DOI: 10.3969/j.issn.1001-4551.2014.12.028

# 四旋翼无人飞行器驱动系统设计与性能测试\*

孙柴成,徐 玉\*,谭中华,童长飞,李怀忠 (温州大学物理与电子信息工程学院,浙江温州 325035)

**摘要:**针对动四旋翼无人飞行器的高动态、高效率驱动问题,对四旋翼无人飞行器驱动系统的硬件设计、动态模型、能量效率等方面进行了研究,提出了一种基于 ATmega88 微控制器及 I2C 总线技术的多旋翼飞行器驱动系统,利用升力测试平台对驱动系统的动态性能与能量效率进行了测试,通过系统辨识实验建立了 PWM-旋翼升力动态模型,并分析了供电电压对模型参数和系统效率的影响。实验结果表明,该驱动系统带宽大于 10 rad/s,且在每个旋翼 300 克升力输出时效率高达9 g/W,完全满足四旋翼无人飞行器的设计需要。

关键词:四旋翼无人飞行器;驱动系统;旋翼升力动态模型;自主飞行中图分类号:TP24; V279<sup>+</sup>.2 文献标志码:A

文章编号:1001-4551(2014)12-1648-05

# Design and performance evaluation of quadrotor drive system

SUN Chai-cheng, XV Yu, TAN Zhong-hua, TONG Chang-fei, LI Huai-zhong

(College of Physics and Electronic Information Engineering, Wenzhou University, Wenzhou 325035, China)

**Abstract:** Aiming at developing high dynamical and high efficient drive system for quadrotor, the hardware design, dynamic model, and power efficiency of quadrotor drive system were researched, and the quadrotor drive system based on ATmega88 microcontroller and I2C bus technology was proposed. The dynamic performance and power efficiency of drive system were tested by using lift force test platform. The dynamic models of rotor thrust were established through system identification experiments, and the influences of supply voltage on model parameters and power efficiency were discussed. The experimental results indicate that the proposed drive system possesses high bandwidth of more than10 rad/s and excellent energy efficiency of 9 gram/watt corresponding to 300 gram thrust, thus can fully meet the design requirements of autonomous flying quadrotor.

Key words: quadrotor; drive system; rotor thrust dynamic model; autonomous flight

0 引 言

近年来,具备可垂直起降、悬停及低空低速飞行 能力的四旋翼无人飞行器已经成为一种主流的无人 飞行器应用与研究平台,在侦察、搜索救援、交通监 控、灾情监测、航拍、地理测绘、遥测遥感等领域有着 非常广泛的应用前景。

由螺旋桨、无刷直流电机、电子调速器及电池构

成的驱动系统是四旋翼无人飞行器的关键部件,它不 仅产生升力,更通过对各旋翼升力的快速调节提供飞 行器六自由度运动所需的操纵力和力矩。由于具备 开环不稳定、高动态的特性,四旋翼无人飞行器的姿 态需要通过对各旋翼升力的快速调节实现自稳定,这 要求旋翼升力具备快速的动态响应能力。旋翼升力 通常由飞行控制计算机向电子调速器发送转速或 PWM命令实现。前者要求电子调速器实现旋翼转速 的闭环控制<sup>[1]</sup>,如此可降低电池电压波动对旋翼转速

作者简介:孙柴成(1991-),男,浙江余杭人,主要从事空中机器人方面的研究. E-mail:782435875@qq.com 通信联系人:徐 玉,男,博士,讲师. E-mail: yxu.wzu@gmail.com

收稿日期: 2014-06-19

**基金项目**:国家自然科学基金资助项目(61303211);国家级大学生创新创业训练计划资助项目(201310351018);浙江省自然科学基金资助项目 (LQ13F020010);浙江省教育厅科研资助项目(Y201223581)

的负面影响;然而转速控制难免存在余差。此外,出 于轻量化考虑,现有的电子调速器通常使用精度较差 的内部RC振荡器,这使得控制转速与真实转速之间 存在误差,需要额外的校正<sup>[2]</sup>。后者直接改变PWM占 空比调整旋翼升力,电子调速器仅进行换向而不构成 转速闭环<sup>[3]</sup>;在这种开环方式下,旋翼升力具有快速的 动态响应,然而其动态特性不可避免会受电池电压变 化的影响。

