

文章编号: 1000-8055(2009)10-2213-08

悬停状态电控旋翼桨距控制

夏鹤鸣, 陆 洋

(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: 针对改进型电控旋翼系统, 首先建立了其各控制环节的数学模型, 采用串级 PID (proportion integration differentiation) 控制算法设计了悬停状态下电控旋翼桨距控制律, PID 参数根据 Ziegler Nichols 方法进行整定. 通过仿真计算分析, 初步验证了该控制算法对于桨距控制的有效性. 以上述控制方法为基础, 进一步开展了悬停状态下电控旋翼桨距控制的闭环试验研究, 成功的实现了电控旋翼桨距幅值和相位的控制, 验证了串级 PID 电控旋翼桨距控制算法的正确性和有效性.

关 键 词: 电控旋翼; 桨距; 仿真; 控制系统

中图分类号: V249 文献标识码: A

Study on the blade pitch control of electrically controlled rotor in hover

XIA He ming, LU Yang

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics,

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

Abstract: In order to control the blade pitch of the electrically controlled rotor (ECR) accurately, the mathematic models of every part of the ECR system were built based on the improved ECR system. Then the cascade proportion integration differentiation (PID) control method was introduced to design the control law for the blade pitch of ECR in hover based on the mathematic models, and the PID parameters were tuned with the Ziegler Nichols method. The results of the simulation analysis verified preliminarily the effectiveness of this control method. Based on the method, the open loop and closed-loop control experiments were carried out for collective and cyclic pitch control in hover. Successful control of the amplitude and phase of ECR blade pitch was realized. And the test results verified the accuracy and effectiveness of the cascade PID control method as well.

Key words: electrically controlled rotor (ECR); blade pitch; simulation; control system

电控旋翼又称无自动倾斜器旋翼, 是本世纪初被提出的一种新概念旋翼系统. 相对于传统的旋翼操纵系统, 电控旋翼有着巨大的优势和广阔的应用前景. 从 2000 年开始, 欧美多家高校及研究中心针对电控旋翼展开了相关研究. 其中, 美国 Maryland 大学的相关研究开展得最为深入, Chopra, Shen, Bao, Copp 等人先后针对电控旋翼气弹

动力学、飞行力学、参数优化和后缘襟翼优化开展了理论探索^[1-6], 并正在开展电控旋翼的试验研究^[7]. 在国内, 陆洋、王浩文等人针对电控旋翼系统进行了理论分析和操纵试验研究^[8], 包括气弹动力学建模及分析, 原理性电控旋翼系统研制, 以及初步的操纵试验研究. 目前, 国外的电控旋翼均采用智能材料作动器驱动, 受限于较小的驱动位

收稿日期: 2008-09-28; 修订日期: 2009-05-22

基金项目: 国家自然科学基金(50805074); 航空创新基金(08A52001)

作者简介: 夏鹤鸣(1983-), 男, 江苏如皋人, 硕士, 主要研究领域为新概念旋翼设计.

通讯作者: 陆洋(1977-), 男, 江苏大丰人, 副教授, 博士, 主要研究领域为直升机动力学及其控制、直升机设计.

移及功率,在电控旋翼的试验上受到了较大的阻碍,目前国外正集中于研究如何减小襟翼的铰链力矩和增大智能作动器的输出功率和位移.国内电控旋翼则采用了功率位移足够的电磁作动器(缺点是尺寸质量大),暂时避开了作动器的困扰,可以进一步开展相应的试验研究.因此,可以说国内外在电控旋翼的研究上研究思路是有所差别的.从原理性电控旋翼的试验结果经分析可以发现,开环操纵无法获得满意的操纵效果,主要表现在无法达到预期的桨距幅值和相位,因此有必要进行闭环控制,实现电控旋翼桨距的准确控制.

本文首先针对改进型电控旋翼各控制环节建立了数学分析模型,在此基础上,给出了用于电控旋翼桨距控制的串级PID(proportion integration differentiation)算法.通过对该算法的仿真与分析,验证了其有效性,最后通过对电控旋翼桨距控制的闭环试验,验证了该算法的正确性,最终实现了悬停状态下电控旋翼桨距的良好控制.

1 电控旋翼控制系统建模

本文研究对象为改进型电控旋翼,其三维图如图 1 所示,改进型电控旋翼的桨距控制系统主要包括位于桨毂支臂的作动器、位于桨叶内部的传动机构以及后缘襟翼.因此改进型电控旋翼控制系统的建模主要包括以下几部分:电磁作动器的建模、传动机构的建模、襟翼操纵与桨叶变距关系的建模.



图 1 改进型电控旋翼三维结构图

Fig. 1 Three dimensional model of the improved electrically controlled rotor (ECR)

1.1 电磁作动器建模

改进型电控旋翼所采用的摆动式电磁作动器为自行研制,该电磁作动器主要由导磁体、线圈、转子、永磁体、角度传感器等几部分组成.实物图如图 2 所示.

