初级教练机中的低成本导航仪组合导航算法设计

梁海波 李 浩 司文杰 吕章刚

(北京航天自动控制研究所, 北京 100854)

摘 要: 为了解决初级教练机低成本组合导航仪中全球定位系统(GPS, Global Positioning System)信息更新频率过低,导致传统组合导航算法失效的问题,在对惯性器件进行建模的基础上,提出了一种基于运动学非线性模型的组合导航算法. 该算法选取载体的姿态、速度和位移量作为状态量,以 GPS、磁强计和高度计的测量值作为观测量,建立组合导航系统模型,利用卡尔曼滤波对线性化后的系统模型进行数据融合. 通过静态试验和动态跑车试验,表明该组合导航算法能够使姿态误差均值控制在 0.12°以内,速度误差均值不大于 0.03 m/s,位移量误差均值不大于 3.94 m,精度能够满足初级教练机的应用需要.

关 键 词: 数据融合; 运动学; 微机电系统; 卡尔曼滤波

中图分类号: V 249.3

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2013)09-1263-06

Integrated navigation algorithm for low-cost navigator in the primary trainer

Liang Haibo Li Hao Si Wenjie Lü Zhanggang

(Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China)

Abstract: To solve the invalidation of integrated navigation algorithm due to low updating frequency of global positioning system (GPS) in the low-cost integrated navigation system, a new integrated navigation algorithm, based on modeling of the inertial devices and kinematic modeling of the carrier, was presented. In this algorithm, the nonlinear system model was established. The attitude, velocity and position of the carrier were chosen to be the system state, and the output of the GPS, gauss meter, and altimeter were determined as the system measurement. The Kalman filter was adopted for data fusion after linearization of the system model. The static test and field test were implemented to validate whether the algorithm was useful. The test results show that the algorithm can effectively ensure that the error mean of attitude is smaller than 0.12 degree, the error mean of velocity is not larger than 0.03 meters per second, and the error mean of position is not larger than 3.94 meters, which is satisfied the requirement of the primary trainer.

Key words: data fusion; kinematics; micro electro mechanical system; Kalman filters

初级教练机主要用于初学者体验飞行,并培训一些初步的驾驶技术,一般仅在机场附近执行低速短途飞行任务. 惯性导航仪作为飞机飞行参数的重要测量设备,提供实时的飞行姿态、速度和位置信息[1]. 综合考虑初级教练机机载导航仪的应用场合、成本以及性能要求等因素,设计并在硬件上实现了基于微机电系统(MEMS, Micro Electro Mechanical System)惯性器件、磁强计、高度计和全球定位系统(GPS, Global Positioning System)的低成本组合导航仪.

在以往的组合导航算法设计中,多以惯性导航系统(INS, Inertial Navigation System)小角度误差模型为基础,以 GPS 定位信息作为辅助信息,建立组合导航系统模型,这种方法在较高惯性器

收稿日期: 2012-11-26; **网络出版时间**: 2013-09-22 10:24

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20130922.1024.001.html

基金项目: 总装预研基金资助项目(54201202)

作者简介: 梁海波(1984-),男,天津人,工程师,liang_haibo@126.com.

件精度的组合系统中是适用的[2-4]. 然而,在基于 MEMS 惯性器件的低成本组合导航系统中,上述方法适用性较差. 一方面,由于 MEMS 惯性器件精度很低,纯 INS 解算的姿态、速度和位置往往很快发散[5-7];另一方面,常用的 GPS 接收机信息输出频率较低,仅为 1 Hz,使组合系统无法做到高速数据融合,往往在 1 个数据融合周期内,INS 解算结果已经较大幅度发散,不再满足 INS 小角度误差假设,最终导致组合系统数据融合失败[8]. 因此,有必要针对低成本组合导航仪设计专门的组合导航算法.

