

## 一种自适应互补滤波姿态估计算法

王立, 章政, 孙平

(武汉科技大学 信息科学与工程学院, 武汉 430081)



**摘 要:** 针对微型四旋翼飞行器捷联惯性导航姿态解算中低成本 MEMS 器件易发散导致姿态漂移问题, 基于四元数姿态更新算法, 提出了一种自适应互补滤波姿态估计算法, 该算法利用 MEMS 器件中的加速度计补偿陀螺仪偏差引起的姿态漂移误差, 并根据陀螺仪频率响应的截止角速度分段调整补偿系数。最后, 基于 ARM Cortex-M3 内核设计了微型四旋翼飞行器, 实验结果表明, 该自适应互补滤波算法能有效、实时地跟踪四旋翼飞行器的三维姿态, 提高姿态解算的测量精度, 实现了飞行器的自主悬停。

**关键词:** 自适应互补滤波; 四旋翼飞行器; 姿态解算; 四元数

**中图分类号:** TP 27

**文献标识码:** A

## An Adaptive Complementary Filter for Attitude Estimation

WANG Li, ZHANG Zheng, SUN Ping

(School of Information Science and Engineering, Wuhan University of Science and Technology, Wuhan 430081, China)

**Abstract:** In order to overcome the drift problem of low-cost MEMS inertial sensor in SINS attitude estimation, this paper presents a quaternion-based adaptive complementary filter for attitude estimation. The proposed algorithm uses the MEMS accelerometer to eliminate attitude estimation error caused by gyroscope bias and drift, and the compensation coefficient is adjusted by the piecewise function defined by gyroscope frequency response of cut-off angular velocity. Finally, a micro quadrotor is designed based on ARM Cortex-M3. The experimental results show that the adaptive complementary filter is able to effectively trace the quadrotor's attitude in real time, improve the attitude estimation accuracy and then implement the autonomous hover of a micro quadrotor.

**Key words:** Adaptive complementary filter; quadrotor; attitude estimation; quaternion

### 1 引 言

四旋翼飞行器又称为四轴飞行器 (Quadrotor), 是一种能够垂直升降 (Vertical Take-off and Landing, VTOL) 的飞行器, 也因为其具有较强的机动性能、体积小、隐蔽性好等优势而被广泛应用于工业和军事上。在最近几年的研究领域中也成为了新的研究热点<sup>[1]</sup>, 包括斯坦福大学的 STARMAC 项目<sup>[2]</sup>、宾夕法尼亚大学的 GRASP 实验室研发的多轴旋翼飞行器<sup>[3]</sup>、瑞士洛桑联邦工学院 EPFL 基于光流传感器的微型多旋翼飞行器<sup>[4]</sup>等。

四旋翼飞行器的设计主要包括姿态解算和飞行控制两部分, 其中, 姿态解算是飞行器设计的核心和重点。姿态解算需要依靠惯性测量器件, 而微机电系统 (Micro-Electro-Mechanical System, MEMS)

依靠其体积小、功耗低、易于集成等特点成为了惯性导航姿态测量器件的首选。但是, 由于低成本 MEMS 器件易发散导致姿态漂移问题, 需要进行多传感器的数据融合, 才能得到实时而精确的三维姿态。目前, 有很多关于多传感器的姿态解算算法, 比如基于四元数的卡尔曼滤波<sup>[5]</sup>, 基于四元数的扩展卡尔曼滤波<sup>[6]</sup>、Unscented 卡尔曼滤波<sup>[7]</sup>、基于粒子滤波的姿态融合算法<sup>[8]</sup>和惯性测量器件的 Unscented 粒子滤波<sup>[9]</sup>等。其中, 卡尔曼滤波涉及到系统噪声序列的方差阵  $Q_k$  和测量噪声序列的方差阵  $R_k$  的选择, 而粒子滤波则涉及到系统状态变量的概率密度  $\hat{q}(x_{0:t} | y_{1:t})$  的计算, 这些方法的计算量需求很大, 对处理器的运算速度和精度提出了较高的要求。

收稿日期: 2014-03-27; 修回日期: 2014-09-30

基金项目: 冶金装备及其控制教育部重点实验室开放基金项目 (2013B06); 湖北省自然科学基金 (2013CFC077); 武汉科技大学研究生科技创新基金项目 (JCX0033)