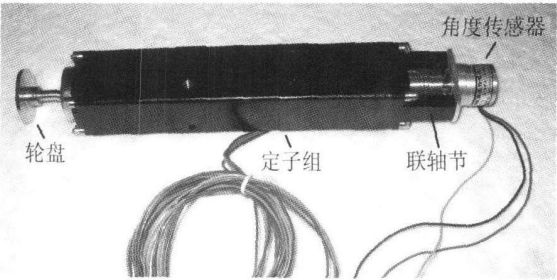


图 2 电磁作动器实物图

Fig. 2 Electromagnetic actuator for ECR

以电磁作动器的电枢电流 $I(s)$ 为输入量,以作动器的输出角位移 $\Omega(s)$ 为输出量,为便于计算,做以下三点假设:①两相绕组完全对称,定子电流、转子磁场分布皆对称;②电枢绕组在定子内表面均匀连续分布;③磁路不饱和,不计涡流和磁滞损耗.

首先建立电磁转矩的动态方程,参照直流无刷电机的计算公式,作动器的转子输出的电磁扭矩可以表示为

$$T_{em} = K F_a F_r \sin \alpha \tag{1}$$

式中 K 为经验系数, F_r 为转子磁动势, F_a 为定子电枢磁动势, α 为电角度.

$$F_a(t) = 2NI(t) \tag{2}$$

式中 I 为线圈工作电流, N 为电枢线圈匝数.对电磁扭矩在高频率运动时,电角度对系统输出的扭矩波动比较小,加上电磁作动器的偏转角度在 $\pm 45^\circ$,所以取电磁转矩的均值

$$T_{em}(t) = 1.6KNF_r I(t) \tag{3}$$

其次建立电磁作动器的动态转矩平衡方程

$$T_{em}(t) - T_c(t) = J_{eq}^k \frac{d^2 \Omega(t)}{dt^2} \tag{4}$$

$$T_c(t) = T_s(t) + K_c \frac{d \Omega(t)}{dt} \tag{5}$$

式中 T_c 为电磁作动器输出轴上的总阻转矩, T_s 为负载转矩, K_c 为摩擦阻尼系数, J_{eq}^k 为系统折算到作动器输出轴上的总转动惯量, Ω 为电磁作动器输出角.

由式(3)~(5)联立得

$$J_{eq}^k \frac{d^2 \Omega(t)}{dt^2} + K_c \frac{d \Omega(t)}{dt} = 1.6KNF_r I(t) - T_s(t) \tag{6}$$

以作动器的角位移 $\Omega(s)$ 为输出量,令干扰力矩 $T_s = 0$,可导出作动器的传递函数为

$$\frac{\Omega_c(s)}{I(s)} = \frac{1}{s} \frac{6K N F_r}{J_{eq}^k s + K_c} \quad (7)$$

1.2 连接襟翼与作动器传动机构建模

机械传动机构主要由连杆机构和旋转机构组成, 其运动形式相对确定, 各机构之间的位置相对固定, 运动关系确定, 若忽略摩擦、间隙等非线性因素, 电磁作动器输出角位移 $\Omega_c(s)$ 与襟翼偏角 $\delta(s)$ 之间的传递关系可视为比例环节, 数学模型可用增益 $K_j = \frac{\delta(s)}{\Omega_c(s)}$ 表示.

1.3 襟翼操纵与桨叶变距关系建模

根据文献[9-10]以采用刚体桨叶的铰接式电控旋翼为研究对象, 不考虑桨叶挥扭耦合, 认为桨叶重心、焦点、弹性中心三心合一, 均在 1/4 轴线上, 则有如下变距运动方程:

$$I_f \ddot{\theta} + I_f \Omega^2 \theta + k_0 \theta = \int_0^R M_0 dr \quad (8)$$

式中左端第一项为惯性扭矩, 第二项为离心力引起的俯仰力矩, 第三项为弹簧力矩, 右端项为气动俯仰力矩. 其中桨距

$$\theta = \theta_{pre} + \theta \quad (9)$$

式中 θ_{pre} 为桨叶预安装角, θ 为由襟翼操纵引起的桨距值

$$\theta = \theta_0 + \theta_{1c} \cos \psi + \theta_{1s} \sin \psi \quad (10)$$

式中 θ_0 和 θ_{1c} , θ_{1s} 分别为襟翼操纵引起的当量总距和当量横、纵向周期变距值. I_f 为桨叶对变距轴线的总质量惯矩, k_0 为等效桨根弹簧扭转刚度系数, M_0 为叶素气动力对变距轴线的俯仰力矩 (定义抬头为正).