1 组合导航仪

初级教练机机载低成本组合导航仪如图 1 所示,主要由电源、MEMS 惯性测量单元(IMU, Inertial Measurement Unit, 内含 3 轴陀螺和 3 轴加速度计)、3 轴磁强计、GPS、高度计、导航计算机、显示模块等构成. 导航仪中的各类传感器在性能上各有优缺点:由 MEMS IMU 构建的微惯性导航系统(MINS,MEMS Inertial Navigation System,)能够实时测量载体的姿态、速度和位置信息,但由于 MEMS 惯性器件精度很低,随着时间的推移,误差往往迅速发散;GPS 能够提供较高精度的定位信息,但信息更新频率过低;3 轴磁强计通过感应地球磁场来提供地理北向基准,使用方便但抗磁干扰能力差. 在对各类传感器的特性进行深入研究的基础上,通过对多传感器数据融合算法进行合理设计,可以实现较高精度导航功能. 导航仪中各传感器的性能指标如表 1 所示.



图 1 组合导航仪

表 1 传感器标称性能指标

传感器	参数	数值
陀螺	测量范围/((°)·s^{-1})	±300
	零偏不稳定性/((°)·s^{-1})	0.015
	角度随机游走/((°)·h$^{-1/2}$)	4.2
加速度计	测量范围/g	±10
	零偏不稳定性/$10^{-3}g$	0.7
	速率随机游走/(m·s^{-1}·h$^{-1/2}$)	2
磁强计	测量范围/Gauss	±3.5
	分辨率/mGauss	0.5
GPS	冷启动时间/s	50
	数据更新率/Hz	1
	重新捕获时间/ms	100
	位置精度/m	5
高度计	测量范围/m	−100 ~ 5 000
	分辨率/m	5

2 组合导航算法设计

2.1 惯性器件模型

以东-北-天地理坐标系作为导航系,导航矩阵 $\boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}}$ 表征载体系与导航系的转换关系,其与姿态四元数满足:

$$\boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}}=\begin{bmatrix} q_0^2+q_1^2-q_2^2-q_3^2 & 2(q_1q_2-q_0q_3) & 2(q_1q_3+q_0q_2) \\ 2(q_1q_2+q_0q_3) & q_0^2-q_1^2+q_2^2-q_3^2 & 2(q_2q_3-q_0q_1) \\ 2(q_1q_3-q_0q_2) & 2(q_2q_3+q_0q_1) & q_0^2-q_1^2-q_2^2+q_3^2 \end{bmatrix} \tag{1}$$

且有 $\boldsymbol{C}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{b}}=(\boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}})^{\mathrm{T}}=(\boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}})^{-1}$.

对于由高精度陀螺测量的角速度,当不考虑陀螺量测噪声时,陀螺的测量值由其敏感到的地球自转角速度 $\boldsymbol{C}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{b}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{n}}$、导航系相对地球系的旋转角速度 $\boldsymbol{C}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{b}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{en}}^{\mathrm{n}}$ 以及载体系相对导航系的旋转角速度 $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{nb}}^{\mathrm{b}}$ 共 3 部分构成,即

$$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}}=\boldsymbol{C}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{b}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{n}}+\boldsymbol{C}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{b}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{en}}^{\mathrm{n}}+\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{nb}}^{\mathrm{b}} \tag{2}$$

由于 MEMS 陀螺的测量分辨率有限,往往敏感不到地球自转角速度 $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{n}}$,因此式(2)中的第 1 项 $\boldsymbol{C}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{b}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{n}}$ 可以忽略不计.

对于式(2)中的第 2 项,$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{en}}^{\mathrm{n}}$ 由载体的东向运动速度 V_{e}、北向运动速度 V_{n}、当地纬度 φ 和地球半径(包括子午曲率半径 R_{M} 和卯酉曲率半径 R_{N})决定,其表达式为

$$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{en}}^{\mathrm{n}}=\begin{bmatrix} -\dfrac{V_{\mathrm{n}}}{R_M} & \dfrac{V_{\mathrm{e}}}{R_N} & \dfrac{V_{\mathrm{e}}}{R_N}\tan\varphi \end{bmatrix} \tag{3}$$

当载体以较大速度运动时,如果将 $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{en}}^{\mathrm{n}}$ 忽略不计,必将引入较大的模型误差,不利于导航精度的提高,因此需要保留.

