

# 一种改进的四旋翼互补滤波姿态解算方法

吕春生

(青岛科技大学 自动化与电子工程学院 青岛 266100)

**摘要:** 四旋翼无人机被广泛应用于多种领域,在其控制系统中,姿态信息数据的精确解算尤为重要。姿态解算的目的是为了精确的获取无人机实时姿态角,以便于下一步的姿态控制。由于所需姿态角精度要求高,需要使用多传感器数据融合技术。现提出一种改进的互补滤波算法,通过变积分的PI控制器来进行多传感器的数据融合。通过实验对比该方法与传统的互补滤波算法,可以发现,该方法能够更加精确快速的获取四旋翼无人机的实时姿态角度。同时算法计算量较小,在低成本的民用无人机中也可以取得良好的效果。

**关键词:** 四旋翼; 姿态解算; 互补滤波; 四元数

**中图分类号:** TP274      **文献标识码:** A      **国家标准学科分类代码:** 510.4

## Improved method for the complementary filtering attitude of the four-rotor aircraft

Lyu Chunsheng

(College of Automation and Electronic Engineering, Qingdao University of Science and Technology, Qingdao 266100, China)

**Abstract:** Four-rotor uav is widely used in many fields. In the control system, the accurate calculation of attitude information data is very important. The purpose of attitude settlement is to accurately obtain the real-time attitude angle of uav, so as to facilitate the next step of attitude control. Due to the high requirement of attitude angle accuracy, multi-sensor data fusion technology is needed. This paper introduces an improved complementary filtering algorithm which adds a proportional integral (PI) controller on the basis of the traditional quaternion algorithm. By comparing this method with the traditional quaternion algorithm, it can be found that this method can more accurately obtain the real-time attitude angle of the four-rotor uav. At the same time, the computation of algorithm is small, and it can also achieve good results in low-cost civil uav.

**Keywords:** quadrotor; attitude solution; complementary filtering; quaternion

## 0 引言

四旋翼无人机控制简单、可靠性高、价格较低,现已广泛应用于生产生活的各个领域。在四旋翼无人机的飞行控制系统中,姿态信息的实时获取和精确解算尤为关键<sup>[1]</sup>。需要进行四旋翼无人机的姿态解算,来获取无人机实时精确的姿态角。

四旋翼本身的姿态传感器输出精度不足,直接输出存在缺陷,无法长时间维持高精度的控制<sup>[2]</sup>。需要在此硬件基础上获取更加精确的姿态角度数据,则需要进行多传感器数据融合<sup>[3]</sup>,进行姿态解算。传感器数据融合的方法有很多,目前比较常见的用于姿态解算的算法有粒子滤波<sup>[4]</sup>、卡尔曼滤波算法<sup>[5-6]</sup>、互补滤波算法等。粒子滤波计算量较大,对于采用较为低端处理芯片的低成本民用无人机并不

适用。卡尔曼滤波器将陀螺仪与加速度计数据进行融合,修正了陀螺仪的静态误差<sup>[7]</sup>。但卡尔曼滤波算法只适用于线性系统,具有高斯白噪声,并不适用于四旋翼无人机的飞行控制系统。互补滤波利用陀螺仪和加速度计分别在动态和静态上的优势,利用加速度计测得的准确瞬时值来弥补陀螺仪随时间积累所产生的漂移误差,提高姿态解算的精度<sup>[8]</sup>,并且互补滤波算法计算量小,对于硬件资源要求不高,可以广泛应用于低成本无人机<sup>[9]</sup>。对于四旋翼无人机系统,在选取姿态解算算法时要充分考虑到其主控芯片的性能问题,对于大部分低成本民用无人机,计算量过大的算法会导致姿态解算时间过长,且过多的占用CPU资源,影响无人机性能甚至导致无法正常飞行。对此,本文针对传统的互补滤波算法提出一种改进的变积分的互补滤波算法,应用于低成本民用四旋翼无人机的姿态解算,并在实际

机体上进行试验测试,验证该算法具备良好的实用性及更高的精度和合理性。

## 1 四元数法的姿态解算

### 1.1 姿态坐标系

坐标系的变换是四旋翼姿态解算的基础,通常是指四旋翼机体本身坐标系(即机体坐标系)与地球上“东北天”坐标系(即地理坐标系)之间的联系与转换<sup>[10]</sup>。机体坐标系  $b$  与地理坐标系  $e$  之间的联系如图 1 所示。

