

文章编号:1000-8055(2012)12-2706-08

基于自适应滤波的电控旋翼桨距控制试验

陆 洋, 董维生, 洪 亮, 冯剑波

(南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 提出了基于自适应滤波的电控旋翼桨距控制方法,并基于此开发了双闭环电控旋翼桨距控制系统,利用模型电控旋翼试验台进行了悬停状态下的桨距控制试验.试验结果表明:所研制的双闭环电控旋翼桨距控制系统能够有效、可靠地实现襟翼操纵和桨距控制.基于自适应滤波的桨距控制律可以很好地实现电控旋翼的总距、周期变距以及总距耦合周期变距操纵;桨距响应幅值满足要求,相位滞后约在 $10^{\circ}\sim 15^{\circ}$ 之间;从襟翼偏转到桨叶变距响应的滞后约 $20^{\circ}\sim 30^{\circ}$.不同桨叶/襟翼自身的结构及气动特性差异,会一定程度的影响桨距控制的实际效果.

关 键 词: 电控旋翼; 襟翼; 桨距; 自适应滤波; 桨距控制试验

中图分类号: V249

文献标志码: A

Experiment on blade pitch control of electrically controlled rotor based on adaptive filter control algorithm

LU Yang, DONG Wei-sheng, HONG Liang, FENG Jian-bo

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: A new control algorithm based on the adaptive filter in time domain was brought forward. Based on this, the control system of electrically controlled rotor (ECR) blade pitch with double closed-loop was developed. Then, utilizing the test rig of model ECR, the pitch control experiments were performed in hover state. The experiments show that the developed control system of ECR blade pitch can work reliably through the tests. The control law based on the adaptive filter is successful in ECR collective pitch control, cyclic pitch control and collective pitch mixing with cyclic pitch control. The amplitude of the blade pitch was fitted well with the expected value, and the phase lag was about $10^{\circ}\sim 15^{\circ}$. The phase lag between the servo flap deflection and the response of blade pitch was about $20^{\circ}\sim 30^{\circ}$. Because of the structural and aerodynamic differences among different blades and servo flaps, the effect of blade pitch control will be reduced to some extent.

Key words: electrically controlled rotor (ECR); servo flap; blade pitch;
adaptive filter; blade pitch control experiment

电控旋翼(ECR)是美国于 21 世纪初提出的一种新概念旋翼系统,它通过位于各片桨叶上的伺服襟翼取代直升机原有自动倾斜器和机械操纵

杆系实现对旋翼的操纵,可大幅简化操纵系统、提高直升机质量效率^[1].电控旋翼的基本工作原理为:通过驾驶杆产生操纵电信号,经电缆、集流环、

收稿日期:2011-12-05

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121218.0859.201212.2706_011.html

基金项目:国家自然科学基金(50805074);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:直升机动力学及其控制、直升机设计.

旋翼轴、桨毂,最后传到位于桨叶的电作动器,作动器驱动伺服襟翼做每转一次的周期偏转运动,利用襟翼产生的俯仰力矩通过气弹作用改变桨叶的桨距,最终实现旋翼操纵的目的。

2001 年,美国国家航空航天局 Ames 研究中心的 Orimiston 首次对电控旋翼用于旋翼操纵的可行性进行了研究^[2]。2003—2010 年,美国 Maryland 大学的 Shen 等人先后针对电控旋翼气弹建模与分析、桨叶和襟翼参数优化设计、智能材料作动器设计及模型试验开展了研究工作^[3-6]。此外,美国 Sikorsky 公司为将电控旋翼技术应用于直升机型号,已研制了大尺寸电控旋翼系统用于开展试验研究^[7]。国内,南京航空航天大学陆洋等人建立了电控旋翼气弹模型,分析并总结了其气弹响应和操纵规律;研制了摆动式电磁式作动器及原理性电控旋翼试验系统,进行了开环操纵试验研究,验证了电控旋翼的可行性^[8-10]。

