

文章编号:1000-8055(2013)01-0060-07

电控旋翼气动特性建模与风洞试验验证

陆 洋, 王 超

(南京航空航天大学 航空宇航学院

直升机旋翼动力学国防科技重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 首先建立了带襟翼翼型的非定常气动力模型, 继而基于 Peters-He 广义动态尾迹理论, 考虑襟翼偏转对电控旋翼叶素环境的影响, 建立了电控旋翼有限状态尾迹模型; 进一步基于 Theodorsen 理论推导出电控旋翼桨叶挥舞响应与桨叶变距和襟翼操纵量的关系, 综合以上建立了电控旋翼气动特性分析模型. 以改进型电控旋翼试验系统为平台进行了风洞试验, 测量了不同风速、不同襟翼操纵条件下的电控旋翼气动力、桨距、襟翼偏角及旋翼挥舞角的变化情况. 理论计算结果与试验数据符合情况良好, 验证了所建立的分析模型的正确性, 并得出以下结论: 旋翼转速一定时, 桨叶变距与襟翼操纵基本呈线性关系; 旋翼拉力随襟翼总距的增加而逐渐减小, 襟翼总距较大时, 其实际气动效率略有下降; 前飞状态时, 襟翼总距操纵会引起桨叶的纵向周期变距.

关 键 词: 电控旋翼; 后缘襟翼; 尾迹; 气动力; 风洞试验

中图分类号: V211.1

文献标志码: A

Aerodynamic characteristic modeling of electrically controlled rotor and wind tunnel test verification

LU Yang, WANG Chao

(Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory,

College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Firstly, the unsteady aerodynamic model of the airfoil with trailing-edge flap was developed. Secondly, the finite state wake model of electrically controlled rotor (ECR) based on the Peters-He generalized dynamic wake theory was developed, in which the effect of the trailing-edge flap on the rotor aerodynamic environment was considered. Combined with the relationship among the blade flapping angle, the blade pitch and the deflection angle of the trailing-edge flap, the model of calculating the aerodynamic characteristics of ECR was established finally. Then, wind tunnel tests were conducted, in which the aerodynamic force, the blade pitch, the deflection angle of the trailing-edge flap and the blade flapping angle varying with different test statuses were measured. Theoretical results basically coincided with the experimental data, which verified the correction of the theoretical model. Conclusions are drawn as follows: with the fixed rotor speed, there is a linear relationship between blade pitch response and flap control; rotor thrust decreases with the increase of flap collective control, and actual aerodynamic efficiency of the flap decreases under large collec-

收稿日期: 2012-01-14

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130114.1726.201301.60_Q09.html

基金项目: 国防科技重点实验室基金项目(502090C40); 航空科技创新基金(08A52001)

作者简介: 陆洋(1977—), 男, 江苏大丰人, 副教授, 博士, 研究方向为直升机动力学及其控制.

tive control; in forward flight, flap collective control can cause changes of blade cyclic pitch.

Key words: electrically controlled rotor (ECR); trailing-edge flap; wake; aerodynamic force; wind tunnel test

电控旋翼是美国国家航空航天局(NASA)于 21 世纪初提出的一种新概念旋翼,与常规旋翼操纵原理不同,电控旋翼通过位于桨叶的电作动器驱动桨叶后缘襟翼按一定规律做 1Ω 偏转,通过气弹作用实现桨叶变距,从而产生相应的旋翼总距和周期变距变化,实现对旋翼的操纵。电控旋翼不再使用自动倾斜器及相应操纵线系,因此能够简化桨毂结构,提高直升机质量效率,改善直升机飞行品质。目前,电控旋翼技术已成为直升机界的研究热点。

近十余年来,国外针对电控旋翼技术开展了广泛的研究。从 2002 年开始,美国 Maryland 大学的 Shen, Bao, Falls 等人^[1-3]对电控旋翼进行了较为深入的理论研究,建立了电控旋翼气弹动力学分析模型,研究了襟翼偏转对旋翼性能的影响,验证了后缘襟翼用于旋翼主操纵的可行性。需要指出的是,这些对电控旋翼的理论研究结果未进行相应的试验验证。2009 年,美国 Boeing 直升机公司将 MD900 直升机的旋翼改造为电控旋翼,在 NASA Ames 研究中心对该电控旋翼系统进行了风洞吹风试验,评估了电控旋翼的气动特性,经过长达 60 h 的持续吹风,验证了电控旋翼操纵系统的可靠性^[4]。同年,美国 Sikorsky 直升机公司将 S434 直升机的旋翼改造成全尺寸电控旋翼,并于 2010 年在美国全尺寸气动试验中心进行了风洞试验,测试了旋翼气动响应与稳定性,并检验了硬件系统的可靠性^[5-6]。

