

doi:10.19306/j.cnki.2095-8110.2021.01.012

# 卫星拒止情况下低精度惯导系统航姿算法研究

蒋海涛<sup>1</sup>, 辛吉<sup>2</sup>, 管春洋<sup>3</sup>, 申争光<sup>3</sup>

1. 海装驻北京地区第三军事代表室, 北京 100074;
2. 空装驻北京地区第二军事代表室, 北京 100074;
3. 北京自动化控制设备研究所, 北京 100074)

**摘要:**在卫星拒止情况下,低精度 MEMS 惯导系统由于惯性器件性能较差,无法长时间保持姿态精度。从重力矢量及飞行器的动力学特性出发,提出了一种基于动态检测和 Kalman 数据融合的航姿算法。该算法从导航与飞控一体化的理念出发,实时判断飞行器机动和飞控状态,在低动态时利用 Kalman 滤波器对水平加速度和惯性解算的姿态角进行数据融合,估计和修正水平姿态误差,从而提高水平姿态精度。经过飞行仿真验证,该算法可有效完成飞行器的动态检测,并保证在系统机动情况下水平姿态误差在 2° 以内。

**关键词:**航姿系统;卫星拒止;Kalman 滤波;动态检测

中图分类号:TN967.2

文献标志码:A

开放科学(资源服务)标识码(OSID):

文章编号:2095-8110(2021)01-0109-06



## Research on Attitude and Heading Reference Algorithm of Low-accuracy INS in GNSS Denial Environment

JIANG Hai-tao<sup>1</sup>, XIN Ji<sup>2</sup>, GUAN Chun-yang<sup>3</sup>, SHEN Zheng-guang<sup>3</sup>

1. The Third Representative Office of the Naval Equipment Department in Beijing Area, Beijing 100074, China;
2. The Second Representative Office of the Air Force Equipment Department in Beijing Area, Beijing 100074, China;
3. Beijing Institute of Automatic Control Equipment, Beijing 100074, China)

**Abstract:** In GNSS denied environment, the low-precision MEMS inertial navigation system cannot maintain attitude accuracy for a long time due to the poor performance of the inertial devices. Based on the gravity vector and the dynamic characteristics of the aircraft, this paper proposes a heading algorithm based on dynamic detection and Kalman data fusion. Based on the concept of integrated navigation and flight control, the algorithm judges the aircraft maneuvering and flight control status in real time, and uses Kalman filter to fuse the data of horizontal acceleration and inertial attitude angle at low dynamics to estimate and correct horizontal attitude error, thereby improving horizontal attitude accuracy. After the flight test simulation verification, the algorithm can effectively complete the dynamic detection of the aircraft and ensure that the horizontal attitude error of the system is within 2° under the condition of maneuvering.

**Key words:** Attitude and heading reference system; GNSS denial environment; Kalman filtering; Dynamic detection

收稿日期:2020-04-21;修订日期:2020-06-02

基金项目:装备预研共用技术课题(41417040301)

作者简介:蒋海涛(1979-),男,工程师,主要从事惯性系统方面的研究。E-mail:menyanling@sina.com

## 0 引言

随着导航技术和微加工技术的发展,机电系统(Micro-Electro-Mechanical System, MEMS)惯性器件与卫星导航、磁航向计和气压高度计等组成的导航系统,广泛应用于低成本军用飞行器和商用飞行器。在电磁环境复杂、卫星干扰强烈的使用场景中,例如军事要地、重要工业区域和复杂地形环境下,卫星导航辅助的低精度惯导系统往往会失效。无卫星辅助的情况下,低精度惯导系统的水平姿态随时间发散较快,进而会造成飞行器控制系统失稳失控。