作者简介: 王立(1990-), 男, 湖北宜昌人, 研究生, 主要研究方向为飞行器定位与导航等; 章政(1974-), 男, 副教授。

综上所述,针对单个惯性测量传感器的不可信问题和复杂算法对硬件提出的高要求问题,本文提出了一种自适应互补滤波姿态估计算法。该算法用于四旋翼飞行器的姿态解算,利用加速度计良好的静态性能补偿陀螺仪偏差引起的姿态解算漂移误差,并设计了自适应参数动态调整算法,用于实现姿态误差的动态权重补偿。实验表明该融合算法能够消除漂移误差并可靠、快速的跟踪飞行器三维姿态,并实现四旋翼飞行器的自主悬停。

## 2 四旋翼飞行器简介

飞行控制单元放置在飞行器的中央,由两根呈十字型放置的支架支撑四个电机,电机带动螺旋桨旋转提供升力作为整个系统的动力来源。四个旋翼的结构和半径都相同,旋翼 1 和旋翼 3 顺时针旋转,旋翼 2 和旋翼 4 逆时针旋转,这样设计可以抵消陀螺效应和空气动力扭矩效应而导致的飞行器自旋。四旋翼飞行器的结构形式,如图 1 所示。

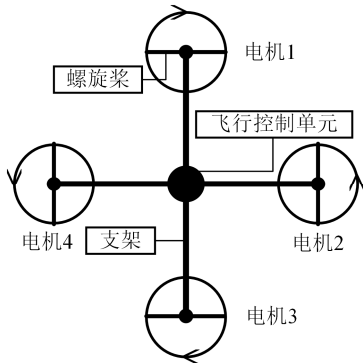


图 1 四旋翼飞行器的结构形式  
Fig.1 The structure of the quadrotor

## 3 自适应互补滤波姿态估计算法

自适应互补滤波姿态估计算法是利用加速度计测量的重力加速度  $g$  与当前姿态四元数  $q$  所组成的三维向量求向量积误差  $e_q$ , 将该误差经过自适应补偿系数调整后与陀螺仪输出  $\omega$  进行互补滤波得到本次姿态四元数。其算法框图, 如图 2 所示。

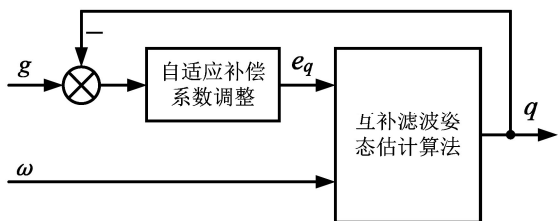


图 2 自适应互补滤波姿态估计算法框图  
Fig.2 Block diagram of the adaptive complementary filter for attitude estimation

图中,互补滤波姿态估计算法是一种基于四元数微分方程的算法,该算法融合了仅由陀螺仪积分得到的姿态四元数和向量积误差  $e_q$ , 得到校正后的姿态

四元数  $q$ ; 自适应补偿系数调整根据陀螺仪频率响应的截止角速度分段调整姿态误差补偿系数的权重。自适应互补滤波姿态估计算法实现步骤如下:

### 3.1 坐标系描述

定义导航坐标系 ( $n$  系) 和载体坐标系 ( $b$  系), 如图 3 所示。

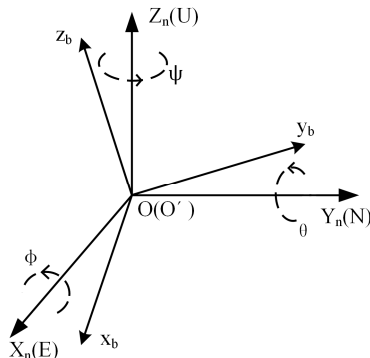


图 3 导航坐标系与载体坐标系的关系  
Fig.3 Relationship between navigation frame and body frame

其中,导航坐标系采用东北天 (ENU) 右手坐标系,其坐标原点  $O$  位于运载体的质心; 载体坐标系是固连于运载体的参考坐标系。

本文以运载体向右为  $x_b$  轴正方向 (E), 运载体向前为  $y_b$  轴正方向 (N), 运载体竖直向上为  $z_b$  轴正方向 (U) 建立载体坐标系, 其坐标原点  $O'$  与导航坐标系重合。在建立上述坐标系之后, 为了描述刚体在三维欧几里得空间的取向, 通常采取欧拉角来定义三轴姿态角度。图中绕  $xyz$  轴分别对应的名称为倾仰角 (pitch)、翻滚角 (roll) 和偏航角 (yaw), 对应图 3 中的  $\phi$ 、 $\theta$ 、 $\psi$ 。