在国内,陆洋等人从 2003 年开始对电控旋翼技术进行研究,建立了电控旋翼气弹动力学分析模型,研制了专用的电磁作动器和原理性电控旋翼试验系统,并进行了初步的试验研究,验证了电控旋翼用于旋翼操纵的可行性^[7-9]。在所建立的气弹动力学模型中,气动力模型较为简单,对电控旋翼气动特性的分析精度有待提高。此后,夏鹤鸣等人^[10]对电控旋翼的研究重点主要集中在桨距控制方法上,未对电控旋翼气动特性开展进一步的研究。然而,建立准确电控旋翼气动特性分析模型,不仅是电控旋翼设计的需要,也是电控旋翼控制律开发的基础,因此,完全有必要进一步发展基于先进方法电控旋翼气动特性分析模型。

本文将有限状态尾迹方法引入电控旋翼入流

计算,结合带襟翼翼型的非定常气动力模型和电控旋翼挥舞运动方程,建立了一种先进的电控旋翼气动特性分析模型。为验证模型的正确性和有效性,基于改进型电控旋翼系统开展了电控旋翼气动特性风洞试验研究。

1 电控旋翼气动特性建模

1.1 带襟翼翼型的非定常气动力模型

采用时域综合非定常气动力模型计算带襟翼翼型产生的气动力和力矩,气动力由以下 3 部分组成:基本翼型的气动力、襟翼运动引起的增量气动力以及襟翼移轴补偿引起的增量气动力。基本翼型的气动力模型计算采用基于指数方法的 Leishman-Beddoes 时域可压缩非定常气动力模型^[11];襟翼运动引起的增量气动力模型和襟翼移轴补偿引起的增量气动力模型分别基于 Hariharan-Leishman 非定常气动力模型^[12]和 Theodoresen 非定常气动力模型^[13],利用指数函数通过 Duhamel 积分可以得到系统的气动力响应。其中,由襟翼偏角 δ 、偏角速率 $\dot{\delta}$ 和襟翼移轴补偿 l 引起的翼型升力增量可分别表示为

$$\Delta C_{l\delta}(S, Ma) = \Delta C_{l\delta}(S=0, Ma)\Phi_{l\delta}^i + \Delta C_{l\delta}(S=\infty, Ma)\Phi_{l\delta}^c \quad (1)$$

$$\Delta C_{l\dot{\delta}}(S, Ma) = \Delta C_{l\dot{\delta}}(S=0, Ma)\Phi_{l\dot{\delta}}^i + \Delta C_{l\dot{\delta}}(S=\infty, Ma)\Phi_{l\dot{\delta}}^c \quad (2)$$

$$\Delta C_{l_l}(S) = -l \sqrt{1-d^2} \frac{\delta c}{V} - [2IT_{21}\delta\Phi_{l\delta}^c(S) + lT_{10}\frac{\delta c}{V}\Phi_{l\dot{\delta}}^c(S)] \quad (3)$$

上述各式中,右边第 1 项为非环量项,第 2 项为环量项, S 为气动力时间, Ma 为来流马赫数, Φ 代表各项的指数响应函数。

图 1 给出了计算时所用到的带移轴补偿襟翼翼型的各参数定义。图中 c 为基本翼型弦长, b 为基本翼型半弦长, l 为襟翼移轴补偿量, α 为翼型迎角, δ 为襟翼偏角(襟翼下偏为正)。