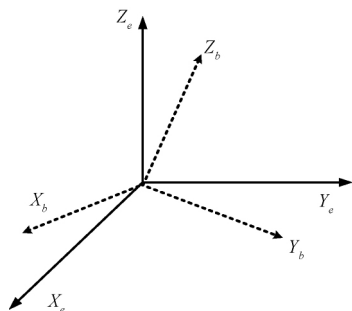


图 1 机体坐标与地理坐标的关系

四旋翼分别绕 3 个轴转动的机体坐标系变化如图 2 所示。

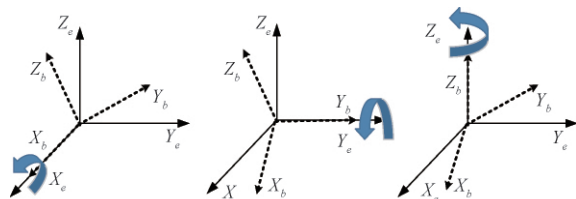


图 2 滚转角、俯仰角、偏航角

飞行器的姿态角是指机体坐标系  $b$  在机体运动中产生的相对于地理坐标系  $e$  的角度变化关系。 $OX_eY_eZ_e$  表示为地理坐标系,其 3 个轴  $X_e$ 、 $Y_e$  和  $Z_e$  分别表示大地的东、北及天方向, $OX_bY_bZ_b$  为机体坐标系,  $X_b$  轴沿机身纵向向前,  $Y_b$  轴沿机身横向向右,  $Z_b$  轴垂直机身向上。假定一开始机体坐标系与地理坐标系重合,飞行过程中机体坐标系的旋转等同于依次绕地理坐标系 3 个坐标轴的旋转。假定按照  $x \rightarrow y \rightarrow z$  的转动顺序分别绕  $X_e$  轴旋转  $\theta$  角度,绕  $Y_e$  轴旋转  $\gamma$  角度,绕  $Z_e$  轴旋转  $\psi$  角度。可以得到由地理坐标系转到机体坐标系的坐标变换矩阵为:

$$C_e^b = \begin{bmatrix} \cos\gamma\cos\psi + \sin\gamma\sin\psi\sin\theta & \sin\psi\cos\theta & \sin\gamma\cos\psi - \cos\gamma\sin\psi\sin\theta \\ \sin\gamma\cos\psi\sin\theta - \cos\gamma\sin\psi & -\sin\gamma\cos\theta & \cos\psi\cos\theta & \sin\theta \\ -\cos\gamma\cos\psi\sin\theta - \sin\gamma\sin\psi & \cos\gamma\cos\theta & \end{bmatrix} \quad (1)$$

通过坐标变换矩阵式(1),可以反解出欧拉角形式的四

旋翼三轴姿态角度。但是该结论还不能用于四旋翼的姿态解算,因为含有的大量三角运算会严重占用主控芯片的 CPU 资源,并且存在万向节死锁现象<sup>[11]</sup>。

### 1.2 四元数的引入

四旋翼飞行器姿态角数据来源于机体坐标系与地理坐标系的坐标变换矩阵,上文中已经得到坐标变换矩阵,但是欧拉角表示法存在死锁与运算量太大的问题,为解决此问题引入四元数。

四元数由 4 个元构成,又分为 2 部分:实数部分和虚数部分。其在形式上是一个四维向量来表示三维空间上的旋转<sup>[12]</sup>,是常规概念下复数的不可交换延伸。四元数有多种表现形式,其常用表现形式如下:

$$q = q_0 + q_1i + q_2j + q_3k \quad (2)$$

$$q = \cos \frac{\theta}{2} + \vec{\lambda} \sin \frac{\theta}{2} \quad (3)$$

在四旋翼姿态解算中对四元数的使用成功克服了死锁现象,并且可以大幅减少计算量,更少的占用硬件资源,得以广泛应用于四旋翼姿态解算领域。

再引入罗德里格旋转,来将坐标变换与四元数联系起来,可以得到坐标变换矩阵的四元数表示形式<sup>[13]</sup>:

$$C_e^b = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 + q_0q_3) & 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 + q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_2q_3 + q_0q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (4)$$

