

空投系统航向测量方法研究

王 锐 李岁劳 刘 婷

(西北工业大学自动化学院, 西安 710072)

摘要 航向信息是空投系统运行中一个非常重要的参数, 磁航姿系统能够利用地磁场来测量载体的姿态信息, 体积小、精度高, 但却易受外界磁场的干扰; 而惯性器件恰好具有不受环境磁场影响的特性。将两种传感器组合起来, 共同测量载体的航向信息。经过仿真验证, 外部姿态信息的引入极大地改善了系统的航向误差, 满足空投系统应用需求。

关键词 航向测量 卡尔曼滤波 磁罗盘 MEMS 陀螺

中图法分类号 V249.3; **文献标志码** A

精确空投系统的目标是提供迅速、准确、低成本的空投。精确空投系统的载荷在投放后可以进行控制, 在空中进行远距离机动飞行, 弥补了传统圆形伞空投系统落点精度受空投高度和风场限制、空中飞行距离短等不足^[1]。与普通降落伞相比, 翼伞具有可控性, 良好的抗风性, 可实现“雀降”等优点, 非常适合于精确空投系统。

翼伞导航控制系统的设计是最终实现精确自主归航的关键。早期, 翼伞的导航系统采用地面基站遥测、遥控, 这种方式易受到外界干扰, 而且设置信标机也不利于隐蔽^[2]。而惯性导航系统能够不依靠外界条件, 自主提供姿态、速度、位置信息, 同时具有很好的抗干扰能力和隐蔽性, 满足空投系统的自主归航的要求, 但其最主要的缺点是误差随时间累计, 难以长时间独立工作。MEMS-IMU 具有体积小、成本低、重量轻、可靠性高等优点; GPS 具有全球连续覆盖、精度高、全天候特点, 通常采用 MEMS-INS/GPS 组合方式, 充分发挥各自的优势, 提高导航精度。

本文在分析翼伞归航轨迹的运动学特性的基础上, 提出 MEMS_IMU/GPS/磁罗盘组合的翼伞姿态算法, 以改善翼伞归航中滑翔段对 MEMS-IMU 航向角的估计精度。

1 翼伞归航轨迹分析

分阶段归航是翼伞归航技术的主流。可以详

细划分为六个阶段: 开伞、径向飞行、降低高度、调整飞行方向、逆风减速以及雀降^[3]。图 1 所示为翼伞经典的分阶段归航方式, 开伞段 AB: 翼伞出仓后的自由落体和主伞开启后改变航向; 径向飞行段 BC: 翼伞基本采取接近直线段的飞行, 即不断的滑翔接近目标点; 降低高度段 CE: 多采用盘旋削高; 调整飞行方向段 EF: 使翼伞变为逆风飞行; 着陆段 FG, 其中包括滑翔和雀降。

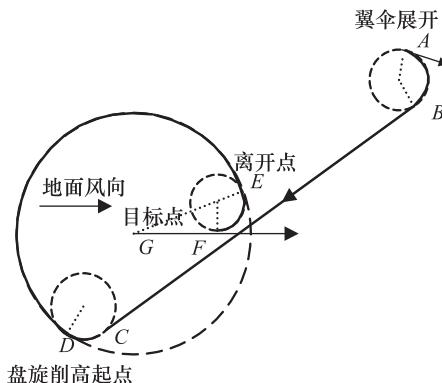


图 1 翼伞分阶段归航

由相关文献可知: 从速度误差和位置误差的近似解中看出, 方位陀螺漂移在速度误差量测值和位置误差量测值中的信息非常小, 它的估计效果一般不会很好^[4]。在翼伞归航的径向飞行段 BC, 翼伞处于滑翔状态, 会导致方位陀螺的估计效果不佳, 尤其是低精度的 MEMS-INS, 其常值漂移和随机漂移的均方差均高达几十度/小时。针对这一问题, 本文在 MEMS-INS/GPS 组合的基础上, 增加磁罗盘的姿态信息进行融合, 以提高航向估计精度。

2 MEMS-IMU/GPS/磁罗盘组合导航系统

组合导航系统以 MEMS-INS 为主系统,利用卡尔曼滤波器将 GPS、磁罗盘和 MEMS-INS 进行融合,既可利用 GPS 和磁罗盘抑制低精度的 MEMS-INS 的长期漂移,又可发挥 MEMS-INS 的短时精度。

