

非对称变距控制特性的动态测试研究

周焱, 谢少荣, 邢兰兴, 罗均

(上海大学机械工程及自动化学院, 上海 200072)

Research of the Motor Speed and Torque in the Dissymmetrical Electronic Collector Control of MAV

ZHOU Yan, XIE Shao - rong, XING Lan - xing, LUO Jun

(College of Mechatronics Engineering and Automation, Shanghai University, Shanghai 200072, China)

摘要:针对旋翼飞行器本体微型化提出了一种非对称变距方法,同时还对非对称变距的控制特性进行了动态测试研究。利用单片机 C8051F020 捕捉转过码盘外圈孔时光电传感器发出的脉冲信号,来测得电机转速的动态测速方法,设计了硬件电路、编制了相应的测速软件、搭建了动态飞行实验测试平台。通过大量实验,获得了横滚通道、俯仰通道和总距通道 3 个操纵通道与主轴电机转速的动态控制特性,以及偏航通道对主轴电机转速的影响。为进一步定量研究这种新型变距方法的机理和自主控制奠定了坚实的基础。

关键词:微型旋翼机;非对称变距;控制特性;动态测试

中图分类号: TP277

文献标识码: A

文章编号: 1001-2257(2007)01-0043-03

Abstract: In this paper, the way of the new dissymmetrical electronic collector is proposed aiming at the micromation of the MAV. At the same time the control character is studied. Using C8051F020 chip, the pulse signal coming from the hole of the photo electricity coder is captured in order to dynamically test the speed of the motor. The hardware circuit, the software of the testing speed and the experiment platform are designed. Through lots of experiments, the dynamic character between the rolling, pitching, yawing, general motor channels and the motor speed are achieved for the further research of the mechanism of the electronic collec-

tor control and self - controlled of the MAV.

Key words: MAV; the electronic collector control; control character; dynamic testing

0 引言

微型飞行器因其具有体积小、重量轻、携带方便、操作简单、隐蔽性好和机动灵活等特点,在现代军事和民用方面具有十分广阔的应用前景^[1]。纵观国内外对微型飞行器研究的实例,相比之下,只有固定翼 MAV 研究得最多,原因在于其容易实现微型化^[2-3]。而旋翼 MAV 采用的还是传统的机械变距方式,由于这套变距系统无法做小,因而成了旋翼 MAV 发展的瓶颈。

1 非对称变距系统

非对称变距系统结构示意图如图 1 所示。其变距

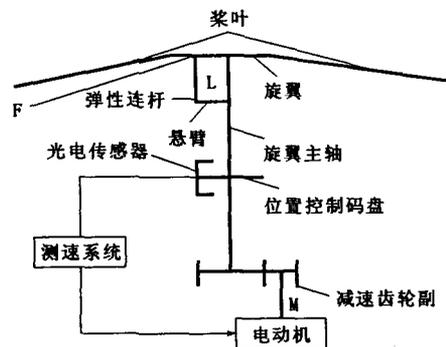


图 1 非对称变距系统结构示意图

初步机理为:旋翼有 2 片桨叶,采用无铰式连接,旋翼是套接在螺旋桨轴的上端部的,它可以绕旋翼桨叶轴线方向作小角度转动。弹性连接杆和桨叶的刚性部分相连,当电机突然加速转动时,通过传动系统和螺旋桨轴,使弹性连杆的下端扭矩增大,而和弹性

收稿日期: 2006-09-20
基金项目: 国家自然科学基金项目(50405046);上海市优秀青年教师培养计划项目(04Y0HB094)

连接杆上端相连的螺旋桨会在旋翼惯性力和低雷诺数下的空气动力的作用下抵抗弹性连杆的下端增大的扭矩,从而会产生变形,此变形带动旋翼绕桨叶轴线方向转动而改变安装角,达到变距的目的。由于弹性连杆只和单边桨叶通过刚性相连,桨距角会从连接端的最大值递减到非连接端的最小值,呈现螺旋桨叶变距的非对称性。