1.2 电控旋翼有限状态尾迹模型

根据 Peters-He 广义动态尾迹理论^[14-15],旋翼桨盘平面诱导速度分布与压力分布可以用任意谐波次数和任意阶次径向型函数组成的级数形式

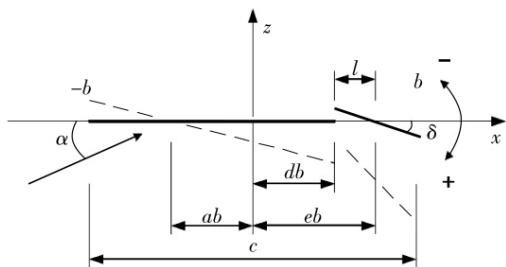


图1 带移轴补偿襟翼翼型参数定义

Fig. 1 Definition of parameters of airfoil with over-hang flap

来表示. 在实际应用中, 诱导速度分布 $\hat{u}(\hat{r}, \psi, \hat{t})$ 与压力分布 $p(\hat{r}, \psi, \hat{t})$ 的表达式可根据需要的谐波次数 N 及每个谐波次数需要的径向型函数个数 S_r 改写为截断形式

$$\hat{u}(\hat{r}, \psi, \hat{t}) = \sum_{r=0}^N \sum_{j=r+1, r+3, \dots}^{2S_r+r-1} q_j^r(v) \cdot [\alpha_j^r(\hat{t}) \cos(r\psi) + \beta_j^r(\hat{t}) \sin(r\psi)] \quad (4)$$

$$p(\hat{r}, \psi, \hat{t}) = \sum_{m=0}^N \sum_{n=m+1, m+3, \dots}^{2S_r+r-1} \hat{p}_n^m(v) \cdot [\tau_n^{mc}(\hat{t}) \cos(m\psi) + \tau_n^{ms}(\hat{t}) \sin(m\psi)] \quad (5)$$

式中 $q_j^r(v)$ 为径向型函数, $\alpha_j^r(\hat{t})$ 和 $\beta_j^r(\hat{t})$ 为入流状态变量; $\hat{p}_n^m(v)$ 为第 1 类 Legendre 函数, $\tau_n^{mc}(\hat{t})$ 和 $\tau_n^{ms}(\hat{t})$ 为广义力函数.

对电控旋翼而言, 桨叶变距是通过襟翼偏转产生的气动力矩实现的, 襟翼偏转必然导致带襟翼段翼型的气动特性变化, 相应地会引起电控旋翼流场的压力分布发生变化, 进一步使得电控旋翼桨盘诱导速度分布发生变化. 因此, 上述入流模型的广义力函数中所定义的气动力不仅应包含常规旋翼气动力, 还应包括襟翼偏转以及襟翼移轴补偿产生的附加气动力. 根据 1.1 节建立的带襟翼翼型非定常气动力模型, 剖面有效迎角 α_{eff} 需考虑襟翼偏转的影响, 包括基本翼型迎角 α 和襟翼偏角 δ , 如式(6)所示^[7].

$$\alpha_{\text{eff}} = \alpha + \frac{1}{\pi} (T_{10} - lT_{21}) \delta \quad (6)$$

式中 l 为襟翼移轴补偿量, 系数 T_{10}, T_{21} 是与襟翼弦向位置、襟翼移轴补偿有关的常数.

根据电控旋翼襟翼操纵引起的桨盘气动力分布变化, 计入了襟翼偏转对诱导速度场的贡献. 进一步, 将入流状态变量和广义力表示为状态空间形式, 如下:

$$[M^c] \left\{ \begin{matrix} \vdots \\ \alpha_j^r \\ \vdots \end{matrix} \right\}^* + [L^c]^{-1} \left\{ \begin{matrix} \vdots \\ \alpha_j^r \\ \vdots \end{matrix} \right\} = \frac{1}{2} \left\{ \begin{matrix} \vdots \\ \tau_n^{mc} \\ \vdots \end{matrix} \right\} \quad (7)$$

$$[M^s] \left\{ \begin{matrix} \vdots \\ \beta_j^r \\ \vdots \end{matrix} \right\}^* + [L^s]^{-1} \left\{ \begin{matrix} \vdots \\ \beta_j^r \\ \vdots \end{matrix} \right\} = \frac{1}{2} \left\{ \begin{matrix} \vdots \\ \tau_n^{ms} \\ \vdots \end{matrix} \right\} \quad (8)$$

式中 M 为质量矩阵, L 为影响系数矩阵, τ 为广义力矩阵, 详细定义参见文献[14].