在卫星拒止的情况下,低精度惯导系统如何利用惯性器件信息和飞行器的动力学模型保持水平姿态精度是当今学者研究的重点方向。文献[1]提出了一种低成本高精度航姿系统,通过扩展Kalman滤波进行数据融合以获得姿态的准确输出,姿态角动态精度优于 $2^\circ$ 。文献[2]提出了利用运动状态判别,根据运动状态采用不同的量测值进行Kalman滤波以估计姿态误差角,从而提高航向姿态精度。文献[3]设计了由3个微陀螺仪、3个微加速度计和3个微磁航向计组成的航姿参考系统,利用加速度计对磁航向计数据进行正交化处理,并利用基于最小二乘法的椭球拟合校正方法对测量数据进行校正。文献[4]研究了基于磁航向计的航姿测量系统误差补偿。由于磁航向计体积小、成本低,在商业级和娱乐级飞行器中使用广泛<sup>[5]</sup>。而在军事领域,由于任务区的电磁环境复杂,受到环境磁场以及载体的硬铁磁场和软铁磁场的影响,磁航向计测量值误差大,不能作为可靠稳定的传感器。

针对巡飞型飞行器的飞行特点,本文基于重力矢量和载体的动力学特性,提出了一种基于动态检测和Kalman数据融合<sup>[6-8]</sup>的航姿算法<sup>[9-10]</sup>。本算法中航向角和姿态角根据三轴陀螺仪数据进行实时更新,经过动态判断和飞控状态判断,Kalman滤波器对水平加速度数据进行数据融合,并在低动态情况下进行量测更新,以修正水平姿态误差。

### 1 低精度惯性导航的航姿算法研究

低精度的惯性导航系统的陀螺漂移通常大于 $40(^{\circ})/h$ ,加速度计零位误差大于 $2mg$ 。由于陀螺漂移误差大,水平姿态角采用传统姿态角解算方法发散较快。本文采用Kalman滤波方式,利用水平

加速度计测量值为观测量,对水平姿态角误差进行估计和修正。本方法的原理与惯导自对准计算水平姿态角的原理相同<sup>[11-13]</sup>,当载体晃动即存在有害加速度(载体加速、转弯引起的向心加速度)时,水平姿态角误差较大,且姿态误差与有害加速度的大小正相关。

#### 1.1 惯性导航自主对准原理

惯导自对准的计算采用直接解析法,即通过矩阵运算直接求解出载体的姿态。在静态情况下,采用重力矢量 $\mathbf{g}$ 、地球自转矢量 $\boldsymbol{\omega}$ 和2个向量的叉乘 $\mathbf{V}$ 计算载体坐标系相对于导航坐标系的姿态矩阵<sup>[14]</sup>

$$[\mathbf{g}^b \ \boldsymbol{\omega}^b \ \mathbf{V}^b] = \mathbf{C}_b^n [\mathbf{g}^n \ \boldsymbol{\omega}^n \ \mathbf{V}^n] \quad (1)$$

可以得到从载体坐标系到导航坐标系的初始方向余弦矩阵 $\mathbf{C}_b^n$ ,如下所示

$$\mathbf{C}_b^n = ([\mathbf{g}^n \ \boldsymbol{\omega}^n \ \mathbf{V}^n]^T)^{-1} [\mathbf{g}^b \ \boldsymbol{\omega}^b \ \mathbf{V}^b]^T \quad (2)$$

式中, $\mathbf{g}^b$ 为载体坐标系下的加速度; $\boldsymbol{\omega}^b$ 为载体坐标系下的角速度; $\mathbf{V}^b = \mathbf{g}^b \times \boldsymbol{\omega}^b$ 。

$$[\mathbf{g}^n \ \boldsymbol{\omega}^n \ \mathbf{V}^n] = \begin{bmatrix} 0 & 0 & g\omega_{ie} \cos(\varphi) \\ 0 & \omega_{ie} \cos(\varphi) & 0 \\ g & \omega_{ie} \cos(\varphi) & 0 \end{bmatrix} \quad (3)$$