2 控制特性动态测试方法

非对称变距的关键部件是弹性连杆,其与桨叶刚性部分相连端的受力情况将直接影响着变距的大小。而无论在旋翼匀速旋转还是加速旋转的情况下,受力 F 电机的输出转矩都是成正比关系的,即

$$F = \frac{M}{L}$$

式中 L ——旋翼主轴悬臂的长度

M ——电机输出转矩

因而需要测得电机的输出转矩 M 。而非对称变距系统中,电机转矩与其转速又存在如下关系:

$$M = 9\ 549\ N/n$$

式中 N ——输出功率

n ——电机转速

为了同步测试输入电机的控制电压与桨叶转速的同步对应关系,采用光电码盘本身的结构来测试。码盘和光电传感器的测试安装位置如图 1 所示,码盘的平面结构如图 2 所示,码盘外圈有 4 个孔,均匀分布在圆周上,每个孔的长度为 $1/8$ 周长;码盘内圈只有一个孔,用来标定零相位。

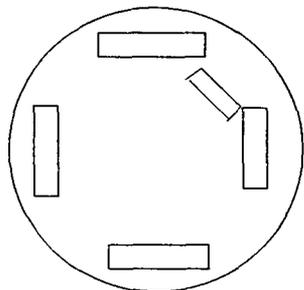


图 2 光电码盘

因此,可以通过实时测得转过码盘外圈孔的时间,来获得旋翼主轴当前的转速。然后乘上减速比 (77 : 8),即可得到当前电机转速。每当进入一个外圈孔瞬间,光电传感器就会发出一个正跳变脉冲信号;每当转出一个外圈孔瞬间,光电传感器就会发出一个负跳变脉冲信号。这样采用 C8051F020 单片

机的 PCA 模块就能捕捉通过一个外圈孔的时间。

采用的测速硬件框结构如图 3 所示。单片机作为下位机,光电传感器的脉冲信号先经 LM339 比较器转换为标准的脉冲信号,再通过 I/O 口输入 PCA 的一个捕捉模块,测试、计算所得电机转速再通过串口传输给上位机(PC 机)分析、处理和记录。

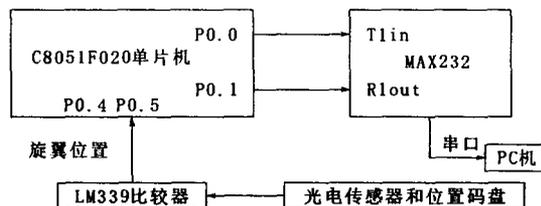


图 3 动态测速硬件结构

其中光电传感器和位置码盘的采集电路和 LM339 芯片引脚分别如图 4,图 5 所示。

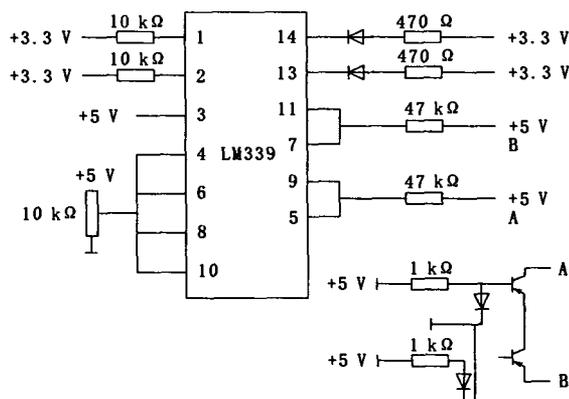


图 4 光电传感器和位置码盘的采集电路
PIN CONNECTIONS

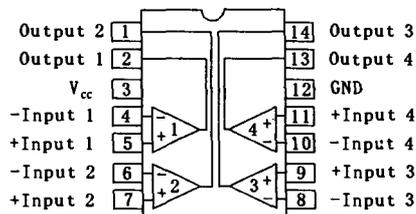


图 5 LM339 芯片引脚

LM339 内部有 4 个独立的电压比较器,每个比较器都是一种运算放大器,有一个同相输入端“+”、一个反相输入端“-”和一个输出端。同相端电平若高于反相端电平,比较器输出高电平;反之若反相端电平高于同相端电平,比较器输出低电平^[4]。这里将光电传感器进来的信号与 5 V 电压进行比较,然后输出到单片机的 P0.4 和 P0.5 口。P0.4 用于捕捉码盘内圈信号,P0.5 用于捕捉码盘外圈信号。

