

全景多模式组合导航姿态估计算法*

晏理 张金艺 陈兴秀 周文强 刘江

(1. 上海大学特种光纤与光接入网省部共建教育部重点实验室 上海 200072;

2. 上海大学微电子研究与开发中心 上海 200072;

3. 上海大学教育部新型显示与系统应用重点实验室 上海 200072)

摘要: 随着导航系统研究的不断进步,其在高空侦察等诸多领域得到了广泛的应用。同时,在越来越多的情况下,导航系统的应用环境可能发生变化。而国内外对导航系统的研究,较多倾向于单一环境开展,对全景环境下算法的研究相对较少。提出一种以四旋翼飞行器为背景的姿态估计算法。算法可以根据四旋翼飞行器所处的环境与运动情况采用不同的姿态计算模式,并通过变量值与门限值的比较进行模式之间的切换。实验结果表明:该算法在四旋翼飞行器所处的环境发生变化时能够实现无缝切换,并达到较高的精度(误差 1° 之内),同时有很好的实时性。

关键词: 微机电系统;姿态估计;全球定位系统;全景多模式;卡尔曼滤波

中图分类号: V249.32⁺8 **文献标识码:** A **国家标准学科分类代码:** 510.8010

Panoramic multi-mode integrated navigation attitude estimation algorithm

Yan Li Zhang Jinyi Chen Xingxiu Zhou Wenqiang Liu Jiang

(1. Key Laboratory of Special Fiber Optics and Optical Access Networks, Ministry of Education, Shanghai 200072, China;

2. Microelectronic Research and Development Center, Shanghai 200072, China;

3. Key Laboratory of Advanced Displays and System Application, Ministry of Education, Shanghai University, Shanghai 200072, China)

Abstract: With the progress of the research of navigation system, navigation system has been widely applied in many areas such as high-altitude reconnaissance. Meanwhile, the application environment of navigation system may change, such as the change of indoor and outdoor environments. However, research at home and abroad are more inclined to single environment, and the algorithms are applicable only to a single environment. There are relatively fewer studies about panoramic environment algorithms. An four rotorcraft attitude estimation algorithm is presented. The algorithm can take different attitude calculation model according to the environment and the motion state of the four rotorcraft, and switch mode by the comparison between the variable and the threshold value. Experiments indicated that the algorithm can realize seamless switch when the environment of the four rotorcraft changes, has high accuracy, and has a good real time capability.

Keywords: micro electro mechanical system; attitude estimation; global positioning system; panoramic multi-mode; Kalman filter

1 引言

导航与位置服务攸关国家安全、经济发展,具有重要地位。近年来,导航技术也在不断的进步。室内外定位导航的研究已成为当今热点。但是,对室内外全景环境下飞行器组合导航姿态方面的研究相对较少。以往的研究提出的算法要么能适用于室内外环境,但是精度不够高;要么侧重于单一的环境。

文献[1]提出了一种修正的卡尔曼滤波(Kalman filter, KF)算法。此算法是一种全景环境导航姿态估计算

法,然而此算法只能在匀速运动状态的条件下较为准确的求出载体姿态。文献[2]提出了一种使用组合速度来估计姿态角,但是这种算法更加侧重于室外环境下使用。如果导航系统的载体由室外进入室内环境,姿态测量误差较大。同时算法的实时性较差。文献[3-5]提出使用以四元数为基础的七维扩展卡尔曼滤波(extended kalman filter, EKF)来进行姿态测量,然而此算法只侧重于在室外环境中使用。同时,使用七维EKF,计算量太大,难以满足实时性的要求。

收稿日期:2014-10

* 基金项目:国家 863 计划(2013AA03A1121, 2013AA03A1122)、上海市教委重点学科基金(J50104)资助项目

提出一种以四旋翼飞行器为背景的全景多模式组合导航姿态估计算法。根据四旋翼飞行器所处的环境与运动状态采用不同的姿态计算模式;同时算法建立了切换机制。针对实时性的问题,使用四维 KF 滤波代替七维 EKF。验证结果表明,算法能够实现室内外环境无缝切换,同时精度相比于修正的 KF 算法有较大的提高,误差在 1° 之内;相比七维 EKF,在保证精度不下降的前提下运算时间减少了 $2/3$ 。