通过四元数表示式(4),可以进一步反解出所需的 3 个欧拉角:

$$\theta = \arcsin[2(-q_0q_1 + q_2q_3)] \quad (5)$$

$$\gamma = -\arctan\left(\frac{q_0q_2 + q_1q_3}{q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2}\right) \quad (6)$$

$$\psi = -\arctan\left(\frac{q_1q_2 + q_0q_3}{q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2}\right) \quad (7)$$

上述表明,获取了四元数数据,即可以通过相应计算求解出四旋翼无人机的姿态角数据。则下面需要考虑如何实时解算当前状态的四元数数据。

### 1.3 四元数的获取

由上文可知,实时获取四元数数据是求解四旋翼姿态角的前提,四元数数据会随着四旋翼无人机姿态的改变而改变。选用四元数的三角表示式,对其构建微分方程,即可获取当前时刻的四元数。过程如下:

令四元数  $q = \cos \frac{\theta}{2} + \vec{\lambda} \sin \frac{\theta}{2}$ , 对时间  $t$  进行微分,可得其微分方程:

$$\frac{dq}{dt} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (8)$$

对该微分方程采用一阶龙格库塔法求解,可得其迭代公式如式(9)所示:

$$q(t + \Delta t) = q(t) + \Delta t \frac{dq}{dt} \quad (9)$$

进一步整理即可得到:

$$\begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix}_{t+\Delta t} = \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix}_t + \frac{\Delta t}{2} \begin{bmatrix} -\omega_x q_1 - \omega_y q_2 - \omega_z q_3 \\ \omega_x q_0 + \omega_z q_2 - \omega_y q_3 \\ \omega_y q_0 - \omega_z q_1 + \omega_x q_3 \\ \omega_z q_0 + \omega_y q_1 - \omega_x q_2 \end{bmatrix} \quad (10)$$

由式(10)可知,有了当前时刻的角速度和上一时刻的四元数,即可得到当前时刻的四元数<sup>[14]</sup>。

## 2 变积分的互补滤波算法

陀螺仪可以输出三轴角速度,通过积分得到姿态角的变化情况,再与上一时刻的姿态角相加即可获得当前姿态角,短时间内由陀螺仪解算出的姿态数据具有较高精度。但是陀螺仪输出数据的误差会随时间累计,产生积分漂移现象,具有低频误差。

加速度计可以输出实际的重力加速度分量,但是由于振动、干扰及其自身精度等问题,由加速度计解算出的姿态数据精确度不高,无积分漂移现象,但具有高频误差<sup>[15]</sup>。

单一的使用某一传感器来解算数据都具有较大缺陷,无法直接应用于四旋翼无人机的飞行控制,需要对上述两种传感器进行数据融合处理。

将前文推导出的坐标变换矩阵式(4)简记为:

$$C_e^b = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} \\ Q_{21} & Q_{22} & Q_{23} \\ Q_{31} & Q_{32} & Q_{33} \end{bmatrix} \quad (11)$$

假设有地理坐标系下的重力加速度向量 $\vec{g}$ ,将其转化到机体坐标系,得到其在机体坐标系下的重力加速度向量 $\vec{b}$ ,其转化关系如下:

$$\vec{b} = C_e^b \vec{g} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & Q_{13} \\ Q_{21} & Q_{22} & Q_{23} \\ Q_{31} & Q_{32} & Q_{33} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{13} \\ Q_{23} \\ Q_{33} \end{bmatrix} \quad (12)$$

可见机体坐标系上的重力加速度向量等于坐标转换矩阵的第3列,这是由陀螺仪数据求出四元数,进而得到坐标转换矩阵,再得到机体坐标系上的重力加速度向量。将这种由陀螺仪数据得到的重力加速度向量称为理论重力加速度向量 $\vec{a}$ ,将加速度计提供的重力加速度向量称为实际重力加速度向量 $\vec{a}$ 。求取理论重力加速度向量与实际重力加速度向量的误差,用来对四元数进行校正,便可求取更加精准的姿态数据。具体过程如下:

1)求取理论重力加速度向量 $\vec{a}$ 和实际重力加速度向量 $\vec{a}$ 的向量外积:

$$|\vec{p}| = |\vec{a}| \cdot |\vec{b}| \sin \angle \vec{a} \cdot \vec{b} \quad (13)$$