为降低传感器高频噪声及高频环境晃动的影响,加速度和角速度需要取一段时间的均值进行计算。

对准误差的分析参见文献[15],在此直接给出分析结论

$$\boldsymbol{\phi} = \begin{bmatrix} -\delta f_N^n / g \\ -\delta f_E^n / g \\ -\delta\omega_E^n / \omega_N - \delta f_E^n \times \tan L / g \end{bmatrix} \approx \begin{bmatrix} -\delta f_N^n / g \\ -\delta f_E^n / g \\ -\delta\omega_E^n / \omega_N \end{bmatrix} \quad (4)$$

其中, $\delta f_N^n$ 为等效北向加速度计零位误差; $\delta f_E^n$ 为等效东向加速度计零位误差; $\delta\omega_E^n$ 为等效东向陀螺漂移误差。

由此可见,水平姿态的对准精度与加速度计的等效测量误差成正比。静态情况下,无加速度和向心加速度的影响,水平姿态的对准精度取决于加速度计的测量误差,即加速度计的零位误差。本方法的理论极限精度为加速度计的零位误差和姿态控制误差之和,与晃动基座自对准精度相当。在飞行器飞行过程中,加速度计的测量会受到发动机推力、风力、向心加速度、哥式加速度的影响,导致加速度计的测量误差不仅仅为加速度计零位,即 $\delta f_N^n$ 和 $\delta f_E^n$ 的测量中包含上述误差。

## 1.2 航姿模式 Kalman 滤波器设计

根据航姿系统的特点, Kalman 滤波器的系统状态方程采用 3 个失准角误差和 3 个陀螺漂移误差共六维, 观测方程采用水平加速度计的测量值, 其中状态方程定义如下

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{F}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{w}(t) \quad (5)$$

式中,  $\mathbf{F}(t)$  为  $t$  时刻连续状态方程系统矩阵;  $\mathbf{w}(t)$  为  $t$  时刻系统随机噪声向量。

根据 Kalman 滤波状态量建立系统误差模型, 建立系统方程如下

$$\begin{cases} \dot{\phi}_N = -\omega_{ie} \sin(L) \cdot \phi_E - C_{11}\epsilon_x - \\ C_{21}\epsilon_y - C_{31}\epsilon_z \\ \dot{\phi}_U = \omega_{ie} \cos(L) \cdot \phi_E - \\ C_{12}\epsilon_x - C_{22}\epsilon_y - C_{32}\epsilon_z \\ \dot{\phi}_E = \omega_{ie} \sin(L) \cdot \phi_N - \omega_{ie} \cos(L) \cdot \\ \phi_U - C_{13}\epsilon_x - C_{23}\epsilon_y - C_{33}\epsilon_z \\ \dot{\epsilon}_x = 0 \\ \dot{\epsilon}_y = 0 \\ \dot{\epsilon}_z = 0 \end{cases} \quad (6)$$

即  $\mathbf{F}(t)$  中非零元素如下

$$\mathbf{F}(1, 3) = -\omega_{ie} \sin(L), \mathbf{F}(2, 3) = \omega_{ie} \cos(L),$$

$$\mathbf{F}(3, 1) = \omega_{ie} \sin(L), \mathbf{F}(3, 2) = -\omega_{ie} \cos(L)$$

$$\mathbf{F}(1:3, 4:6) = \begin{bmatrix} -C_{11} & -C_{21} & -C_{31} \\ -C_{12} & -C_{22} & -C_{32} \\ -C_{13} & -C_{23} & -C_{33} \end{bmatrix}$$

其中,  $C_{ij}$  为姿态转移矩阵  $\mathbf{C}_b^n$  的第  $i$  行、第  $j$  列元素。

状态变量定义如下

$$\mathbf{X} = [\phi_N \quad \phi_U \quad \phi_E \quad \epsilon_x \quad \epsilon_y \quad \epsilon_z]^T$$