而式(2)中的第 3 项 $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{nb}}^{\mathrm{b}}$,则用来建立载体姿态四元数微分方程:

$$\dot{\boldsymbol{q}}=\frac{1}{2}\boldsymbol{\Omega}(q)\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{nb}}^{\mathrm{b}} \tag{4}$$

其中

$$\boldsymbol{\Omega}(q)=\begin{bmatrix} -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix}$$

再将陀螺量测噪声考虑在内,可将陀螺测量值 $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}}$ 表示为如下形式:

$$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}} = \boldsymbol{C}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{b}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{en}}^{\mathrm{n}} + \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{nb}}^{\mathrm{b}} - \boldsymbol{w}_{\mathrm{g}} \tag{5}$$

其中,$\boldsymbol{w}_{\mathrm{g}}$ 为陀螺的量测噪声,且服从正态分布.

在 MINS 中,由加速度计在载体系测量的比力 $\boldsymbol{f}_{\mathrm{b}}$ 来间接表征载体的运动加速度[1],当考虑加速度计量测噪声,并忽略地球自转角速度 $\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{n}}$ 时,有

$$\begin{aligned}\boldsymbol{f}_{\mathrm{b}} &= \boldsymbol{a}_{\mathrm{b}} + \boldsymbol{C}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{b}}[0 \quad 0 \quad g]^{\mathrm{T}} + \\ &\boldsymbol{C}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{b}}(2\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ie}}^{\mathrm{n}} + \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{en}}^{\mathrm{n}}) \times \boldsymbol{V} - \boldsymbol{w}_{\mathrm{a}} \approx \\ &\boldsymbol{a}_{\mathrm{b}} + \boldsymbol{C}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{b}}[0 \quad 0 \quad g]^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{C}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{b}}(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{en}}^{\mathrm{n}} \times \boldsymbol{V}) - \boldsymbol{w}_{\mathrm{a}}\end{aligned} \tag{6}$$

其中,$\boldsymbol{a}_{\mathrm{b}}$ 为载体的真实加速度;g 为当地重力加速度值;$\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{en}}^{\mathrm{n}}\times\boldsymbol{V}$ 为有害加速度项;$\boldsymbol{w}_{\mathrm{a}}$ 为加速度计量测噪声,且服从正态分布.

至此,惯性器件的数学模型已经建立起来. 值得一提的是,从控制系统的角度来看,对于 MINS 来说,惯性器件敏感到的角速度和比力信息是 MINS 的输入量,即

$$\boldsymbol{u} = \begin{bmatrix}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}} \\ \boldsymbol{f}_{\mathrm{b}}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}\boldsymbol{C}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{b}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{en}}^{\mathrm{n}} + \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{nb}}^{\mathrm{b}} - \boldsymbol{w}_{\mathrm{g}} \\ \boldsymbol{a}_{\mathrm{b}} + \boldsymbol{C}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{b}}[0 \quad 0 \quad g]^{\mathrm{T}} + \boldsymbol{C}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{b}}(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{en}}^{\mathrm{n}} \times \boldsymbol{V}) - \boldsymbol{w}_{\mathrm{a}}\end{bmatrix} \tag{7}$$

2.2　组合导航系统模型

2.2.1　系统方程

这里,选取载体在导航系下的位移、速度和姿态四元数为组合系统状态变量,建立载体的运动学方程,即

$$\dot{\boldsymbol{x}} = \begin{bmatrix}\dot{\boldsymbol{P}} \\ \dot{\boldsymbol{V}} \\ \dot{\boldsymbol{q}}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}\boldsymbol{V} \\ \boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}}\boldsymbol{a}_{\mathrm{b}} \\ \frac{1}{2}\boldsymbol{\Omega}(q)\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{nb}}^{\mathrm{b}}\end{bmatrix} \tag{8}$$

严格来讲,式(8)还不是真正意义上的系统状态方程. 通常,系统状态方程为如下形式:

$$\dot{\boldsymbol{x}} = f(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{w}) \tag{9}$$

即由状态变量 $\boldsymbol{x}$、输入量 $\boldsymbol{u}$ 和噪声 $\boldsymbol{w}$ 之间构成的函数关系.