为了描述飞行器的姿态, 还要确定导航坐标系和载体坐标系的相对关系, 而描述上述两个坐标系的转换关系目前有三种主流方法: 欧拉角法、四元数法和方向余弦矩阵法<sup>[10]</sup>。

欧拉角法会遇到 Gimbal Lock 问题<sup>[11]</sup>, 而方向余弦法由于计算量大、效率低等缺点无法满足实时姿态要求, 所以本文采用四元数法进行姿态解算。定义四元数  $q$ :

$$q = q_0 + q_1 i + q_2 j + q_3 k = [q_0 \quad q_1 \quad q_2 \quad q_3]^T \quad (1)$$

式中,  $q_0$  为四元数的标量部分, 后三项为四元数的矢量部分, 且  $i^2 = j^2 = k^2 = -1$ 。其复数共轭形式为:

$$q^* = [q_0 \quad -q_1 \quad -q_2 \quad -q_3]^T \quad (2)$$

一个四元数既表示了转轴的方向, 又表示了转角的大小, 这种转动关系通过如下的运算来实现, 基本形式为<sup>[12]</sup>:

$$\mathbf{v}^n = {}^n\mathbf{q} \otimes \mathbf{v}^b \otimes {}^n\mathbf{q}^* \quad (3)$$

式中：\$\mathbf{v}^n\$ 为向量 \$\mathbf{v}\$ 在 \$n\$ 系中的坐标；

`\${}^n\mathbf{q}\$ 为 \$b\$ 系相对 \$n\$ 系的四元数；

`\${}^n\mathbf{q}^\*\$ 为 \$b\$ 系相对 \$n\$ 系的复数共轭四元数；

`\${\mathbf{v}}^b\$ 为向量 \$\mathbf{v}\$ 在 \$b\$ 系中的坐标；

\$\otimes\$ 为四元数乘法运算。

公式(3)表明矢量 \$\mathbf{v}^b\$ 被旋转了一个 \$\theta\$ 角，而转轴由四元数 \${}^n\mathbf{q}\$ 决定，被转动后的矢量为 \$\mathbf{v}^n\$。坐标轴旋转方式，如图 4 所示。

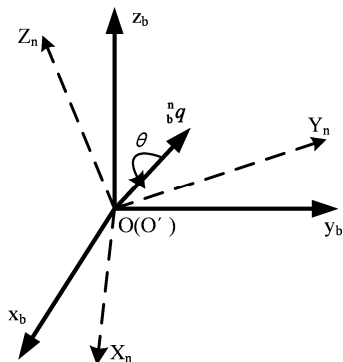


图 4 四元数表示坐标轴旋转示意图

Fig.4 Coordinate rotation represented by quaternion

由载体坐标系到导航坐标系的转换矩阵 \$C\_b^n\$ 有如下公式<sup>[13]</sup>：

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

根据 zyx 顺规，\$\phi\$、\$\theta\$、\$\psi\$ 有如下转换公式：

$$\begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \text{atan2}(2q_2q_3 + 2q_0q_1, q_3^2 - q_2^2 - q_1^2 + q_0^2) \\ -\text{asin}(2q_1q_3 - 2q_0q_2) \\ \text{atan2}(2q_1q_2 + 2q_0q_3, q_1^2 + q_0^2 - q_3^2 - q_2^2) \end{bmatrix} \quad (5)$$

### 3.2 四元数姿态更新算法

载体的运动必定伴随角速度的变化，四元数微分方程描述的是角速度与四元数导数之间的关系<sup>[12]</sup>：

$${}^n\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} {}^n\mathbf{q} \otimes \boldsymbol{\omega} \quad (6)$$

式中：`\${}^n\dot{\mathbf{q}}\$ 为 \$b\$ 系相对 \$n\$ 系的四元数导数；

`\${}^n\mathbf{q}\$ 为 \$b\$ 系相对 \$n\$ 系的四元数；

\$\boldsymbol{\omega}\$ 为 \$b\$ 系的各轴角速度；

\$\otimes\$ 为四元数乘法运算。

设固连在载体上的陀螺仪输出为 \$\boldsymbol{\omega}^b = [0 \ \omega\_x^b \ \omega\_y^b \ \omega\_z^b]^T\$，则根据四元数乘法运算规

则，将公式(6)写成矩阵形式：

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x & -\omega_y & -\omega_z \\ \omega_x & 0 & \omega_z & -\omega_y \\ \omega_y & -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_z & \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (7)$$