对于变距轴线在 1/4 弦线处的非对称翼型, 带襟翼翼型气动俯仰力矩可表示为

$$M_0 = -\frac{1}{4} \rho c^2 W^2 (T_{15} + l T_{22}) \delta + \frac{1}{2} \rho c^2 W^2 C_M \quad (11)$$

上式右边第一项为襟翼引起的气动俯仰力矩, 第二项为非对称翼型的零升力矩.

由此可写出桨叶总气动俯仰力矩 M_p 的表达式

$$M_p = \int_0^R M_0 dr = D \int_0^1 (\bar{r} + \mu \sin \psi)^2 \delta d\bar{r} + E \int_0^1 (\bar{r} + \mu \sin \psi)^2 d\bar{r} \quad (12)$$

式中常数

$$D = -\frac{1}{4} \rho \Omega^2 R^3 c^2 (T_{15} + l T_{22}),$$

$$E = \frac{1}{2} \rho \Omega^2 R^3 c^2 C_M$$

把式(9)~(12)代入式(8), 化简后可写为

$$I_f \ddot{\theta} + (I_f \Omega^2 + k_0) \theta + I_f \Omega^2 \theta_{pre} = D \int_0^1 (\bar{r} + \mu \sin \psi)^2 \delta d\bar{r} + E \int_0^1 (\bar{r} + \mu \sin \psi)^2 d\bar{r} \quad (13)$$

悬停状态下, 前进比 $\mu = 0$, 设桨叶预安装角 $\theta_{pre} = 0$, 则式(13)可简化为

$$I_f \ddot{\theta} + (I_f \Omega^2 + k_0) \theta = D \int_0^1 \bar{r}^2 \delta d\bar{r}$$

于是, 襟翼偏角与其引起的桨叶桨距变化间的传递函数可表达为

$$\frac{\theta_f(s)}{\delta(s)} = \frac{D \int_0^1 \bar{r}^2 d\bar{r}}{s^2 I_f + I_f \Omega^2 + k_0} \quad (14)$$

2 计算与分析

以改进型电控旋翼为研究对象, 其主要参数见表 1.

表 1 改进型电控旋翼主要参数
Table 1 Main parameters of improved electrically controlled rotor (ECR)

参数	数值
旋翼半径/ m	1.40
翼型	O A212
桨叶弦长/ m	0.178
旋翼转速/(r/min)	700
桨叶负扭度/(°)	-4
桨根扭转刚度/(N·m/rad)	26.4
襟翼长度/ m	0.2
襟翼弦长/ m	0.05
襟翼中点径向位置	0.7R
襟翼移轴补偿率	0.24
桨叶预安装角/(°)	11
桨叶扭转惯性矩/(kg·m)	0.00414

电磁作动器的输出功率主要消耗在襟翼铰链力矩和传动机构的惯性力矩上, 经过简化折算到

作动器输出轴上的总转动惯量 $J_{eq}^k = 8.01 \times 10^{-5} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$. 因此电磁作动器实际传递函数为

$$\frac{\Omega_e(s)}{I(s)} = \frac{1}{s(0.00008s + 0.063)} \tag{15}$$

从作动器输出角度到襟翼偏角的传动机构视为比例环节, 按改进型电控旋翼的设计比例, 传动机构的实际增益 $K_j = 0.833$.

把表 1 中的参数代入式(14), 桨叶变距与襟翼偏角在悬停情况下之间的传递函数为

$$\frac{\theta(s)}{\delta(s)} = \frac{D \int_0^1 \bar{r}^2 d\bar{r}}{s^2 I_f + I_f \Omega^2 + k_{\theta}} = \frac{-46.4}{0.00414s^2 + 48.62} \tag{16}$$

3 电控旋翼桨距控制算法设计与仿真

由于为电控旋翼系统专门研制的摆动式电磁作动器本身为不稳定系统, 若不施加控制将无法稳定工作. 因此首先对作动器输出角位移施加 PID 闭环反馈控制, 各 PID 参数基于 Ziegler-Nichols 方法进行参数整定^[11]. 在作动器输出角

位移取得理想控制的基础上, 然后基于式(16), 引入襟翼操纵引起桨叶变距的环节, 对作动器输出角位移到桨叶变距之间施加闭环 PID 反馈控制, 从而与作动器输出角位移 PID 闭环反馈控制构成串级 PID 控制系统. 以下分别进行叙述.

首先, 基于式(15)表示的作动器传递函数, 设计了电磁作动器输出角位移 PID 闭环反馈控制算法, 该算法的 Simulink 仿真框图如图 3 所示. 首先使用 Ziegler-Nichols 方法进行 PID 参数整定, 之后以此为基准进行局部调整以获得理想 PID 控制参数. 最终确定的 PID 参数 $k_p = 10, k_i = 0.15, k_d = 0.3$. 图 4 和图 5 分别给出了阶跃和正弦输入的仿真结果图.