如何实现桨距的准确控制是电控旋翼技术的核心问题。由于旋翼气动力环境十分复杂,且随直升机飞行状态变化而改变,因此电控旋翼襟翼偏转到桨叶变距环节的传递特性也不断改变,这就要求电控旋翼的桨距控制律能够在各种飞行条件下均能实现桨距的准确控制。国内,作者首先采用了 PID(proportion integration differentiation)控制算法对电控旋翼桨距进行了悬停状态桨距闭环控制试验,总距操纵效果尚可,周期变距控制效果一般,且不同试验状态需调整使用不同的 PID 参数^[11]。因此,从实用角度考虑,电控旋翼必须采用自适应控制方法。国外目前尚无公开的关于电控旋翼桨距自适应控制的相关文献,但利用伺服襟翼进行自适应振动控制的研究工作已开展多年^[12-13],其所发展的基于自适应滤波的控制方法对电控旋翼桨距控制具有很好的借鉴意义。因此,作者将用于直升机主动振动控制的自适应滤波方法引入电控旋翼桨距控制,初步仿真结果证明了其有效性^[14]。在此基础上,又进一步提出了可提高收敛速度及稳定性的基于自适应滤波的改进算法,仿真结果表明控制效果良好^[15]。为验证文献^[15]所提出的自适应方法用于桨距控制的可行性和有效性,本文利用模型电控旋翼试验系统开展了基于自适应滤波的电控旋翼桨距控制试验。

1 基于自适应滤波的桨距控制方法

基于自适应滤波的桨距控制算法原理如图 1 所示。其中 $H(z)$ 表示次级通道,包括襟翼控制

器、D/A 转换、功率放大器、电作动器、传动机构、襟翼、桨叶、桨距角传感器等环节。 $W(z)$ 为主动控制滤波器,在整个控制系统中 $W(z)$ 会随着被控系统特性的改变而改变。 $\hat{H}(z)$ 为次级通道辨识滤波器,通过添加白噪声在线辨识次级通道 $H(z)$ 。 k 为缩放因子, $x(n)$ 为期望的桨距输入信号, $e(n)$ 为系统的反馈误差信号,LMS 为最小均方根。

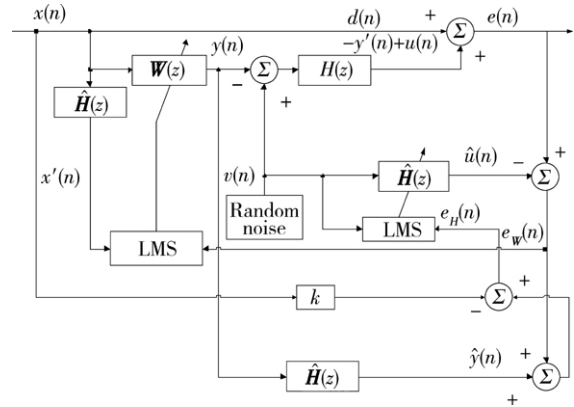


图 1 基于自适应滤波的电控旋翼桨距控制算法原理图

Fig. 1 Scheme of algorithm of ECR pitch control based on adaptive filter

该算法是在文献^[14]基于误差通道在线辨识的自适应滤波方法基础上的改进,其核心是用 $k \cdot x(n)$ 替换原次级通道辨识滤波器,可有效减小控制计算量,提高控制实时性和收敛速度。算法归纳如下:

$$y(n) = w(n) * x(n), \quad \hat{u}(n) = \hat{h}(n) * v(n) \quad (1)$$

$$\hat{y}'(n) = \hat{h}(n) * y(n), \quad x'(n) = \hat{h}(n) * x(n) \quad (2)$$

$$e_w(n) = e(n) - \hat{u}(n) \quad (3)$$

$$e_H(n) = e(n) - \hat{u}(n) - k \cdot x(n) + \hat{y}'(n) \quad (4)$$

$$w(n+1) = w(n) + \mu_w \cdot x'(n) \cdot e_w(n) \quad (5)$$

$$\hat{h}(n+1) = \hat{h}(n) + \mu_H \cdot v(n) \cdot e_H(n) \quad (6)$$

式中 $w(n)$ 为 $W(z)$ 的权系数向量, $\hat{h}(n)$ 为 $\hat{H}(z)$ 的权系数向量, μ_w 和 μ_H 分别为 $W(z)$ 和 $\hat{H}(z)$ 的收敛系数, $x'(n)$ 为经过误差通道辨识模型滤波的信号, $v(n)$ 为用于辨识误差通道的噪声信号,“*”表示卷积。

然而,在实际系统中,误差信号 $e(n)$ 中通常会混入诸如测量噪声等与参考输入信号不相关的干扰信号 $n_e(n)$, 将会在每一控制步中影响瞬态

权函数,从而导致系统的收敛性变差,甚至发散.因此,为提高系统收敛速度和鲁棒性,进一步采用对主动控制滤波器 $W(z)$ 的权函数添加约束控制的方法来减小干扰信号 $n_e(n)$ 对权函数的影响^[16].其算法如下:

$$w(n+1) = \begin{cases} w(n+1), & \text{if } \|w(n+1)\| \leq b \\ \frac{b \cdot w(n+1)}{\|w(n+1)\|}, & \text{if } \|w(n+1)\| > b \end{cases} \quad (7)$$

式中 $\|\cdot\|$ 表示欧几里得范数, b 为可调参数,用来约束权函数 $w(n)$ 的范数,该值需根据实际情况进行调整,以获得最佳控制效果.

