

doi: 10.3969/j.issn.1009-671X.2011.07.08

# 一种基于 STM32 的四旋翼飞行器控制器

郭晓鸿<sup>1</sup> 杨忠<sup>1</sup> 杨成顺<sup>1</sup> 黄宵宁<sup>2</sup> 黄同高<sup>1</sup> 张海黎<sup>3</sup>

(1. 南京航空航天大学 自动化学院 江苏 南京 210016; 2. 南京工程学院 电力学院 江苏 南京 211167; 3. 总参四部驻南京地区军代表室 江苏 南京 210007)

**摘 要:** 针对四旋翼飞行器,设计并实现了一种基于 STM32 的微型飞行控制器。以新型 ARM Cortex-M3 内核微处理器 STM32 作为计算控制单元,对飞行控制器进行了模块化设计,包括主控、惯性测量、执行驱动等单元模块。给出了系统软件设计流程。研究了一种基于分布式融合滤波器的飞行姿态解算方法,并针对四旋翼飞行器的控制特点设计了控制律。实验表明控制器方案合理有效。

**关键词:** 四旋翼飞行器; STM32; 飞行器控制器; 信息融合; 飞行控制

中图分类号: V247.1; TP391.8

文献标志码: A

文章编号: 1009-671X (2011) 07-0035-06

## A flight controller for quad-rotor based on STM32

GUO Xiaohong<sup>1</sup> YANG Zhong<sup>1</sup> YANG Chengshun<sup>1</sup> HUANG Xiaoning<sup>2</sup> HUAHNG Tonggao<sup>1</sup> ZHANG Haili<sup>3</sup>

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. Nanjing Institute of Technology, Nanjing 211167, China; 3. Nanjing Area Delegacy Bureau of the Fourth General Stall, Nanjing 210007, China)

**Abstract:** A micro flight controller for quad-rotor based on STM32 was designed and implemented. The controller worked with the new-fashioned ARM Cortex-M3 micro processor STM32 as its calculation and control unit. And the controller was modularized as main unit, inertial measurement unit and actuator unit. In the paper, the system software flowchart, method for calculating the flight attitude based on distributed fusion filter were proposed as well as the control law in allusion to the property of quad-rotor. The experiments show that the design of the flight controller is effective and rational.

**Keywords:** quad-rotor; STM32; flight controller; information fusion; flight control

微型四旋翼飞行器是一种具有 4 个对称分布的旋翼、由电驱动、能垂直起降的飞行器。具有结构简单、稳定性好、承载能力强的特点。针对四旋翼飞行器,设计了一种基于 STM32 等飞行控制器,其具有体积小、功耗低、硬件和软件资源丰富,开发效率高、成本低等优势。

STM32 系列处理器是 ST 公司新推出的一款基于高性能、低成本、低功耗要求的嵌入式处理器,应用专门设计的 ARM Cortex-M3 低功耗高速内核。STM32 丰富的片上资源可满足各类传感器通讯需求。基于 STM32 的飞行控制器与传统的飞行控制器相比可大大降低系统的开发成本、节约资源。

飞行控制器中姿态角解算应用了分布式融合滤

波器的思想,该方法在保证精度情况下克服了经典卡尔曼滤波器计算负担大的缺点,具有较大的理论和应用价值。

## 1 四旋翼飞行器简介

四旋翼飞行器总体布局形式上属于非共轴式碟形飞行器,与常规旋翼式飞行器相比,其结构更为紧凑,能够产生更大的升力。通过控制 4 个旋翼的转速可使飞行器实现各种飞行动作。

四旋翼飞行器的基本结构如图 1 所示。

四旋翼飞行器的 4 只旋翼安装于十字形机体的 4 个顶点位置,分为顺时针旋转(1、3)和逆时针旋转(2、4) 2 组。当 4 只旋翼转速相等时,相互间抵消反

收稿日期: 2011-01-10.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(60674100); 江苏省高校自然科学基金资助项目(09KJB470002).

作者简介: 郭晓鸿(1987-),女,硕士研究生,主要研究方向:控制理论与控制工程,E-mail: guoxiaohong06@yahoo.com.cn.

扭力矩;同时增加或减小 4 只旋翼的转速可实现上升或下降运动;当 1 号与 3 号旋翼转速增加(减小) 2 号和 4 号转速不变,飞行器实现偏航.当 1 号和 3 号旋翼转速固定 2 号旋翼转速增加(减小) 4 号旋翼转速减小(增加),飞行器实现向左(向右)飞行.当 2 号和 4 号旋翼转速固定,1 号旋翼转速增加(减小) 3 号旋翼转速减小(增加),飞行器实现后退(前进)飞行<sup>[1]</sup>.