图 4 和图 5 中的左图为系统未进行 PID 参数整定时阶跃和正弦输入的仿真结果. 即此时系统为单位线性反馈控制系统, 其 PID 参数 $k_p = 1, k_i = 0, k_d = 0$, 由图 5 可以看出, 当输入频率为 10 Hz 的正弦信号时, 系统的幅值无法达到期望值, 相位偏差 90° 左右. 经过整定后仿真结果如图 4 和图 5 中的右图所示, 系统经过 PID 整定以后, 当输入阶跃信号时, 系统响应迅速, 动态特性好, 调节时间小于 0.20 s, 并很快达到稳态输出值; 当输入正弦信号时, 系统响应迅速, 稳定后相位一致,

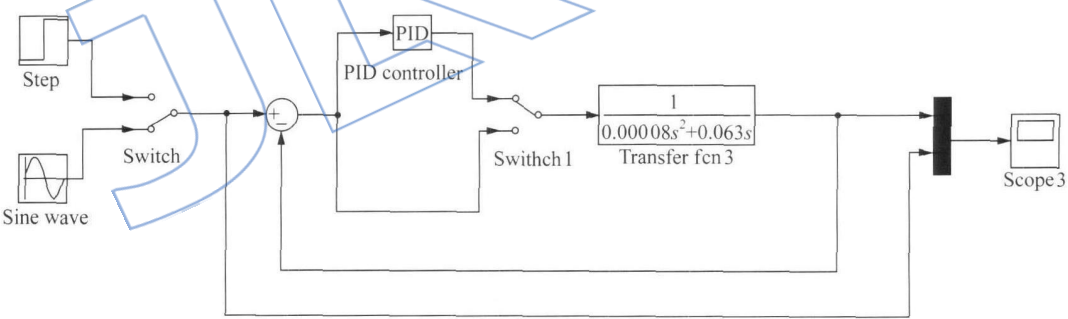


图 3 电磁作动器 PID 控制仿真框图
Fig. 3 PID control simulation frame for the electromagnetic actuator