2 常见姿态估计算法剖析

姿态角是载体坐标系和地理坐标系的 3 个夹角。其中

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

求出姿态矩阵就可以估算出姿态角。

文献[1]提出了一种姿态估计算法。利用加速度计的测量值可以求出载体的横滚角与俯仰角。加速度计敏感的是比力,设消噪后的加速度计测量值分别为 $A_b = [a_x \ a_y \ a_z]$ 。当载体处于静止或者匀速运动的时候,可以忽略哥氏加速度及其他干扰加速度的影响。一开始载体坐标系与导航坐标系重合的时候,加速度计的输出为 $A = [0 \ 0 \ -g]$ 。当载体运动到任意的位置时候,此时有:

$$A_b = C_n^b A \quad (2)$$

则可得到:

$$\begin{aligned} \theta &= \arcsin[-a_y/g] \\ \gamma &= \arctan[-a_x/a_z] \end{aligned} \quad (3)$$

设地磁强度为 H , 磁强计沿载体坐标系三轴方向安装,地磁强度在载体坐标系三轴上的分量分别为 H_{bx} 、 H_{by} 、 H_{bz} 。结合前面求出的俯仰角与横滚角,可计算出载体的航向角:

$$\varphi = \arctan\left(\frac{H_{bx}\cos\gamma + H_{bz}\sin\gamma}{H_{bx}\sin\gamma\sin\theta + H_{by}\cos\theta - H_{bz}\cos\gamma\sin\theta}\right) \quad (4)$$

$$h(x) = \begin{bmatrix} \arcsin[2(q_2q_3 + q_0q_1)] \\ -\arctan[2(q_1q_2 - q_0q_3)/(q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2)] \\ -\arctan[2(q_1q_3 - q_0q_2)/(q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2)] \end{bmatrix} \quad (7)$$

此算法更多的侧重于在室外环境下使用。当导航载体由室外的环境进入室内环境时, GPS 测得到的数据变得不可靠,导致算法存在较大的偏差。其次,采用了七维 EKF,计算量随着维数的 3 次方增加,使实时性受到了影响。

因此,相关的算法研究应该从全景适用性、姿态精度、实时性这 3 个角度展开。首先室内外环境下都能适用,而室内外环境下算法的计算模式不同,因此涉及到模式之间的切换问题。同时,要保证算法有较高的精度与较好的实时性。

载体坐标系 b 指固定在载体上的坐标系。地理坐标系 n 是相对大地水平面定义的正交坐标系,定义 x 轴指向当地的正东方向, y 轴指向当地的正北方向, z 轴垂直于 x 轴、 y 轴^[6]。为求解出姿态角,往往需要求解出姿态矩阵。姿态矩阵为由载体坐标系到地理坐标系的坐标变化矩阵。定义 Φ 、 θ 、 γ 分别为载体的航向角、俯仰角和横滚角,则姿态矩阵为^[1]:

这种算法有较好的实时性。然而算法只适用于导航载体处于匀速运动的时候。当载体还受到重加速度以外的其他加速度时, $A = [0 \ 0 \ -g]$ 不成立,则用式(3)计算会带来较大的误差。

文献[3-5]提出了利用 GPS 来求载体姿态的算法。单天线 GPS 通过得到速度测量值估算加速度,进而得到伪姿态,而伪姿态与姿态在满足一定的条件下差值可以忽略不计。系统的状态变量 $x = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3 \ b_x \ b_y \ b_z]^T$ 。其中 b_x 、 b_y 、 b_z 为陀螺仪的漂移^[3]。可得到系统的状态方程与量测方程分别为:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x, \omega) + \omega_k \\ y &= h(x) + v_k \end{aligned} \quad (5)$$

式中:

$$f(x, \omega) = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{bx} \\ \omega_{by} \\ \omega_{bz} \end{bmatrix} \quad (6)$$

3 全景多模式组合导航姿态估计算法

3.1 算法的 2 种模式

全景多模式组合导航姿态估计算法本质上是一种 KF。建立 KF 方程^[7]:

$$\begin{cases} x_k = Ax_{k-1} + \omega_{k-1} \\ z_k = Hx_k + v_k \end{cases} \quad (8)$$