2)对该向量外积进行单位向量化:

$$|\vec{p}| = \sin \angle \vec{a} \cdot \vec{b} = \sin \theta \quad (14)$$

3)飞行器在稳定飞行时若姿态角过大会造成飞行状态不稳定,因此假定飞行器姿态角在 $45^\circ$ 以内。此时可以进行小角近似:

$$|\vec{p}| \approx \theta = e \quad (15)$$

将该值作为理论重力加速度向量与实际重力加速度向量的误差。

4)构建变积分的PI控制器来控制补偿值的大小与精度:

$$e\_adjust = K_p \cdot e + ratio \cdot K_I \cdot \int e \, dt \quad (16)$$

式中: $K_p$ 用来表明传感器的可信程度; $K_I$ 用来消除静态误差; $ratio$ 是变积分的系数。 $K_p$ 越大表示越信赖加速度计数据, $K_p$ 越小表示越信赖陀螺仪数据。

积分项在控制系统的理想状态应该是:当系统偏差过大时,应当减少甚至不使用积分项,而在偏差较小时,再使用或加强积分项来消除静差。但是,在常规的PI控制算法中,往往是在控制的全过程不加调整的使用积分项,将积分系数 $K_I$ 设置为一个常数,则该算法无法随着偏差的变化动态的调整积分作用的效果。且积分系数 $K_I$ 的合适取值难以确定,过大过小都会导致控制效果的不理想,比如过大可能带来的超调问题,过小又会导致消除静差时间过久等。因此,引入参数 $ratio$ ,该参数随着偏差的大小动态取值,从而实现在控制中对积分项的调整。

本文提出的变积分的互补滤波算法正是基于以上思想,在传统互补滤波算法构建PI控制器时引入参数 $ratio$ ,使其实现对积分项的动态控制。实现偏差大时,减少甚至屏蔽积分项的作用,而随着控制过程的进行,机体逐步稳定偏差小时带来积分作用的同步变大。

积分系数前加上一个比例值 $ratio$ ,根据2个偏差的阈值 $err1$ 和 $err2$ ( $0 < err1 < err2$ ),将比例值 $ratio$ 的取值分成3部分:

$$ratio = \begin{cases} 1, & |e| < err1 \\ \frac{err2 - |e|}{err2 - err1}, & err1 \leq |e| \leq err2 \\ 0, & err2 < |e| \end{cases} \quad (17)$$

最终积分项的比例系数采用 $ratio \cdot K_I$ ;

5)用上面求得的补偿值来修正陀螺仪数据,即可得到可信度更高的陀螺仪数据:

$$\omega\_adjust = \omega + e\_adjust \quad (18)$$

6)将更正后的陀螺仪数据代入式(10)即可得到相应的四元数,进一步使用式(5)~(7)来求出此刻的姿态角度,即可完成姿态解算。

## 3 实 验

### 3.1 实验环境

搭建实际四旋翼无人机来进行测试,硬件部分分2部

分来进行构建:机体与遥控器。此处只介绍机体部分,主控芯片选用 STM32F103C8T6(最高频率 72 MHz),IMU 模块选用 MPU6050(提供三轴加速度计和三轴陀螺仪数据),以及无线收发模块、无刷电机、电池等。四旋翼无人机的硬件电路原理如图 3 所示。

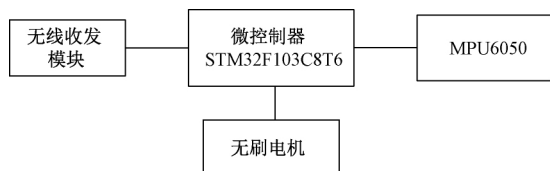


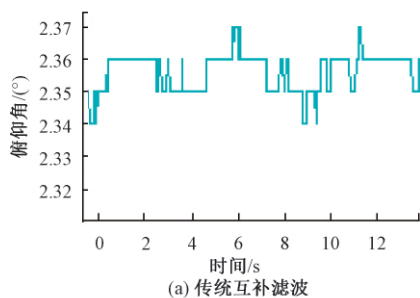
图 3 四旋翼无人机的硬件电路原理

编写程序到机体中,其中姿态检测程序中,构建变积分 PI 控制器来控制补偿值的大小。

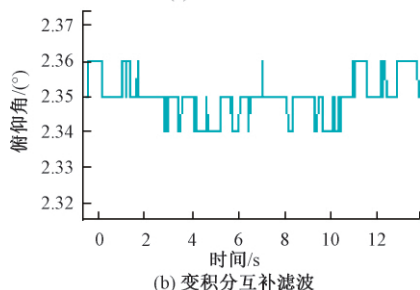
令  $K_p = 0.5$ ,  $K_I = 0.001$ , 积分系数相关的 2 个阈值  $err1$  和  $err2$  分别取值 0.3 和 0.8。通过无人机机体上的串口将姿态角的实时数据输出并生成数据波形图。