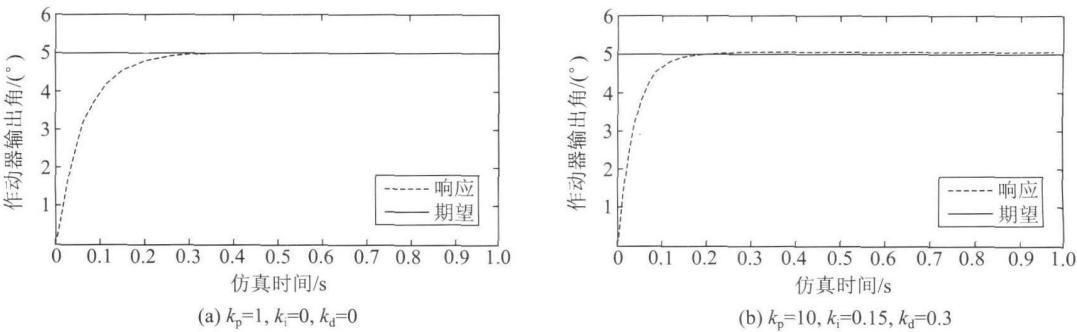


图 4 作动器阶跃响应图
Fig. 4 Step response of the electromagnetic actuator

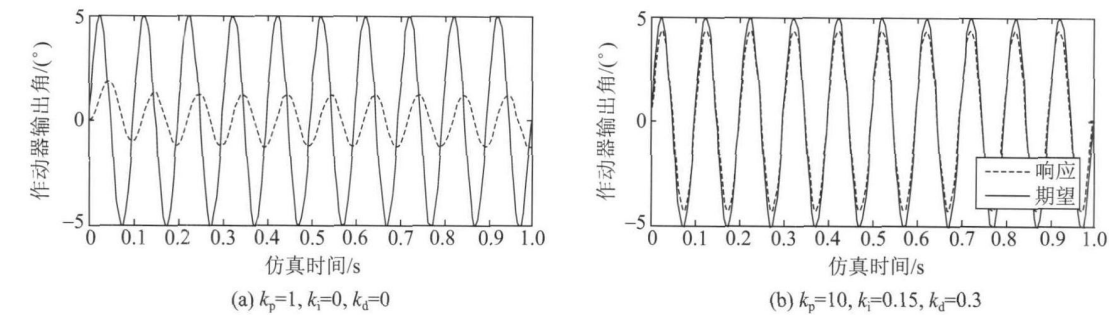


图 5 频率 10 Hz 正弦输入响应图

Fig. 5 Response of sine input for the electromagnetic actuator

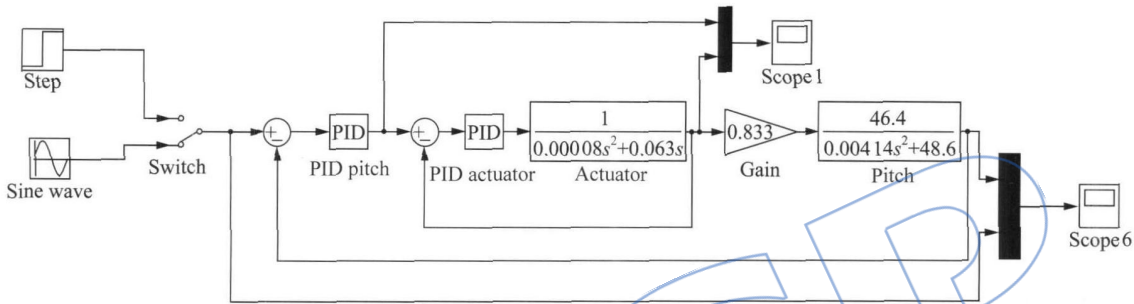


图 6 桨叶变距闭环控制 Simulink 仿真框图

Fig. 6 Closed-loop control simulation frame of ECR blade pitch

幅值则略微偏小。

其次,在研究电磁作动器的响应特性后,基于式(16),引入桨叶变距环节,对作动器的输出角位移至桨叶变距施加 PID 闭环控制,从而与作动器的 PID 闭环控制一起构成串级 PID 控制系统。Simulink 仿真框图如图 6 所示。图中的 Actuator 模块为作动器的模型, Gain 模块为中间传动机构的模型, Pitch 模块为襟翼操纵与桨叶变距的传递关系模型。仿真时间为设置为 1 s, 频率 11.6 Hz, 振幅为 5°, 仿真步长为 0.000 1。

对于作动器输出角位移与桨叶变距间的 PID 控制环节,同样运用 Ziegler-Nichols 方法进行控制参数整定,以其为基础进行局部调整,最终确定的 PID 控制参数如下: $k_p=15$, $k_i=15$, $k_d=0.95$ 。仿真结果如图 7 和图 8 所示。

从图 7 和图 8 的仿真结果可以看出,当系统输入阶跃信号,对系统进行总距操纵时,系统响应迅速,调节时间小于 0.3 s;当正弦输入信号,对系统进行周期变距操纵时,系统的响应迅速,在旋翼旋转不到 2 转的时间,系统达到稳定,相位达到一致,幅值跟踪良好。由以上分析可知 $k_p=15$, $k_i=15$, $k_d=0.95$ 这套参数比较合适。根据仿真结果,可以看出电控旋翼只要参数合适,可以取得较好的控制效果。

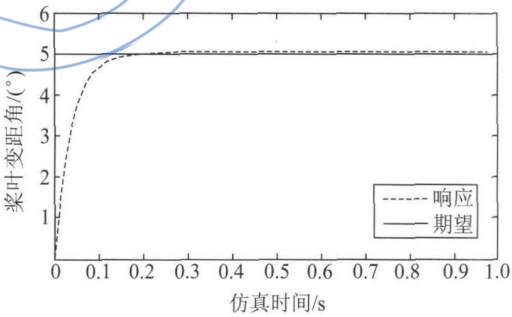


图 7 总距闭环控制仿真图

Fig. 7 Closed-loop control of the ECR collective pitch

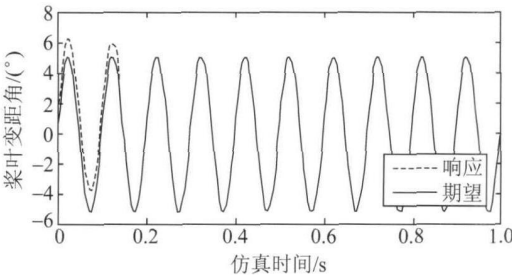


图 8 周期变距闭环控制仿真图

Fig. 8 Closed-loop control of the ECR cyclic pitch

4 悬停状态电控旋翼操纵试验研究

为了验证电控旋翼桨距串级 PID 控制算法

的有效性,在模型旋翼试验台上对改进型电控旋翼进行了悬停状态下桨距开环和闭环控制试验.

4 1 试验系统的组成

改进型电控旋翼系统的试验装置主要由改进型电控旋翼试验台和测控系统组成. 图 9 为电控旋翼试验台. 图 10 则给出了电控旋翼测控系统原理图. 光电码盘提供的旋翼方位角信息以及各传感器信号传送至控制器, 控制器根据桨距控制指令产生相应的作动器驱动信号, 经功放、集流环传至作动器, 作动器运动带动传动机构驱动襟翼做上下偏转运动, 在气弹作用下, 气动俯仰力矩使桨叶变距. 作动器输出角传感器获得的角位移信号作为对作动器施加 PID 控制回路的反馈量; 桨距角传感器反馈输出各片桨叶的桨距信号, 用于桨

距的闭环 PID 控制. 两个 PID 控制回路构成串级 PID 控制系统. 同时通过挥舞角角度传感器对挥舞角信号实时采集, 以备分析之用.