因此,将式(5)、式(6)、式(8)代入式(9),得到系统状态方程为

$$\dot{\boldsymbol{x}} = f(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{w}) = \begin{bmatrix}\dot{\boldsymbol{P}} \\ \dot{\boldsymbol{V}} \\ \dot{\boldsymbol{q}}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}\boldsymbol{V} \\ \boldsymbol{C}_{\mathrm{b}}^{\mathrm{n}}(\boldsymbol{f}_{\mathrm{b}} + \boldsymbol{w}_{\mathrm{a}}) - [0 \quad 0 \quad g]^{\mathrm{T}} - \boldsymbol{\omega}_{\mathrm{en}}^{\mathrm{n}} \times \boldsymbol{V} \\ \frac{1}{2}\boldsymbol{\Omega}(q)(\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{ib}}^{\mathrm{b}} - \boldsymbol{C}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{b}}\boldsymbol{\omega}_{\mathrm{en}}^{\mathrm{n}} + \boldsymbol{w}_{\mathrm{g}})\end{bmatrix} \tag{10}$$

2.2.2　量测方程

量测方程反映各传感器的量测值与系统状态变量之间的函数关系,通常表示为如下形式:

$$\boldsymbol{z} = h(\boldsymbol{x}) + \boldsymbol{v} \tag{11}$$

其中,$\boldsymbol{v}$ 为量测噪声,服从正态分布.

综合考虑导航仪内部的传感器配置,由 GPS 提供载体的速度和位置信息(结合地球模型,将动态经纬度信息转换为导航系下的 3 轴位移量和 3 轴速度量),由 3 轴磁强计提供磁航向信息,由高度计对载体高度进行实时测量. 因此,建立如下函数关系:

$$\boldsymbol{z} = \begin{bmatrix}\boldsymbol{P}_{\mathrm{GPS}} \\ \boldsymbol{V}_{\mathrm{GPS}} \\ \boldsymbol{B}_{\mathrm{b}} \\ \boldsymbol{A}_{\mathrm{b}}\end{bmatrix} = \begin{bmatrix}\boldsymbol{P} \\ \boldsymbol{V} \\ \boldsymbol{C}_{\mathrm{n}}^{\mathrm{b}}\boldsymbol{C}_{\mathrm{t}}^{\mathrm{n}}\boldsymbol{B}_{\mathrm{t}} \\ \boldsymbol{P}_{\mathrm{u}}\end{bmatrix} + \boldsymbol{v} \tag{12}$$

本文将 GPS 的 3 轴位移量 $\boldsymbol{P}_{\mathrm{GPS}}$,3 轴速度量 $\boldsymbol{V}_{\mathrm{GPS}}$,3 轴磁强计归一化处理后的磁向量 $\boldsymbol{B}_{\mathrm{b}}$ 以及高度计测量值与飞行起点的高程差 $\boldsymbol{A}_{\mathrm{b}}$ 作为组合导航系统的量测值. 其中,$\boldsymbol{B}_{\mathrm{t}} = [0 \quad 1 \quad 0]^{\mathrm{T}}$ 为磁真北向量;$\boldsymbol{C}_{\mathrm{t}}^{\mathrm{n}} = \begin{bmatrix}\cos\theta & \sin\theta & 0 \\ -\sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix}$,$\theta$ 为磁偏角;$\boldsymbol{P}_{\mathrm{u}}$ 为天向位移状态变量.

2.3　模型线性化

由式(10)和式(12)可知,组合导航系统的数学模型为非线性函数表达式,而利用卡尔曼滤波进行组合导航解算,需要对模型进行线性化[8],使线性化后的系统满足如下线性系统模型:

$$\left.\begin{aligned}\dot{\boldsymbol{x}} &= \boldsymbol{F}\boldsymbol{X} + \boldsymbol{G}\boldsymbol{W} \\ \boldsymbol{Z} &= \boldsymbol{H}\boldsymbol{X} + \boldsymbol{V}\end{aligned}\right\} \tag{13}$$

对式(9)和式(11)进行线性化处理,即求取雅克比矩阵,有

$$\left.\begin{aligned}\boldsymbol{F} &= \frac{\partial f(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{w})}{\partial \boldsymbol{x}} \\ \boldsymbol{G} &= \frac{\partial f(\boldsymbol{x},\boldsymbol{u},\boldsymbol{w})}{\partial \boldsymbol{w}} \\ \boldsymbol{H} &= \frac{\partial h(\boldsymbol{x})}{\partial \boldsymbol{x}}\end{aligned}\right\} \tag{14}$$