其中:  $\mathbf{X}$  为 Kalman 滤波估计状态量;  $\phi_N$ 、 $\phi_U$ 、 $\phi_E$ 、 $\epsilon_x$ 、 $\epsilon_y$ 、 $\epsilon_z$  分别为北向失准角、天向失准角、东向失准角、X 陀螺漂移、Y 陀螺漂移和 Z 陀螺漂移。

当系统处于低动态时, 加速度计测量值主要为重力矢量, 而 2 个水平方向的分量几乎为 0, 因此有以下关系式成立

$$\begin{cases} f_N^n = \mathbf{g}\phi_E + \mathbf{V}_N \\ f_E^n = -\mathbf{g}\phi_N + \mathbf{V}_E \end{cases} \quad (7)$$

其中,  $f_N^n$  和  $f_E^n$  为加速度计测量值在导航坐标系下北向和东向的投影。

取  $f_N^n$  和  $f_E^n$  的 1s 均值  $\bar{f}_N^n$ 、 $\bar{f}_E^n$  作为观测量, 建立观测方程

$$\mathbf{Z}_k = \begin{bmatrix} \bar{f}_N^n \\ \bar{f}_E^n \end{bmatrix}$$

$\mathbf{H}$  为测量矩阵

$$\mathbf{H} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \mathbf{g} & 0 & 0 & 0 \\ -\mathbf{g} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

式中,  $\mathbf{g}$  为当地重力加速度。

## 1.3 滤波流程

滤波过程中, 每对陀螺和加速度计进行一次采样即计算一次系统转移矩阵, 并根据滤波周期对系统矩阵进行离散化, 如下所示

$$\begin{aligned} \mathbf{F}_{\text{sum}} &= \mathbf{I} + \sum_{i=1}^{200} (\mathbf{F}(t)T_n) \\ \Phi_{k,k-1} &= \mathbf{F}_{\text{sum}} \end{aligned} \quad (8)$$

式中,  $T_n$  为惯性导航周期, 此处为 0.005s。离散化完成后对  $\mathbf{F}_{\text{sum}}$  清零。

连续系统离散化以后为离散系统, 离散系统的模型方程为

$$\begin{cases} \mathbf{X}_k = \Phi_{k,k-1}\mathbf{X}_{k-1} + \mathbf{w}_{k-1} \\ \mathbf{Z}_k = \mathbf{H}_k\mathbf{X}_k + \mathbf{v}_k \end{cases} \quad (9)$$

## 1.4 航姿模式反馈修正算法

Kalman 滤波器估计出水平失准角后, 对水平姿态角进行误差补偿, 为保证输出水平姿态的平稳性, 对修正值进行限幅, 采用固定周期(1s)修正的方式。

当满足水平失准角修正条件后, 同时修正 2 个水平失准角, 修正量限幅为  $\phi_{\text{Limit}}^\circ$ 。记修正量分别为  $\phi_N$  和  $\phi_E$

$$\phi_{N,E} = \begin{cases} X_1, & |X_1| < \phi_{\text{Limit}}^\circ \\ \phi_{\text{Limit}}^\circ, & X_1 \geq \phi_{\text{Limit}}^\circ \\ -\phi_{\text{Limit}}^\circ, & X_1 \leq -\phi_{\text{Limit}}^\circ \end{cases} \quad (10)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{C}_X &= \begin{bmatrix} \cos\phi_E & \sin\phi_E & 0 \\ -\cos\phi_N \sin\phi_E & \cos\phi_N \cos\phi_E & \sin\phi_N \\ \sin\phi_N \sin\phi_E & -\sin\phi_N \cos\phi_E & \cos\phi_N \end{bmatrix} \\ \mathbf{C}_n^b &= \mathbf{C}_n^b \mathbf{C}_X \end{aligned} \quad (11)$$