1.3 电控旋翼挥舞运动方程

本文研究对象为 2 片桨叶的跷跷板电控旋翼. 对于跷跷板旋翼构型, 由于 2 片桨叶共用 1 个挥舞铰, 在考虑旋翼的挥舞运动时需叠加 2 片桨叶上惯性力、离心力及气动力对挥舞铰的作用力矩^[16], 基于此建立跷跷板电控旋翼刚体桨叶挥舞运动方程为

$$\frac{d^2\beta}{d\varphi^2} + \beta = \frac{1}{\Omega^2 I_\beta} M_t \quad (9)$$

式中 β 为刚体桨叶挥舞角, Ω 为旋翼旋转角频率, I_β 为桨叶挥舞质量惯性矩, M_t 为桨叶挥舞力矩.

将挥舞角 β 、桨距 θ 和襟翼偏角 δ 均表示成 1 阶谐波形式, 如下:

$$\beta = \beta_0 + \beta_{1c} \cos \varphi + \beta_{1s} \sin \varphi \quad (10)$$

$$\theta = \theta_0 + \theta_{1c} \cos \varphi + \theta_{1s} \sin \varphi \quad (11)$$

$$\delta = \delta_0 + \delta_{1c} \cos \varphi + \delta_{1s} \sin \varphi \quad (12)$$

对于跷跷板旋翼, 挥舞锥度角 β_0 等于旋翼预锥角, 旋翼桨尖运动轨迹平面由其谐波项决定. 根据前文所建立的带襟翼翼型气动力模型计算桨叶对挥舞铰的气动力矩 M_t , 利用谐波平衡法可推出襟翼操纵与桨叶挥舞响应的关系式如下:

$$\beta_{1c} = \frac{4}{1 - \frac{1}{2}\mu^2} \left\{ \left[\frac{1}{2} (v_0 + \lambda_0) \mu - \frac{2}{3} \theta_0 \mu - \frac{1}{4} \left(1 + \frac{3}{2} \mu^2 \right) \theta_{1s} \right] - B \left(\frac{1}{4} C_4 \delta_{1s} + \frac{2}{3} C_3 \delta_0 \mu + \frac{3}{8} C_2 \delta_{1s} \mu^2 \right) \right\} \quad (13)$$

$$\beta_{1s} = \frac{4}{1 + \frac{1}{2}\mu^2} \left\{ \left[\frac{1}{4} \left(1 + \frac{1}{2} \mu^2 \right) \theta_{1c} - \frac{1}{3} \mu \beta_0 \right] + B \left(\frac{1}{4} C_4 + \frac{1}{8} C_2 \mu^2 \right) \delta_{1c} \right\} \quad (14)$$

式中 μ 为前进比, B, C_i 为与襟翼位置有关的参数.

1.4 电控旋翼稳态操纵响应计算模型

根据前文所述电控旋翼叶素气动环境, 结合电控旋翼诱导速度微分方程组, 采用带襟翼翼型

非定常气动力计算方法计算叶素气动力,最后通过积分得到电控旋翼稳态操纵响应。

襟翼偏转产生的气动力矩引起桨叶变距,桨距改变导致旋翼诱导速度分布发生变化,进一步影响旋翼气动力;电控旋翼诱导速度各状态变量未知,因此需建立电控旋翼诱导速度优化模型以获得各操纵状态下的稳态气动特性。计算过程中,将电控旋翼诱导速度微分方程组中所有导数项变为 0,微分方程组转化为代数方程组,计算过程变为多变量非线性代数方程组的最优值求解过程。电控旋翼稳态操纵响应计算流程如图 2 所示,图中 ΔV 为诱导速度变化率, ε 为设定极小值。