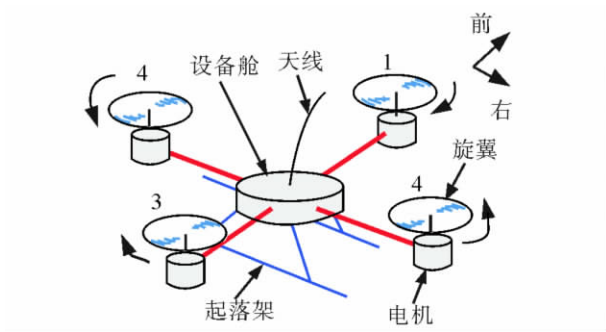


图 1 四旋翼飞行器结构示意图

2 飞行控制器硬件设计

飞行器控制器要能够通过采集处理微型 MEMS 惯性器件和三维地磁传感器数据,计算飞行器的姿态角和航向角,并根据飞行指令和任务要求,结合相应的控制律给出适当的控制信号,控制飞行器的执行机构,改变飞行器的姿态和位置等<sup>[2]</sup>.

根据模块化设计思想,设计了飞行控制器,其中包括主控制模块、数据采集模块、信号接收处理模块、执行机构驱动模块以及数据通讯接口.飞行控制器中选取 STM32 处理器作为主控芯片,硬件平台总体结构如图 2 所示.

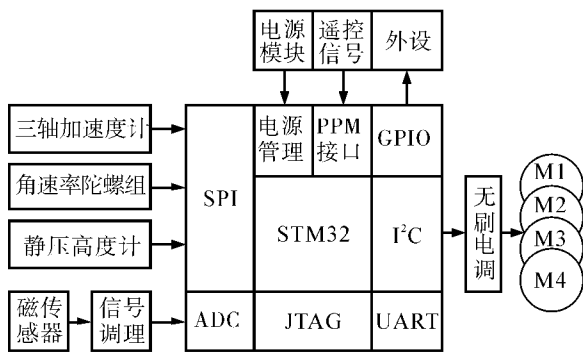


图 2 飞行控制器硬件结构

2.1 主控模块

控制器的核心是主控制模块,它应具有多路模

拟信号的高精度采集能力;输出 PWM 脉冲控制信号能力;具有 PPM( pulse position modulation) 信号捕获解码能力;此外,还应具有多个通信信道、充足的负载伺服机输出通道以及数据接口.

考虑到不同环境下调试的便捷性,主控模块设计了 2 种程序下载方案即 JTAG 方式以及 ISP 方式,并预留了多个负载外设接口以满足照相机等负载设备的控制需求.

2.2 数据采集模块

为了提高飞行器控制可靠性,需要得到飞行器的俯仰和滚转角作为姿态反馈,形成闭环控制.为提高其飞行稳定性,需加入角速率反馈以增加阻尼.飞行器的飞行姿态通过惯性测量单元来获取,包括 3 只 MEMS 陀螺仪、三轴加速度传感器和全向磁场传感器以及最高精度达 15 cm 的静压高度计.飞行器位置信息通过定位系统获取.

控制器中选用 LIS3LV02DL 三轴数字加速度计作为加速度传感器,选择 ADIS16100 数字陀螺作为角速度传感器.3 个角速率陀螺按 X-Y-Z 轴两两垂直的方式安装,其中 X、Y、Z 轴分别检测滚转、俯仰、偏航角速率.加速度计和角速率陀螺通过 SPI 接口与处理器进行通讯.

全向磁场传感器与加速度传感器组合成的电子罗盘用于为飞行器导航提供可靠的高精度方向信息.虽然 GPS 在导航、定位、测速、定向方面有着广泛的应用,但由于其信号常被地形、地物遮挡,导致精度大大降低,甚至不能使用.尤其在高楼林立城区和植被茂密的林区,GPS 信号的有效性仅为 60%.并且在静止的情况下,GPS 也无法给出航向信息;因此需要采用电子罗盘对 GPS 信号进行有效补偿,保证导航定向信息 100% 有效.在此选用 Honeywell 公司的 HMC1043 作为三维地磁传感器.HMC1043 传感器输出信号电压变化范围是 -12.5 ~ 12.5 mV,由于 STM32 中 ADC 的输入范围为 0 ~ 3.3 V,因而需要对此信号进行调理.文中使用偏置放大电路作为信号调理单元.此外由于 HMC1043 的内部是惠斯通电桥,导致它存在 -1.25 ~ 1.25 mV 的偏置电压,通过对磁阻传感器进行置位/复位操作,可以补偿电桥偏置电压<sup>[3]</sup>.