修正后, 从  $\mathbf{X}_k$  中对应元素扣掉修正值

$$X_1 = X_1 - \phi_N$$

$$X_3 = X_3 - \phi_E$$

式中,  $X_1$  和  $X_3$  分别为 Kalman 滤波估计状态量  $\mathbf{X}$  的第 1 项(北向失准角  $\phi_N$ ) 和第 3 项(东向失准角  $\phi_E$ )。

## 2 飞行器动态检测

飞控模块根据目前的控制指令发送给航姿系

统当前飞行器的飞行状态。在飞控模块发送平飞状态时,受到结构干扰、推阻不匹配和风力等影响,飞行器可能处于侧滑或小角度转弯等飞行状态,因此需要利用惯测信息进行低动态判断。低动态的判断门限跟载体的飞行状态、转弯特性和控制品质密切相关。根据低空固定翼飞行器的飞行特点和动力学特性,低动态需要同时满足以下3个条件:

1) 导航坐标系下合加速度值  $F_{ib}^n$  的 1s 均值均不大于  $F_{door}^n$   $m/s^2$ 。

2) 载体系 Y 向陀螺(航向陀螺)输出的 1s 均值均不大于  $W_y^n$  ( $^\circ/s$ );

3) 载体系 X 向陀螺(滚转陀螺)输出的 1s 均值均不大于  $W_x^n$  ( $^\circ/s$ )。

选用一组具有转弯和直航的飞行试验数据如图 1 所示,对低动态判断进行分析。根据动态情况判断,在飞行器航向机动时,首先进行滚转,通过 X 向角速度 1s 均值(见图 2)的门限  $2(^\circ/s)$ ,可以先于 Y 向角速度和合加速度判断出航向机动,但是 X 向角速度仅在机动的前段和后段;通过 Y 轴角速度 1s 均值(见图 3)的门限  $0.5(^\circ/s)$ ,可以判断出航向存在持续性的转动,作为 X 向角速度判断的延续;合加速度的门限(见图 4) $0.2m/s^2$  作为 Y 轴角速度判断的补充,不仅可以判断出存在航向机动时的向心加速度,还可以判断出纵向和天向的加速状态。3 个量联合使用可以确保载体处于低动态飞行状态。

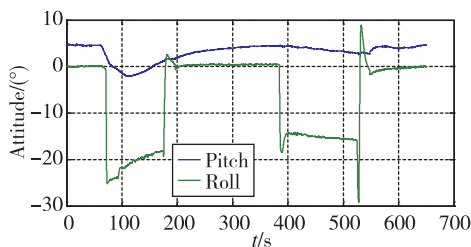


图 1 飞行器飞行姿态

Fig. 1 Attitude of the aircraft

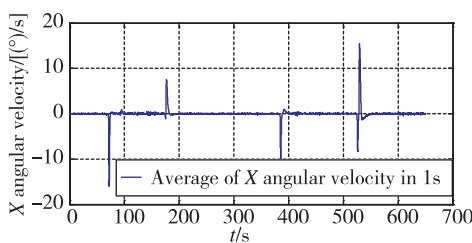


图 2 X 向角速度 1s 均值(门限  $W_x^n$  ( $^\circ/s$ ))

Fig. 2 Average of X angular velocity in 1s(threshold  $W_x^n$  ( $^\circ/s$ ))

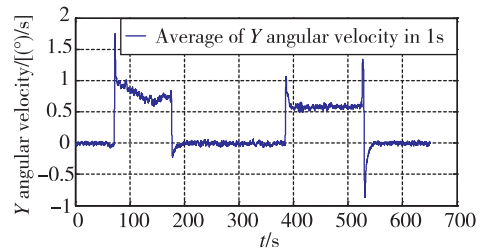


图 3 Y 向角速度 1s 均值(门限  $W_y^n$  ( $^\circ/s$ ))

Fig. 3 Average of Y angular velocity in 1s(threshold  $W_y^n$  ( $^\circ/s$ ))