2.1 组合导航系统结构

MEMS-INS/GPS/磁罗盘组合导航系统的仿真结构如图 2 所示。主要包括轨迹产生模块、惯性器件模块、GPS 模块、磁罗盘模块、导航计算模块、滤波模块等。

轨迹发生器用来产生一个预先设计规划好的翼伞运动轨迹,以此来模拟真实的翼伞的归航运动轨迹;惯性器件模块用来模拟惯导单元,实现对载体运动信息的获取;GPS 用来模拟真实的 GPS 单元,实现对载体运动信息的获取;导航计算利用惯导单元给出的数据进行捷联解算,计算出载体的定位信息;滤波器实现组合系统的卡尔曼滤波,估计出精确的误差值,提供给导航计算机,使得定位的精度提高。

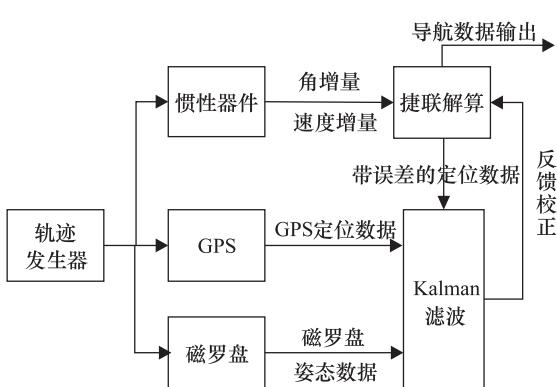


图 2 组合导航系统仿真结构图

2.2 组合系统卡尔曼滤波器模型

对于翼伞这种低动态的飞行器,机动性不高,故可采用 INS/GPS 松散组合中的位置、速度组合模式;由于翼伞的横滚运动范围小,可取磁罗盘的航向角和俯仰角与 INS 进行姿态组合。用惯导系统和 GPS 输出的位置和速度信息的差值,惯导系统和磁罗盘输出的航向角和俯仰角信息的差值作为量测信息,经卡尔曼滤波,估计惯导系统的误差,然后对惯导系统进行反馈校正。

取地理坐标系为导航坐标系,采用位置、速度、

姿态的全组合方式,建立 INS/GPS/磁罗盘组合导航系统的状态方程和量测方程。

2.2.1 状态方程

$$X_k = \Phi_{k,k-1} X_{k-1} + G_k W_{k-1} \quad (1)$$

式(1)中 $X_k = [\varphi \quad \delta v^n \quad \delta p \quad \delta K_G \quad \varepsilon^b \quad \delta K_A \quad \nabla^b \quad \delta v_S^n \quad \delta p_S]$ 。其中 φ 、 δv^n 、 δp 分别表示姿态角误差、惯导速度误差、惯导位置误差; δK_G 为陀螺刻度系数误差; ε^b 为陀螺漂移误差,看作马尔可夫过程; δK_A 为加计刻度系数误差; ∇^b 为加计零偏,视为随机常值; δv_S^n 、 δp_S 分别为 GPS 速度、位置误差,均视为马尔可夫过程。

2.2.2 量测方程

在低成本的惯性组合导航系统中往往利用磁罗盘来提供姿态信息。尽管磁罗盘受外界的影响大,精度不易提高,但由于结构简单,仪表本身的可靠性高,成本低,所以经常被使用。磁罗盘必须经过严格的磁差补偿和罗差补偿。经过补偿的磁方位误差可以近似用白噪声来描述^[5]。在位置、速度组合的基础上,引入磁罗盘的俯仰角和航向角作为外部观测量,建立量测方程。

$$Z_k = H_k X_k + V_k \quad (2)$$

位置/速度的量测方程与位置/速度组合方式相同,主要阐述增加的姿态量测方程^[6]。

定义 θ, γ, ψ 为载体姿态角的真值,则磁罗盘的实际姿态角输出表示为:

$$\begin{cases} \theta_c = \theta - v_\theta \\ \gamma_c = \gamma - v_\gamma \\ \psi_c = \psi - v_\psi \end{cases} \quad (3)$$

式(3)中,磁罗盘的姿态误差 $V_\varphi = [v_\theta \quad v_\gamma \quad v_\psi]^T$ 用白噪声描述。惯性导航系统的实际姿态输出为

$$\begin{cases} \theta_I = \theta + \delta\theta \\ \gamma_I = \gamma + \delta\gamma \\ \psi_I = \psi + \delta\psi \end{cases} \quad (4)$$