### 3.2 实验对比分析

本文为对传统互补滤波算法的改进算法,重点在于对传统算法中 PI 控制器的改进,引入变积分机制。为判断该算法的姿态检测性能是否真的有优化,实验采取将改进算法与传统算法进行对比,选取静态与动态两种状态来对比传统互补滤波算法与改进的变积分互补滤波算法。以俯仰角为例,先看在静态条件下的 2 种算法的对比情况,此时机体平放且保持稳定,实验结果如图 4 所示。



(a) 传统互补滤波



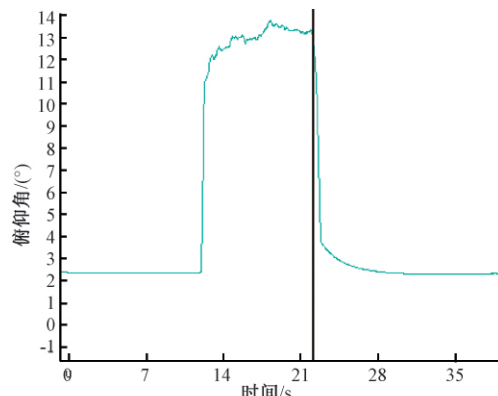
(b) 变积分互补滤波

图 4 两算法静态输出波形

由图 4 可以看出,四旋翼无人机静态试验时所放置的台面并非绝对水平,故静态情况下所测得的俯仰角并不为 0,存在一定的数值,以这个原始角度为基准。由于机体处于静止状态,看数据信息的波动度,可以看到传统互补滤波

算法在基准角度上下波动范围更大,波动度更大;而改进后的变积分互补滤波算法在静态时得到的姿态角波动范围更小,波动度更小。则在机体静止状态下,使用改进的互补滤波算法使得机体姿态解算准确性得到了一定程度的提高。

下面测试机体动态情况下 2 种算法的对比,先将机体纵向抬起一边,使机体俯仰角位于一定角度,此时迅速放平机体,观察串口输出的姿态角数据,看两种姿态解算算法能否迅速准确解算出实时机体姿态数据。得到波形图如图 5 所示。



(a) 传统互补滤波

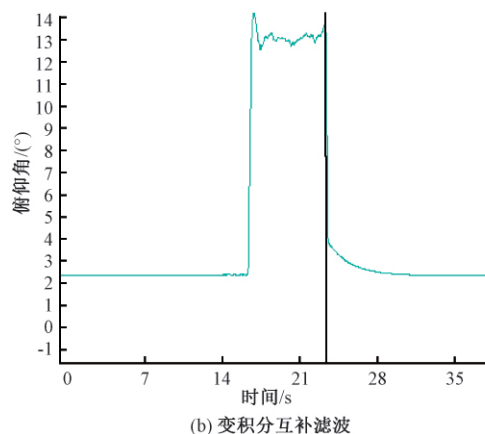


图 5 两算法动态输出波形

由图 5 可以看出,机体俯仰角达到一定角度后使机体迅速放平,两种算法解算出的姿态角都迅速下降,两者对比,可观察到改进算法的姿态跟随效果更好,能更快的获取准确的姿态角数据。在机体动态变化时,由于机体状态的剧烈改变,加速度计测量数据波动剧烈,加速度计获取的实时姿态数据与陀螺仪得到的理论姿态数据会有较大偏差,此时改进的互补滤波算法减小甚至取消积分作用,只使用比例项,当偏差较小时再加入或增大积分项来消除静差。变积分的互补滤波算法可以在偏差大小变化的过程中动态的改变积分项作用,更精准的补偿陀螺仪数据,使得姿态角的获取更加迅速和更加准确。