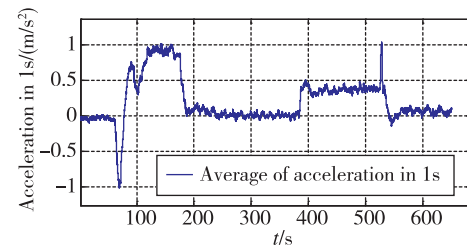


图 4 合加速度 1s 均值(门限  $F_{door}^n$   $m/s^2$ )

Fig. 4 Average of acceleration in 1s(threshold  $F_{door}^n$   $m/s^2$ )

### 3 仿真验证

根据上述算法和策略,利用实际飞行数据进行离线仿真,飞行器为固定翼巡飞器,采用小型涡扇发动机,任务半径 100km。下面绘制曲线均为进入航姿模式后系统输出的结果,误差的比较基准为实际飞行的惯性卫星组合导航结果。三轴陀螺漂移约为  $40(^\circ)/h$ ,加速度计零位约为  $2mg$ 。

滤波参数设置如下

$$P_0 = \text{diag}\{(5^\circ)^2, (15^\circ)^2, (5^\circ)^2, (200^\circ/3600s)^2, (200^\circ/3600s)^2, (200^\circ/3600s)^2\}$$

$$Q = \text{diag}\{(40^\circ/3600s)^2, (40^\circ/3600s)^2, (40^\circ/3600s)^2, (5^\circ/3600s)^2, (5^\circ/3600s)^2, (5^\circ/3600s)^2\}$$

$$R = \text{diag}\{(0.1m/s^2)^2, (0.1m/s^2)^2\}$$

飞行器的飞行轨迹为 U 形轨迹如图 5 所示,航向角和水平姿态曲线分别如图 6 和图 1 所示。飞行器处于低动态情况下(根据低动态判断结果),在直飞段可以利用航姿滤波器进行水平失准角修正。航向角由于缺乏航向传感器(磁航向计、双天线卫星导航接收机等)的辅助,依靠航向陀螺精度保证航向角的准确性。航向陀螺设为  $40(^\circ)/h$ ,导航 600s 的航向角误差约为  $6.7^\circ$ ,能够满足飞行器稳定控制飞行的要求。若飞行器中存在精度较高且可靠的航向角信息,可以对航向角进行进一步修正,以保证航向角的精度。

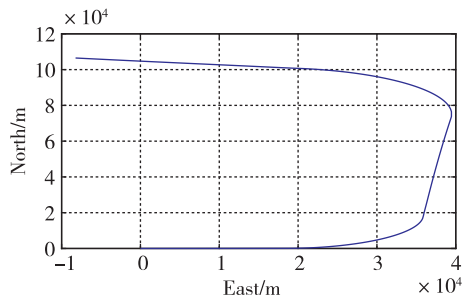


图 5 飞行轨迹

Fig. 5 Flight path

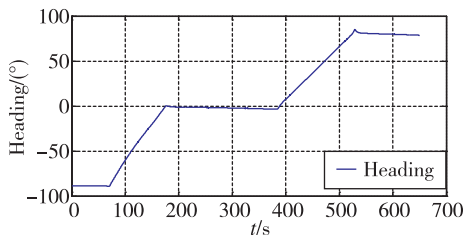


图 6 飞行器飞行航向角

Fig. 6 Heading angle of the aircraft

当导航模式未采用航姿算法时,水平姿态采用惯性解算的方式,随时间发散较快如图 7 所示,无法维持飞行器长时间稳态飞行。当导航模式采用航姿算法时,飞行器在直飞段的飞行动态满足低动态判断门限,航姿滤波器利用水平加速度计的信息进行滤波,滤波收敛后反馈校正水平姿态,水平姿态误差快速变小至零附近,如图 8 所示;飞行器进入转弯段则不满足低动态判断门限,航姿滤波器不进行量测更新只进行时间更新,水平姿态误差不进行反馈校正,水平姿态误差发散趋势与纯惯性状态一致,水平姿态误差如图 8 所示。航姿模式计数和修正次数计数如图 9 所示,在低动态情况下,航姿模式计数每 1s 累加 1 次,非低动态情况下航姿模式计数维持不变。在航姿模式下,当姿态角每修正 1 次时,修正计数累加 1 次,非航姿模式时清零。结合图 8 和图 9 可以看出,在航姿模式下,随着修正次数的累加,东向和北向失准角误差逐渐变小,滤波器估计的水平失准角准确。