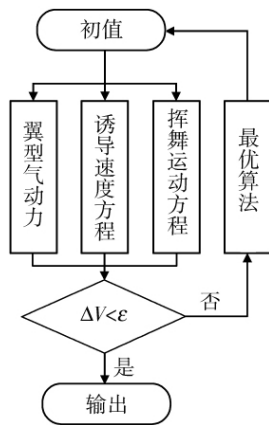


图 2 电控旋翼稳态操纵响应计算流程图

Fig. 2 Calculation flow chart of ECR steady control response

2 电控旋翼气动特性风洞试验

为验证所建立的电控旋翼气动特性分析模型的正确性,基于改进型电控旋翼试验系统进行了电控旋翼气动特性风洞试验研究。

2.1 试验系统

改进型电控旋翼试验系统主要由电控旋翼试验台、模型电控旋翼以及测量与控制系统组成。图 3 为进行风洞试验的改进型电控旋翼试验台。

模型电控旋翼的主要参数如表 1 所示。

图 4 给出了模型电控旋翼桨叶内部的襟翼传动机构示意图。固定于桨毂支臂的摆动式电磁作动器输出轴的角运动,通过嵌入桨叶内部的微型双拉杆摇臂机构以及襟翼拉杆驱动后缘襟翼,从而实现襟翼总距和周期变距操纵。

试验中,模型电控旋翼由 1 台 7.5 kW 的三相交流电机驱动,通过变频器控制其工作转速。由于后缘襟翼所处位置空间狭小,且工作环境恶劣,在

此安装襟翼角度传感器难度较大,故本次试验在作动器后端安装角度传感器,以电磁作动器转角替代襟翼偏角作为闭环控制反馈信号。在 2 个桨毂支臂上以及桨毂中心挥舞铰处,分别安装了角度传感器,用以提供 2 片桨叶的桨距角和旋翼挥舞角信号。此外,利用六分量天平测量电控旋翼桨毂气动力和气动力矩。



图 3 改进型电控旋翼试验台

Fig. 3 Test rig of improved ECR system

表 1 改进型电控旋翼的主要参数

Table 1 Main parameters of improved ECR system

参数	数值
旋翼半径/m	1.4
桨叶弦长/m	0.178
襟翼长度/m	0.25
襟翼弦长/m	0.05
襟翼移轴补偿率	0.24
桨叶预安装角/(°)	11
桨根扭转刚度/((N·m)/rad)	43.5
桨叶挥舞惯性矩/(kg·m ²)	1.0975
旋翼预锥角/(°)	2

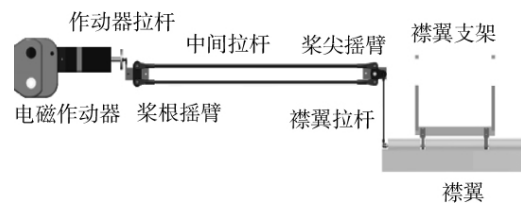


图 4 襟翼传动机构示意图

Fig. 4 Schematic of transmission mechanism of trailing-edge flap

2.2 试验内容

本次试验测量了电控旋翼在悬停和前飞(吹

风速度分别为 4, 8, 12 m/s) 状态下不同襟翼总距和纵向周期变距操纵条件下的旋翼气动特性, 旋翼转速分别为 300, 500 r/min 和 700 r/min.

首先进行总距操纵试验. 试验中, 襟翼周期变距保持 0° , 襟翼总距从 24° 调整至 -24° , 每次调整步长为 4° , 测量并记录桨距、旋翼挥舞角和旋翼气动力. 为确保获得稳态值, 每个试验状态均保持 15 s.

然后进行襟翼纵向周期变距操纵试验. 试验中, 襟翼总距和襟翼横向周期变距均保持 0° , 襟翼纵向周期变距从 24° 调整至 0° , 每次调整的步长为 4° , 测量并记录桨距、旋翼挥舞角和旋翼气动力, 每个试验状态均保持 15 s.

3 分析与讨论

本节以旋翼转速 500 r/min 时的试验数据为依据对电控旋翼的气动特性进行分析.

图 5 给出了悬停时襟翼总距操纵引起的桨距值(1 号桨叶)变化曲线. 可以看出, 桨距值随着襟翼偏角逐渐增大(由上偏变为下偏)而呈线性减小, 襟翼每偏转约 7° 桨距变化 1° , 桨距试验值与计算值吻合程度良好, 仅在襟翼偏角较大时出现小量误差.