对公式(6)离散化可得到四元数姿态更新算法公式。设系统采样周期为 \$T\$，\$t\$ 时刻 \$b\$ 系相对 \$n\$ 系的四元数为 \${}^n\mathbf{q}\_t\$，则有前一时刻 \$(t-T) > 0\$ 时刻 \$b\$ 系相对 \$n\$ 系的四元数为 \${}^n\mathbf{q}\_{(t-T)}\$，显然有离散化公式：

$${}^n\dot{\mathbf{q}}_t = \frac{1}{2} {}^n\mathbf{q}_{(t-T)} \otimes \boldsymbol{\omega}_t^b \quad (8)$$

$${}^n\mathbf{q}_t = {}^n\mathbf{q}_{(t-T)} + {}^n\dot{\mathbf{q}}_t T \quad (9)$$

当给定系统初始姿态四元数 \${}^n\mathbf{q}\_0 = [1 \ 0 \ 0 \ 0]^T\$ 后，利用公式(8)和公式(9)，采用增量积分的方式便可得到 \$t\$ 时刻的四元数 \${}^n\mathbf{q}\_t\$。将 \$t\$ 时刻的四元数 \${}^n\mathbf{q}\_t\$ 代入公式(5)，便可得到 \$t\$ 时刻的三轴欧拉角 \$\phi\$、\$\theta\$、\$\psi\$。四元数姿态更新算法的流程图，如图 5 所示。

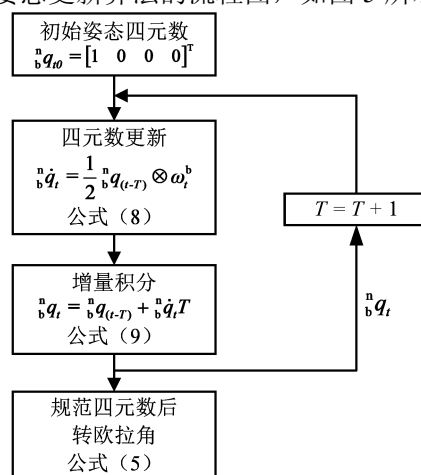


图 5 四元数姿态更新算法流程图

Fig.5 Flow chart of quaternion-based attitude estimation update algorithm

综上所述，四元数姿态更新算法的原理框图如图 6 所示。其中，\$N(q)\$ 为归一化四元数。

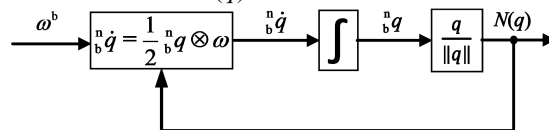


图 6 四元数姿态更新算法原理框图

Fig.6 Schematic diagram of quaternion-based attitude estimation update algorithm

### 3.3 互补滤波姿态融合

对于上述仅有陀螺仪的四元数姿态更新算法，由于低成本 MEMS 器件制造工艺的不同、环境温度的变化等因素而导致的陀螺仪输出随时间变化的误差 \$e\_t^\omega\$，会影响最终姿态求解精度。为了抵消 \$e\_t^\omega\$ 的作

用,可以通过当前姿态四元数 ${}^nq_i$ 在竖直方向上的分量与加速度计测得的当前重力加速度分量的值做向量积运算,补偿陀螺仪引起的误差。设加速度计在 $b$ 系中的输出 ${}^bg = [{}^bg_x \ {}^bg_y \ {}^bg_z]^T$ 。归一化后有 $N({}^bg) = \begin{bmatrix} \frac{{}^bg_x}{\|{}^bg\|} & \frac{{}^bg_y}{\|{}^bg\|} & \frac{{}^bg_z}{\|{}^bg\|} \end{bmatrix}^T$ , 其中 $\|{}^bg\|$ 为加速度计在 $b$ 系中输出的 2-范数。重力加速度在 $n$ 系中的输出 ${}^ng^* = [0 \ 0 \ 1]^T$ , 则 ${}^ng^*$ 在 $b$ 系中的投影:

$${}^bg^* = C_b^n N({}^ng^*) = (C_b^n)^T N({}^ng^*) = \begin{bmatrix} 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2(q_2q_3 + q_0q_1) \\ q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中,  $(C_b^n)^T$  为  $C_b^n$  矩阵的转置。在 $b$ 系中对加速度计的输出 $N({}^bg)$ 和 ${}^bg^*$ 做向量积的运算, 得到加速度计对陀螺仪校正误差:

$$\begin{aligned} {}^{\omega}_ge &= {}^bg^* \times N({}^bg) = \\ &\begin{bmatrix} \frac{{}^bg_y}{\|{}^bg\|} * (q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 + q_3^2) - \frac{{}^bg_z}{\|{}^bg\|} * 2(q_2q_3 + q_0q_1) \\ \frac{{}^bg_z}{\|{}^bg\|} * 2(q_1q_3 - q_0q_2) - \frac{{}^bg_x}{\|{}^bg\|} * (q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 + q_3^2) \\ \frac{{}^bg_x}{\|{}^bg\|} * 2(q_2q_3 + q_0q_1) - \frac{{}^bg_y}{\|{}^bg\|} * 2(q_1q_3 - q_0q_2) \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (11)$$

式中,  $\times$  为向量积运算。

### 3.4 自适应补偿系数算法

由于加速度计在高速转体运动中的输出会有较大的时滞, 而陀螺仪在低速转体运动中的精度有限, 为了合理的补偿由于上述因素造成的误差, 本文设计了一种自适应补偿系数算法。设 ${}^{\omega}_ge^*$ 为经过 $K_p$ 和 $K_i$ 校正后的陀螺仪校正误差, 则有

$${}^{\omega}_ge^* = K_p {}^{\omega}_ge + K_i \int_0^t {}^{\omega}_ge dt \quad (12)$$

式(12)中,  $K_p$  为比例系数,  $K_i$  为积分系数。基于姿态解算实时性的考虑, 设定 $K_i$ 保持不变, 通过 $K_p$ 的动态调整实现姿态误差的动态补偿。自适应补偿系数 $K_p$ 的算法如下:

设陀螺仪输出最大量程为 $\omega_{\max}$ , 陀螺仪角速度频率响应的截止角速度 $\omega_c$  ( $\omega_c < \omega_{\max}$ ), 有自适应补偿系数算子 $K_p$ :

$$K_p = \begin{cases} K_{p0} & 0 \leq |\omega| \leq \omega_c \\ K_{p0} + \frac{K_{p1} - K_{p0}}{\omega_{\max} - \omega_c} (\omega - \omega_c) & \omega_c < |\omega| < \omega_{\max} - \omega_c \\ K_{p1} & \omega_{\max} - \omega_c \leq |\omega| \leq \omega_{\max} \end{cases} \quad (13)$$

式(13)中,  $K_{p0}$  为初始补偿系数;  $K_{p1}$  姿态临界发散系

数。自适应补偿系数通过陀螺仪截止角速度 $\omega_c$ 将陀螺仪输出量程 $\omega_{\max}$ 分为 3 个区域: 在低速区域, 采用固定的 $K_{p0}$ 参数; 在中速区域, 采用可变的 $K_p$ 系数; 在高速区域, 采用固定的 $K_{p1}$ 更加有效的避免了陀螺仪在中低速转体运动时的精度低问题。

综上所述, 自适应互补滤波姿态融合算法原理如图 7 所示。图中的 $\times$ 表示向量积运算。

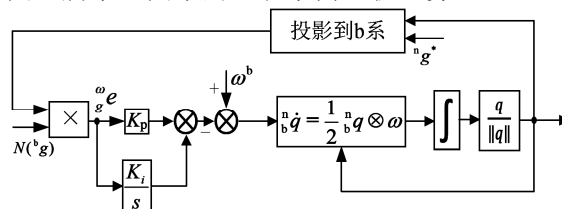


图 7 自适应互补滤波姿态融合算法原理框图  
Fig.7 Schematic diagram of adaptive complementary filter for attitude estimation

## 4 微型四旋翼飞行器的系统设计

本文搭建了微型四旋翼飞行器硬件和专用实验平台, 用于建立 PC 机、遥控器和飞行器之间的通讯。微型四旋翼飞行器实验平台的系统结构示意图, 如图 8 所示。

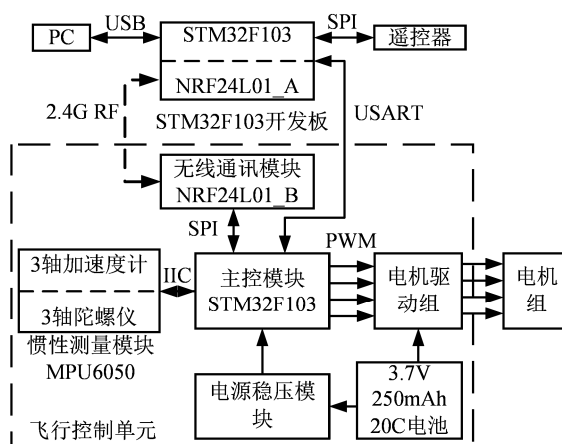


图 8 微型四旋翼飞行器实验平台的系统结构示意图  
Fig.8 Schematic diagram of micro quadrotor experimental platform