式(4)中, $\delta\theta, \delta\gamma, \delta\psi$ 为惯性导航系统的俯仰、横滚、航向误差角。已知捷联矩阵为:

$$C_b^n = \begin{bmatrix} \cos\gamma\cos\psi + \sin\gamma\sin\psi\sin\theta & \sin\psi\cos\theta \\ -\cos\gamma\sin\psi + \sin\gamma\cos\psi\sin\theta & \cos\psi\cos\theta \\ -\sin\gamma\cos\theta & \sin\theta \\ \sin\gamma\cos\psi - \cos\gamma\sin\psi\sin\theta & \sin\psi\cos\theta \\ -\sin\gamma\sin\psi - \cos\gamma\cos\psi\sin\theta & \cos\psi\cos\theta \\ \cos\gamma\cos\theta & \end{bmatrix} \quad (5)$$

式(5)中, n 代表导航坐标系, b 代表机体坐标系。

在捷联惯导系统中导航坐标系(n 系)与计算坐标系(p 系)之间存在误差角, 称为平台失准角, 其表达式为

$$\varphi = [\varphi_E \quad \varphi_N \quad \varphi_U]^T。$$

导航系 n 到计算系 p 的坐标变换矩阵为:

$$C_n^p = \begin{bmatrix} 1 & \varphi_U & -\varphi_N \\ -\varphi_U & 1 & \varphi_E \\ \varphi_N & -\varphi_E & 1 \end{bmatrix} \quad (6)$$

由坐标变换理论可知:

$$C_b^n = C_n^p C_b^p \quad (7)$$

含有姿态误差的实际平台坐标系 p 到机体坐标系 b 的转换关系矩阵为:

$$C_b^p = \begin{bmatrix} \cos\gamma_I \cos\psi_I + \sin\gamma_I \sin\psi_I \sin\theta_I & \sin\psi_I \cos\theta_I \\ -\cos\gamma_I \sin\psi_I + \sin\gamma_I \cos\psi_I \sin\theta_I & \cos\psi_I \cos\theta_I \\ -\sin\gamma_I \cos\theta_I & \sin\theta_I \\ \sin\gamma_I \cos\psi_I - \cos\gamma_I \sin\psi_I \sin\theta_I \\ -\sin\gamma_I \sin\psi_I - \cos\gamma_I \cos\psi_I \cos\theta_I \\ \cos\gamma_I \cos\theta_I \end{bmatrix} \quad (8)$$

联立方程式(5)—式(8), 只考虑俯仰角 θ 和航向角 ψ 可得:

$$\begin{bmatrix} \delta\theta \\ \delta\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \theta_I - \theta \\ \psi_I - \psi \end{bmatrix} = \frac{1}{\cos\theta} \begin{bmatrix} -\cos\psi \cos\theta & \sin\psi \cos\theta & 0 \\ -\sin\psi \sin\theta & -\cos\psi \sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \varphi_E \\ \varphi_N \\ \varphi_U \end{bmatrix} = H_\varphi \begin{bmatrix} \varphi_E \\ \varphi_N \\ \varphi_U \end{bmatrix}$$

则姿态量测方程为:

$$Z_\varphi = \begin{bmatrix} \theta_I - \theta_C \\ \psi_I - \psi_C \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta\theta + v_\theta \\ \delta\psi + v_\psi \end{bmatrix} = H_\varphi \begin{bmatrix} \varphi_E \\ \varphi_N \\ \varphi_U \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_\theta \\ v_\psi \end{bmatrix} \quad (9)$$

已知原位置/速度组合系统量测方程为:

$$Z_1 = \begin{bmatrix} Z_v \\ Z_p \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_v \\ H_p \end{bmatrix} X + \begin{bmatrix} V_v \\ V_p \end{bmatrix}.$$

其中:

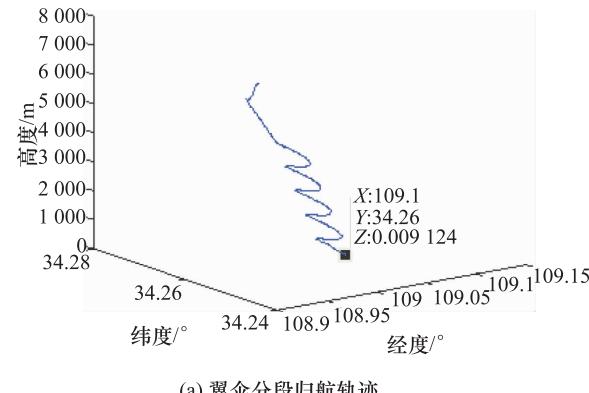
$$H_v = [0_{3 \times 3} : \text{diag}[1 \ 1 \ 1] : 0_{3 \times 15} : -\text{diag}[1 \ 1 \ 1] : 0_{3 \times 3}] ;$$

$$H_p = [0_{3 \times 6} : \text{diag}[1 \ 1 \ 1] : 0_{3 \times 15} : -\text{diag}[1 \ 1 \ 1]] .$$