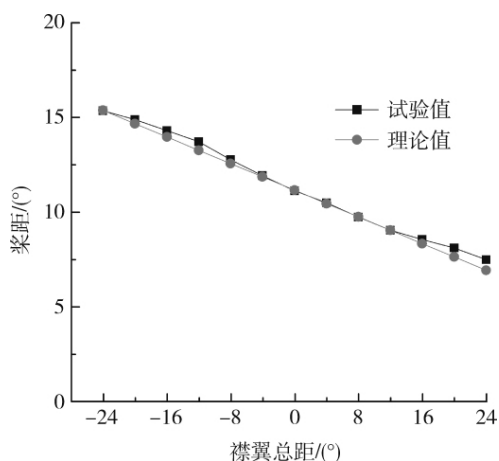


图 5 桨距值随襟翼总距操纵的变化曲线(悬停)

Fig. 5 Curves of blade pitch angle varying with collective pitch of flap (hover)

图 6 和图 7 则分别给出了悬停和前飞时襟翼总距操纵引起的旋翼拉力变化曲线.

从图 6 和图 7 中可以看出, 襟翼总距操纵引起的旋翼拉力试验值与理论值变化趋势一致, 旋翼拉力随着襟翼总距的增加而大致呈线性减小; 当襟翼偏角相同时, 吹风速度增加旋翼拉力较悬

停状态有所增加. 另外, 当襟翼偏角较小时理论值与试验值的误差较小, 随着襟翼偏角增加, 两者的差距也逐渐增加. 表明对于该模型电控旋翼, 当襟翼偏角较大时, 襟翼的实际气动效率低于理论值, 认为是由于理论计算模型未考虑襟翼与桨叶之间的间隙以及桨叶表面制造精度等综合因素带来的影响而造成的.

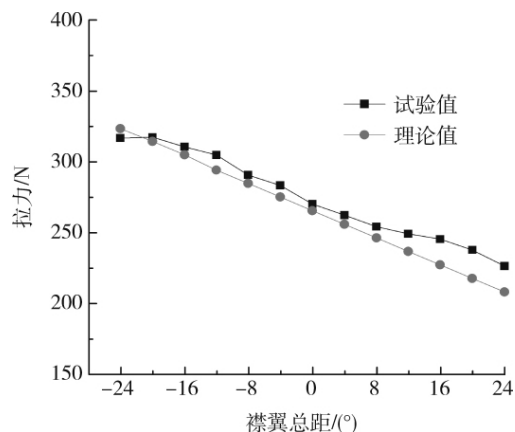


图 6 旋翼拉力随襟翼总距操纵的变化曲线(悬停)

Fig. 6 Curves of rotor thrust varying with collective pitch of flap (hover)

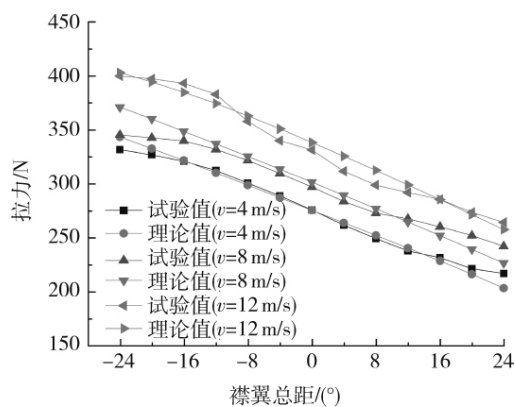


图 7 旋翼拉力随襟翼总距操纵的变化曲线(前飞)

Fig. 7 Curves of rotor thrust varying with collective pitch of flap (forward)

图 8 和图 9 分别给出了前飞时襟翼总距操纵引起的旋翼后向力和旋翼挥舞角变化曲线.

从图 8 和图 9 中可以看出, 试验值与理论值变化趋势基本一致, 当襟翼上偏角较大时误差略有增加. 在相同的襟翼操纵下, 随吹风速度增加, 桨盘后倒角逐渐增加, 旋翼后向力变大. 此外, 在相同的吹风速度下, 随襟翼总距增加, 旋翼后向力和桨盘后倒角均逐渐减小. 这是由于前飞时, 当襟翼总距为正时, 前行边桨叶低头力矩增加, 后行边

减小,故前行边桨距相对减小,后行边桨距相对增加,相当于施加了一定的纵向周期变距,使桨盘前倒;当襟翼总距为负时,情况刚好相反。图 9 中挥舞角的变化情况恰恰说明了这一现象,此即电控旋翼特有的襟翼总距操纵引起的纵向周期变距效应。