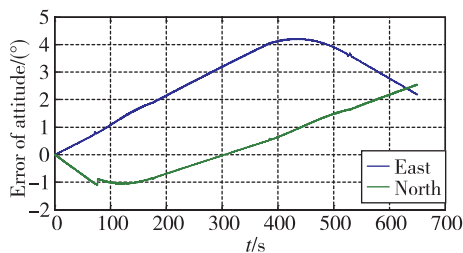


图 7 无航姿模式辅助情况下水平姿态角误差

Fig. 7 Attitude error without the assist of attitude and heading reference

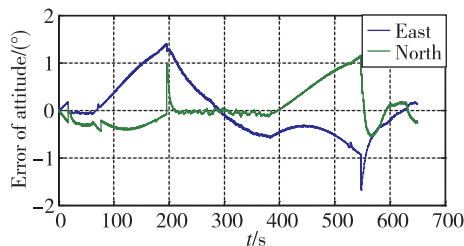


图 8 航姿模式辅助情况水平姿态角误差

Fig. 8 Attitude error with the assist of attitude and heading reference

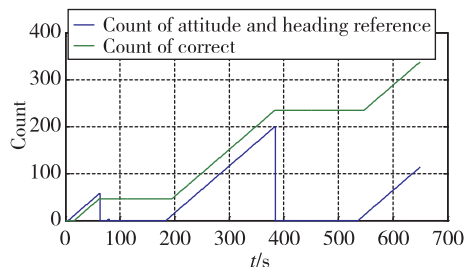


图 9 航姿模式计数累计值

Fig. 9 Count of attitude and heading reference

### 4 结论

在卫星拒止情况下,低精度惯导系统利用航姿算法可以维持水平姿态在较高的精度,满足飞行器的飞行控制要求。

1) 本文的航姿算法是一种适用于低空巡飞型固定翼无人机和旋翼型无人机等装备的低成本惯导系统在卫星拒止情况下的航向姿态计算方法。

2) 本文利用机动状态判断和飞控指令相结合的方式,采用六维状态方程和二维观测方程的 Kalman 滤波器估计和修正水平失准角,水平姿态误差可控制在 2° 以内。

### 参考文献

[1] 盛汉霖, 张天宏, 刘冬冬. 基于扩展卡尔曼滤波器的低成本航姿系统设计[J]. 系统工程与电子技术, 2013,35(10): 144-150.  
Sheng Hanlin, Zhang Tianhong, Liu Dongdong. Low-cost AHRS design based on extending Kalman filter [J]. Systems Engineering and Electronics, 2013,35(10): 144-150(in Chinese).

[2] 苑艳华, 李四海, 邵莉. 捷联航姿自主测姿算法研究[J]. 计算机仿真, 2011,28(9): 52-55.  
Yuan Yanhua, Li Sihai, Shao Li. Study on algorithm for autonomous attitude determination of AHRS[J]. Computer Simulation, 2011,28(9): 52-55(in Chinese).