2 试验系统与试验原理

2.1 模型电控旋翼试验系统

基于自适应滤波的电控旋翼桨距控制试验在作者所开发的模型电控旋翼试验系统上进行.该试验系统由模型电控旋翼试验台和测控系统组成.图 2、图 3 分别为模型电控旋翼试验台和电控旋翼测控系统的实物照片.

模型电控旋翼采用 2 片桨叶跷跷板构型,旋翼直径为 2.8 m,桨叶弦长为 178 mm,桨叶预安装角为 11° ,桨根弹簧扭转刚度为 $26.4 \text{ N} \cdot \text{m}/\text{rad}$;襟翼长度为 0.2 m,弦长为 50 mm,襟翼径向安装位置为 $0.6R \sim 0.8R$.自行研制的摆动式电磁作动器固定在桨毂外套筒上,作动器通过埋入桨叶内部的微型摇臂拉杆机构驱动后缘襟翼运动.作动器后端安装有角度传感器,用于位置反馈.此外,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.

模型电控旋翼由 1 台 7.5 kW 三相交流电机

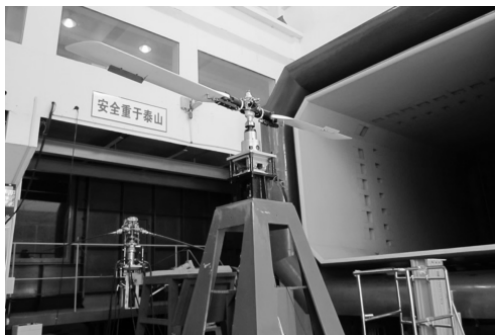


图 2 模型电控旋翼试验台

Fig. 2 Test rig of the improved ECR system



图 3 电控旋翼测控系统

Fig. 3 Measuring and controlling system of ECR

驱动,通过变频器控制其工作转速.在电机轴的底端安装有只 9 位绝对式编码器,用以提供控制所需的旋翼方位角信号.

试验中,信号采集及滤波通过 NI USB6221 多功能数据采集卡完成,采集信号包括:2 只作动器的出轴转角、2 片桨叶的桨距角、旋翼挥舞角以及旋翼方位角.在正式试验开始前,完成了各传感器的标定工作.摆动式电磁作动器的角位置控制通过研华 PCI1710 多功能卡实现;桨距控制则通过 DSP2812 控制器实现.

2.2 电控旋翼桨距控制试验原理

电控旋翼桨距控制采用双闭环控制方式,其中,内环为襟翼(作动器)位置环,外环为桨距位置环.

电控旋翼桨距控制原理如图 4 所示. DSP2812 桨距控制器根据设定的桨距期望值和各片桨叶的桨距反馈信号,经过自适应滤波算法处理得到需要的襟翼偏角,输出给 PCI1710 襟翼控制器,通过相应算法解算出电磁作动器的电压控制信号,进一步经功率放大器和集流环,驱动位于桨毂的电磁作动器运动,通过传动机构带动襟翼偏转,实现桨叶变距.

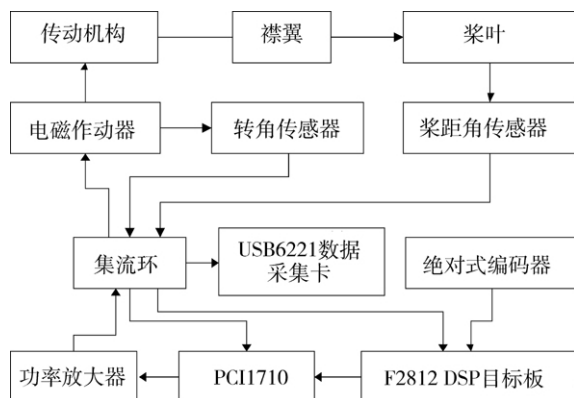


图 4 电控旋翼桨距控制原理图

Fig. 4 Flowchart of ECR pitch control principle

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.因此,在本试验中,以电磁作动器转角替代襟翼偏角作为反馈信号,作动器与襟翼之间的传动拉杆则作为线性环节处理.因此,襟翼位置控制实为作动器的转角闭环控制.两只作动器位置闭环控制采用常规 PID 方法,算法基于 Matlab/RTW 模块和 PCI1710 多功能卡实现.图 5 给出了基于 Matlab/RTW 的作动器闭环控制实时运行环境.图中

给出了两只作动器的独立控制模块;每个控制模块左端的 2 个输入信号分别为由 DSP2812 桨距控制器输入的襟翼转角期望信号和作动器角度反馈信号,右端信号为控制输出信号.