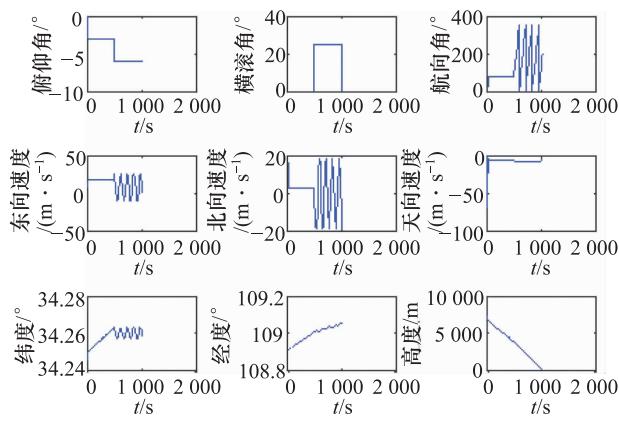
则位置/速度/姿态组合系统量测方程:

$$Z = \begin{bmatrix} Z_1 \\ Z_\varphi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_v \\ H_p \\ H_\varphi & 0_{3 \times 24} \end{bmatrix} X + \begin{bmatrix} V_v \\ V_p \\ V_\varphi \end{bmatrix} \quad (10)$$

量测噪声 $\xi = \begin{bmatrix} V_v \\ V_p \\ V_\varphi \end{bmatrix}$ 是零均值的白噪声。



(a) 翼伞分段归航轨迹



(b) 翼伞归航运动参数

图 3 翼伞分段归航轨迹

3 仿真及分析

3.1 轨迹及仿真参数设置

仿真时间 1 300 s, 初始高度 7 405.6 m; 初始姿态角俯仰 0 度、横滚 0 度、航向 30 度; 载体初始仅有水平方向速度为 18.6 m/s。按照图 1 经典归航轨迹设置轨迹参数, 归航过程包括自由落体、滑翔、转弯、盘旋下降、减速等运动状态。图 3(a)和 3(b)所示为设计的翼伞分段归航轨迹及其归航运动参数。

设惯性导航系统的陀螺随机漂移均方差为 50°/h, 一阶马尔可夫噪声驱动白噪声均方差为 10°/h, 相

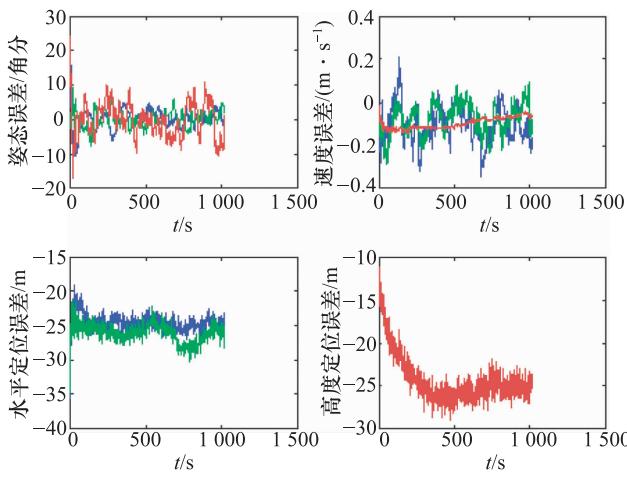


图 4 位置/速度组合系统误差曲线

关时间为 600 s; 加计常值零偏为 $100 \mu\text{g}$; GPS 速度一阶马尔可夫噪声驱动白噪声方差为 0.1 m/s , 相关时间为 5 s; GPS 水平位置一阶马尔可夫噪声驱动白噪声方差为 20 m , 高度位置一阶马尔可夫噪声驱动白噪声方差为 20 m , 相关时间均为 10 s。

假设导航信息的初始误差为: 水平姿态误差 $0.7'$, 方位误差 $20'$, 水平位置误差 90 m , 垂直位置误差 10 m , 速度误差 0.1 m/s 。

3.2 组合系统仿真及结果分析

为了评估姿态观测量的引入对航向角估计误差的影响, 在图 3 所示归航轨迹的基础上, 分别对 INS/GPS 和 INS/GPS/磁罗盘组合系统进行仿真。

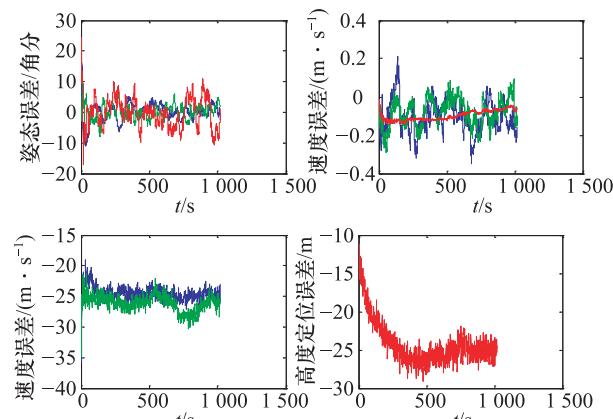


图 5 位置/速度/姿态组合系统误差曲线
(蓝色代表 X 轴, 绿色代表 Y 轴, 红色代表 Z 轴)