分别得到

$$\boldsymbol{F} = \begin{bmatrix}\boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{I}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times4} \\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{F}_{VV} & \boldsymbol{F}_{Vq} \\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{F}_{qq}\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{F}_{VV}=\begin{bmatrix}0 & 0 & -\omega^{n}_{eny}\\ 0 & 0 & \omega^{n}_{enx}\\ \omega^{n}_{eny} & -\omega^{n}_{enx} & 0\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{F}_{Vq}=\begin{bmatrix}F_{Vq0} & F_{Vq1} & F_{Vq2} & F_{Vq3}\\ -F_{Vq3} & -F_{Vq2} & F_{Vq1} & F_{Vq0}\\ F_{Vq2} & -F_{Vq3} & -F_{Vq0} & F_{Vq1}\end{bmatrix}$$

$$F_{Vq0}=2(q_0a_{mx}-q_3a_{my}+q_2a_{mz})$$
$$F_{Vq1}=2(q_1a_{mx}+q_3a_{my}+q_2a_{mz})$$
$$F_{Vq2}=2(-q_2a_{mx}+q_1a_{my}+q_0a_{mz})$$
$$F_{Vq3}=2(-q_3a_{mx}-q_0a_{my}+q_1a_{mz}),$$

$$\boldsymbol{F}_{qq}=\frac{1}{2}\begin{bmatrix}0 & -\omega_{mx} & -\omega_{my} & -\omega_{mz}\\ \omega_{mx} & 0 & \omega_{mz} & \omega_{my}\\ \omega_{my} & -\omega_{mz} & 0 & \omega_{mx}\\ \omega_{mz} & \omega_{my} & -\omega_{mx} & 0\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{G}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{0}_{3\times6}\\ \hline \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{C}^{n}_{b}\\ \hline \boldsymbol{\Omega}(q)/2 & \boldsymbol{0}_{4\times3}\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{H}=\begin{bmatrix}\boldsymbol{I}_{6\times6} & \boldsymbol{0}_{6\times4}\\ \hline \boldsymbol{0}_{3\times6} & \boldsymbol{H}_{Bq}\\ \hline \boldsymbol{0}\ \ \boldsymbol{0}\ \ 1 & \boldsymbol{0}_{1\times3} & \boldsymbol{0}_{1\times4}\end{bmatrix}$$

$$\boldsymbol{H}_{Bq}=\begin{bmatrix}H_{Bq0} & H_{Bq1} & H_{Bq2} & H_{Bq3}\\ H_{Bq3} & -H_{Bq2} & H_{Bq1} & -H_{Bq0}\\ -H_{Bq2} & -H_{Bq3} & H_{Bq0} & H_{Bq1}\end{bmatrix}$$

$$H_{Bq0}=2(q_0\sin\theta+q_3\cos\theta)$$
$$H_{Bq1}=2(q_1\sin\theta+q_2\cos\theta)$$
$$H_{Bq2}=2(-q_2\sin\theta+q_1\cos\theta)$$
$$H_{Bq3}=2(-q_3\sin\theta+q_0\cos\theta)$$

为了能够在导航计算机中进行组合导航解算,需要将线性化后的数学模型进一步离散化. 由于篇幅所限,具体的离散化方法可以参见文献[9-10].

2.4 算法流程

按照功能划分,组合导航仪算法可以分为 2 部分:惯性导航模块和组合导航模块. 在每个模块中,均能够实现对姿态(四元数形式)、速度和位移的更新.

由于组合导航仪中 GPS 信息的更新周期是 1 s,远长于其他传感器,因此以 GPS 信息更新时刻作为是否进行组合导航解算的时间判据. 当 GPS 数据更新时刻没有到来时,循环执行惯性导航模块,以惯性导航解算出的姿态、速度和位移作为组合导航仪的输出信息;反之,进入组合导航模块程序,以 GPS、磁强计和高度计的量测值作为卡尔曼滤波器的量测值,对姿态、速度和位移状态变量进行估计,并利用估计结果对惯性导航模块解算的结果进行更新,并对外输出,详见图 2 所示.

