

DOI:10.3969/j.issn.1001-4551.2016.02.017

基于互补滤波算法的四轴飞行控制系统设计^{*}

向少林, 钱正洪^{*}, 白 茹, 朱礼尧
(杭州电子科技大学 磁电子中心, 浙江 杭州 310018)

摘要:针对目前大多数飞行控制系统姿态信息获取不全、数据融合算法复杂等问题,对四轴飞行器的姿态数据采集、传感器数据特性、数据融合、飞行控制模型等方面进行了研究,对四轴飞行器的多传感器数据融合的特点进行了归纳,详细介绍了互补滤波算法的实现过程,设计了一种基于互补滤波融合算法的四轴飞行控制系统。采用了陀螺仪、加速度计和电子罗盘作为传感器组,将其用于多种姿态信息的获取,通过使用经典的 PID 控制器实现了飞行器的控制算法,在 STM32 平台上完成了飞行控制系统的软、硬件设计。最终,在制作完成的硬件上,对数据融合算法的效果进行了比较和分析。研究结果表明,该设计能够高效地融合 MEMS 与 GMR 传感器的数据,解算出的姿态角可靠性高,可以满足四轴飞行器的飞行控制要求。

关键词:四轴飞行器;四元数;巨磁阻;互补滤波;微机电系统

中图分类号:TP23;TH39

文献标志码:A

文章编号:1001-4551(2016)02-0207-05

Quadcopter flight control system based on complementary filtering algorithm

XIANG Shao-lin, QIAN Zheng-hong, BAI Ru, ZHU Li-yao

(Center for Integrated Spintronic Devices, Hangzhou Dianzi University, Hangzhou 310018, China)

Abstract: Aiming that the present most of the flight control system of the attitude information is incomplete and the data fusion algorithm is complex, the posture data acquisition, sensor data features, data fusion and flight control models of quadcopter were studied, multi-sensor data fusion characteristics were summarized, detailed description of the implementation process of the complementary filter algorithm was made, a quadcopter control system was designed using complementary filter fusion algorithm. In this control system, gyroscopes, accelerometers and electronic compass were used as a sensor group to detect the attitude information, control algorithm was achieved by the classic PID controller and the flight control system was completed on the STM32 platform. Finally, in the production of finished hardware, the effects of data fusion algorithm were compared and analyzed. The results indicate that the data of MEMS sensor and GMR sensors can be fused better, can get high reliability attitude angle data, and also can well satisfy the requirements of the four-axis aircraft flight control.

Key words: quadcopter; quaternion; GMR; complementary filter; micro-electro-mechanical system(MEMS)

0 引言

四轴飞行器是一种常见的多旋翼式飞行器,拥有简单的十字形结构,通过调整 4 个电机的转数来实现飞行器的控制。与常规旋翼式飞行器相比,对称分布的结构可以使旋翼的反扭矩相互抵消,不需要额外的

反扭矩尾桨,通过 4 个电机的协调工作完成姿态控制,不需要通过调整螺旋桨的倾角来实现^[1]。简单的机械结构将增加飞行器对控制系统的依赖性,一个稳定、高效的飞行控制系统对于飞行器至关重要。

目前的飞行控制系统多使用加速度计和陀螺仪进行姿态数据的采集^[2],其主要采用卡尔曼滤波算法^[3]和最陡梯度下降算法^[4]实现多传感器的数据融合。

收稿日期:2015-10-20

基金项目:浙江省重大科技专项计划资助项目(2011C11047)

作者简介:向少林(1990-),男,湖北汉川人,主要从事嵌入式技术及传感器方面的研究. E-mail:337403807@qq.com

通信联系人:钱正洪,男,教授,博士生导师. E-mail:zqian@hdu.edu.cn

卡尔曼滤波算法和最陡梯度下降算法虽然也能达到较好的融合效果,但运算量较大,在硬件资源有限的情况下,无法有效地提高数据精度,且限制了飞行器的功能扩展。

本研究加入由 GMR 传感器实现的电子罗盘,以获取更为全面的姿态信息,选择简单、高效的互补滤波算法实现数据融合,采用经典的 PID 控制器实现控制算法,并基于高性能的 STM32 单片机完成飞行控制器的设计。