桨距控制采用前文所述的自适应滤波算法,利用 Matlab/RTW 工具箱和 TI CCS3.3 直接生成实时运行代码,经适当修改即可运行.桨距控制的实时运行环境如图 6 所示.其中,2 片桨叶的桨距角传感器作为反馈信号输入 DSP2812 A/D 端

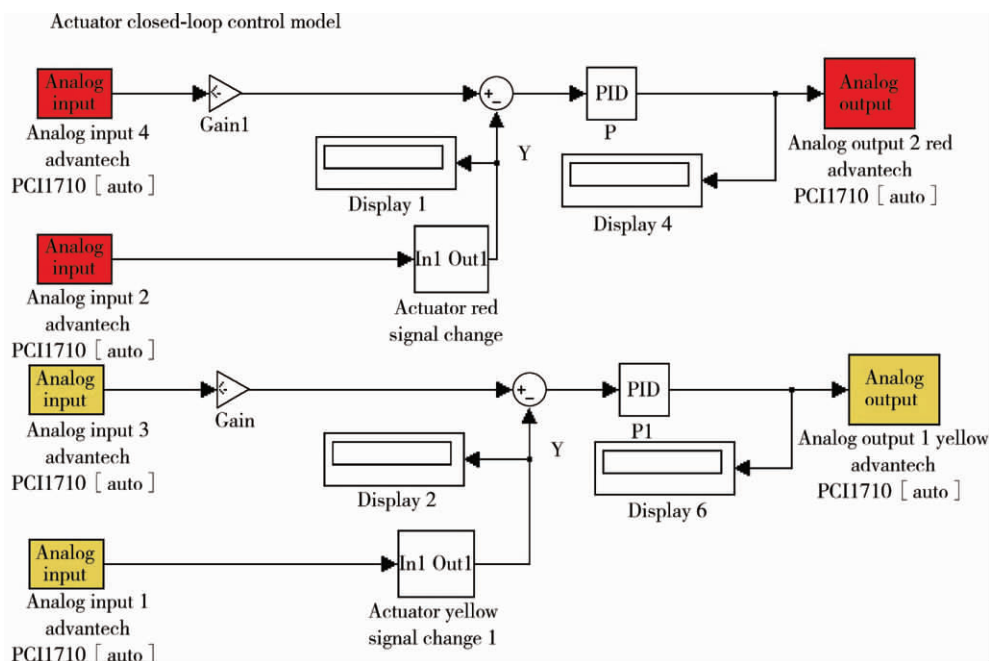


图 5 作动器闭环控制 Matlab/RTW 运行环境

Fig. 5 Matlab/RTW closed-loop control interface of actuator

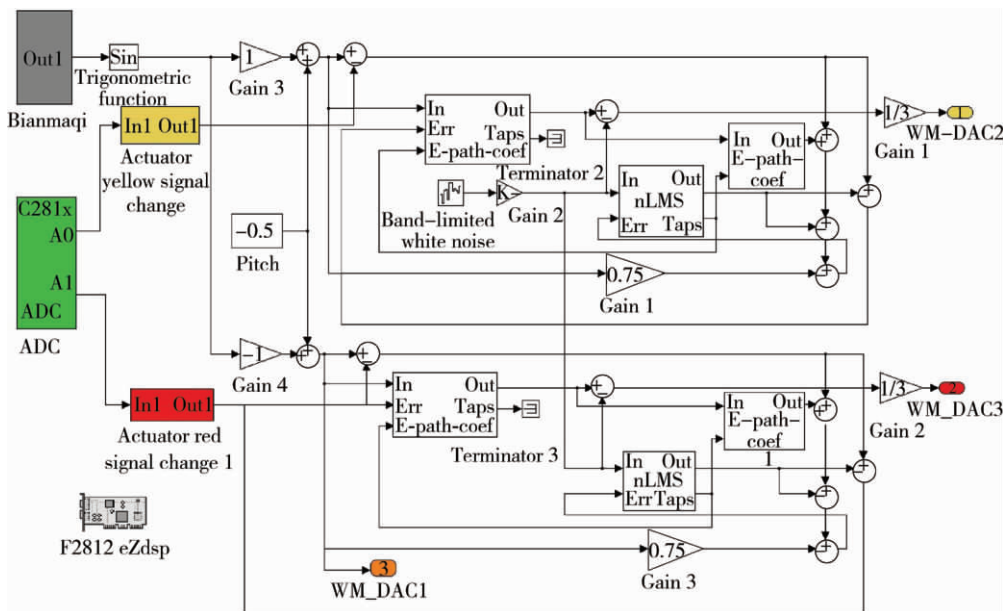


图 6 基于自适应滤波的桨距控制 Matlab/RTW 运行环境

Fig. 6 Matlab/RTW closed loop control interface of blade pitch based on adaptive filter