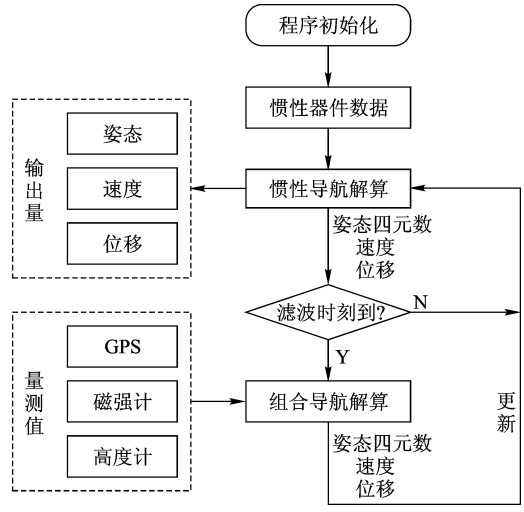

图 2 组合导航仪算法流程图

3 试验与结果分析

3.1 静态试验

为了直观地考核组合导航算法的有效性,将前文所述算法装订到导航仪中,进行静态组合导航试验.

具体实施方法为:将导航仪安装于 3 轴速率转台上,使导航仪坐标系、转台坐标系、地理坐标系三者重合,控制转台的 3 个框架静止于零位,以转台的姿态作为试验的基准姿态. 同时,将导航仪的 GPS 接收机天线牵拉到室外,待 GPS 接收机的定位数据有效后,进行时长约 1 800 s 的静态试验. 试验共进行 3 次,从试验结果来看,3 次试验解算的姿态、速度和位移量保持稳定,无发散趋势.

由于 3 次试验结果相似,表 2 列出了第 2 次试验姿态、速度和位移量误差的数学统计结果. 从表 2 中可以看出,经过 1 800 s 静态试验,3 个姿态角误差均值控制在 0.08°以内,其中航向角误差均值最大,说明航向误差的发散速度大于水平姿态角,这与 INS 姿态角的理论误差发散趋势相符. 在静态试验中,速度误差均值不超过 0.03 m/s,位移误差均值不超过 4 m. 其中,天向速度误差和天向位移误差最小,这是由于滤波器量测值中含有高度计测量的高程数据,使状态变量中的天向位移完全能观测. 并且,通过前期的大量试验,对高度计的量测噪声进行了较为精确的统计分析,从而使组合导航解算的高度精度得到保证,这对提高初级教练机的飞行可靠性是大有裨益的.

表 2　静态试验误差统计

项　目		均值	最大值	均方根
姿态角误差/(°)	航向角	0.078	0.094	0.014
	横滚角	0.007	0.017	0.003
	俯仰角	0.029	0.039	0.004
速度误差/($m \cdot s^{-1}$)	东向速度	0.026	0.044	0.005
	北向速度	0.005	0.018	0.003
	天向速度	0.002	0.016	0.001
位移误差/m	东向位移	2.749	7.080	4.002
	北向位移	3.929	7.760	2.337
	天向位移	0.010	4.998	0.021

此外,通过表 2 中的均方根分析可以看出,9 个物理量的误差均方根均较小,说明滤波器解算结果的误差较为稳定.

3.2　跑车试验

为了验证组合导航仪的动态导航性能,设计并实施了户外跑车试验. 试验中,选用高精度定位定向仪提供航向基准,选用光纤捷联航姿基准仪提供水平姿态、速度和位置基准. 所有试验设备安装固定于车的安装基座上,如图 3 所示.



图 3　跑车试验系统

在尽量保持匀速的条件下,进行了约 1 300 s 的跑车试验. 为便于试验后进行导航性能分析,对试验期间组合导航仪中各传感器和各个基准导航设备的输出信息进行实时记录. 根据 GPS 的定位信息,得到了如图 4 所示的跑车轨迹.

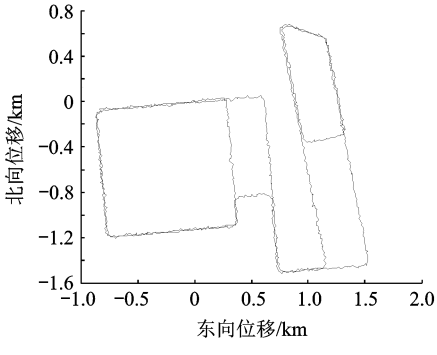

图 4　跑车试验航迹

试验结束后,对试验数据进行了提取和分析. 图 5 ~ 图 7 为试验过程中,姿态、速度和位移的误差曲线. 由图可知,3 组物理量的误差均未出现发散现象. 在姿态和速度误差曲线中,出现了一些毛刺,分析其原因,主要有两点:①在数据记录过程中,组合导航仪与各基准设备的记录时间点无法达到精确同步,存在时间差;②曲线中的毛刺均出现在车机动转弯过程中,此时车自身的姿态变化相对较大,而组合导航仪与各基准设备对该运动状态的动态响应不可能保证完全一致.