1 飞行器控制系统工作原理和结构

1.1 四轴飞行器的工作原理

飞行器的飞行控制主要包括高度控制、俯仰角控制、横滚角控制和偏航角控制,控制操作是通过实时调整四个电机的转数来实现。

本研究采用 X 型驱动方式,驱动方式的描述为:4 个电机同时加速或减速,以实现高度控制;一侧的两个电机加速(减速),另一侧同时减速(加速),以实现俯仰角控制和横滚角控制;对称轴上的一对电机加速(减速),另一对减速(加速),以实现偏航角控制。为了抵消旋翼的反扭矩,飞行器采用了正反桨设计,且相邻电机的旋转方向相反^[5]。

飞行器结构图如图 1 所示。

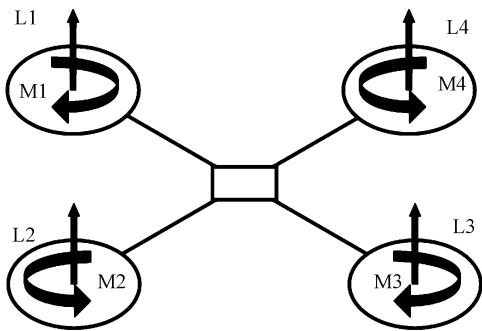


图 1 四轴飞行器结构图

以上的控制方式可以通过式(1)表示:

$$\begin{aligned} U_1 &= T_1 + T_2 + T_3 + T_4 \\ U_2 &= T_1 + T_4 - T_2 - T_3 \\ U_3 &= T_1 + T_2 - T_3 - T_4 \\ U_4 &= -\tau_1 + \tau_2 - \tau_3 + \tau_4 \end{aligned} \quad (1)$$

式中: $T_i, \tau_i (i=1,2,3,4)$ —4 个电机产生的升力和反扭矩^[6]; $U=[U_1, U_2, U_3, U_4]^T$ —通过调节电机转数产生的 4 个系统输入向量,这 4 个输入量分别用于高度控制、俯仰角控制、横滚角控制和偏航角控制。

1.2 飞行控制系统的总体框架

本研究采用陀螺仪、加速度计和电子罗盘组合成的传感器组进行姿态数据的采集,获取的数据需要进行数据融合处理,从而得到更为准确的姿态角数据。为了避免复杂的数学建模,笔者采用 PID 控制器进行飞行控制,将当前姿态与期望姿态间的差量作为系统输入,经过控制器的计算,可以得到系统输出量。经过脉宽调制(PWM)的输出量作用于电子调速器,最终实现电机的控制。

2 系统硬件设计

该方案采用 STM32F103 系列单片机作为主控芯片,使用集成了陀螺仪与加速度计的 MPU6050 用于角速度和加速度数据的采集,选用高灵敏度的 GMR(巨磁阻)传感器组合成三轴电子罗盘提供航向角数据。

本研究采用 NRF24L01 无线通信模块来实现飞行器与上位机的数据传输。遥控板采用使用了 PPM 信号的航模遥控,以提高遥控数据的抗干扰性。动力输出使用了动力锂电池、电子调速器和无刷电机方案来实现。