由于 GPS 信号会被遮挡或受到干扰,造成定位

精度下降甚至是不能正常工作. 文中选用最高精度达 15 cm 的静压高度计用来补充 GPS 高度定位的不足. 在设计中 GPS 模块通过串口与处理器进行通讯, 并选取 MS5540C 作为静压高度计, 配合 GPS 模块获取飞行器当前的经纬度坐标、高度、速度信息.

2.3 遥控信号接收处理模块

设计中采用了一种新的方法获取遥控信号, 即对遥控信号接收机进行改造, 提取接收机中未解码的信号即 PPM 信号, 直接由处理器捕获信号并进行解码, 该方案大大节约了空间资源, 更有利于控制器微型化.

2.4 执行机构驱动模块

由于四旋翼飞行器要实现自主悬停的关键是需要飞行器在倾斜时能在最短的时间内回到平衡位置, 这就要求执行机构能够快速反应, 即能迅速地增大或减小转速. 针对四旋翼飞行器, 执行机构中选用了无刷电机, 无刷电机需要配以无刷电调使用.

常见商品电调采用的是 PPM 信号, 周期为 20 ms, 这样的响应速度不能适应四轴飞行器对马达控制响应速度的需求; 因此, 需要采用自行设计的 I<sup>2</sup>C 接口电调, 它的响应周期为 2 ms.

控制器通过检测反电势过零点控制电机换相进而控制电机转速. 无刷电调设计的关键技术是如何实现反电势过零检测. 尽管可以用 AD 实现过零检测, 但采用 AD 采样方式会增加程序的运行时间降低效率, 并且由于不需要获取每时每刻的电压值, 因而只需检测反电动势过零的时刻, 使得问题得到简化. 在电机驱动方面采用了全桥驱动电路, 即使用一对 P 沟道和 N 沟道的 POWER MOSFET 进行控制. 此外该电路的设计有 2 点需要注意, 即采用适当的抗干扰措施同时电路布局应该合理可行, 方便散热. 最终所得控制器实物如图 3 所示.

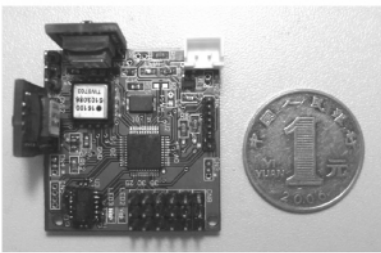


图 3 飞行控制器实物

3 飞行控制器软件设计

3.1 软件设计流程

本控制器的软件部分采用 C 语言编制, 主要完成硬件平台初始化、数据采集处理、遥控信号解码、电机控制、姿态角解算以及控制律的实现<sup>[4]</sup>. 主程序流程图如图 4 所示.

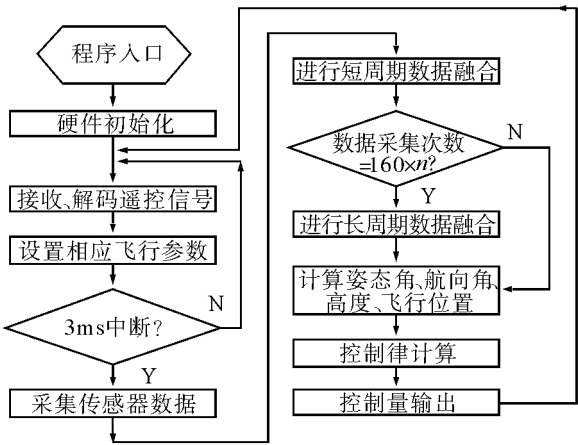


图 4 软件流程

图 4 给出了飞行控制器软件部分的基本流程, 实际应用中还包括不同飞行模式切换、手动遥控和自主导航切换以及紧急降落等过程.

3.2 飞行姿态角解算

飞行控制的关键是获取飞行姿态角, 并将其作为姿态反馈, 形成闭环控制. 目前获取姿态角常用的方法是采用经典 Kalman 滤波方法, 但该方法要求精确已知系统模型和噪声方差, 同时由于其算法较为复杂, 对处理器要求高, 需要多次计算矩阵逆, 计算负担大, 处理不当易造成严重的数据延迟.