图 8 中, 微型四旋翼飞行器的飞行控制单元由主控模块、惯性测量模块、无线通讯模块和电机驱动模块构成。其中, 主控模块用于协同整个系统的运行控制; 惯性测量模块用于测量飞行器三轴线速度和角速度; 无线通讯模块用于接收来自实验平台发送的控制指令; 电机驱动模块则利用 PWM 驱动直流电机。

飞行控制单元的主控模块采用基于 ARM Cortex-M3 内核的 32 位单片机 STM32F103CBT6。该芯片提供 I2C 接口、SPI 接口和 PWM 输出接口分别用于连接惯性测量模块、无线通讯模块和电机驱动模块。

惯性导航测量模块采用 InvenSense 公司生产的

MPU6050。该模块集成了加速度计和陀螺仪，支持 I2C 接口，并附带有可编程低通滤波器和失重中断输出信号。

无线通讯模块采用 Nordic 公司生产的 NRF24L01。该模块体积仅为  $1.5 \times 3.0$  cm，重量为 3.0 g，有效工作范围约 100m。

电机驱动模块采用金誉半导体公司生产的 AO3400。该芯片为增强型 N 通道 MOSFET，并利用 10KHz 的 PWM 信号控制直流电机的转速。

## 5 实验与结果

本文搭建了相应的实验平台，并将本算法应用在微型四旋翼飞行器中。为了实现机体设计的体积、重量最小化，本文将飞行控制单元和支架集成在一块 PCB 电路板上，即由 PCB 电路板充当支架，极大的减轻了机体的整体重量。实物效果图，如图 9 所示。



图 9 微型四旋翼飞行器实物效果图  
Fig.9 Micro quadrotor hardware

该微型四旋翼飞行器对角线轴距 10.1 cm，重量 33.4 g，续航时间约 7 min。采用经典的 PID 控制器控制四个电机的转速，为了获得更加稳定的飞行效果，采用“X 模式”飞行模式控制四旋翼飞行器。软件上系统控制周期为 3 ms，PWM 频率为 10 kHz，加速度计输出的量程为  $\pm 4$  g，陀螺仪输出的量程为  $\pm 2\,000$   $^{\circ}/s$ ，因此  $\omega_{\max}=2\,000$   $^{\circ}/s$ 。陀螺仪角速度频率响应的截止角速度  $\omega_c$  可由陀螺仪输出频率响应曲线计算得到。

本文设定 MEMS 陀螺仪的低通滤波器带宽为 98 Hz，对陀螺仪输出做 FFT 变换得到频率响应曲线，如图 10 所示。

观察图 10 可知，在频率  $f=100$  Hz 附近的幅值具有明显的下降趋势，与低通滤波器 98 Hz 带宽基本一致。

因此截止角速度  $\omega_c = 2\pi f = 628$   $^{\circ}/s$ 。初始补偿系数  $K_{p0}$  和姿态临界发散系数  $K_{p1}$ ，由经典 PID 参数工程整定法得到，分别为  $K_{p0}=5$ ， $K_{p1}=20$ 。因此有自适应补偿系数算子  $K_p$ ：

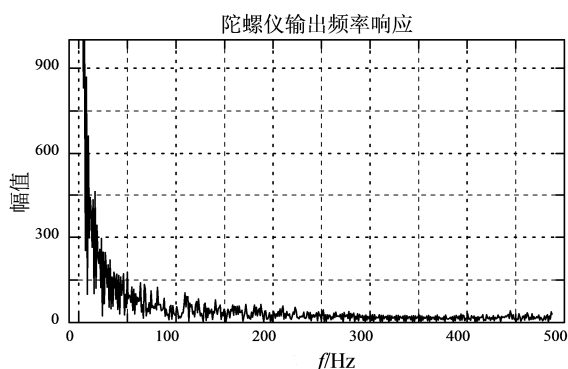


图 10 陀螺仪输出频率响应曲线  
Fig.10 Frequency response of gyroscope output

$$K_p = \begin{cases} 5 & 0 \leq |\omega| \leq 628^{\circ}/s \\ 0.02\omega - 7.56 & 628^{\circ}/s < |\omega| < 1372^{\circ}/s \\ 20 & 1372^{\circ}/s \leq |\omega| \leq 2\,000^{\circ}/s \end{cases} \quad (14)$$