ω_k 是一个四维向量,代表了过程激励噪声,对应了 x_k 中每个分量的噪声,是期望为 0,协方差为 Q 的高斯白噪

声。 v_k 是观测噪声,是期望为 0,协方差为 R 的高斯白噪声。在此需要确定矩阵状态变量 x 的选取以及矩阵 A 与 H 。

捷联式惯性导航系统将惯性测量单元直接安装于载体^[8]。通过陀螺仪来测量出载体坐标系相对于导航坐标系的三轴角速度 ω_{bx} 、 ω_{by} 、 ω_{bz} 来间接求出姿态角。目前较为成熟且广泛使用的是四元数法,四元数可用于表示载体在空间中的姿态。姿态四元数向量 $Q = q_0 + q_1 \vec{i} + q_2 \vec{j} + q_3 \vec{k}$,则四元数微分方程为:

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{bx} & -\omega_{by} & -\omega_{bz} \\ \omega_{bx} & 0 & \omega_{bz} & -\omega_{by} \\ \omega_{by} & -\omega_{bz} & 0 & \omega_{bx} \\ \omega_{bz} & \omega_{by} & -\omega_{bx} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \quad (9)$$

令状态变量 $x = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ 。对式(9)做简化处理,将四元数微分方程离散化近似处理,令采样更新周期为 h 。则有:

$$x_k = x_{k-1} + \frac{1}{2}R(\omega_b) \cdot h \quad (10)$$

$$R(\omega_b) = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{bx} & -\omega_{by} & -\omega_{bz} \\ \omega_{bx} & 0 & \omega_{bz} & -\omega_{by} \\ \omega_{by} & -\omega_{bz} & 0 & \omega_{bx} \\ \omega_{bz} & \omega_{by} & -\omega_{bx} & 0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

令 I 为 4×4 阶单位矩阵,对比式(8)可求出状态矩阵 A 表达式如下:

$$A = I + \frac{1}{2}R(\omega_b) \cdot h \quad (12)$$

状态方程为线性方程。一步状态估计量 $\hat{x}_{k/k-1}$ 以及先验估计协方差矩阵 $P_{k/k-1}$ 表达式为^[9]:

$$\hat{x}_{k/k-1} = (I + \frac{1}{2}R(\omega_b) \cdot h) \hat{x}_{k-1} \quad (13)$$

$$P_{k/k-1} = AP_{k-1}A^T + Q \quad (14)$$

式(13)利用了陀螺仪进行数据的更新。MEMS 陀螺仪性能普遍不高,短时间使用可以,长时间使用漂移会引起较大误差,而且随机误差较大,有时会覆盖传感器中有

用信号^[10],陀螺仪需要和其他传感器组合使用。这里可以选择的量测更新的传感器有 GPS 与加速度计、磁力计。

当四旋翼飞行器处于室内环境或者在室外处于匀速运动状态的时候,如式(3)、(4)所示,可以使用加速度计与磁力计求解姿态角,并转化为四元数作为量测更新数值;而当飞行器在室内处于非匀速运动时候,则此时只使用陀螺仪更新数据,量测更新部分为 0。当四旋翼飞行器在室外非匀速运动状态的时候,则考虑使用 GPS 进行量测更新。目前由 MEMS/GPS 构成的组合导航系统可以发挥了各自的优点,取长补短^[11]。在此需要引入伪姿态角。

伪姿态角是由速度坐标系(O_s, X_s, Y_s, Z_s)相对于导航坐标系的旋转角来描述。定义载体相对于导航坐标系的速度矢量为 V 。速度坐标系的 Y_s 轴沿着 V 的方向, X_s 轴与 Y_s 轴垂直且指向导航载体的右翼, Z_s 轴与 X_s 轴、 Y_s 轴符合右手螺旋法则^[12]。伪航向角为导航载体速度矢量 V 在水平面中的投影与载体纵轴之间的夹角,在协飞行状态下(侧滑角为 0°)伪航向角与航向角相等。伪俯仰角为速度矢量 V 在水平面的投影和速度矢量 V 的夹角,当攻角为 0° 的时候,伪俯仰角等于俯仰角。伪横滚角定义为 X_s 轴绕 Y_s 轴转动的角度,通常来说伪横滚角与横滚角相差很小。只要导航载体在飞行的过程中能基本能保持稳定协调飞行,那么姿态角与伪姿态角之间的误差可以忽略不计。