在电机方面,当前的四旋翼飞行器通常采用有刷 直流电机<sup>[4-5]</sup>或无感无刷直流电机<sup>[6-7]</sup>。有刷直流电机 控制简单,但扭矩较小,需要减速齿轮配合驱动螺旋 桨。无感无刷直流电机扭矩大、效率高,可直接驱动 螺旋桨,可靠性更高。

本研究给出一个基于无感无刷直流电机的四旋 翼无人飞行器驱动系统设计与实现方案并建立了旋 翼升力的动态模型,在此基础上对驱动系统进行详细 的性能测试,并给出实际的自主飞行实验结果。

1 驱动系统设计

### 1.1 驱动系统总体架构

四旋翼无人飞行器驱动系统总体架构如图1所示。四旋翼无人飞行器的驱动系统由螺旋桨、无感无 刷直流电机、电子调速器及电池构成。对角线上的旋 翼1、旋翼3逆时针旋转,旋翼2、旋翼4顺时针旋转。 飞行器的俯仰力矩由旋翼1与旋翼3的升力差产生; 滚转力矩由旋翼2与旋翼4的升力差产生;4个旋翼的 升力之和与反扭力差分别产生升力与偏航力矩;各通 道操纵量与各电机PWM值的关系为:

$$u_q = (u_1 - u_3)/2 \tag{1}$$

$$u_p = (u_4 - u_2)/2 \tag{2}$$

$$u_{T} = (u_{1} + u_{2} + u_{3} + u_{4})/4$$
(3)

$$u_r = (u_1 - u_2 + u_3 - u_4)/4 \tag{4}$$

式中: $u_q$ , $u_p$ , $u_r$ , $u_r$ —俯仰、滚转、升力、偏航通道的 操纵量; $u_1$ , $u_2$ , $u_3$ , $u_4$ —4个电机的PWM输入。



#### 图1 四旋翼无人飞行器驱动系统总体架构

除了快速的动态特性,效率也是驱动系统设计的 重要指标。根据动量理论,飞行器悬停所需的理想功 率为<sup>[8]</sup>:

$$P = T^{3/2} / \sqrt{2\rho A} \tag{5}$$

式中:T一升力, p一空气密度, A一桨盘面积。

由式(5)可知,在给定悬停重量的前提下,桨盘面 积越大,消耗的功率越小。因此为了提升旋翼效率, 旋翼越大越好。然而大的旋翼需要大扭矩输出的电 机匹配,相应地,电机与机体的尺寸也要做大,因此研 究者需要根据悬停重量、机体尺寸进行综合折衷。

### 1.2 电子调速器设计

为了实现无感无刷直流电机的电子换向,本研究 设计了由六臂全桥驱动电路、反向感生电动势过零检 测电路、电流检测电路及ATmega88单片机构成的电 子调速器如图2所示。

六臂全桥驱动电路的3个PMOS上臂由单片机的 15.625 kHz PWM输出驱动,3个NMOS下臂由单片机 I/O驱动。

电机转子位置通过检测第三相反向感生电动势 (BEMF,以下简称反电动势)过零点判断;过零事件由



图2 无感无刷直流电机电子调速器硬件电路

稈

单片机内置的模拟比较器检测,由于各相过零事件是 按顺序产生的,根据当前相位控制模拟通道多路选择 器切换各相电压输入可以实现比较器的复用,如此可 有效简化电路设计。在静止或低速运行时,由于反电 动势很小,过零事件检测存在较大误差,这将导致电 机无法正确换向而启动失败。为解决该问题,本研究 在电机启动阶段采用开环换向策略,等电机产生足够 反电动势后再基于反电动势过零点进行换向。

