处(令 $R_s = 0.7R$)到桨根处均匀增加 2° 。

设计两款不同翼展的桨叶扭转的共轴双旋翼以及一款无桨叶扭转的矩形翼的共轴双旋翼。选择电动机 LS-997PM-91603 作为参考电动机,其

最大输出功率为 $P = 214.29 \text{ W}$ 。进行模拟仿真,仿真结果如表 3 所示。

仿真结果表明:①相同电动机下,增大翼展,旋翼升力有所提升。②经上下旋翼几何安装角的修正,上下旋翼总扭矩较小,基本达到悬停效果。③相同电动机下,经桨叶扭转后的共轴双旋翼较无桨叶扭转的矩形翼在升力上提高了 10.3% 。

表 3 不同翼展满足相同电动机的气动升力、扭矩比较

Table 3 Different span meet the same aerodynamic lift, motor torque comparison

翼展/ mm	位置	$\phi/(\circ)$						转速/ (r/min)	仿真结果	
		起始处	0.3R	0.5R	0.7R	0.85R	R		升力 F/N	阻力矩 $M/(\text{N}\cdot\text{m})$
660	上旋翼	20.1	15.7	13.0	11.6	10.8	4.5	1600	16.207252	-1.3270146
	下旋翼	21.6	16.6	13.2	11.1	10.3	4.0		13.007796	1.2887849
	上下旋翼矢量和								29.215048	-0.0382296
800	上旋翼	20.1	14.5	12.1	10.8	10.1	4.5	1250	18.356948	-1.7086211
	下旋翼	21.6	15.4	12.3	10.3	9.6	4.0		14.690135	1.6652287
	上下旋翼矢量和								33.047083	-0.0433924
660	上旋翼				11.1			1520	14.627123	-1.3557002
	下旋翼				11.1				11.866051	1.3791383
	上下旋翼矢量和								26.493174	0.0234381
660	单旋翼	19.6	15.2	12.5	11.1	10.3	4.0	1600	16.227593	-1.1513688

5 结 论

1) 合理桨叶扭转设计,可提高旋翼性能。由诱导速度推导的桨叶扭转设计方法,使不同站位处的迎角均达到最佳迎角,误差在正负 1° 以内。利用该方法可进行单旋翼及共轴双旋翼的桨叶设计,同时,通过计算机辅助实现几何安装角的设定可提高设计效率。

2) 不同翼型,其零升迎角不同,对称翼的零升迎角为 0° ;而更适合微型、中小型飞行器的正弯度翼型,其零升迎角为负值。因此,在悬停诱导速度方程的推导过程中,须考虑零升迎角的影响。

3) 小型和微型旋翼飞行器由于扭转后的效果不明显,多用于玩具,为减小加工难度和增加互换性,一般不采用扭转。然而,为进一步满足工程需求,解决较大载质量($1 \sim 3 \text{ kg}$)的中小型飞行器的桨叶设计问题,本文对中小型飞行器的桨叶进行扭转设计,并通过模型仿真获取旋翼升力,获得较好效果,其升力提高了 10.3% ,为中小型飞行

器的进一步研究与制作提供参考。

4) 对桨尖几何安装角及上下旋翼几何安装角的修正,其修正规律参考了相关文献[17-18],修正值的大小是通过大量仿真实验获得。修正后,与单旋翼相比,共轴双旋翼的上旋翼升力变化不大,下旋翼升力变化较大;扭矩变化较大,其中上旋翼扭矩增加量达 15% 。因此,建议进一步研究几何安装角修正问题,获得具有较高参考价值的修正方法,完善共轴双旋翼桨叶扭转的设计;同时,采用非结构动态嵌套网格对本文设计的共轴双旋翼进行精确校核。

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[J]. Journal of the American Helicopter Society, 1987, 32(4): 39-44.
- [2] Wilby P G. The development of rotor airfoil testing in the UK[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2001, 46(3): 210-220.
- [3] 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)
- [4] Ganguli R. Survey of recent developments in rotorcraft design optimization[J]. Journal of Aircraft, 2004, 44(3): 493-510.
- [5] Leoni R D. Black hawk; the story of a world class helicopter[M]. Reston VA, USA: AIAA, 2007.
- [6] 乔宇航, 马东立, 邓小刚. 基于升力线理论的机翼几何扭转设计方法[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(3): 320-324.
- QIAO Yuhang, MA Dongli, DENG Xiaogang. Wing geometric twist design method based on lifting-line theory[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(3): 320-324. (in Chinese)
- [7] 唐正飞, 王畅, 高卓飞. 微型旋翼悬停状态气动性能分析方法[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(3): 357-362.
- TANG Zhengfei, WANG Chang, GAO Zhuofei. Analysis method for prediction of micro-rotor performance in hover[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 43(3): 357-362. (in Chinese)
- [8] 许和勇, 叶正寅, 史爱明. 基于非结构嵌套网格的旋翼-机身干扰流场数值模拟[J]. 西北工业大学学报, 2010, 28(6): 814-817.
- XU Heyong, YE Zhengyin, SHI Aiming. An effective method for numerically simulating helicopter rotor-fuselage aerodynamic interference using unstructured over set grids[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2010, 28(6): 814-817. (in Chinese)
- [9] 叶靓, 招启军, 徐国华. 非结构嵌套网格的直升机旋翼/机身前飞流场数值模拟[J]. 航空动力学报, 2009, 24(4): 903-910.
- YE Liang, ZHAO Qijun, XU Guohua. Numerical simulation of flow field of helicopter rotor and fuselage in forward flight based on unstructured embedded grid technique[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(4): 903-910. (in Chinese)
- [10] Felipe B. Rotor hover performance and system design of an efficient coaxial rotary wing micro air vehicle[D]. Maryland: University of Maryland, 2007.
- [11] 王博, 徐国华, 招启军. 翼型对旋翼悬停气动性能影响的CFD模拟分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2012, 44(4): 478-484.
- WANG Bo, XU Guohua, ZHAO Qijun. CFD simulation of airfoil effect on hovering rotor aerodynamic performance[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 44(4): 478-484. (in Chinese)
- [12] Lin J C M, Pauley L. Low-Reynolds-number separation progress in research of rotorcraft aerodynamics at TsAGI [C] // Proceedings of 35th European Rotorcraft Forum. New York: Curran Associates Inc, 2009: 670-680.
- [13] Chernyshev S L, Goloykin M A. Current state and on an airfoil[J]. AIAA Journal, 1996, 34(8): 1570-1577.
- [14] 徐敏, 安效民. 飞行器空气动力特性分析与计算[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2012.
- [15] 王适存. 直升机空气动力学[M]. 南京: 航空专业教材编审组, 1985.
- [16] 杨一栋. 直升机飞行控制[M]. 北京: 国防工业出版社, 2011.
- [17] 许和勇, 叶正寅. 悬停共轴双旋翼干扰流动数值模拟[J]. 航空动力学报, 2011, 26(2): 453-457.
- XU Heyong, YE Zhengyin. Numerical simulation of interaction unsteady flows around co-axial rotors in hover[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(2): 453-457. (in Chinese)
- [18] 陈铭. 共轴双旋翼直升机的技术特点与发展[J]. 航空制造技术, 2009(17): 26-31.
- CHEN Ming. Technology characteristic and development of coaxial rotor helicopter[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009(17): 26-31. (in Chinese)