上述实验结果表明改进的变积分互补滤波算法在机体

静态与动态时都可以取得更加良好的姿态解算效果,解算数据更加准确可靠。

同时对四旋翼无人机进行多次实际试飞测试,用于判断该算法是否引入某些未知缺陷、漏洞。无人机飞行情况基本稳定,控制情况良好,没有出现失控现象。尚未发现该算法有其他未知隐患,对低成本无人机的姿态检测效果良好。

#### 4 结 论

针对当前四旋翼无人机姿态解算时单一传感器数据不可靠,无法准确解算实时姿态角的问题,往往会选用多个传感器的数据来进行多传感器的数据融合。对于低成本的民用四旋翼无人机,可采用互补滤波的方法来进行数据融合,互补滤波法不仅可以较为准确的获取实时姿态角度,而且其计算量小,对 CPU 性能要求不高。在此基础上对互补滤波算法中的偏差补偿部分进行改进,使其中的积分部分可随偏差大小同步变化,在偏差较大时减小甚至不使用积分项,在偏差较小时加强积分项。

在实际四旋翼无人机中写入算法程序进行测试,分别在静态与动态时测试。测试结果表明,该算法在静态时相对于传统互补滤波算法角度波动更小,准确性有所提高;在动态时相比于传统互补滤波算法能更加快速准确跟随机体状态,更精确地获取实时姿态数据。同时实际飞行测试也并未检测出改进算法携带其他未知隐患。综上所述,采用改进的变积分互补滤波算法能在一定程度上的提升姿态解算的效果,同时较传统的互补滤波算法而言并不会给机体 CPU 增加太大负担,具有一定的实用性。

#### 参考文献

- [1] 卢艳军,陈雨荻,李元龙.四旋翼飞行器姿态解算算法试验研究[J].电光与控制,2019,26(11):45-50.
- [2] 龙云霄,陈洋,滕雄.四旋翼飞行器姿态解算与滤波[J].计算机测量与控制,2016,24(10):194-197,201.
- [3] 张承岫,李铁鹰,王耀力.基于 MPU6050 和互补滤波的四旋翼飞控系统的设计[J].传感技术学报,2016,29(7):1011-1015.

- [4] LIN M, CHEN D, BI S, et al. An improved attitude information fusion algorithm based on particle filtering[C]. Cyber Technology in Automation, Control and Intelligent Systems (CYBER), 2013 IEEE 3rd Annual International Conference on IEEE, 2013: 367-372.
- [5] 彭丁聪.卡尔曼滤波的基本原理及应用[J].软件导刊,2009,8(11):32-34.
- [6] HAMZA B, ALEXANDER N, HASSEN S. Quadrotor UAV state estimation based on high-degree cubature Kalman filter[J]. IFAC Papers On Line, 2016,49(17):349-354.
- [7] 王帅,魏国.卡尔曼滤波在四旋翼飞行器姿态测量中的应用[J].兵工自动化,2011,30(1):73-74,80.
- [8] 陈孟元,谢义建,陈跃东.基于四元数改进型互补滤波的 MEMS 姿态解算[J].电子测量与仪器学报,2015,29(9):1391-1397.
- [9] 李璜筹,马文博,李璐.互补滤波在低成本四旋翼姿态解算中的应用[J].国外电子测量技术,2019,38(11):157-162.
- [10] 郑佳,王洪雁,裴炳南.风力干扰环境下四旋翼飞行器姿态解算研究[J].计算机仿真,2018,35(6):71-75.
- [11] 王立,章政,孙平.一种自适应互补滤波姿态估计算法[J].控制工程,2015,22(5):881-886.
- [12] 王见,马建林.EKF 与互补融合滤波在姿态解算中的研究[J].传感技术学报,2018,31(8):1187-1191.
- [13] 许晶晶,郭培源,董小栋,等.改进互补滤波在六旋翼飞行器中的应用[J].传感器与微系统,2018,37(1):157-160.
- [14] 赵嵌嵌.一种基于 MPU9250 的四旋翼姿态解算改进算法[J].机械工程师,2019(5):36-39.
- [15] 江杰,刘娜,杜永兴.四旋翼姿态检测及数据处理系统优化设计[J].弹箭与制导学报,2017,37(1):4-8.

#### 作者简介

吕春生,硕士,主要研究方向为四旋翼姿态解算与嵌入式技术。

E-mail: lv\_cs1996@126.com