伪姿态角的公式如下:

$$\phi = \begin{cases} \arctan(v_N/v_E) & v_N \geq 0, v_E \geq 0 \\ 2\pi + \arctan(v_N/v_E) & v_N > 0, v_E < 0 \\ \pi + \arctan(v_N/v_E) & v_N < 0 \end{cases} \quad (15)$$

$$\theta = \arctan(v_D / \sqrt{v_E^2 + v_N^2}) \quad (16)$$

$$r = \arctan((l \cdot p) / (|l| \cdot |p|)) \quad (17)$$

式中: v_E 、 v_N 、 v_D 分别为载体在东北天 3 个方向上的速度。 l 为提升加速度矢量,其为载体法向加速度 a_n 减去重力法向加速度 g_n 。 p 为 g 与载体速度矢量的叉乘。

将量测更新的姿态角按照下式转化为四元数。

$$\begin{cases} q_0 = \cos(\phi/2) * \cos(\theta/2) * \cos(r/2) - \sin(\phi/2) * \sin(\theta/2) * \sin(r/2) \\ q_1 = \cos(\phi/2) * \sin(\theta/2) * \cos(r/2) - \sin(\phi/2) * \cos(\theta/2) * \sin(r/2) \\ q_2 = \sin(\phi/2) * \sin(\theta/2) * \cos(r/2) + \cos(\phi/2) * \cos(\theta/2) * \sin(r/2) \\ q_3 = \sin(\phi/2) * \cos(\theta/2) * \cos(r/2) + \cos(\phi/2) * \sin(\theta/2) * \sin(r/2) \end{cases} \quad (18)$$

选用观测值为 $z_k = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ 。则量测方程表达式如下:

$$z_k = x_k + v_k \quad (19)$$

量测矩阵 H 为四阶单位矩阵。接着求解滤波增益矩阵 K_k 、后验状态估计值 \hat{x}_k 、后验估计协方差 P_k :

$$K_k = P_{k/k-1}H^T(HP_{k/k-1}H^T + R)^{-1} \quad (20)$$

$$\hat{x}_k = \hat{x}_{k/k-1} + K_k(z_k - H\hat{x}_{k/k-1}) \quad (21)$$

$$P_k = (I_4 - K_kH)P_{k/k-1} \quad (22)$$

经过一次 KF,由陀螺仪的数据进行状态更新,由 GPS 或者加速度计、磁力计得到的数据进行量测更新,得到准确的四元数。并通过下式转化为姿态角:

$$\begin{aligned} \theta &= \arcsin[2(q_2q_3 + q_0q_1)] \\ r &= -\arcsin[2(q_1q_3 - q_0q_2)/(q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2)] \\ \phi &= -\arcsin[2(q_1q_2 - q_0q_3)/(q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2)] \end{aligned} \quad (23)$$

3.2 算法模式间切换机制

全景多模式组合导航姿态估计算法通过传感器得到的

数据,进行四旋翼飞行器所处环境以及运动状态的判定。当四旋翼飞行器处于室内时, GPS 的三维速度值都为 0。由参数的平方和是否 0,判定载体是处于室内还是室外环境。由加速度计的输出值,进行运动状态的判定,定义变量 $m = \frac{\sqrt{a_x^2 + a_y^2 + a_z^2}}{g}$ 。当四旋翼飞行器处于悬停或者匀速时, m 的值应该为 1。设定 2 个门限值 a 与 b , a 为一个比 1 略大一点的数, b 为比 1 略小一点的数。当四旋翼飞行器是室外的环境中, 当 $b < m < a$ 时, 可以认为四旋翼飞行器处于悬停或者匀速运动, 此时使用加速度计与磁力计, 由式(3)、(4), 得出四旋翼飞行器的航向角、俯仰角、横滚角, 并通过式(18)转化为四元数, 作为卡尔曼滤波的量测更新部分; 当 $m > a$ 或 $m < b$ 时, 可判定出加速度计与磁力计的信息不可靠。利用 GPS 得到的三维速度, 通过式(15)、(16)、(17), 计算出姿态角, 并转化为四元数, 作为卡尔曼滤波的量测更新部分。当四旋翼飞行器是室内环境时候, 当 $b < m < a$ 时和在室外环境计算方法一致, 若当 $m > a$ 或 $m < b$ 时, 则此时量测更新部分为 0, 单纯的使用陀螺仪进行姿态计算。因此可以做到室内外环境变化时的无缝切换。

4 实验平台搭建与结果验证

本节通过实际采集的数据, 进行实验验证。磁力计的型号为 AK8975。GPS 的型号为 GPS15XL-W。MPU6050 由 3 个微机械陀螺和 3 个加速度计组成。如图 1 所示四旋翼飞行器在室内飞行。



