

基于互补滤波算法的四旋翼飞行器姿态和高度解算

Attitude and Height Estimation of Quad-rotor Aircraft Based on Complementary Filter

肖 宇 (东南大学自动化学院,江苏 南京 210096)

摘要:四旋翼飞行器的姿态和高度主要由陀螺仪、加速度计和气压计来进行测量,针对这些传感器存在温度漂移和噪声干扰等问题,根据各个传感器的特点,设计了两个互补滤波器,分别对陀螺仪和加速度计数据进行互补滤波,以及加速度计数据和气压计数据进行互补滤波。在由 STM32、陀螺仪、气压计搭建的飞行器实验平台上进行了算法的实现,将互补滤波算法得到的姿态和高度与仅由单个传感器数据得到的姿态和高度进行对比,验证了算法的有效性。

关键词:四旋翼飞行器,互补滤波器,姿态解算,高度解算

Abstract:Based on the characteristics of each sensor,this paper designs two complementary filter,one for gyroscope and acceleration,the other for acceleration and barometer.Then,using the STM32,barometer,gyroscope and accelerometer built an experiment platform and realize the algorithm in the experimental platform.Finally,In order to verify the validity of the algorithm,compared the attitude and height calculated by Complementary filter algorithm and the single sensor data.

Keywords:quadrotor aircraft,complementary filter,attitude estimation,height estimation

姿态和高度的解算是四旋翼飞行器控制的基础,也是四旋翼飞行器研究的一个核心问题,四旋翼飞行器的姿态和高度主要由陀螺仪、加速度计和气压计来进行测量,但由于陀螺仪数据随着时间的积分会产生静态误差,而加速度计存在着高频误差,气压计所测得的高度也在真实高度附近变动,因此本文根据互补滤波原理,设计了两个互补滤波器,分别对陀螺仪数据和加速度计数据以及加速度计数据和气压计数据进行互补滤波。

1 旋翼飞行器姿态的描述

1.1 坐标系的定义

为了描述飞行器的运动状态,定义了两个坐标系:地理坐标系和机体坐标系,如图 1 所示。Earth(X,Y,Z)表示飞行器的地理坐标系,简称为 n 系,原点 O 位于飞行器所在的点,X 轴沿着纬线指东,Y 轴沿着子午线指北,Z 轴沿着地理垂线并与 X、Y 轴构成右手直角坐标系;Body (x,y,z) 表示机体坐标系,简称为 b 系,机体支架中 1,3 号电机所在的轴与 x 轴重合,机体支架中 2,4 号电机所在的轴与 y 轴重合,z 轴垂直于机体平面,并与 x、y 轴构成右手直角坐标系。

飞行器坐标系以 x 轴为转轴所旋转的角度为滚转角 α ,以 y 轴为转轴所旋转的角度为俯仰角 β ,绕着 z 轴所旋转的角度为偏航角 γ ,飞行器的高度为飞行器在地理坐标系下 Z 轴的偏移量。

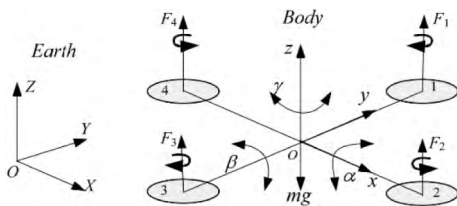


图 1 地理坐标系与机体坐标系

1.2 飞行器姿态的表示

本文在姿态融合过程中,使用四元数表示飞行器姿态。四元数可定义为: $Q=q_0+q_1i+q_2j+q_3k$,其在物理上的意义为一个转轴,一个坐标系到另一个坐标系的旋转,可以用唯一的四元数进行表示,机体坐标系到地理坐标系的转换矩阵可用四元数的方法表示为:

$$C_b^n = \begin{bmatrix} q_0^2+q_1^2-q_2^2-q_3^2 & 2(q_1q_2-q_0q_3) & 2(q_1q_3+q_0q_2) \\ 2(q_1q_2+q_0q_3) & q_0^2-q_1^2+q_2^2-q_3^2 & 2(q_2q_3-q_0q_1) \\ 2(q_1q_3-q_0q_2) & 2(q_2q_3+q_0q_1) & q_0^2-q_1^2-q_2^2+q_3^2 \end{bmatrix} \quad (1)$$