相应的测速软件流程如图 6 所示。主要是采用 C8051F020 的捕捉/比较模块的边沿触发方式^[5]。

边沿触发的比较方式是:CEX_n 引脚上出现的有效电平变化导致 PCA0 捕捉 PCA0 计数器/定时器的值并将其装载到对应模块的 16 位捕捉/比较寄存器 (PCA0CP Ln 和 PCA0CPHn)。PCA0CPMn 寄存器中的 CAPPn 和 CAPNn 位用于选择触发捕捉的电平变化类型:正跳变、负跳变或任何一种变化。当捕捉发生时,PCA0CN 中的捕捉/比较标志 (CCFn) 被置为逻辑 1 并产生一个中断请求(如果 CCF 中断被允许)。当 CPU 转向中断服务程序时,CCFn 位不能被硬件自动清除,必须用软件清 0。

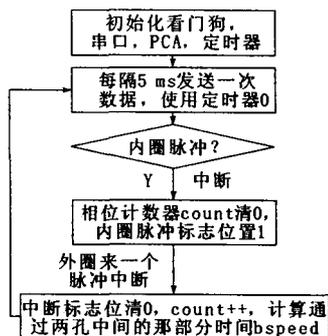


图 6 测速软件流程

因此,当内圈有脉冲来时,将相位计数器计 0, 当有外圈脉冲来时,首先在初始化中设定的是上升沿触发,这时将 PCA0CPH0 和 PCA0CPL0 清零,然后进入中断程序,这时改为下降沿触发方式,同时记录下 PCA0CPH0 和 PCA0CPL0 的值,即为通过码盘一个孔的时间(1/8 周期),然后根据系统时钟频率、定时采用的时钟频率、减速比转换为电机转速。

3 实验平台

实验平台主要设计 requirements 是:既要能让飞行实现前后、左右机动飞行的飞行状态,又要能动态测试其控制特性,但是因微型飞行器负载很有限,不足以能将上述测试、处理系统和数据无线传输装置等机载飞行。因此,设计采用一个光滑的直径为 5 mm 的万向球轴,将飞行器与固定底座连接在一起。

4 控制特性测试及其分析

非对称变距系统由 4 个操纵通道来控制一个驱动旋翼主轴的电机和一个尾桨驱动电机,实现机动飞行。尾桨主要由偏航通道 4 来操纵,其控制特性比较明确,而主轴电机由横滚通道 1、俯仰通道 2 和总距通道 3 共同控制。下面分别测试了横滚通道

1、俯仰通道 2 和总距通道 3 与主轴电机转速的动态控制特性,及偏航通道 4 对主轴电机转速的影响。

a. 总距通道 3 的动态控制特性。测量结果显示了电机最小转速为 8 229 r/min,待机状态。电机最大转速为 18 629 r/min。

b. 横滚通道 1 的动态控制特性。测试数据最大转速为 15 362 r/min(对应电压 4.4 V),最小转速为 12 579 r/min(对应电压 3.5 V)。因为尾桨放置在机体的左侧,所以当横滚发生时,为了平衡,飞机向右的力会比向左大。

c. 俯仰通道 2 的动态控制特性。测试数据最小转速为 14 254 r/min(对应电压 4 V),最大转速为 16 449 r/min(对应电压 4.8 V)。

d. 偏航通道 4 对主轴电机转速影响测试。在保持其它 3 个通道控制量不变的情况下,操纵偏航通道 4,从最小输入至最大输入,测试结果表明其影响是相当小的。最小转速为 14 773 r/min(对应电压 4.2 V),最大转速为 15 544 r/min(对应电压 4.5 V)。

5 结束语

通过研究和应用非对称变距方法,为旋翼式飞行器的本体微型化提供了一种途径,解决了其发展瓶颈问题。

参考文献:

- [1] 朱 标. 微型飞行器气动力估算研究[D]. 西安:西北工业大学,2005.
- [2] 李科杰,宋 萍. 微小型无人系统技术[J]. 传感器世界,2004,(1):6-11.
- [3] Green William E, Oh Paul Y. A MAV that flies like an airplane and hovers like a helicopter[A]. Proceeding of the 2005 IEEE/ASME. International Conference on Advanced intelligent Mechatronics [C]. California, USA;2005,693-698.
- [4] 王守权,张绍良,张 薇. 用 LM339 制作水位计[J]. 长春邮电学院学报,1999,17(4):53-57.
- [5] 潘琢金,施国君. C8051Fxxx 高速 SOC 单片机原理及应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2002.

作者简介:周 焱 (1980-),女,蒙古族,内蒙古通辽人,硕士研究生,研究方向为微型旋翼机;谢少荣 (1972-),女,湖北天门人,博士后,硕士研究生导师,研究方向为机器人控制板图像。