图 1 四旋翼飞行器在室外飞行

基于这个实验平台, 控制四旋翼飞行器在地面行驶一段时间。室内环境选择一个空房间; 在室外环境是一条马路。

4.1 算法的无缝切换与精度验证

为了验证算法在导航载体所处环境发生变化时能够实现无缝切换, 控制四旋翼飞行器由室外环境进入到室内环境, 由于导航载体在水平地面上前进, 默认载体的横滚角与俯仰角为 0° 。由传感器得到的数据进行 MATLAB 仿真, 验证结果如图 2 所示。

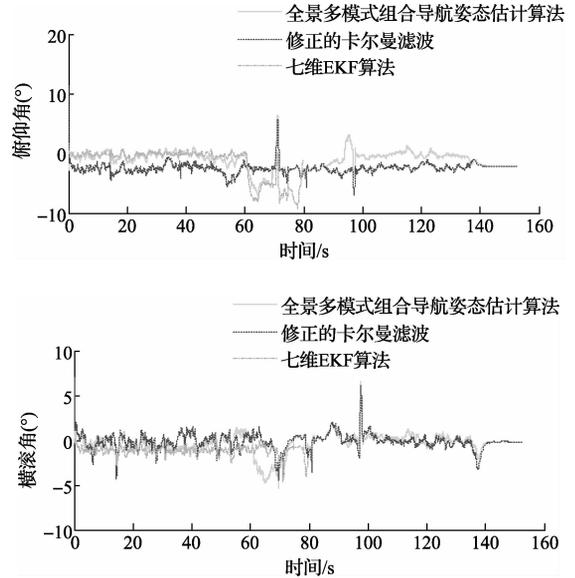
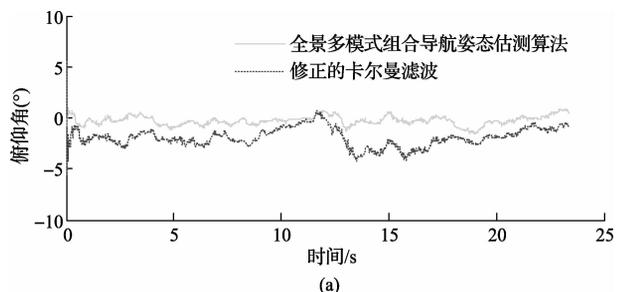


图 2 载体室外进入室内时 3 种算法对比

点划线为使用七维 EKF 算法滤波后得到的姿态角, 点线为用修正的卡尔曼滤波算法求出的姿态角。实线为本文提出的算法滤波后得到的俯仰角与横滚角。在第 60 s 左右的时候, 四旋翼飞行器开始进入室内。之后 20 s 之内 GPS 仍然有数据, 然而已经没有初始时精确。到 80 s 时, GPS 已经完全得不到数据了, 因此点划线消失了。由此可知此算法更多适用于室外环境。而全景多模式组合导航姿态估计算法在 GPS 失锁的时候, 能够继续进行姿态测量。同时, 对比本文提出的全景多模式组合导航姿态估计算法与修正的 KF 算法, 前者在室外环境时精度比修正的 KF 算法更好, 当四旋翼飞行器进入到室内的时候, 由于使用的传感器相同, 因此精度相当。

为了计算出算法的精度。控制四旋翼飞行器在室外环境下运动一段时间, 并同修正 KF 进行精度对比。如图 3 所示。2 种算法得到的姿态角均值与方差如表 1 所示。



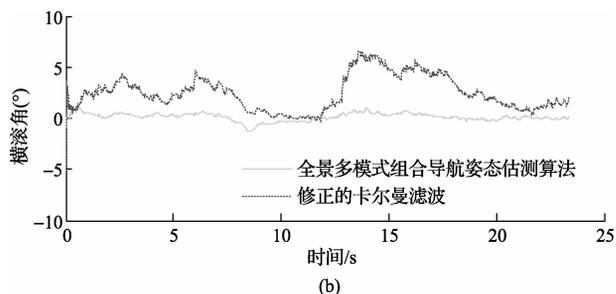


图3 四旋翼飞行器在室外运动时2种算法姿态对比

表1 全景多模式组合导航姿态估计算法与修正的KF求得的姿态角误差对比

| 算法 | 俯仰角误差 | | 横滚角误差 | |
|-----------------|--------|--------|--------|--------|
| | 均值 | 方差 | 均值 | 方差 |
| 修正的KF | -1.923 | 0.8428 | 2.4796 | 2.8026 |
| 全景多模式组合导航姿态估计算法 | -0.273 | 0.2004 | 0.125 | 0.1511 |