控制计算机由 P4 计算机加 PCL-818 多功能接口卡构成, 根据仿真原理图, 利用 Simulink 构建控制算法框图, 在框图中配置目标板实时链接, 通过 Simulink 对 PCL-818 板进行实时操作, 完成对电控旋翼桨距的控制. 同时通过 Ni USB 6221 数据采集卡实时采集各传感器信号.

4 2 试验结果与分析

4 2 1 电控旋翼桨距控制开环试验

基于前述控制方法, 在对作动器(襟翼)获得较好的控制效果后, 进行桨距控制开环试验, 试验时旋翼转速为 300r/min.

1) 总距开环操纵. 图 11 给出了对襟翼施加 -10° 到 0° 总距操纵指令, 襟翼受控响应的时间历程; 图 12 为相应时间段的桨叶总距变化的时间历程. 图中 δ_1 和 δ_2 分别代表 1 号、2 号两片桨叶的襟翼角, θ_1 和 θ_2 分别代表 1 号、2 号两片桨叶的桨距角. 从图 11 可以看出, 调节时间不超过 1s, 响应比较迅速, 两片襟翼均取得了较好的控制效果, 1 号襟翼超调量比 2 号襟翼稍大, 调节时间也稍长, 说明用于控制 1 号襟翼的 PID 参数中微分系数偏大, 可以适当减小积分系数. 系统进入平衡工作状态后, 襟翼角度都保持在 0° , 与期望偏差较小, 表明系统控制精度较高. 从图 11 和图 12 可以看出, 在该试验转速条件下, 襟翼角度偏转 10° , 相应的桨叶桨距变化不到 1° .

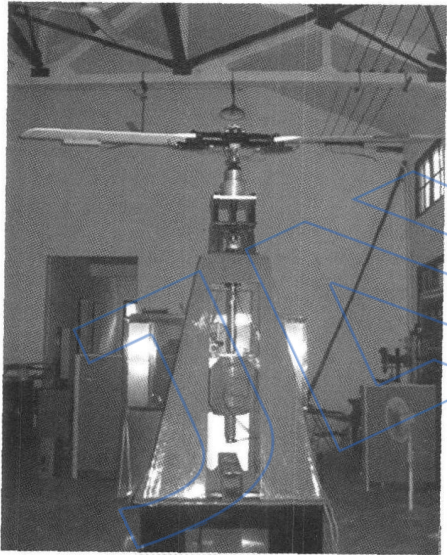


图 9 改进型电控旋翼试验台图

Fig. 9 Test rig of the improved ECR system

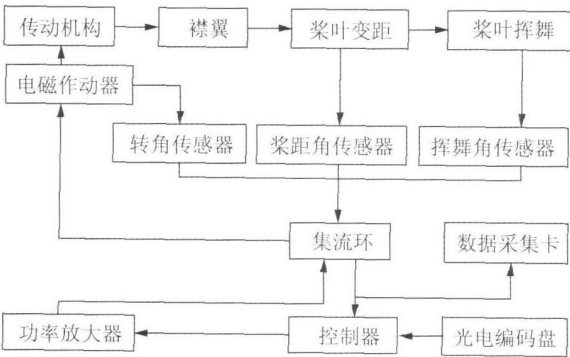


图 10 改进型电控旋翼控制原理图

Fig. 10 Control principle of the improved ECR system

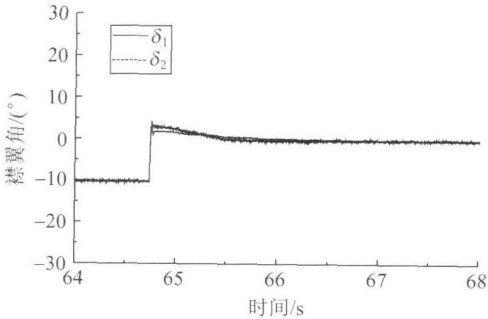


图 11 开环状态襟翼总距响应历程图

Fig. 11 Collective pitch response of servo flap in open loop status

2) 周期变距开环操纵. 先后对襟翼施加振幅为 10° 和 15° 的襟翼周期变距操纵指令, 图 13 给出了襟翼受控后响应的时间历程; 图 14 为相应桨叶周期变距变化的时间历程. 从图 13 可以看出, 襟翼

的幅值都达到了期望值, 两片襟翼相位相差 180° , 符合实际情况. 当周期变距操纵输入幅值变化时, 襟翼响应迅速. 由于两个作动器特性的差异, 2 号桨叶的襟翼角度在振幅为 15° 时略有超调. 从图 14 可以看出, 在该试验状态下, 当襟翼受控进行幅值为 10° 和 15° 襟翼周期变距时, 对应桨距周期变距的幅值分别约为 1° 和 2° . 图 13 和图 14 相互对比可以

看出, 由于气弹作用过程的时间迟滞, 使桨距角变化滞后于襟翼角操纵约 $1/6 \sim 1/8$ 旋转周期, 与文献[8]理论分析的结果基本吻合.