在得到上述补偿系数算子  $K_p$  后，本文进行了两组实验用于测试算法性能：①有/无加速度计补偿的姿态解算算法的静态测试比较；②有/无加速度计补偿的姿态解算算法的动态测试比较。

### ① 静态测试

四旋翼飞行器自适应互补滤波前后的静态测试比较，如图 11 所示。

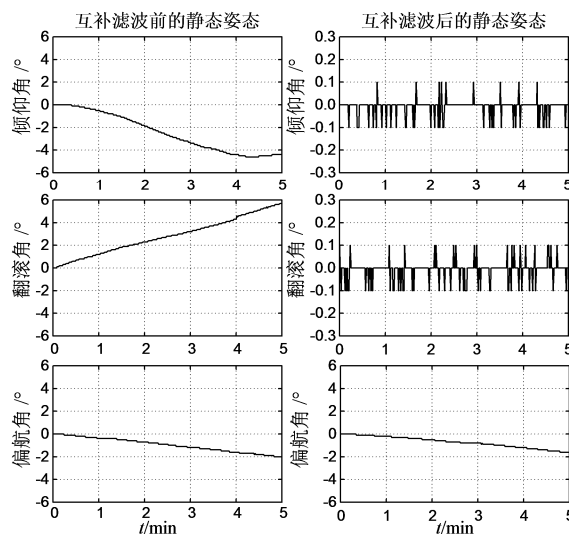


图 11 自适应互补滤波前和后的静态测试对比  
Fig.11 Static test between adaptive complementary filter and non-adaptive complementary filter

四旋翼飞行器静止放置时，未进行互补滤波的三轴欧拉角由于陀螺仪的漂移特性而呈现发散趋势，而经过互补滤波后的水平姿态（pitch 和 roll）能够保持在水位置，但 yaw 依旧会随着时间而发散。这是由于重力加速度  $g$  无法感知 Z 轴运动，因此偏航角 yaw 无法修正。由此可见，仅由陀螺仪的姿态估计算法无法满足姿态解算基本要求。

### ② 动态测试

四旋翼飞行器自适应互补滤波前后的动态测试

对比, 如图 12 所示。

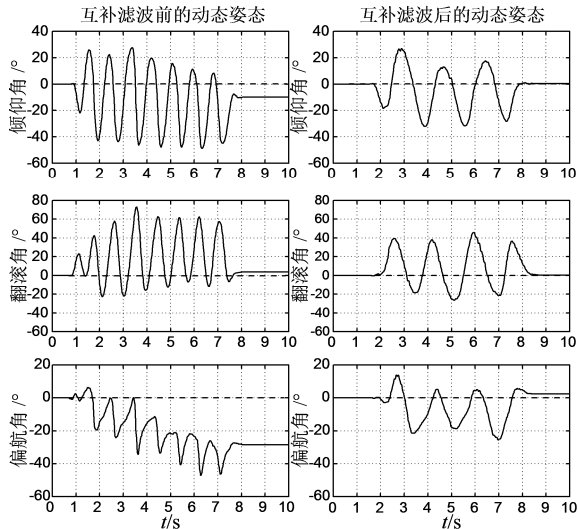


图 12 自适应互补滤波前后的动态测试对比  
Fig.12 Dynamic test between adaptive complementary filter and non-adaptive complementary filter

互补滤波前的初始时刻三轴欧拉角度均为  $0^{\circ}$ , 经过一段时间的转动之后, pitch、roll 和 yaw 均有不同程度的偏移误差, 无法满足姿态解算的可靠性要求。三轴误差, 见表 1。

表 1 无自适应互补滤波姿态解算误差  
Tab. 1 Attitude estimation error of non-adaptive complementary filter

	倾仰角	翻滚角	偏航角
误差 ( $^{\circ}$ )	9.8	3.6	28.5

观察经过自适应互补滤波后的姿态曲线可知, 四旋翼飞行器经过一段时间的转动之后, pitch 和 roll 均能保持在  $0^{\circ}$ 。由于加速度计无法提供绕 Z 轴旋转的修正信息, 所以 yaw 仍然无法修正为  $0^{\circ}$ 。三轴误差, 见表 2。