由图3以及表1可知,相比于修正的KF,使用全景多模式组合导航姿态估计算法,可以使得俯仰角与横滚角的姿态的估计更加精确,误差控制在 1° 之内。

4.2 算法的实时性验证

为了验证算法的实时性,控制四旋翼飞行器在室外运动一段时间。如图4所示二者在运算时间上的对比。点线为七维EKF的时间曲线,实线为提出算法的时间曲线。从时间上考虑,算法的计算量要比七维EKF小的多,运行时间约为七维EKF的1/3。

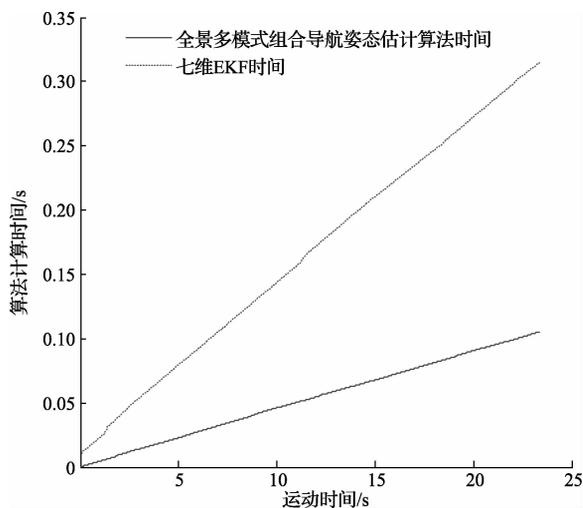


图4 七维EKF与全景多模式组合导航姿态估计算法求解横滚角与俯仰角时间对比

5 结论

针对以往导航技术往往只侧重于室内或者室外一种

场景,提出一种全景多模式组合导航姿态估计算法。算法可以做到室内外环境下的无缝切换。同时,通过与以往的姿态算法对比,其在精度上有较大的优越性,实测数据求解的姿态误差控制在 1° 之内。同时,针对导航系统的实时性问题,采用了四维KF,在精度不变的前提下,计算时间减小了2/3。

参考文献

- [1] 吴杰,闫建国.基于修正的卡尔曼滤波的姿态估计算法研究[J].计算机仿真,2012,29(2):54-57.
- [2] 翟海廷,丛丽,秦红磊,等.基于单天线的MEMS-INS/GPS组合定姿方法[J].计算机工程与设计,2012,33(10):3999-4003.
- [3] LAI Y C, JAN S S. Attitude estimation based on fusion of gyroscopes and single antenna GPS for small UAVs under the influence of vibration [J]. GPS solutions, 2011, 15(1): 67-77.
- [4] 贺继林,袁政,谢习华,等.单天线GPS/陀螺仪组合测姿方法研究[J].计算机测量与控制,2012,20(4):903-906.
- [5] 闫林波,贾维敏,姚敏立,等.基于扩展卡尔曼滤波的动中通低成本姿态估计[J].电光与控制,2013,20(7):53-57.
- [6] 穆振兴.无人机姿态测量系统设计实现[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2009.
- [7] 薛文婷,张波,李署坚.组合导航中一种新息自适应卡尔曼滤波算法[J].全球定位系统,2014,15(1):101-104.
- [8] 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.
- [9] 王建平,徐恒,李奇越.基于卡尔曼滤波的矿井移动节点定位算法研究[J].电子测量与仪器学报,2013,27(2):120-126.
- [10] 高宗余,方建军,于丽杰.MEMS传感器随机误差Allan方差分析[J].仪器仪表学报,2011,32(12):225-230.
- [11] 任春华,陈灿,王满喜,等.一种惯性测量与距离组合的定位修正方法研究[J].仪器仪表学报,2013,34(11):2513-2518.
- [12] 刘瑞华,张鹏,张磊.基于单天线GPS的伪姿态测量算法研究[J].中国民航大学学报,2009,27(6):25-28.

作者简介

晏理,1990年出生,硕士研究生。主要研究方向为室内外多模式组合导航技术。

E-mail:bright_tim@163.com

张金艺,1965年出生,研究员。主要研究方向为通信类SoC设计与室内无线定位技术。