电机工作电流检测电路将电机工作电流转换成 电压,该电压由单片机ADC采集,用于过流、电机堵转 的检测,以保护电机与MOS管。

ATmega88单片机实现换向、过流检测、与飞控计算机通讯等功能;通讯接口采用 I<sup>-</sup>C 总线,以方便连接 多个电子调速器,并满足4个电子调速器500 Hz PWM 更新频率所需的通讯带宽要求。

# 2 驱动系统模型辨识与性能测试

### 2.1 测试平台

本研究在如图3所示的测试平台上进行驱动系统的模型辨识与性能测试。测试过程中,旋翼气流朝上,产生的下压力由计重设备测量,电子调速器同时以500 Hz频率输出转速测量值到本地保存。由于设备限制升力难以实时测量,本研究在获得典型工作点转速与升力数据的基础上,利用升力与转速平方的正比关系实时估计各转速下的升力。本研究测试的4种动力组合如图3所示。

![](_page_2_Figure_8.jpeg)

图 3 测试平台与相应动力组合

### 2.2 模型辨识

PWM-升力阶跃响应曲线如图4所示。从图4给出的PWM-升力阶跃响应曲线可以看出,旋翼升力的动态特性可以很好地用二阶线性模型描述:

$$\frac{T(s)}{u(s)} = \frac{k}{(T_{p1}s + 1)(T_{p2}s + 1)}$$
(6)

式中: T 一单个旋翼的升力; u 一电机的 PWM 输入; k 一模型增益;  $T_{p1}$ ,  $T_{p2}$  一时间常数。

由实验辨识得到的11.4 V供电电压下4种动力组合的模型参数如表1所示,辨识实验以方波信号为激

![](_page_2_Figure_15.jpeg)

励源,模型参数由 Matlab 系统辨识工具箱估计得到。 从表1可以看出,同一动力组合正反桨对应的模型增 益和带宽存在平均4.4%和4.3%的差异,这主要是由 于正、反桨空气动力学特性难以做到完全一致导致 的;电机和桨的转动惯量对模型带宽影响很大,驱动 系统应选用转动惯量尽量小的电机和桨以提高驱动 系统带宽,使得其动态满足四旋翼无人飞行器实时控 制的要求。

表1 11.4 V供电电压下PWM-升力动态模型参数

动力组合		k/g	$T_{p1}/s$	$T_{p2}/s$	带宽/(rad·s <sup>-1</sup> )
2212 980KV	正桨	3.77	0.078 9	0.008 5	12.5
+EPP1045	反桨	3. 90	0.077 6	0.005 1	12.7
4005 690KV	正桨	3.57	0.071 6	0.009 7	13.5
+EPP1245	反桨	3.87	0.079 4	0.002 3	12.6
2212 550KV	正桨	2.87	0.090 5	0.019 5	10.5
+EPP1245	反桨	3.01	0.090 4	0.011 4	10.8
2212 550KV	正桨	3.77	0.201 6	0.016 5	4.93
+APC1447	反桨	3.80	0.213 3	0.013 9	4.63

四旋翼飞行器的4个电机由于总工作电流非常大(10 A以上),只能由未经稳压的锂聚合物电池组直接供电。在飞行过程中,随着电池电压因放电而逐渐降低,旋翼升力动态模型的增益和带宽将逐渐下降。针对3S锂聚合物电池组,本研究选择12.4 V、11.4 V、10.4 V这3个典型的工作电压对各动力组合的模型参数进行了辨识,结果如图5所示。在电池电压下降16.1%的情况下,各动力组合模型增益和带宽平均降低22.1%和11.7%。因此,在飞行控制器设计中需考虑这些参数摄动以保证系统鲁棒性。