INS/GPS 组合系统仿真结果如图 4 所示: 在仿真的前 500 s 翼伞处于滑翔段, 考虑无风的情况下

时忽略随着高度的降低, 大气密度不断增大, 造成的系统垂直方向稳定运动速度缓慢减小, 将滑翔段视为匀速直线运动。当载体无机动运动时无法激励出天向陀螺的漂移使得航向角的估计精度很差, 呈现如图 4 所示的发散, 航向角误差高达 400 个角分。由图可知在盘旋削高段, 由于翼伞不断的转弯运动能够将航向误差减小到 40 个角分以内; 速度误差在 0.2 m/s ; 水平定位误差 25 m ; 垂直定位误差 30 m 。

INS/GPS/磁罗盘组合系统仿真结果如图 5 所示。与位置/速度组合方式相比, 由于滤波器中融入了外部磁罗盘的姿态信息, 惯性导航平台误差角的可观性增强, 尤其是天向平台误差角的可观性明显增强。即使在归航的滑翔段, 翼伞无明显机动运动的情况下, 航向角误差也能约束在 10 个角分以内。

4 结论

对于空投系统来说, 翼伞归航段的滑翔运动是无法避免的, 该段的运动性质决定了对航向角的估计效果差。为了提高该段航向估计精度, 必须引入其余系统的姿态信息。利用磁罗盘提供的姿态信息, 采取位置/速度/姿态全组合可以有效的保障翼伞系统整个归航段的航向精度, 对实际工程应用具有较大的参考价值。

参 考 文 献

- 宋旭民, 程文科, 彭 勇, 等. 先进的精确空投系统. 航天返回与遥感, 2004;25(1):6—10
- 李 哲, 顾正铭. 可控翼伞导航控制系统的设计. 航天返回与遥感, 2000;21(2):1—7
- 丰茂龙. 翼伞分阶段归航过程的初步研究. 中国科技论文在线: <http://www.paper.edu.cn/index.php/default/releasenpaper/content/200803-814>
- 秦永元, 张洪锐, 汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理. 西安: 西北工业大学出版社, 2004
- 栗瑞江. 低成本 SINS/GPS 组合导航系统研究. 西安: 西北工业大学, 2001
- 祝燕华, 蔡体菁, 杨卓鹏. MEMS-IMU/GPS 组合导航系统的实现. 中国惯性技术学报, 2009;17(15):552—561

The Research of Heading Measure Method for Airdrop System

WANG Rui, LI Sui-lao, LIU Ting

(School of Automation NWPU, Xi'an 710072, P. R. China)

[Abstract] Heading information is a very important parameter during the precision airdrop system. Magnetic attitude system uses geomagnetic field to measure the attitude information of the vehicle. It has some merits such as small size, high precision and stable performance. However, it also has the inherent characteristic of sensitive to the external interferences, while the rate gyroscope of inertial device does not have such shortcoming. Thus the two types of these sensors can be combined to measures the heading information. Simulation results prove that the heading error can be improved greatly as the introduction of external attitude information, which meets the precision airdrop system.

[Key words] heading measure Kalman filter magnetic compass gyroscope of MEMS

(上接第 842 页)

Research on Torsional Vibration of Crankshaft System of Reciprocating Aeroengine

WU Jiang

(Aircraft Repair & Overhaul Plant, Civil Aviation Flight University of China, Guanghan 618307, P. R. China)

[Abstract] The subject of this study is Lycomig -IO-360 reciprocating aeroengine, the torsional vibration calculation model of crankshaft system is established, calculated the torsional vibration characteristics. The torsional vibration response of crankshaft system are analyzed base on two work conditions, which are different rotation speeds with equal inlet pressure and propeller pitching. The research results show that the higher rotation speed with equal inlet pressure, the stronger torsional vibration of crankshaft system, high rotation speed with low inlet pressure will significantly enhance the torsional vibration. Propeller pitching with equal rotation speed will change the torsional vibration of crankshaft system, the larger pitch, the stronger torsional vibration.

[Key words] reciprocating aeroengine crankshaft system trosional vibration characteristic calculation response analysis