表 2 经过自适应互补滤波后的姿态解算误差  
Tab. 2 Attitude estimation error of adaptive complementary filter

	倾仰角	翻滚角	偏航角
误差 ( $^{\circ}$ )	0	0	2.4

6 结 论

针对低成本 MEMS 器件的传感器数据漂移导致的姿态漂移问题和姿态解算复杂算法计算量大问题, 提出了一种自适应互补滤波姿态估计算法。该算法首先利用加速度计补偿陀螺仪的误差, 提高了基于惯性测量模块姿态解算的可靠性和准确性。在上述互补滤波姿态估计算法的基础上, 针对高速运动下加速度计的时滞问题和低速运动下陀螺仪的精度低问题, 本文设计了一种自适应误差补偿系数, 该系数的分界点决定于陀螺仪角速度频率响应截止

角速度, 实现了姿态解算过程中载体低速运动时减小补偿权重而高速转动时加大补偿权重的一种动态方法。最后, 将所设计的自适应互补滤波算法用于四旋翼飞行器的姿态解算中, 其动静态测试结果表明: ①实现了四旋翼飞行器的自主悬停; ②在静态测试中, 能有效地跟踪飞行器姿态, 其静态测试精度为  $0.1^{\circ}$ ; ③在动态测试中能有效的克服传感器易发散、精度低问题, 补偿陀螺仪引起的误差, 实时跟踪飞行器姿态。

参考文献(References)

[1] Sa R C, Barreto G A, de Araujo A L C, et al. Design and construction of a quadrotor-type unmanned aerial vehicle: Preliminary results[C]. Engineering Applications (WEA), 2012 Workshop on. IEEE, 2012: 1-6.

[2] Hoffmann G, Rajnarayan D G, Waslander S L, et al. The Stanford testbed of autonomous rotorcraft for multi agent control (STARMAC)[C]. Digital Avionics Systems Conference, 2004. DASC 04. The 23rd. IEEE, 2004, 2: 12. E. 4-121-10 Vol. 2.

[3] Mellinger D, Shomin M, Michael N, et al. Cooperative grasping and transport using multiple quadrotors[M]. Distributed autonomous robotic systems. Springer Berlin Heidelberg, 2013: 545-558.

[4] Briod A, Zufferey J C, Floreano D. Optic-flow based control of a 46g quadrotor[C]. Workshop on Vision-based Closed-Loop Control and Navigation of Micro Helicopters in GPS-denied Environments, IROS 2013. 2013 (EPFL-CONF-189879).

[5] Yun X, Aparicio C, Bachmann E R, et al. Implementation and experimental results of a quaternion-based Kalman filter for human body motion tracking[C]. Robotics and Automation, 2005. ICRA 2005. Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on. IEEE, 2005: 317-322.

[6] Abas N, Legowo A, Ibrahim Z, et al. Modeling and system identification using extended Kalman filter for a Quadrotor system[J]. Applied Mechanics and Materials, 2013, 313 (7) : 976-981.

[7] Kraft E. A quaternion-based unscented Kalman filter for orientation tracking[C]. Proceedings of the Sixth International Conference of Information Fusion. 2003, 1: 47-54.

[8] 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.

[9] Wang B, Xiao X, Xia Y, et al. Unscented Particle Filtering for Estimation of Shipboard Deformation Based on Inertial Measurement Units[J]. Sensors, 2013, 13(11): 15656-15672.

[10] 张荣辉, 贾宏光, 陈涛, 等. 基于四元数法的捷联式惯性导航系统的姿态解算[J]. 光学精密工程, 2008, 16(10): 1963-1970. Zhang R H, Jia H G, Chen T, et al. Attitude estimation based on quaternion in Strapdown inertial navigation[J]. Optics and Precision Engineering. 2008, 16(10):1963-1970.

[11] Lepetit V, Fua P. Monocular model-based 3d tracking of rigid objects: A survey[J]. Foundations and trends in computer graphics and vision, 2005, 1(CVLAB-ARTICLE-2005-002): 1-89.

[12] 全伟, 刘百奇, 宫晓琳, 等. 惯性/天文/卫星组合导航技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2011. Quan W, Liu BQ, Gong X L, et al. INS/CNS/GNSS Integrated navigation technology[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2011.

[13] Diebel J. Representing attitude: Euler angles, unit quaternions, and rotation vectors[J]. Matrix, 2006, 58 (5) : 15-16.