### 2.3 效率测试

除了动态响应带宽,能量效率也是评价驱动系统 性能的重要指标,它直接影响飞行器的续航时间与里 程。11.4 V电压下各动力组合的效率测试结果如图6 所示。在相同的升力下,尺寸越大的桨诱导速度越 低,所消耗的功率越小,因此效率越高;由于旋翼消耗 功率与转速三次方成正比,效率随升力增大而降低。

![](_page_3_Figure_3.jpeg)

图6 11.4 V供电电压下各动力组合效率测试结果

# 3 自主飞行实验及结果分析

### 3.1 四旋翼飞行器

为了验证驱动系统在实际飞行中的有效性,本研究在如图7所示的四旋翼无人飞行器上进行了自主飞行测试。飞行器电机和桨分别采用朗宇X2212 550 kV 电机和 EPP1245 正反桨,电机对角距离 0.5 m,起飞重量 1.024 kg。飞行器采用基于多源传感器信息融合的

![](_page_3_Picture_8.jpeg)

图7 测试用四旋翼自主无人飞行器

GPS/MEMS SINS/地磁组合导航算法<sup>[9]</sup>提高飞行状态 信息估计的精度与动态性能。为保证飞控系统在驱 动系统模型参数摄动下的鲁棒性,姿态和速度控制算 法均基于针对系统不确定性的定量反馈理论进行综 合设计<sup>[10]</sup>。

### 3.2 自主飞行测试结果

四旋翼无人飞行器自主飞行轨迹如图8所示。在 自主飞行实验中,四旋翼飞行器首先从起降点自主起 飞并爬升到航点1,然后依次穿越航点2、航点3、航点 4并返回航点1,最后自主降落到起降点。由于四旋翼 飞行器本质上具备的开环不稳定及高动态特性,飞控 系统对驱动系统的动态性能有很高要求。自主飞行 实验结果如图9所示,由图9可以看出,驱动系统能很 好地满足自主飞行需要,即使374.5 s飞行器前飞时由 于阵风干扰前飞速度出现1.4 m/s控制误差的情况下, 驱动系统也能快速响应,并在2 s内通过姿态调整恢 复前飞。整个飞行过程中,轨迹跟踪均方根误差为 0.58 m,远小于GPS误差(2.5 m RMS)。

![](_page_3_Figure_13.jpeg)

图8 四旋翼无人飞行器自主飞行轨迹

![](_page_3_Figure_15.jpeg)

图9 四旋翼无人飞行器自主飞行实验结果

## 4 结束语

本研究给出了一个完整的四旋翼无人飞行器驱动 系统设计与实现方案,在此基础上通过系统辨识实验 建立了旋翼升力的动态模型并对系统进行了综合的性 能测试。

实验结果表明,本研究设计的驱动系统动态带宽 大于10 rad/s,且在每个旋翼300克升力输出时效率高 达9 g/W,航线跟踪均方根误差为0.58 m,完全满足四 旋翼无人飞行器自主飞行控制的需要,大量的飞行实 验也验证了其稳定性。

### 参考文献(References):

- [1] 王 璐,李光春,王兆龙,等. 欠驱动四旋翼无人飞行器的 滑模控制[J]. 哈尔滨工程大学学报,2012,33(10):1248-1253.
- [2] NICOL C, MACNAB C J B, RAMIREZ-SERRANO A. Robust adaptive control of a quadrotor helicopter [J]. Mechatronics, 2011, 21(6):927-938.
- [3] HOFFMANN G M, HUANG H, WASLANDER S L, et al.

Precision flight control for a multi–vehicle quadrotor helicopter testbed[J]. **Control Engineering Practice**, 2011, 19 (9):1023–1036.