飞行器的硬件框图如图 2 所示。

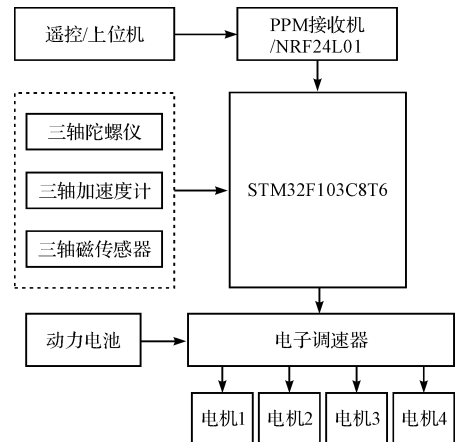


图 2 飞行器硬件结构框图

2.1 MEMS 模块

笔者采用 MPU6050 芯片作为运动处理组件,该芯片集成了 3 轴陀螺仪和 3 轴加速度计。芯片内部分别对陀螺仪和加速度计使用了 3 个 16 位的 ADC,将测量得到的模拟量转化为数字量。芯片拥有可控的测量范围,可以适应不同场合的精度要求,其中,陀螺调节范围为 $\pm 250^\circ/\text{s}$ 、 $\pm 500^\circ/\text{s}$ 、 $\pm 1\,000^\circ/\text{s}$ 、 $\pm 2\,000^\circ/\text{s}$ (dps),加速度计调节范围为 $\pm 2g$ 、 $\pm 4g$ 、 $\pm 8g$ 、 $\pm 16g$ 。芯片与 MCU 间的数据传输采用的是 400 kHz 的 I2C 接口,具体电路图如图 3 所示。

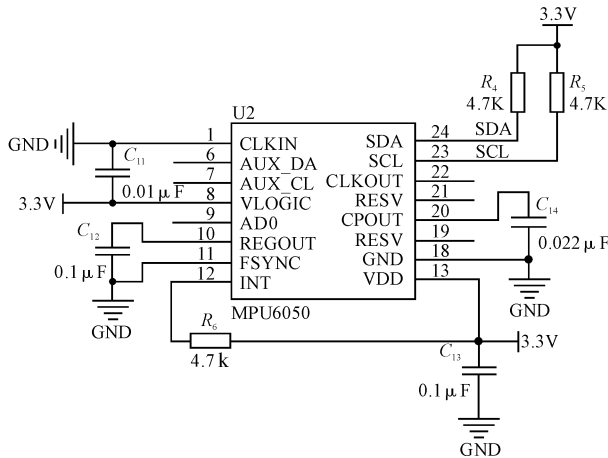


图3 MPU6050 原理图

2.2 GMR 电子罗盘模块

磁阻效应是指在磁场作用下导体或半导体的电阻值发生变化的现象,GMR 因其在磁场中电阻值发生较大变化而得名^[7]。SAS022 和 VA100F 分别为双轴和单轴的巨磁阻传感器,组合使用可以实现三轴电子罗盘的功能。地磁场的强度约为 0.5 Gauss ~ 0.6 Gauss,在地磁场的作用下,GMR 传感器只产生 mV 级的差分电路^[8],需要使用运算放大器进行信号放大。

具体电路如图 4 所示。

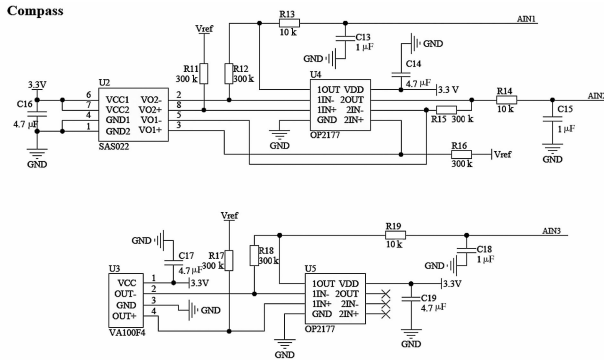


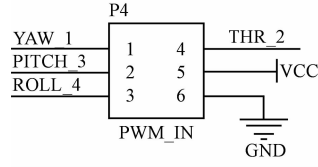
图4 GMR 电子罗盘原理图

2.3 飞行器遥控

为了提高遥控数据的抗干扰能力,笔者采用航模遥控作为飞行器的遥控板。航模遥控工作在 2.4 G 频段,发射机实时获取摇杆位置数据,将多通道数据进行脉冲位置调制 (PPM),最后通过无线电波发射出去。接收机将接收到的数据解调后分离出各通道数据,从而完成遥控数据的传输。