口,绝对式编码器提供方位角信号输入 DSP I/O 端口,作为桨距期望信号的相位值,同时也作为时域自适应滤波控制中的参考信号。

3 基于自适应滤波的桨距控制试验

基于自适应滤波的电控旋翼桨距控制试验在模型电控旋翼悬停状态下进行,旋翼工作转速为 300 r/min. 根据前期模型电控旋翼桨距开环试验的结果^[11],旋翼转速为 300 r/min 时,襟翼每偏转 10° ,桨距改变约 1° ;而襟翼设计偏转角度范围为 $\pm 40^\circ$,因此在该转速条件下,桨叶变距变化范围为 $\pm 4^\circ$. 为安全起见,试验过程中桨距变化范围控制在 $\pm 2^\circ$ 以内。

为模拟直升机旋翼实际操纵情况,试验包括下述 3 种情况:旋翼总距控制(总距为 1°)、旋翼周期变距控制(纵向周期变距为 1°),以及旋翼总距叠加周期变距控制(总距为 0.5° 叠加纵向周期变距为 1°)。需要说明的是此处旋翼总距、周期变距均指增量值。定义桨叶桨距角抬头为正,襟翼偏角前缘向下为正。

以仿真研究中所设置的控制器参数为基础^[15],调整并设置试验时各控制器参数。参数选取原则如下:增大滤波器收敛系数可提高桨距控制收敛速度,但会降低稳定性;增大噪声增益有利于误差通道的辨识,但会影响控制效果;缩放因子在 0.75 左右具有最佳的误差通道辨识效果。最终确定的控制器参数如下:主动控制滤波器收敛系数 μ_w 为 0.002,噪声增益为 0.5,辨识滤波器收敛系数 μ_H 为 0.001,缩放因子 k 为 0.75,主动控制滤波器约束权函数 b 为 13;各滤波器权系数初值均为 0,阶数为 64。

图 7 和图 8 分别给出了旋翼为 1° 总距控制时 2 片桨叶桨距角的时间历程(7 s 末开始施加桨距自适应控制,之前为无控状态),图 9 则给出了对应襟翼偏角的时间历程。

从图 7 和图 8 中可以看出,无控制时,1 号桨叶、2 号桨叶的桨距角分别为 -2.6° 和 -1.7° ;施加控制后,2 片桨叶的桨距响应均十分迅速,但有约 1.5° 的超调,经过约 5 s 的调节时间后均达到稳态值 1° ,其中 1 号桨距角略低于期望值。总体而言控制效果良好。从图 9 中则可以看出,1 号襟翼偏角变化范围约为 40° ,2 号襟翼偏角变化范围则为 32° 左右,达到稳态后 2 片襟翼的偏角相差 3° 左右。