- [4] 唐 懋. 基于 Arduino 兼容的 Stm32 单片机的四旋翼飞行 器设计[D]. 厦门:厦门大学自动化系,2014.
- [5] 刘 乾,孙志锋. 基于 ARM 的四旋翼无人飞行器控制系 统[J]. 机电工程,2011,28(10):1237-1240.
- [6] 孔天恒. 基于 Radar-scanner/INS 的微小型旋翼无人机室 内组合导航与控制的研究[D]. 杭州:浙江大学信息学院, 2014.
- [7] 许云清.四旋翼飞行器飞行控制研究[D]. 厦门:厦门大学 自动化系,2014.
- [8] LEISHMAN J G. Principles of Helicopter Aerodynamics [M]. New York: Cambridge University Press, 2000.
- [9] XU Yu, REN Qin-yuan, SUN Wen-da, et al. Design and Implementation of Low Cost Integrated Navigation System for Mini Autonomous Helicopter[C]//World Congress on Intelligent Control and Automation. Jinan: IEEE, 2010: 6842-6847.
- [10] XU Yu, TONG Chang-fei. Quantitative Feedback Control of a Quadrotor[C]. 21<sup>st</sup> IEEE International Symposium on Industrial Electronics. Hangzhou:IEEE,2012:1309-1314. [编辑:洪炜娜]

#### 本文引用格式:

孙柴成,徐 玉,谭中华,等.四旋翼无人飞行器驱动系统设计与性能测试[J]. 机电工程,2014,31(12):1648-1652. SUN Chai-cheng, XV Yu, TAN Zhong-hua, et al. Design and performance evaluation of quadrotor drive system[J]. Journal of Mechanical & Electrical Engineering,2014,31(12):1648-1652. 《机电工程》杂志:http://www.meem.com.cn

### (上接第1590页)

### 5 结束语

本研究利用ANSYS软件建立了该变桨轴承与轮 载连接螺栓仿真模型,基于GL规范,分别利用有限元 方法和理论分析方法对该连接螺栓进行了强度分析 和接触面滑移分析。

研究结果表明,接触面之间不会发生使螺栓承受 剪切力的滑移,螺栓的极限强度结果满足设计要求, 极限计算中有限元分析结果和理论分析结果误差仅 为0.85%,结果基本一致。疲劳损伤小于1,满足设计 要求。该研究结果为风机变桨轴承和轮毂连接螺栓 设计提供了参考。

### 参考文献(References):

- [1] BURTON T, SHARPE D, JENKINS N, et al. Wind energy handbook[M]. NewYork: John Wiley & Sons, Ltd., 2001.
- [2] 李兴国.风电机组系统分析关键技术研究及应用[D].重 庆:重庆大学机械工程学院,2008.
- [3] 张鹏辉,万全喜,吴家龙. 基于 Matlab 与 Solidworks 方法的

风力机叶片优化设计[J]. 流体机械, 2012, 40(11): 41-45, 65.

- [4] 陈 龙,赵联春. 变桨轴承载荷分布分析[J]. 轴承,2010 (1):1-4.
- [5] 张锁怀,郭 军.风力发电机桨叶轴承载荷分析模型的研 究[J]. 机械设计与研究,2009(8):116-119.
- [6] CHAIB Z, DAIDIÉ A, LERAY D. Screw behavior in large diameter slewing bearing assemblies: numerical and experimental analyses [J]. International Journal for Interactive Design Manufacturing, 2007(1):21–31.
- [7] Germanischer Lloyd Industrial Services GmbH. Guideline for the Certification of Wind Turbines[S]. Germany, 2010.
- [8] The Standards Policy and Strategy Committee. Eurocode 3: Design of steel structures-Part 1-9: Fatigue[S]. BRITISH, 2005.
- [9] STRIBECK R. Ball bearing for various loads [J]. Transactions of the ASME, 1907(29):420-463.
- [10] 徐立民,陈 卓. 回转支承[M]. 安徽:安徽科学技术出版 社. 1988.
- [11] 濮良贵,纪名刚. 机械设计[M]. 北京:高等教育出版社. 1995.

[编辑:张 豪]