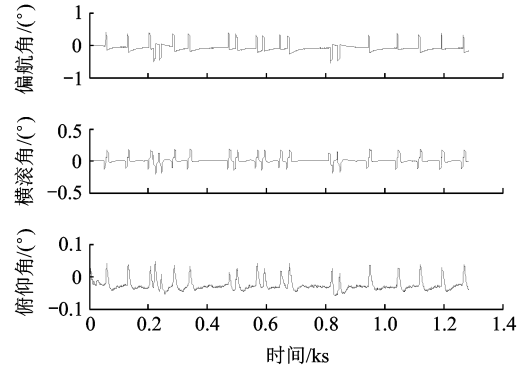

图 5　姿态角误差

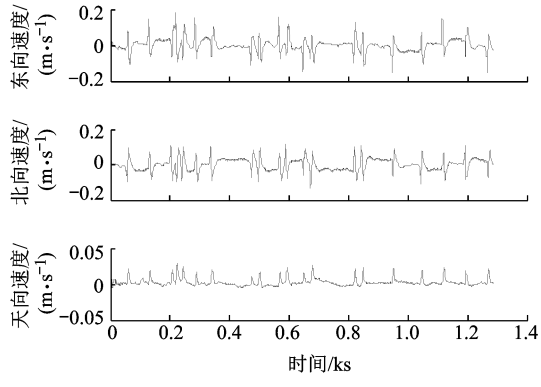

图 6　速度误差

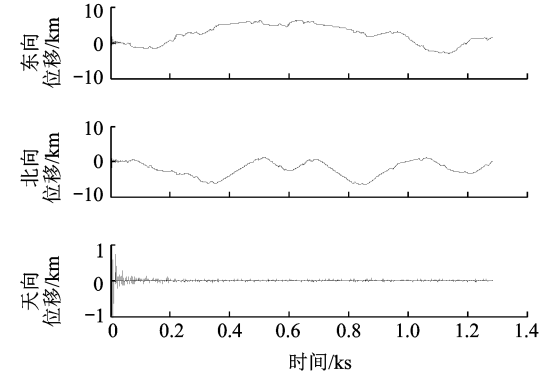

图 7　位移误差

为不失客观性,将毛刺数据考虑在内,对试验数据进行定量的统计分析,得到了如表 3 所示的动态导航精度信息. 对比表 2 的静态试验结果,可以得到以下结论:

1）姿态误差均值较静态试验明显增大,航向误差均值增大了近 1 倍. 此外,表 2 中误差最大值项在动态试验中急剧增大,且多出现在试验机动

转弯过程中,从而间接导致了误差均值的增大.

2) 速度误差和位移误差的统计结果与静态试验处在同一数量级.

总体来看,该组合导航算法能够使姿态、速度和位移误差维持在较低的范围内,精度可以满足初级教练机的使用需要.

表 3 动态试验误差统计

项目		均值	最大值	均方根
姿态角误差/(°)	航向角	0.115	0.542	0.083
	横滚角	0.032	0.210	0.051
	俯仰角	0.028	0.055	0.010
速度误差/($m \cdot s^{-1}$)	东向速度	0.024	0.188	0.025
	北向速度	0.027	0.144	0.020
	天向速度	0.004	0.029	0.005
位移误差/m	东向位移	2.588	5.523	3.892
	北向位移	3.939	7.346	2.633
	天向位移	0.008	4.684	0.016

4 结束语

结合初级教练机的实际使用需求,设计了基于 MEMS 惯性器件、GPS、磁强计和高度计的低成本组合导航仪,并有针对性的提出了一种基于运动学非线性模型的组合导航算法. 通过静态试验和动态跑车试验,表明在 GPS 低数据更新率的条件下,该组合导航算法能够有效抑制姿态、速度和位置信息的发散,导航精度能够满足初级教练机的使用需要.