飞行器的俯仰角和滚转角主要通过加速度计和陀螺仪获取, 由于所用传感器数量少, 因而研究了一种基于分布式融合滤波器的飞行姿态获取方法. 该方法计算负担小, 具有较大理论和应用价值<sup>[5]</sup>. 分布式融合滤波器的基本原理如图 5 所示.

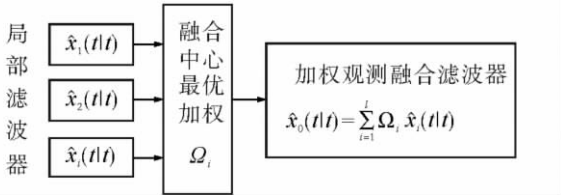


图 5 分布式融合滤波器原理

由于加速度传感器测得量为线运动量,角速率陀螺测得量为角运动量,在此将二者都转化为飞行器的姿态角然后再进行数据融合.以俯仰角为例,加速度和角速度同角度的换算公式分别如式(1)、(2)所示.

$$\theta = \arcsin(\frac{a_x}{g}) \quad , \quad (1)$$

$$\theta = \int_0^t \omega dt. \quad (2)$$

式中:  $\theta$  为俯仰角  $rad$ ;  $a_x$  表示加速度传感器在  $x$  轴方向测得的加速度  $m/s^2$ ;  $g$  表示重力加速度  $m/s^2$ ;  $\omega$  为俯仰角速度  $rad/s$ .

实验发现角速度传感器瞬时数据十分精确,但积分后存在较大累积误差.而加速度传感器的静态分量能够较准确地确定姿态角,但是由于飞行过程中飞行器自身存在加速度,同时加速度计对机械振动十分敏感,其瞬时测量值不能用于反映飞行器当前的姿态.这样在不同时间段 2 种传感器会表现出不同的精度,因此设计了 2 组权值分别用于短周期和长周期的数据融合.第 1 组数据融合每 3 ms 进行一次,第 2 组权值每 0.48 s 进行一次.最后将 2 个过程修正结果进行对比,自动修正自校正融合权值,完成数据融合过程.数据融合过程如图 6 所示.

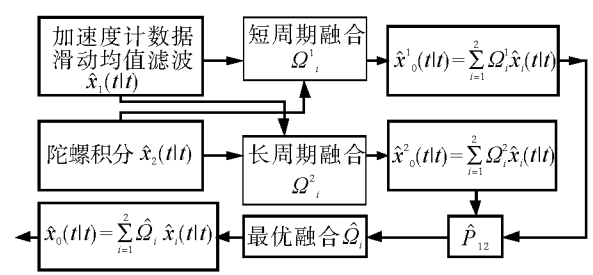


图 6 数据融合原理

在实际应用中,短周期融合权值是通过反复实验获取的,在确定后便不再改变.长周期融合权值是通过加速度计所计算的角度积分和陀螺仪积分所得的角度积分进行对比得到的,会随着时间而改变.长周期融合权值的主要作用是消除陀螺仪的累积误差.最后将长周期和短周期数据融合结果进行对比确定最终的融合权值,计算出飞行姿态角.

该方法的关键是各个权值的确定,主要通过实

验的方法获取其融合权值.通过转台实验不断调整权值大小以得到最优权值组合.

实验数据由串口输出观察,经过多次对比确定融合权值,图 7 为当飞行器进行大机动俯仰运动时的数据融合结果.

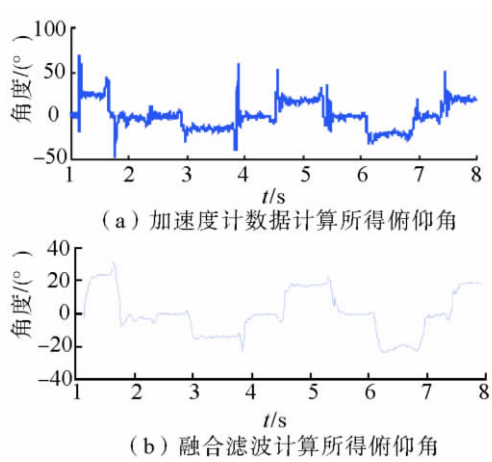


图 7 数据融合结果

最后数据融合结果显示,该方法能正确消除陀螺累积误差,实现陀螺积分的收敛,又可减小大机动作带来的影响,其角度误差为  $\pm 1^\circ$ ,时间上略有微小延时.