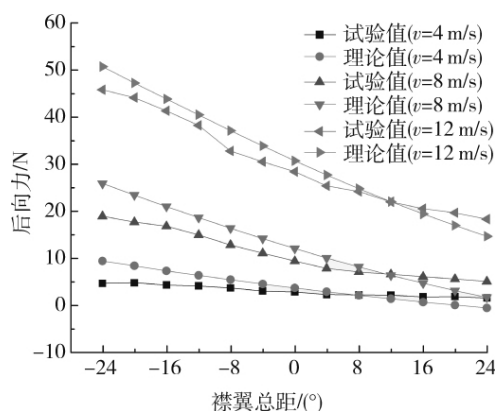


图 8 旋翼后向力随襟翼总距操纵的变化曲线(前飞)

Fig. 8 Curves of rotor backward force varying with collective pitch of flap (forward)

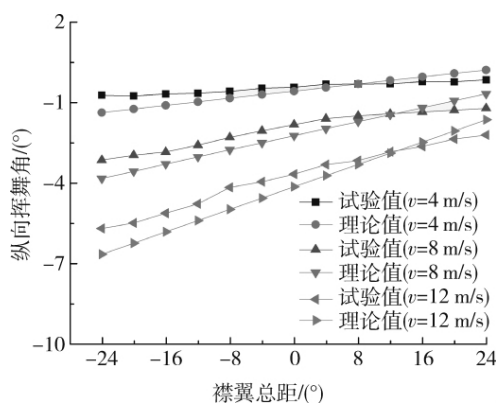


图 9 纵向挥舞角随襟翼总距操纵的变化曲线(前飞)

Fig. 9 Curves of rotor longitudinal flap angle varying with collective pitch of flap (forward)

图 10 和图 11 则分别给出了风洞吹风速度 8 m/s 时对襟翼施加 17° 纵向周期变距时桨距值(1 号桨叶)和挥舞角值随方位角的变化曲线。

从图 10 和图 11 可以看出,桨距和挥舞角响应幅值实测值与理论计算值均比较接近,但相位实测值滞后于理论值约 60°。产生误差的主要原因是本次试验中用作动器的转角闭环控制替代了对襟翼偏角的控制,因此,图 10 中襟翼偏角实际为作动器转角,而从作动器偏转到襟翼偏转,还

需通过桨叶内部的微型操纵线系传动,从而导致襟翼响应延迟,进一步导致桨叶变距响应和挥舞响应滞后。

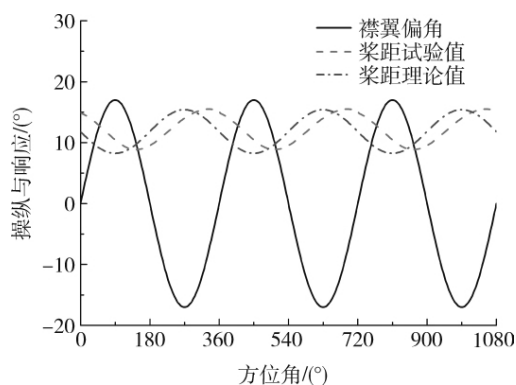


图 10 桨距值随方位角的变化曲线($v=8$ m/s)

Fig. 10 Curves of pitch angle varying with azimuth ($v=8$ m/s)

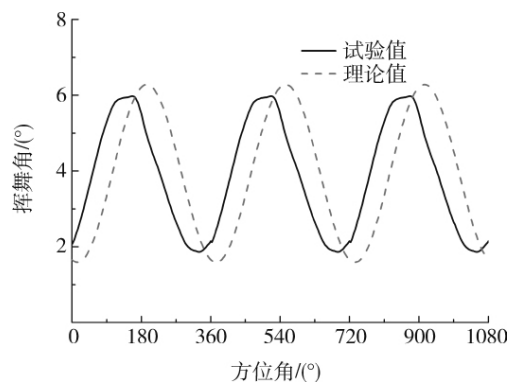


图 11 挥舞角随方位角的变化曲线($v=8$ m/s)

Fig. 11 Curves of flap angle varying with azimuth ($v=8$ m/s)

4 结 论

本文建立了电控旋翼气动特性分析模型,并基于改进型电控旋翼系统进行了风洞试验验证,风洞试验结果与理论计算结果变化趋势一致,符合情况良好。通过本文研究,得出以下结论:

- 1) 旋翼转速一定时,桨叶变距与襟翼操纵基本呈线性关系;对于改进型电控旋翼系统,旋翼转速 500 r/min 时,襟翼偏转约 7° 桨距变化 1°。
- 2) 电控旋翼拉力随襟翼总距增加基本呈线性减小;对于改进型电控旋翼系统,当襟翼总距超过 16° 时,襟翼实际气动效率下降,试验值与理论值之间误差增大。
- 3) 前飞状态时,襟翼总距操纵会引起桨叶纵

向周期变距,相应地,旋翼后向力和桨盘后倒角均随襟翼总距增加逐渐减小。

4) 由于本次试验是对作动器转角而非襟翼偏角进行闭环控制,襟翼周期变距操纵响应延迟导致桨距实测值与理论计算值之间存在约 60° 的相位差。为消除该影响,今后宜采用直接襟翼角闭环控制。

参考文献:

- [1] Shen J, Yang M, Chopra I. Swashplateless helicopter rotor with active trailing-edge flaps for flight and vibration control[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(2): 346-352.
- [2] Bao J, Allen K, Chopra I. Design and test of a Mach scale swashplateless rotor using smart trailing-edge flaps[R]. Phoenix: American Helicopter Society 62th Annual Forum, AHS, 2006.
- [3] Falls J, Datta A, Chopra I. Performance analysis of trailing edge flaps in helicopter primary control[J]. Journal of the AHS, 2008, 55(3): 5-15.
- [4] Straub F K, Anand V R, Birchette T S, et al. Wind tunnel test of the smart active flap rotor[R]. Grapevine: American Helicopter Society 65th Annual Forum, AHS, 2009.
- [5] Chaudhry Z A, Wake B E, Bagai A, et al. Active rotor development for primary and secondary flight control[R]. Grapevine: American Helicopter Society 65th Annual Forum, AHS, 2009.
- [6] Lorber P F, Oneill J O, Isbella B. Whirl test of a large scale high authority active flap rotor[R]. Phoenix: American Helicopter Society 66th Annual Forum, AHS, 2010.
- [7] 陆洋. 电控旋翼系统研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2004.
LU Yang. Research on the electrically controlled rotor system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)
- [8] 陆洋, 王浩文, 高正. 电控旋翼气弹动力学建模研究[J]. 航空动力学报, 2006, 21(6): 1022-1026.
- LU Yang, WANG Haowen, GAO Zheng. Aeroelastic dynamic modeling of the electrically controlled rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(6): 1022-1026. (in Chinese)
- [9] 陆洋, 王浩文, 高正. 用于电控旋翼气弹分析的带襟翼翼型气动力模型[J]. 空气动力学报, 2005, 23(2): 243-247.
LU Yang, WANG Haowen, GAO Zheng. Aerodynamic model of airfoil with flap used for electrical controlled rotor aeroelastic analysis[J]. ACTA Aerodynamic Sinica, 2005, 23(2): 243-247. (in Chinese)
- [10] 夏鹤鸣, 陆洋. 改进型电控旋翼桨距控制的建模与仿真[J]. 计算机仿真, 2010, 27(2): 72-75.
XIA Heming, LU Yang. Modeling and simulation of the blade pitch control system of the improved electrically controlled rotor[J]. Computer Simulation, 2010, 27(2): 72-75. (in Chinese)
- [11] Leishman J G, Beddoes T S. A generalized model for airfoil unsteady aerodynamic behavior and dynamic stall using the indicial method[R]. Washington DC: American Helicopter Society 42nd Annual Forum, AHS, 1986.
- [12] Hariharan N, Leishman J G. Unsteady aerodynamics of a flapped airfoil in subsonic flow by indicial concepts[R]. New Orleans: 36th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, AIAA, 1995.
- [13] Theodorsen T, Garrick I E. Nonstationary flow about a wing-aileron-tab combination including aerodynamic balance[R]. NACA-736, 1942.
- [14] He C J. Development and application of a generalized dynamic wake theory for lifting rotors[D]. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 1989.
- [15] Peters D A, He C J. A closed-form unsteady aerodynamic theory for lifting rotors in hover and forward flight[R]. St Louis: American Helicopter Society 43rd Annual Forum, AHS, 1987.
- [16] Leshman J G. Principles of helicopter aerodynamics[M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2006.