值得注意的是,由于硬件条件限制,本次试验

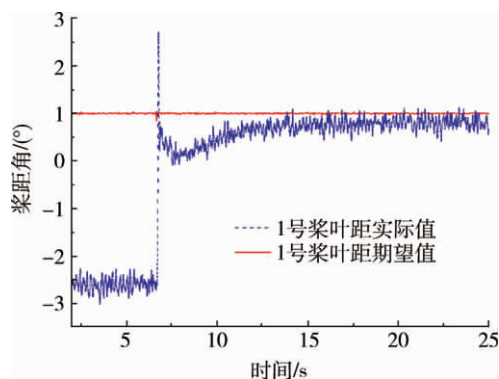


图 7 总距为 1° 控制时桨叶 1 桨距响应

Fig. 7 Response of blade 1 pitch angle with 1° collective pitch control

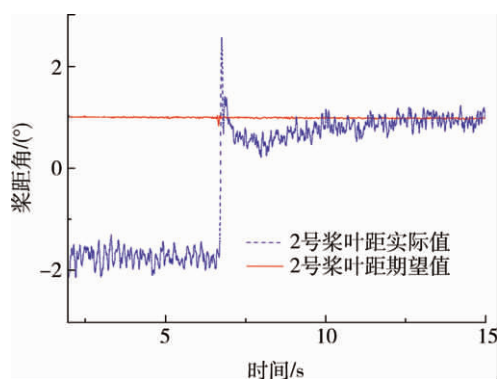


图 8 总距为 1° 控制时桨叶 2 桨距响应

Fig. 8 Response of blade 2 pitch angle with 1° collective pitch control

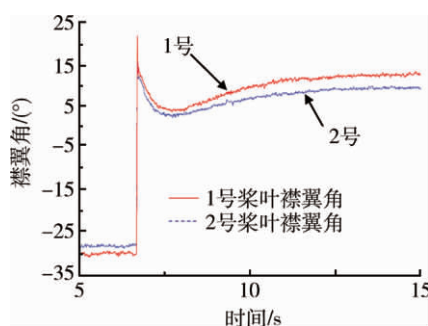


图 9 总距为 1° 控制时襟翼偏角响应

Fig. 9 Response of servo-flap deflection with 1° collective pitch control

中控制器中各滤波器权系数均从零初值开始进行调节,控制系统的收敛快慢影响了调节时间。可以想象,若设置合适的初值,将会有效缩短调节时间。

图 10 和图 11 则给出了旋翼为 1° 纵向周期变距控制达到稳态时 2 片桨叶桨距角的时间历程,图 12 给出了对应襟翼偏角的时间历程。

从图 10、图 11 中可以看出,2 片桨叶的实际

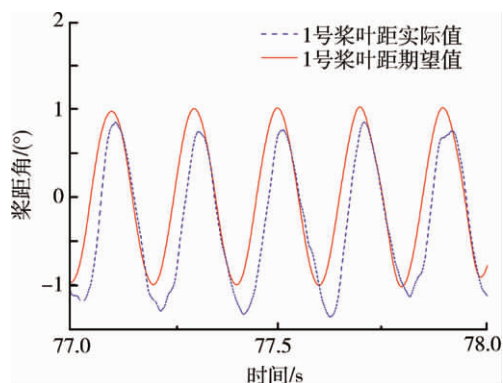


图10 纵向周期变距为 1° 控制时桨叶1桨距响应
Fig. 10 Response of blade 1 pitch angle with 1° longitude cyclic pitch control

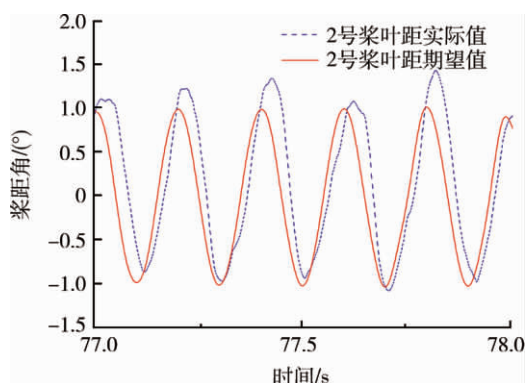


图11 纵向周期变距为 1° 控制时桨叶2桨距响应
Fig. 11 Response of blade 2 pitch angle with 1° longitude cyclic pitch control

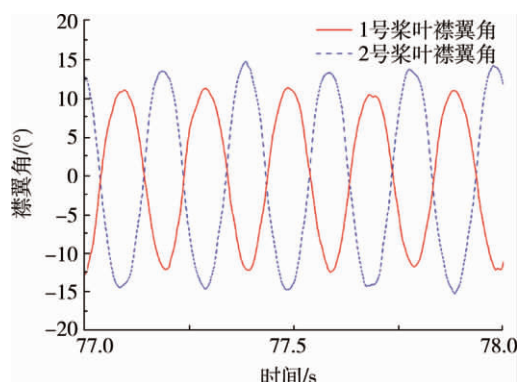


图12 纵向周期变距为 1° 时襟翼偏角响应
Fig. 12 Response of servo-flap deflection with 1° longitude cyclic pitch control

桨距波形良好,幅值与期望值均很接近,只是1号桨叶负峰值略大,2号桨叶正峰值略大;1号桨叶的相位滞后约为 20° ,2号桨叶滞后约为 7° 。总体

而言控制效果良好。2片桨叶桨距控制效果的少量差异是由于不同桨叶/襟翼的结构和气动外形差异造成的。从图12可以看出,2片襟翼的运动反向,这是由于2片桨叶相位角相差 180° ;襟翼偏角幅值分别为 12° 和 14° ,此差异同样是由2片桨叶/襟翼自身的差异引起的。从襟翼偏转到桨叶变距响应的滞后约为 $20^\circ \sim 30^\circ$,与文献[1]的结论是相符的。