3.3 系统模型建立

在初步研究中,为了实现单自由度方向的稳定,暂不考虑由于陀螺效应以及通道耦合带来的影响,同时假设飞行器是完全对称体,且在悬停时晃动小.系统中以俯仰方向为例进行了建模和仿真<sup>[6]</sup>,俯仰方向的受力分析如图 8 所示.各物理量关系见式(3)~(5).

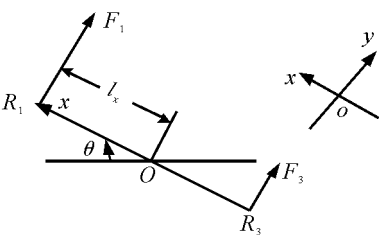


图 8 俯仰方向受力分析

$$\sum M = I_y \ddot{\theta} \quad , \quad (3)$$

$$l_x (F_1 - F_3) = I_y \ddot{\theta} \quad , \quad (4)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{l_x (F_1 - F_3)}{I_y} \quad . \quad (5)$$

式中:  $M$  为俯仰方向受到的力矩总和,  $I_y$  为绕  $y$  轴的转动惯量.

结合文中的四旋翼飞行器, 得到模型见式(6):

$$\ddot{\theta} = \frac{I_x(F_1 - F_3)}{I_y} = \frac{0.27(F_1 - F_3)}{0.004965}(\text{rad/s}^2).$$

(6)

3.4 控制律设计

系统中采用工程上常用的测速反馈方法来优化系统性能.

俯仰控制律和滚转控制律分别如下:

$$\delta_{\theta} = L_{\theta}(\theta - \theta_d) + L_q\dot{\theta},$$

(7)

$$\delta_{\phi} = L_{\phi}(\phi - \phi_d) + L_p\dot{\phi}.$$

(8)

式中:  $\delta_{\theta}$  为俯仰角输出控制量,  $L_{\theta}$  为比例控制因数,  $L_q$  为阻尼控制因数,  $\theta_d$ 、 $\theta$  分别为期望和实际俯仰角;  $\delta_{\phi}$  为滚转角输出控制量,  $L_{\phi}$  为比例控制因数,  $L_p$  为阻尼控制因数,  $\phi_d$ 、 $\phi$  分别为期望和实际滚转角.

初步得到系统俯仰角的控制框图如图 9 所示.

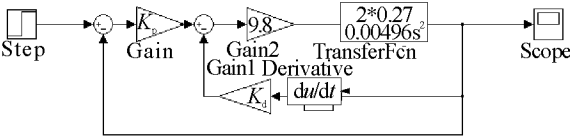


图 9 系统角度控制框图

对应的传递函数为

$$\phi(s) = \frac{1\ 065K_p}{S^2 + 1\ 065K_d + 1\ 065K_p}.$$

(9)

设定预期性能指标为调节时间  $t = 0.3\text{ s}$ , 阻尼  $\xi = 0.707$ , 代入式(10):

$$t_s = \frac{3.5}{\omega_n \xi},$$

(10)

计算得到对应  $K_p = 0.256$ ,  $K_d = 0.022$ .

对应的传递函数为

$$\phi(s) = \frac{272.64}{S^2 + 23.24S + 272.64}.$$

(11)

仿真结果如图 10 所示.

针对四旋翼飞行器专门设计了测试平台<sup>[6-7]</sup>, 利用该平台来研究四旋翼飞行器姿态控制的控制效果, 确定控制参数. 该平台中四旋翼飞行器与地面支架连接处安装有万向节, 可真实反映四旋翼飞行器的姿态, 同时该万向节还可灵活调节以进行限幅. 飞

行器离地面的高度可调, 可以测试在不同高度下飞行控制参数区别, 便于后续研究工作的进行, 测试平台如图 11 所示.