计算出飞行器每个控制周期的四元数,即可根据飞行器的姿态角,四元数的更新可由一阶龙格库塔法解算得到:

$$Q(t+\Delta t) = Q(t) + \frac{\Delta t}{2} \begin{pmatrix} -\omega_x q_1 - \omega_y q_2 - \omega_z q_3 \\ \omega_x q_0 - \omega_y q_3 + \omega_z q_2 \\ \omega_x q_3 + \omega_y q_0 - \omega_z q_1 \\ -\omega_x q_2 + \omega_y q_1 + \omega_z q_0 \end{pmatrix} \quad (2)$$

2 互补滤波算法原理及设计

2.1 互补滤波算法的原理

在飞行器俯仰角和滚转角的测量上,加速度计的静态响应好,但由于飞行器震动等原因会存在高频的噪声信号,动态性能较差,因此可设计一个低通滤波器来保留长时的有效信号,去除短时快速变化的干扰信号。而对于陀螺仪,其动态响应性能良好,但由于需要对陀螺仪数据进行积分,随着时间的积累会存在一定的累积误差,因此对陀螺仪的数据需要采用高通滤波的方法来进行处理。根据这两个传感器的特性,可以设计一个互补滤波器,来求解飞行器的姿态。由于加速度计只能测量飞行器的滚转角和俯仰角,因此本文所设计的互补滤波器只能矫正飞行器的俯仰角和滚转角,对飞行器偏航角的矫正可加入电子罗盘来进行,本文不做研究。

在飞行器高度的测量上,可通过坐标转换求出飞行器在地理坐标系下 Z 轴的加速度分量,并对其进行二次积分可得飞行器的飞行高度,但积分会产生累积误差;也可通过气压计测得高度,但由于气压计的精度问题,会导致气压计所得的飞行器高度会在真实值附近浮动。从上述分析,可以发现,加速度积分会有累积误差,但加速度计的高频特性较好,而气压计所测得的高度,在长时间来看其值非常具有参考性,低频特性较好,因此可以将加速度计的值进行积分与气压计的值进行互补滤波,这样就能取长补短,获得较好的效果。

2.2 基于加速度计和陀螺仪的互补滤波算法设计

为了充分发挥加速度计和陀螺仪在各自频率范围内的动态

响应优势,根据上节所述的互补滤波器原理,设计了如下的互补滤波器; $Y_1(s)$ 、 $Y_2(s)$ 分别表示加速度计观测到的姿态方向余弦矩阵和陀螺仪观测到的姿态方向余弦矩阵; $X(s)$ 表示真实的姿态方向余弦矩阵。整个互补滤波器结构可表示如图2所示:

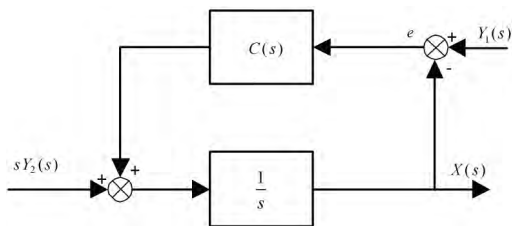


图2 加速度计和陀螺仪的互补滤波器模型

令 $C(s) = K_p + K_i/s$ 则有, $G_L(s)$ 为低通滤波器, 对加速度计输出进行滤波, $G_H(s)$ 为高通滤波器, 对陀螺仪输出进行滤波, 且:

$$G_L(s) = \frac{X(s)}{Y_1(s)} = \frac{K_p S + K_i}{S^2 + K_p + K_i} \quad (3)$$

$$G_H(s) = \frac{X(s)}{Y_2(s)} = \frac{S}{S^2 + K_p + K_i} \quad (4)$$

综上,根据所设计的互补滤波器和四元数解算飞行器姿态的原理,可设计出如图3所示流程,得到飞行器的实际姿态。

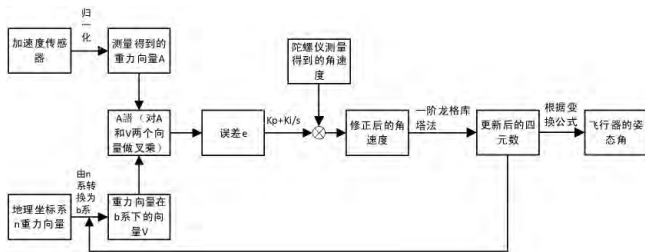


图3 基于互补滤波器的姿态解算流程

程序设计流程,如下所述:

第一步:设上一次计算出来的四元数 $Q(t) = \{q_0, q_1, q_2, q_3\}$, 并已知重力向量在地理坐标系中垂直向下,可得重力向量在 n 系中的表示为 $[0, 0, 1]$, 将重力向量由 n 系转化为 b 系, 得到向量 V ;

第二步:对加速度计输出的数据进行归一化得到向量 A , 那么对向量 V 和 A 做叉乘可以得到误差 $e = V \times A$;

第三步:利用上述误差来对陀螺仪所读取的数据进行修正;

第四步:根据修正后的角速度,根据式(3)一阶龙格库塔法求解 $Q(t + \Delta t)$;

第五步: $Q(t + \Delta t)$ 进行归一化,然后再根据式(2),求出飞行器的姿态角。

2.3 基于加速度计和气压计的互补滤波算法的设计

根据上文所述的原理,可设计一个两级互补滤波算法,其流程如图4所示。

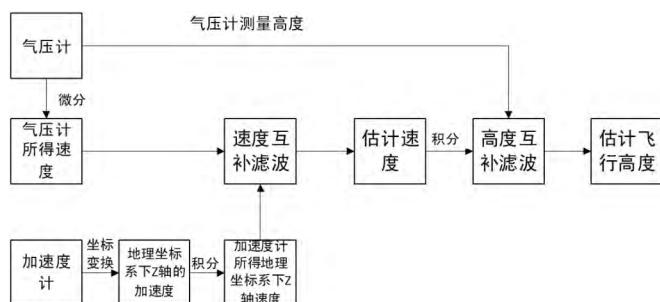


图4 基于互补滤波器的高度解算流程

第一次互补滤波为速度互补滤波。如图5a所示,利用气压计

的微分量得到气压计所反应的飞行器在地理坐标系中的垂直速度,同时将加速度计数据进行坐标转换得到飞行器在地理坐标系 Z 轴的加速度,对其进行积分得到加速度计所反应的飞行器垂直速度,对这两个速度进行互补滤波,得到一个对地速度的估计值。

第二次互补滤波为高度互补滤波。如图5b所示,利用第一次互补滤波所得估计速度积分得到高度,与气压计所得的高度进行一阶互补融合最终可以得到高度的估计值。

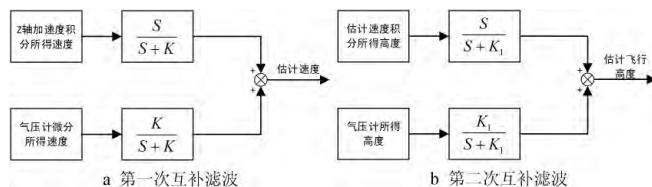


图5 加速度计和气压计的互补滤波器模型

程序设计流程:

第一步:利用坐标转换矩阵和加速度计的原始数据,将机体坐标系下的加速度转换到地理坐标系中,解算出飞行器在地理坐标系中 Z 轴的加速度;

第二步:读取气压计测量出的气压,并根据气压值对应的高度进行高度转换,定义此次读取的高度为 $high$, 以及上一个控制周期中气压计的高度值为 $high_old$, 根据两次的高度差值,以及控制周期的时间 T , 可得气压计所反应的飞行器在地理坐标系下的垂直速度 $V = (high - high_old) / T$;

第三步:根据所设计的互补滤波算法将加速度积分得到的速度,与气压计测得的速度进行融合,得到估计速度;

第四步:将估计速度的积分所得的高度与气压计测量的高度按所设计的算法进行互补滤波,则可得到最终需要高度值估计值。

3 算法的实现与验证

为了验证算法的正确性和可行性,本文搭建了基于 STM32 的四旋翼飞行器硬件平台,主要由 STM32 主控芯片、姿态传感器、气压计、电源模块及无线传输模块组成。其中,姿态传感器选用的 MPU6050 芯片是由三轴陀螺仪和三轴加速度计构成,其通过 I²C 总线与 STM32 主控芯片相连接,STM32 主控芯片通过串口与无线模块相连接,可将各种数据通过无线的方式发送到上位机上进行显示。