图13和图14给出了旋翼为 0.5° 总距叠加为 1° 纵向周期变距控制达到稳态时2片桨叶桨距角的时间历程。图15给出了对应襟翼偏角的时间历程。

从图13、图14中可以看出,对于总距叠加周

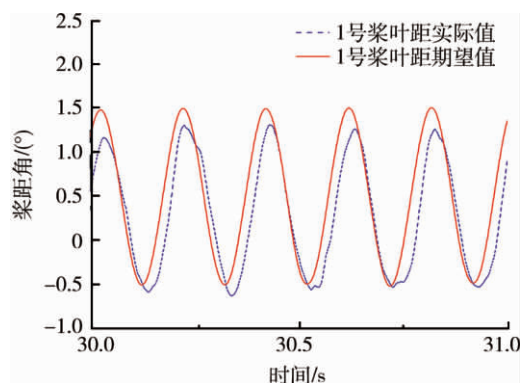


图13 总距为 0.5° 叠加纵向周期变距为 1° 时桨叶1桨距响应

Fig. 13 Response of blade 1 pitch angle with 0.5° collective pitch together with 1° longitude cyclic pitch control

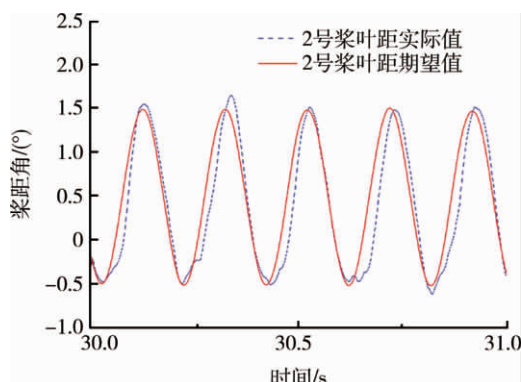


图14 总距为 0.5° 叠加纵向周期变距 1° 时桨叶2桨距响应

Fig. 14 Response of blade 2 pitch angle with 0.5° collective pitch together with 1° longitude cyclic pitch control

期变距操纵情况,2片桨叶的实际桨距波形较好,平均值和幅值与期望值都很接近,1号桨叶负峰值仍略大,2号桨叶幅值与期望值符合的很好;2片桨叶的相位滞后仍在 10° 至 15° 左右,与仅有周期变距控制情况相当.总体而言控制效果良好.从图15可以看出,2片襟翼的运动反向,与实际情况相符;襟翼偏角平均值分别为 6° 和 2° ,此差异是由总距操纵引起的;襟翼偏角幅值分别为 11° 和 13° ,此差异同样是由2片桨叶/襟翼自身的结构而后气动差异引起的.从襟翼偏转到桨叶变距响应的滞后约为 $20^{\circ}\sim 30^{\circ}$,这与仅有周期变距操纵情况类似.

最后,以2号桨叶为例,图16给出了典型试

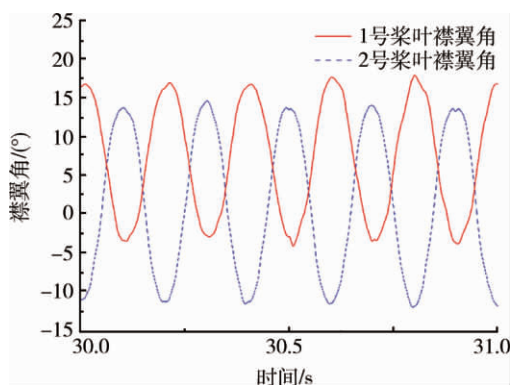


图15 总距为 0.5° 叠加纵向周期变距 1° 时襟翼偏角响应

Fig. 15 Response of servo-flap deflection with 0.5° collective pitch together with 1° longitude cyclic pitch control

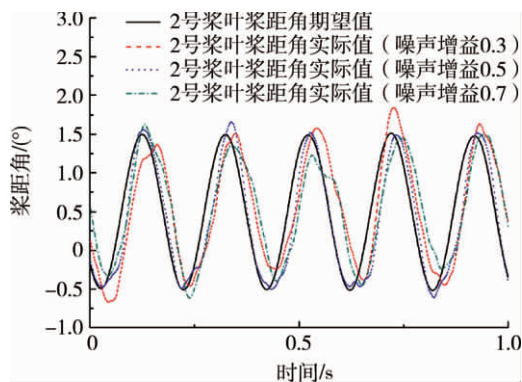


图16 不同噪声增益对桨距控制效果的影响(总距为 0.5° 叠加纵向周期变距为 1°)

Fig. 16 Comparison of response of blade 2 pitch angle in different noise gains (0.5° collective pitch together with 1° longitude cyclic pitch control)

验状态下(第3组试验, 0.5° 总距叠加为 1° 纵向周期变距控制),不同噪声增益对桨距控制效果的影响.从图中可以看出,噪声增益为0.5时控制效果最好,过大或过小的噪声均会使控制效果变差,幅值误差和相位滞后增大.这与仿真得到的结论是一致的.