控制器主板通过接口与接收机进行物理连接,主控芯片将实时采集 4 路输入信号的脉冲宽度,以获取 PPM 信号携带的遥控器数据,每个通道信号脉宽变化范围为 1 ms ~ 2 ms。制器主板上的接收端口与接收机

接口如图 5 所示。



(a) 主控板端口



(b) 遥控接收机

图5 遥控数据接收

3 系统软件设计

四轴飞行器的软件核心包括两大部分:数据融合算法和控制算法。数据融合算法用于拟合多种传感器数据,得到比单一传感器更为可靠的数据。控制算法反映了输入量与控制输出的数量和逻辑关系,控制算法的设计需要考虑飞行器的稳定性和操纵性。

3.1 数据融合算法

稳定的飞行控制系统必须建立在可靠的姿态角数据之上,陀螺仪可以获取准确的实时数据,但是其积分累积误差会随着时间迅速增加,单独使用陀螺仪无法满足飞行要求。加速度计可以获得横滚角和俯仰角数据,电子罗盘则可以获取偏航角数据,而且均没有累积误差,为长时间可靠的数据,但是机体的震动和电磁干扰都会使得数据出现极大的波动。3 类数据具有很强的互补性,研究者可以采用互补滤波算法进行数据融合,提高系统性能。

由于干扰的存在,传感器原始数据都需要进行相应的处理,以提高数据的准确性。陀螺仪的输出数据为角速度,数据呈现高动态性,可采用均值滤波对原始数据进行去干扰处理。加速度计和电子罗盘数据均为低频信号,且极易受干扰,可以对数据进行滑动平均滤波和去极值滤波进行处理。

本研究采用四元数作为姿态描述^[9],四元数可以表示成一个复数形式的表达式。

$$\mathbf{Q} = q_0 + iq_1 + jq_2 + kq_3 \quad (2)$$

式中: q_0 —其实部; q_1, q_2, q_3 —其虚部。 $\mathbf{Q}$ 包含了完整的姿态信息,且四元数具有如下的传递公式:

$$\mathbf{Q} = \begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = 0.5 \times \begin{bmatrix} q_0 & -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_1 & q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_2 & q_3 & q_0 & -q_1 \\ q_3 & -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (3)$$

更新后的姿态四元数为:

$$\mathbf{Q} = \mathbf{Q} + \dot{\mathbf{Q}} \quad (4)$$

式中: $(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ —3 个轴向的加速度值, $\dot{Q}$ —运动量引起的四元数增量。为了获取准确的姿态角四元数, 必须对 $(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$ 取值进行有效地修正。

在机体坐标参照系上, 加速度计测得的重力向量是 $[a_x, a_y, z_z]^T$, 由陀螺仪数据积分推算的重力向量是 $[v_x, v_y, v_z]^T$, 它们之间的误差向量就是陀螺积分后的姿态与加速度计测得姿态之间的误差。向量间的误差可以用向量积来表示:

$$\begin{aligned} e_x &= a_y * v_z - a_z * v_y \\ e_y &= a_z * v_x - a_x * v_z \\ e_z &= a_x * v_y - a_y * v_x \end{aligned} \quad (5)$$

所得叉积向量 $[e_x, e_y, e_z]^T$ 仍然位于机体坐标系上, 且叉积的大小与陀螺仪积分误差成正比, 可以用来修正陀螺仪。由于陀螺仪数据是对机体运动直接积分所得, 对陀螺的修正量将会直接体现在对机体坐标系的修正。本研究使用 PI 控制器调整修正效果, 调整后的误差向量为 $[t_x, t_y, t_z]^T$, 与陀螺仪取值 $[g_x, g_y, g_z]^T$ 相加后即可得到修正的角速度 $[w_x, w_y, w_z]^T$ 。

$$\begin{aligned} w_x &= g_x + t_x \\ w_y &= g_y + t_y \\ w_z &= g_z + t_z \end{aligned} \quad (6)$$