为了对比说明互补滤波算法的有效性,在 STM32 上设计程序,分别获取仅由加速度计数据得到的姿态角和仅由陀螺仪数据得到的姿态角,以及仅由加速度计数据积分得到的飞行高度和仅由气压计数据得到的飞行高度。

仅用加速度计数据计算飞行器姿态角,在静止状态下,重力在机体坐标系中的各个分量可表示如下:

$$\begin{bmatrix} a_x \\ a_y \\ a_z \end{bmatrix} = Cbn \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\sin\beta \\ \cos\beta\sin\alpha \\ \cos\beta\cos\alpha \end{bmatrix} \quad (5)$$

可得滚转角 α 、俯仰角 β 与加速度分量的关系如下:

$$\begin{cases} \alpha = \arcsin \frac{-a_x}{g} \\ \beta = \arcsin \frac{a_y}{g \cos \alpha} \end{cases} \quad (6)$$

仅用陀螺仪数据计算姿态角,直接使用陀螺仪的角速度通过一阶龙格库塔法来更新四元数,便可得到飞行器姿态角。

在俯仰角、滚转角接近零的初始状态下,改变飞行器的姿态,可通过上位机软件观察到,仅根据加速度计数据解算的姿态角,仅根据陀螺仪数据解算的姿态角以及互补滤波融合后的姿

态角。

在初始状态接近零的状态下,使飞行器滚转角快速地在 $(-45^{\circ}, 45^{\circ})$ 之间变化,并将最后将飞行器滚转角恢复为 0° ,可得波形图。同样,在飞行器俯仰角状态为 0° 的状态下,使飞行器俯仰角快速变化,可在上位机上观察到波形图如图6所示。

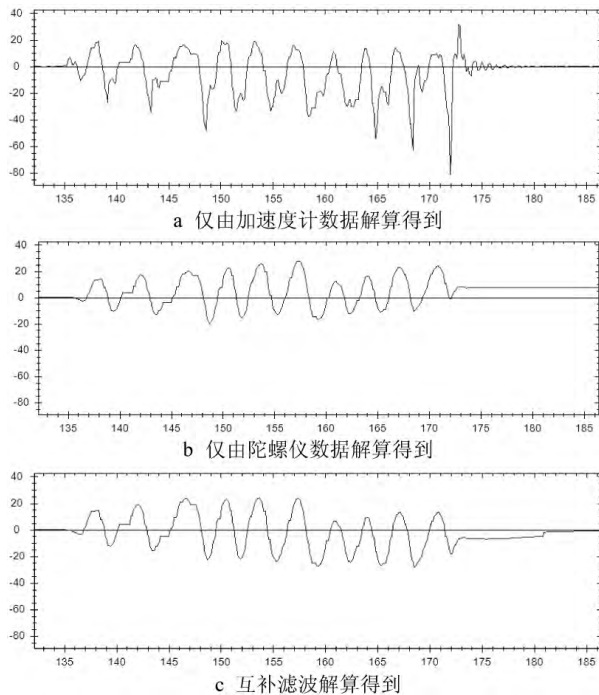


图6 俯仰角波形图

由图6可以看出,加速度计数据中存在着高频的噪声信号,但在长时间内可以准确地跟随飞行器滚转角和俯仰角的变化;陀螺仪解算出的角度,在开始阶段为 0° ,在最后滚转角和俯仰角却由于积分而存在一个静态的偏差;互补滤波算法解算后的滚转角和俯仰角融合了加速度计的低频特性和陀螺仪的高频特性,可以准确地反映飞行器滚转角和俯仰角的变化。

设静止状态下的飞行器的高度为零,改变飞行器的高度,可通过上位机观察到,仅由加速度计二次积分得到的高度变化波形,仅由气压计数据得到的高度变化波形以及由加速度计和气压计二次互补滤波得到的高度波形如图7所示。

由图7a可以看到,由加速度计积分得到的飞行器高度,高频特性较好,能良好地跟随飞行高度的变化,但是随着时间的积累会产生一个静态积分误差,且误差随着时间的积累而增大;从