4 结 论

本文开展了悬停状态下基于自适应滤波的电控旋翼桨距控制试验,得出结论如下:

1) 所提出的基于自适应滤波的桨距控制律可以很好地实现电控旋翼的总距、周期变距以及总距耦合周期变距操纵.桨距响应幅值基本满足要求,相位滞后约在 $10^{\circ}\sim 15^{\circ}$ 之间.从襟翼偏转到桨叶变距响应的滞后约为 $20^{\circ}\sim 30^{\circ}$.

2) 所研制的双闭环电控旋翼桨距控制系统,能够有效、可靠地实现襟翼操纵和桨距控制.

3) 不同桨叶/襟翼自身的结构及气动特性差异,会影响桨距控制的实际效果.因此提高各片桨叶的一致性,也是改善控制效果的途径之一.

4) 今后电控旋翼桨距控制律的进一步改进可集中在如何减小总距操纵响应的初始超调,以及减小周期变距操纵的相位滞后.

参考文献:

- [1] 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 controller rotor system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics,2004. (in Chinese)
- [2] Ormiston R A. Aeroelastic considerations for rotorcraft primary control with on-blade elevons[C]// American Helicopter Society 57th Annual Forum. Washington: AHS, 2001:464-481.
- [3] Shen J, Chopra I. Aeroelastic stability of trailing-edge flap helicopter rotors[J]. Journal of American Helicopter Society, 2003, 48(4): 236-243.
- [4] Bao J, Allen K, Chopra I. Design and test of a Mach scale swashplateless rotor using smart trailing-edge flaps[C]// American Helicopter Society 62th Annual Forum. Phoenix: AHS, 2006:622-631.
- [5] Copp P, Chopra I. Continued development of a Mach scale swashplateless rotor with integrated trailing edge flaps [C]// American Helicopter Society 64th Annual Forum. Montréal: AHS, 2008:327-335.
- [6] Falls J, Datta A, Chopra I. Design and analysis of trailing-edge flaps and servotabs for primary control[J]. Journal of American Helicopter Society, 2010, 55(3): 5-15.
- [7] Lorber P F, Oneill J O, Isbella B. Whirl test of a large scale high authority active flap rotor[C]// American Helicopter

- Society 66th Annual Forum. Phoenix: AHS, 2010: 218-236.
- [8] 陆洋,王浩文,高正. 电控旋翼气弹设计参数研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(6): 697-702.
LU Yang, WANG Haowen, GAO Zheng. Aeroelastic parameter design for electrical controlled rotor[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2004, 36(6): 697-702. (in Chinese)
- [9] 陆洋,王浩文,高正. 原理性电控旋翼系统试验研究[J]. 空气动力学学报, 2006, 24(2): 250-255.
LU Yang, WANG Haowen, GAO Zheng. Experimental research on the testing electrically controlled rotor system[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2006, 24(2): 250-255. (in Chinese)
- [10] 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)
- [11] 夏鹤鸣,陆洋. 悬停状态电控旋翼桨距控制[J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2213-2220.
XIA Heming, LU Yang. Study on the blade pitch control of electrically controlled rotor in hover[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2213-2220. (in Chinese)
- [12] Roget B, Chopra I. Wind-tunnel testing of rotor with individually controlled trailing-edge flaps for vibration reduction[J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(3): 868-879.
- [13] 杨铁军,顾仲权,鲁明月. 基于误差通道在线辨识的直升机结构振动主动控制研究[J]. 航空学报, 2004, 25(1): 36-40.
YANG Tiejun, GU Zhongquan, LU Mingyue. Investigation of the active control of helicopter structural vibration with online secondary path modeling[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2004, 25(1): 36-40. (in Chinese)
- [14] Hong L, Lu Y. Simulation of adaptive blade pitch control for electrically controlled rotor[C]// International Conference on Intelligent System Design and Engineering Application. Changsha: Hunan University of Technology, 2010: 374-377.
- [15] Dong W, Lu Y. Improved algorithm simulation of adaptive blade pitch control for electrically controlled rotor[C]// International Conference on Intelligent System Design and Engineering Application. Sanya: Hunan University of Technology, 2012: 691-695.
- [16] Lan H, Zhang M, Ser W. A weight-constrained Fx-LMS algorithm for feed forward active noise control systems[J]. IEEE Signal Processing Letters, 2003, 9(1): 1-4.