将向量 $[w_x, w_y, w_z]^T$ 代入式(3)中可以得到增量四元数, 与初始四元数相加后即可得到当前姿态四元数。

互补滤波算法没有复杂的运算过程, 实现过程相当简单和巧妙。参考文献[10]中的数据可知, 采用互补滤波所解算的姿态角误差较小, 且精度高于卡尔曼滤波, 并且没有出现姿态漂移情况。利用互补滤波解算姿态角比利用卡尔曼滤波解算更快、效率更高。

为了防止机体受到电磁干扰而失去平衡, 本研究没有将电子罗盘数据引入俯仰角和横滚角的修正过程, 而是单独用来修正偏航角。偏航角的数据对精度要求不高, 可以使用简单的比例取值来实现融合。

数据融合算法的整体结构如图 6 所示。

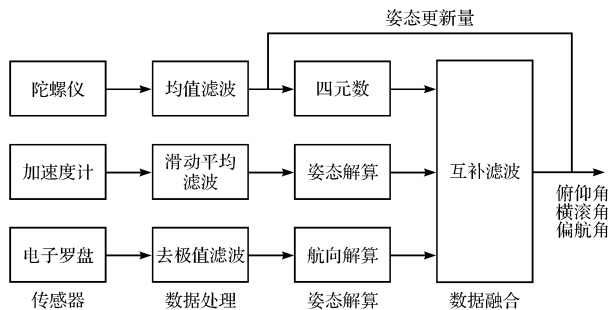


图 6 数据融合算法结构图

3.2 控制算法

PID 控制器作为经典的控制算法, 可以省去复杂的数学建模, 具有较好的控制效果, 可以满足飞行器的控制要求^[11]。笔者使用期望姿态角与当前姿态角的差量作为控制器输入, 期望姿态角由遥控器给定, 而当前姿态角经数据融合得到, 遥控器只是作为姿态调整使用, 所以融合算法对飞行器的稳定控制十分关键。通过对差量进行比例(P)、积分(I)和微分(D)计算, 得到各个角度的控制参量 $[rol, pit, yaw]$, 控制逻辑可表示为:

$$\begin{aligned} out_1 &= thr - rol - pit + yaw \\ out_2 &= thr + rol - pit - yaw \\ out_3 &= thr + rol + pit + yaw \\ out_4 &= thr - rol + pit - yaw \end{aligned} \quad (7)$$

式中: thr —遥控器油门值; $out_1, out_2, out_3, out_4$ —控制器的 4 个输出, 分别作用于飞行器的 4 个电机。该公式关联了当前姿态角度、遥控器数据与动力输出。

PID 的参数由于硬件的不同有较大的差异, 需要整定得到合适的参数才能得到良好的控制效果。

最后, 本研究根据设计方案完成算法和驱动程序的编写, 程序的核心流程图如图 7 所示。

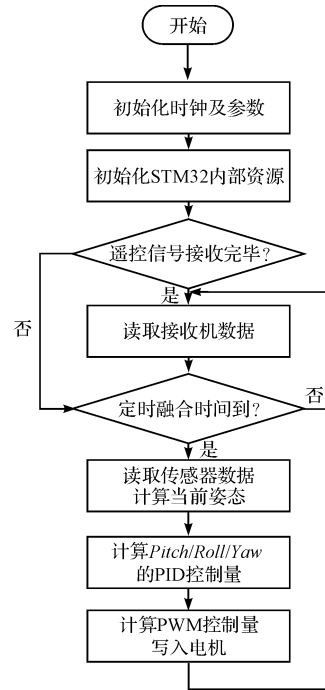


图 7 飞行器程序核心流程图

4 实验及结果分析

4.1 数据融合分析

本研究使用的均为三轴传感器, 为了简化分析过程, 笔者选取 X 轴向(即横滚角)作为分析对象。数据

融合主要是围绕消除陀螺仪数据的积分误差展开,且陀螺仪数据可以直接用于姿态角解算,可以对比两种方式下得到的姿态角,进而分析数据融合的效果。将不同时间点获得的姿态角做差值,可以得到的漂移数据如表1所示(表1中数据均为3组数据平均所得,数据的测量精度为 0.1°)。