4 2 2 电控旋翼桨距控制闭环试验

由开环试验可知: 在该试验转速条件下, 欲使桨叶桨距改变 1° , 襟翼角需变化 10° 以上. 因此在进行闭环试验时, 出于安全考虑, 对被控量桨距的控制输入控制在 2° 以内.

1) 总距闭环操纵. 图 15 给出了闭环状态下同时对两片桨距施加 -1° 的总距操纵指令, 桨叶桨距的时间历程, 图 16 则给出了对应襟翼偏角的时间历程图. 从图 15 中可以看出桨距角受控后, 从 0° 变距至 -1° , 调节时间小于 1 s , 超调约 0.5° , 进入稳态后, 桨距角稳定保持在 -1° , 说明控制效果良好. 从图 16 可以看出, 一开始两片襟翼受控均处于 0° , 在桨距角受控后, 为使桨叶桨距改变 1° , 两片桨叶的襟翼均偏转超过 10° , 但两者偏角有 3° 左右的差别, 这是由于两片桨叶运动传递环节的特性差别造成的. 这也充分说明了桨距闭环控制的重要性, 可以消除不同桨叶传递环节差别造成的影响.

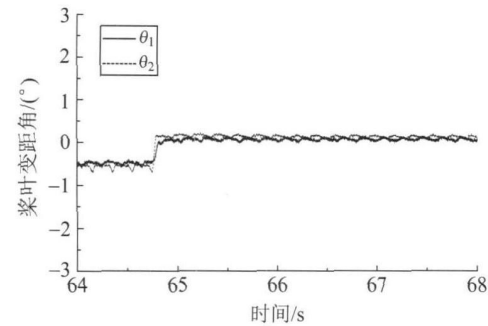


图 12 开环状态桨叶总距变化历程图
Fig. 12 Response of blade collectivepitch in open-loop status

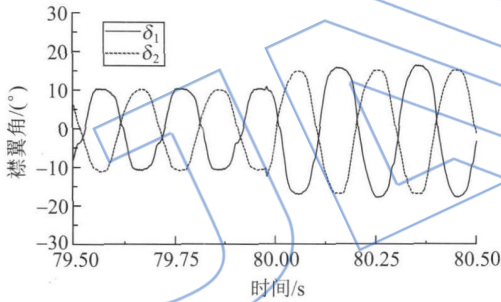


图 13 开环状态襟翼周期变距响应历程图
Fig. 13 Cyclic pitch response of servo-flap in open-loop status

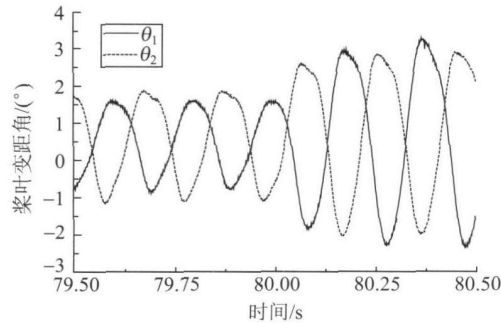


图 14 开环状态桨叶周期变距变化历程图
Fig. 14 Response of blade cyclic pitch in open-loop status

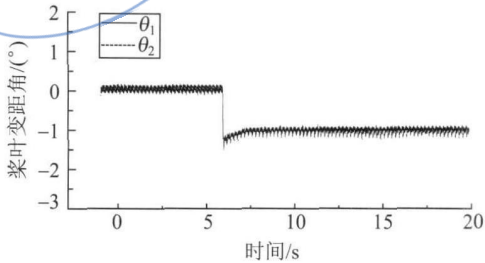


图 15 闭环状态桨叶总距响应历程图
Fig. 15 Blade collective pitch response in close-loop status

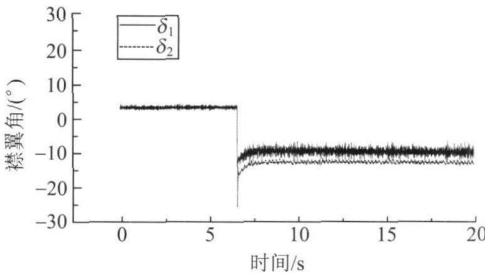


图 16 闭环状态襟翼总距变化历程图
Fig. 16 Collective pitch response of servo-flap in close-loop status

2) 周期变距闭环操纵. 闭环状态下, 对桨距施加纵向周期变距 0.5° 和 1° 的操纵指令. 图 17 给出

了桨叶桨距的时间历程,图 18 则给出对应襟翼偏角变化的时间历程图.从图 17 中可以看出桨叶周期变距幅值基本达到了期望的 0° 和 1° ,相位控制符合要求,两片桨叶的相位差为 180° ,实现了闭环周期变距控制.图 17 和图 18 对比可以得出桨叶周期变距幅值为 0° 和 1° 时,襟翼偏角变化分别为 8° 和 12° 左右,与开环控制状态结果基本吻合.