- [3] 卢毅. 小型航姿参考系统设计[J]. 传感器与微系统, 2019, 38(4): 117-120, 124.  
Lu Yi. Design of small attitude and heading reference system[J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2019, 38(4): 117-120, 124(in Chinese).
- [4] 赵鑫炉, 张晓明, 白渚铨, 等. 基于磁阻传感器的航姿测量系统罗差补偿技术研究[J]. 传感技术学报, 2013(11): 1504-1507.  
Zhao Xinlu, Zhang Xiaoming, Bai Zhuquan, et al. Research on magnetic deviation compensation of AHRS base on magneto-resistive sensor[J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2013 (11): 1504-1507 (in Chinese).
- [5] 孙金秋, 游有鹏, 傅忠云. 基于共轭梯度法和互补滤波相结合的姿态解算算法[J]. 传感技术学报, 2014(4): 524-529.  
Sun Jinqiu, You Youpeng, Fu Zhongyun. Attitude estimation based on conjugate gradient and complementary filter[J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2014(4): 524-529(in Chinese).
- [6] Wu T, Bai R, Zhu L, et al. Design of AHRS based on Kalman filter[J]. Chinese Journal of Sensors and Actuators, 2016,29(4): 531-535.
- [7] Sheng H, Zhang T. MEMS-based low-cost strap-down AHRS research[J]. Measurement, 2015, 59: 63-72.
- [8] 杜杉杉, 吴昊, 张继文, 等. 一种面向 AHRS 的改进互补滤波融合算法[J]. 国外电子测量技术, 2015(3): 13-18.  
Du Shanshan, Wu Hao, Zhang Jiwen, et al. Kind of improving compensation filter algorithm for AHRS [J]. Foreign Electronic Measurement Technology, 2015(3): 13-18(in Chinese).
- [9] 杨健, 谢晓方, 李德栋. 基于航姿参考系统和云台的视频监控跟踪系统设计[J]. 舰船电子工程, 2017, 37(9): 75-77, 85.  
Yang Jian, Xie Xiaofang, Li Dedong. Design of video surveillance and tracking system based on attitude and heading reference system and PTZ camera[J]. Ship Electronic Engineering, 2017, 37(9): 75-77, 85(in Chinese).
- [10] Martin P, Salauen E. Design and implementation of a low-cost observer-based attitude and heading reference system[J]. Control Engineering Practice, 2010, 18(7): 712-722.
- [11] 丁磊香, 许厚泽, 王勇, 等. 静基座捷联惯导解析法对准研究[J]. 武汉大学学报·信息科学版, 2018, 43(2): 201-206.  
Ding Leixiang, Xu Houze, Wang Yong, et al. Alignment of SINS on stationary base using analytic method [J]. Geomatics and Information Science of Wuhan University, 2018, 43(2): 201-206(in Chinese).
- [12] 周月, 曾建辉, 刘猛, 等. 惯性系姿态确定的 SINS 晃动基座初始对准算法[J]. 导航定位与授时, 2020, 7(2): 83-89.  
Zhou Yue, Zeng Jianhui, Liu Meng, et al. Alignment algorithm based on attitude determination in inertial frame for SINS with swaying base[J]. Navigation Positioning and Timing, 2020, 7(2): 83-89(in Chinese).
- [13] 李海军, 钟润伍, 刘冲, 等. 航海光纤陀螺捷联惯导系统快速对准技术研究[J]. 导航定位与授时, 2018, 5(2): 17-22.  
Li Haijun, Zhong Runwu, Liu Chong, et al. Research on rapid alignment for marine FOG SINS[J]. Navigation Positioning and Timing, 2018, 5 (2): 17-22 (in Chinese).
- [14] 薛海建, 郭晓松, 张东方, 等. 基于四元数的捷联惯导惯性系晃动基座自对准算法[J]. 上海交通大学学报, 2016, 50(3): 419-424, 436.  
Xue Haijian, Guo Xiaosong, Zhang Dongfang, et al. SINS self-alignment algorithm with inertial frame for swaying base based on quaternion [J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2016, 50 (3): 419-424, 436(in Chinese).
- [15] 秦永元. 卡尔曼滤波与组合导航原理(第2版)[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2012.  
Qin Yongyuan. Kalman filtering and integrated navigation principles (2<sup>nd</sup> Edition) [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2012(in Chinese).

(编辑:孟彬)