表1 飞行器姿态误差表

时间/min	静止环境/($^{\circ}$)		震动环境/($^{\circ}$)	
	融合前	融合后	融合前	融合后
5	3.67	0	4.80	0
10	6.43	0	9.70	0.03

由表1可知,单独使用陀螺仪进行姿态解算时,角度的漂移误差快速增大,无法得到准确的姿态角,在震动情况下,漂移误差进一步扩大。经过数据融合后,无论是静止还是震动环境,姿态角都可以长时间将漂移误差保持在 0.1° 以内,准确性得到极大提高。

机体晃动时两种解算方式下的姿态角波形如图8所示。

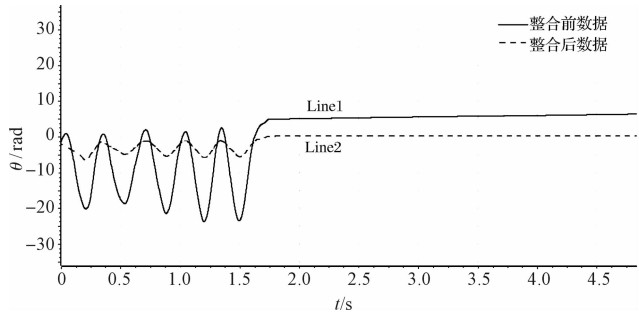


图8 飞行器姿态误差表

由图8可知,经融合后,数据的波动性要明显小于未经融合的数据,融合后的数据具有较高的平稳性,且没有明显的漂移倾向。虽然融合算法牺牲了数据的部分动态性能,但是极大地降低了姿态角的漂移误差,且动态性的降低也增强了系统的抗干扰能力。

4.2 动力数据分析

电机转数是通过PWM脉冲来控制的,PWM脉冲宽度与升力间的对应关系可以直接反映飞行器的动力性能。可以通过设定PWM脉冲宽度值,测量得到相应的升力。在供电电压为11.2V,重力计精度为5g的条件下,测得的数据如表2所示(由于PWM数据是通过摇杆设定,实际值与标识量存在 $\pm 5\mu s$ 的误差)。

由表2知,在PWM输出为 $1\,600\mu s$ 时,4个电机的升力总和已经达到970g,高于机身的重量920g,理论上可以满足起飞条件。

表2 PWM与升力数据表

编号	PWM/ μs	升力/g
1	1 000	0
2	1 100	125
3	1 200	235
4	1 300	430
5	1 400	650
6	1 500	870
7	1 600	970

4.3 PID控制器参数整定

飞行控制器的控制过程需要确定一个中心姿态,控制器的控制核心就是使飞行器稳定在这个姿态。默认的中心姿态为水平状态,即横滚角和俯仰角均为 0° ,偏航角为一个定值。遥控器的控制是通过间接地改变中心姿态来实现机体姿态的控制。

3个角度的控制原理相同,本研究选择横滚角作为分析对象。在没有遥控器的参与下,PID控制器的输入参量即为飞行器横滚角偏离中心的角度。最简单的控制是通过对实时偏离角度进行缩放,得到一个实时的控制量,这种方式即为P控制器。

P控制器只是单纯的对差量值进行比例缩放处理,单独使用P控制器时,容易导致系统震荡^[12-14]。D参量的取值为各轴向的加速度值,加入后可以有效地抑制飞行器的波动,可以初步实现姿态角的收敛。在实际情况中,姿态角在收敛后仍然存在静态误差,由于I参量为误差的积分,引入I参量可以有效地消除静态误差。

飞行控制器的实物如图9所示。



图9 飞行控制器实物图

(下转第246页)

本文引用格式:

向少林,钱正洪,白茹,等. 基于互补滤波算法的四轴飞行控制系统设计[J]. 机电工程,2016,33(2):207-211,246.
XIANG Shao-lin, QIAN Zheng-hong, BAI Ru, et al. Quadcopter flight control system based on complementary filtering algorithm[J]. Journal of Mechanical & Electrical Engineering, 2016,33(2):207-211,246.
《机电工程》杂志: <http://www.meem.com.cn>