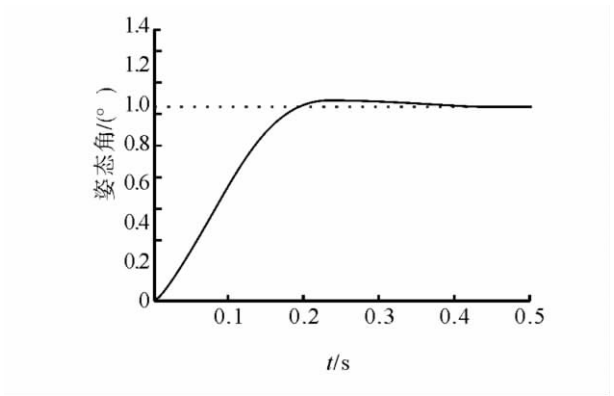


图 10 姿态控制输出响应



图 11 测试平台

采用以上姿态解算方法所得姿态角, 进行相应姿态控制, 在飞行器悬停时, 所得姿态数据如图 12 所示.

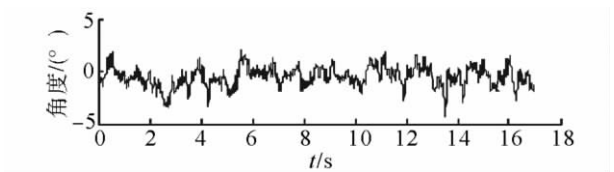


图 12 悬停时俯仰角输出

从图 10 可知, 该控制器能够满足四旋翼飞行器飞行控制的需求.

4 结束语

经过测试, 文中所设计控制器的各个硬件模块

工作正常,散热小,满足设计要求;配合自行设计的无刷电调,该控制器的软件设计流程合理可行;采用 STM32 捕获输入功能可正确实现遥控信号解码.实验表明基于分布式融合滤波器获取飞行姿态的方法可行且计算负担小.地面测试表明,控制律的设计合理,能实现飞行器俯仰和滚转通道的稳定控制.该控制器的设计为后续的研究提供了基础和平台,可以在该平台上对系统建模、数据处理和飞行控制等方面进行更进一步的深入学习和研究.

### 参考文献:

- [1] 杨明志,王敏. 四旋翼微型飞行器控制系统设计[J]. 计算机测量与控制, 2008, 16(4): 485-490.
- [2] POUNDS P, MAHONY R, HYNES P, et al. Design of four-rotor aerial robot[C]// Australasian Conference on Robotics and Automation. Auckland: New Zealand, 2002: 145-150.
- [3] 陈丽. 基于三维磁探测的弹丸姿态角检测技术研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2009: 15-36.
- [4] BOUABDALLAH S, SIEGWART R. Full control of a quadrotor[C]// Proceeding of IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems. San Diego, USA, 2007: 104-183.
- [5] 邓自立. 信息融合滤波理论及其应用[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2007: 368-390.
- [6] SIKIRIC V. Control of quadcopter[D]. Stockholm: Royal Institute of Technology, 2008: 8-30.
- [7] HOFFMANN G M, HUANG H M, WASLANDER S L, et al. Quadrotor helicopter flight dynamics and control: theory and experiment[C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Hilton Head, USA, 2007: 6461-6481.

- ★中国高校特色科技期刊之一
- ★《中国核心期刊(遴选)数据库》来源期刊
- ★黑龙江省十大科技精品期刊之一
- ★美国化学文摘(CA)全文收录期刊
- ★美国《剑桥科学文摘》收录期刊
- ★《中国期刊网》《中国学术期刊(光盘版)》(CNKI)全文收录期刊
- ★《中国学术期刊综合评价数据库》来源期刊
- ★万方数据——数字化期刊群全文收录期刊

## 《应用科技》征稿启事

《应用科技》杂志创刊于 1974 年,月刊,是工业和信息化部主管,哈尔滨工程大学主办的技术类科技期刊,国内外公开发行,中国标准连续出版物号: CN23-1191/U,国际标准连续出版物号: ISSN1009-671X,邮发代号: 14-160. 该刊集科学性、前沿性、实用性于一体,以高等院校、科研院所的科研人员以及致力于科技开发、成果应用的社会各界人士为读者对象,主要有现代电子技术、计算机应用、自动化技术、机电工程、建筑工程、材料与化学等栏目.

为进一步扩大稿源范围,现广泛征集应用性强、技术水平高的科技论文,实行发表周期短,稿件收到 15 个工作日内给出评审结果,一经录用,最快 2 个月内即可发表.

通信地址: 哈尔滨市南岗区南通大街 145 号 1 号楼《应用科技》编辑部 邮编: 150001  
电 话: 0451-82534001 82519357  
网 址: <http://yykj.hrbeu.edu.cn>  
电子信箱: [heuyykj@vip.sina.com](mailto:heuyykj@vip.sina.com) [heuyykj@126.com](mailto:heuyykj@126.com)