参考文献 (References)

[1] 宫经宽. 航空机载惯性导航系统[M]. 北京:航空工业出版社,2010:11-17

[2] 王玲玲,富立,陈三. 基于低成本 IMU 的捷联航姿系统软件设计与实现[J]. 中国惯性技术学报,2009,17(4):379-380
Wang Lingling, Fu Li, Chen San. Design and implement of AHRS based on low-cost IMU [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2009, 17(4): 379-380 (in Chinese)

[3] Zhang Tao, Xu Xiaosu. A new method of seamless land navigation for GPS/INS integrated system [J]. Measurement, 2012, 45: 691-701

[4] Noureldin A, El-shafie A, Bayoumi M. GPS/INS integration utilizing dynamic neural networks for vehicular navigation [J]. Information Fusion, 2011, 12: 48-57

[5] Lou Lu, Xu Xin. An approach to improving attitude estimation using sensor fusion for robot navigation [J]. Procedia Engineering 2011, 15: 5601-5605

[6] Doostdar P, Keighobadi J. Design and implementation of SMO for a nonlinear MIMO AHRS [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2012, 32: 94-115

[7] Bijker J, Steyn W. Kalman filter configurations for a low-cost loosely integrated inertial navigation system on an airship [J]. Control Engineering Practice, 2008, 16: 1509-1518

[8] Grewal M S, Andrews A P. Kalman fitering theory and practice using MATLAB [M]. 3rd ed. Hoboken: John Wiley and Sons Inc, 2008: 293-296

[9] Rogers R M. Applied mathematics in integrated navigation systems [M]. 3rd ed. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2007: 149-152

[10] 付梦印,邓志红,闫莉萍. Kalman 滤波理论及其在导航系统中的应用[M]. 2 版. 北京:科学出版社,2010:161-165
Fu Mengyin, Deng Zhihong, Yan Liping. Kalman filtering theory and its application in navigation system [M]. 2nd ed. Beijing: Science Press, 2010: 161-165 (in Chinese)

(编 辑:赵海容)

(上接第 1262 页)

[3] Cristianini N, Shawe-Taylor J, Lodhi H. Latent semantic kernels [J]. Journal of Intelligent Information Systems, 2002, 18(2/3): 127-152

[4] Mao K Z. Orthogonal forward selection and backward elimination algorithms for feature subset selection[J]. IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics, Part B: Cybernetics, 2004, 34(1): 629-634

[5] He Yunhui. Modified generalized discriminant analysis using kernel Gram-Schmidt orthogonalization in difference space for face recognition[C]//Proceedings-2009 2nd International Workshop on Knowledge Discovery and Data Mining, WKKD 2009. Piscataway, NJ: IEEE Computer Society, 2009: 36-39

[6] Su Chaoton, Hsiao Yuhsiang. Multiclass MTS for simultaneous feature selection and classification[C]//IEEE Transactions on Knowledge and Data Engineering. Piscataway, NJ: IEEE Computer Society, 2009: 192-205

[7] Bian Yiwen. A Gram-Schmidt process based approach for improving DEA discrimination in the presence of large dimensionality of data set[J]. Expert Systems with Applications: An International Journal, 2012, 39(3): 3793-3799

[8] 王惠文,陈梅玲,Gilbert Saporta. Gram-Schmidt 回归及在刀具磨损预报中的应用[J]. 北京航空航天大学学报,2008,34(6):729-733
Wang Huiwen, Chen Meiling, Gilbert Saporta. Gram-Schmidt regression and application in cutting tool abrasion prediction[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(6): 729-733 (in Chinese)

[9] Wang Huiwen, Yi Bin, Ye Ming. Unsupervised dimension reduction method based on Gram-Schmidt process[C]//Proceedings of IASC 2008. Tokyo: Japanese Society of Computational Statistics, 2008: 1659-1667

[10] 王惠文,仪彬,叶明. 基于主基底分析的变量筛选[J]. 北京航空航天大学学报,2008,34(11):1288-1291
Wang Huiwen, Yi Bin, Ye Ming. Variable selection based on principal basis analysis[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(11): 1288-1291 (in Chinese)

(编 辑:文丽芳)