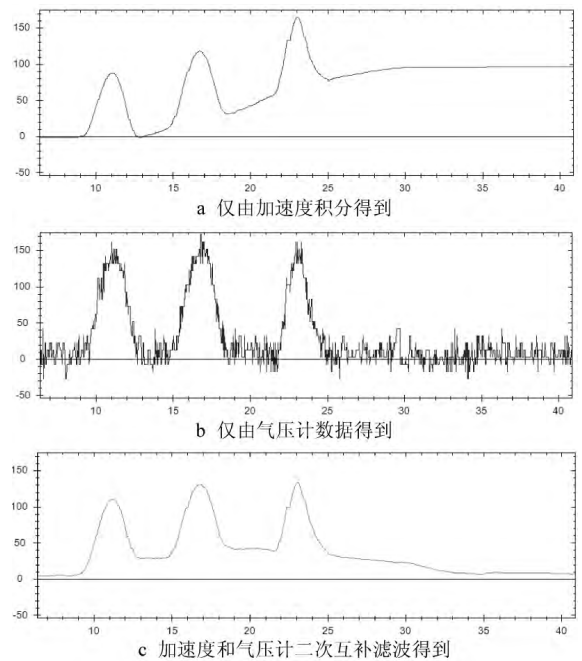


图7 飞行器高度波形图

图7b可以看到由气压计所测量的高度,会在真实的飞行高度附近浮动,存在着一个高频噪声,但长时间来看,气压计所测量得到的飞行高度是准确的,且气压计的低频特性较好;从图7c可以看到由对气压计、加速度计的数据进行互补滤波所得到的飞行高度,具有加速度计所得高度和气压计所得高度两者各自的优点,能准确反应出飞行器的实际高度。

参考文献

- [1]徐玉,李平,韩波.一种面向机动的低成本姿态测量系统[J].传感技术学报,2008(10):2272-2275
- [2]梁延德,程敏,何福本,等.基于互补滤波器的四旋翼飞行器姿态解算[J].传感器与微系统,2011,30(11):56-58
- [3]刘建业,杭义军,李荣冰,等.MEMS微惯性姿态系统的环境适应性优化设计技术[J].南京航空航天大学学报,2012,44(5):669-676
- [4]肖昌怡.基于MEMS的导航系统设计与实现[D].哈尔滨:哈尔滨工程大学,2010
- [5]秦永元.惯性导航[M].北京:科学出版社,2014
- [6]聂博文,马宏绪,王剑,等.微型四旋翼飞行器的研究现状与关键技术[J].电光与控制,2007,14(6):113-117

[收稿日期:2016.4.22]

(上接第82页)

(4)水分仪上电灰尘清吹压空自动开启

水分仪镜头表面防止灰尘的附着,需要使用压缩空气进行清吹。一般采用人工手动打开的方式,采用安装电磁阀自动控制压缩空气的开关,不仅可以防止因为人为没有打开压缩空气影响到水分的检测,还可以减少压缩空气的浪费。

3.6 能源供给系统

1)在关键设备上的能源供给管路上增加水、蒸汽和压缩空气压力低报警装置。

2)按照车间能源供应区域的划分在总管路上增加水、蒸汽和压缩空气压力检测装置。

4 人机画面显示

将每一条制丝生产线的贮柜进出料、加香加料、高架库、加

水系统、掺配系统和能源供应等关键部位的工艺安全判断或报警点,以图形画面的形式显示出来,形成一套完整的制丝工艺安全防差错系统,可以更加形象地显示出工艺安全问题的设备部位,及时提示操作人员进行快速处理。对于经常出现工艺安全问题的设备部位,对其进行技术改造避免工艺质量事故的发生,不断完善制丝工艺安全防差错系统。

5 结束语

基于PLC控制的卷烟制丝工艺安全防差错系统在制丝生产过程中的应用,对如贮柜进出料、加香加料、高架库、加水系统、掺配系统和能源供应等关键部位,增加了实时工艺安全判断和报警等功能,能实现多途径地对制丝各工序的节点进行“防差错”处理,减少工艺质量事故的发生,特别是杜绝出现错牌串香等重大质量事故的发生。

[收稿日期:2016.5.23]