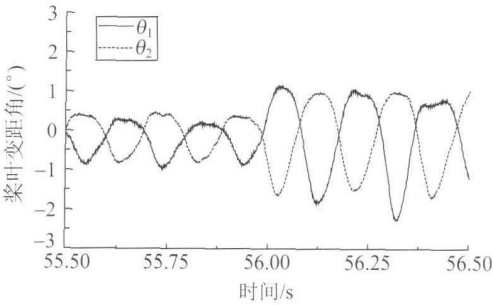


图 17 闭环状态桨叶周期变距响应时间历程图
Fig. 17 Blade cyclic pitch response in close-loop status

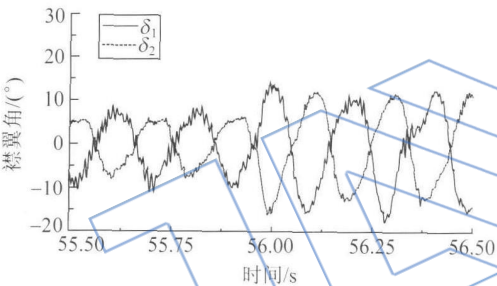


图 18 闭环状态襟翼周期变距变化历程图
Fig. 18 Cyclic pitch response of servo-flap in close-loop status

5 结 论

本文针对电控旋翼桨距控制问题,以改进型电控旋翼控制系统数学模型为基础,建立了用于电控旋翼桨距控制的串级 PID 控制律,根据 Ziegler-Nichols 方法对 PID 参数进行整定,并运用 Simulink 进行了仿真计算分析,验证了该控制算法的可行性.以此为基础,在悬停状态下,应用前述控制方法对改进型电控旋翼进行了桨距控制试验研究.在开环状态下实现了对改进型电控旋翼襟翼角的有效控制,襟翼受控变化 10° ,桨距变化

不到 1° ;桨距角变化滞后于襟翼角变化约 $1/6 \sim 1/8$ 旋转周期;在闭环状态下,对桨距施加总距和周期变距操纵,成功的实现了对改进型电控旋翼桨距幅值和相位的准确控制.

参考文献:

[1] Aiken E, Ormiston R, Young L A. Future directions in rotorcraft technology at ames research center [C]// AHS International 56th Annual Forum. Phoenix, Arizona: AHS, 2000: 138-149.

[2] SHEN Jinwei, Chopra I. A parametric design study for a swashplateless helicopter rotor with trailing edge flaps [C]// AHS International 58th Annual Forum. Montréal, Canada: AHS, 2002.

[3] SHEN Jinwei, Chopra I. Aeroelastic stability of trailing edge flap helicopter rotors [J]. Journal of American Helicopter Society, 2003, 48(4): 236-243.

[4] Malpica C, Celi R. Simulation-based bandwidth analysis of a swashplateless rotor helicopter [C]// AHS 63rd Annual Forum. Virginia Beach: AHS, 2007: 1826-1847.

[5] Falls J, Datta A, Chopra I. Design and analysis of trailing edge flaps and servotabs for primary control [C]// AHS International 63rd Annual Forum. Virginia Beach: AHS, 2007: 202-211.

[6] Copp P, Chopra I. Continued development of a Mach scale swashplateless rotor with integrated trailing edge flaps [C]// AHS International 64th Annual Forum. Montréal, Canada: AHS, 2008.

[7] BAO Jinsong, Allen K, Chopra I. Design and test of a Mach scale swashplateless rotor using smart trailing edge flaps [C]// AHS International 62nd Annual Forum. Phoenix, Arizona: AHS, 2006.

[8] 陆洋. 电控旋翼系统研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2004.

LU Yang. Study on the electrically controlled rotor [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)

[9] 陆洋, 王浩文, 高正. 电控旋翼直升机配平及操纵特点分析 [J]. 飞行力学, 2005, 23(2): 43-46.

LU Yang, WANG Haowen, GAO Zheng. Analysis of the trim and control characteristics of the ECR helicopter [J]. Flight Dynamics, 2005, 23(2): 43-46. (in Chinese)

[10] Theodorsen T, Garrick I E. Nonstationary flow about a wing-aileron tab combination include aerodynamic balance [R]. NACA 736, 1942.

[11] 刘金琨. 先进 PID 控制 MATLAB 仿真 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2004.