

飞机 SINS/多普勒/气压高度表组合导航性能分析

白宏阳¹, 陈 帅¹, 薛晓中¹, 郑 玲²

(1. 南京理工大学 瞬态物理国家重点实验室, 江苏 南京 210094;

2. 中国电子科技集团公司 第二十八研究所, 江苏 南京 210094)

摘 要: 为了满足飞机完全自主导航的需求, 提出了一种低成本的光纤捷联惯导/多普勒雷达/气压高度表组合导航系统方案, 探讨了该方案的数字仿真原理。通过对比飞机拐弯时机动飞行与直线飞行 2 种情况下的数字仿真和实际的跑车试验结果, 得出了影响该组合导航系统精度的主要因素。理论分析和试验表明: 该方案提高了捷联惯导的导航精度, 明显抑制了惯导位置误差随时间积累而增大的趋势。

关键词: 多普勒雷达; 自主导航; 卡尔曼滤波; 组合导航; 气压高度表

中图分类号: O 666.1 **文章编号:** 1005-9830(2009)05-0581-05

Analysis of SINS/Doppler/Baro-altimeter Integrated Navigation Performance in Airplanes

BAI Hong-yang¹, CHEN Shuai¹, XUE Xiao-zhong¹, ZHENG Ling²

(1. National Key Laboratory of Transient Physics, NUST, Nanjing 210094, China;

2. No. 28 Research Institute, China Electronics Technology Group Corporation, Nanjing 210094, China)

Abstract: In order to meet the requirements of autonomous navigation for aircrafts, a low-cost FOG-SINS/Doppler/Baro-altimeter integrated navigation system is designed and the digital simulation theory is introduced in detail. By comparing the digital simulation and running test results of aircrafts on bend flight line with straight flight line, the main factors that influence the navigation system are gained. Theoretical analysis and tests indicate that the designed navigation system can enhance the precision of SINS and highly restrain the current of the position error from divergence as the time accumulates.

Key words: Doppler radars; autonomous navigation; Kalman filter; integrated navigation; baro-altimeters

目前飞机使用的惯导多为激光捷联惯导, 激光惯导体积较大且价格昂贵, 而光纤捷联惯导具有结构结单、性能稳定、动态范围宽、反应速度快、

可靠性高以及成本低、体积小等优点^[1], 所以, 近年来光纤捷联惯导在海陆空等领域的应用受到广泛关注。

收稿日期: 2008-04-14 修回日期: 2008-07-12

作者简介: 白宏阳(1985-), 男, 博士生, 主要研究方向: 飞行器组合导航, 多信息源融合, E-mail: xiaobai.njust.edu@163.com; 通讯作者: 薛晓中(1945-), 男, 教授, 主要研究方向: 弹箭精确化控制、导航与制导, E-mail: njust.xuexiaozhong@yahoo.com.cn。

捷联惯导系统虽然具有完全自主性和输出多种较高精度导航参数(位置、速度、航向和姿态等)的特点,但其导航误差(尤其是位置误差)随时间积累^[2],因此,在长航时的飞机上不能做为单一的导航系统。

多普勒雷达自主性好,反应快,抗干扰性好,测速精度高,是直升机和机动性较小的运输机、轰炸机、侦察机的重要导航信息传感器。目前常见的多普勒雷达导航采用航位推算方法确定机体的位置,定位精度较低。

为了解决上述2种导航方法的局限性,可采用多普勒雷达、气压高度表同捷联惯导的组合方法,用多普勒雷达长时间平均测量精度较高的速度信息和气压高度表的高度信息,对捷联惯导进行阻尼,同时利用捷联惯导短时高精度的姿态信息,实现多普勒雷达在导航系下的速度更新,进而提高整个系统的导航精度^[3]。组合导航系统的构成如图1所示。

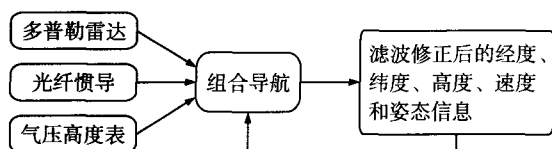


图1 组合导航系统结构

1 SINS/多普勒/气压高度表组合导航系统模型

以光纤捷联惯导(SINS)与多普勒雷达、气压高度表构成的速度和高度量测量作为观测量,即为速度、高度组合模式,构建SINS/多普勒/气压高度表组合导航系统。采用集中卡尔曼滤波器完成导航参数误差的估计。卡尔曼滤波器的状态方程和观测方程如下^[4]。

1.1 状态方程

选取系统的状态向量为(共18个):

$$\mathbf{X} = [\phi_e \quad \phi_n \quad \phi_u \quad \delta v_e \quad \delta v_n \quad \delta v_u \quad \delta L \quad \delta \lambda \quad \delta h \quad \varepsilon_{rx} \quad \varepsilon_{ry} \quad \varepsilon_{rz} \quad \nabla_{ax} \quad \nabla_{ay} \quad \nabla_{az} \quad \varepsilon_x \quad \varepsilon_y \quad \varepsilon_z]$$

式中 $\phi_e, \phi_n, \phi_u, \delta v_e, \delta v_n, \delta v_u, \delta L, \delta \lambda, \delta h$ 分别为惯导系统的三维平台误差角、三维速度误差和三维位置误差。通过卡尔曼滤波获得9个量的估计值,用来直接或间接修正惯导系统的输出,提高导航的精度。 $\varepsilon_{rx}, \varepsilon_{ry}, \varepsilon_{rz}, \nabla_{ax}, \nabla_{ay}, \nabla_{az}$ 分别为陀螺的一阶马尔可夫漂移、常值漂移和加速度计等的

效偏置,因此系统的状态方程为:

$$\dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{F}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{G}(t)\mathbf{W}(t) \quad (1)$$

式中, $\mathbf{F}(t)$ 为组合导航系统的动态矩阵, $\mathbf{W}(t)$ 为系统的激励噪声向量, $\mathbf{G}(t)$ 为噪声增益矩阵,限于篇幅,式(1)中各分量的具体表达式可参见文献[4]。

1.2 观测方程

四波束多普勒雷达可测得地速在机体坐标系内的分量,要使其输出的速度与惯导的输出速度形成观测量,必须将多普勒雷达的输出速度变换到导航坐标系中(此处导航坐标系取为东北天地理坐标系)。假设变换中所用的从机体系到导航系的姿态矩阵 \mathbf{C}_b^n 由惯导提供^[4],则

$$\mathbf{V}_n = \mathbf{C}_b^n \mathbf{V}_b \quad (2)$$

$$\mathbf{V}_n = \begin{bmatrix} v_{EDVS} \\ v_{NDVS} \\ v_{UDVS} \end{bmatrix} \quad \mathbf{V}_b = \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix}$$

式中 $\mathbf{V}_{EDVS}, \mathbf{V}_{NDVS}, \mathbf{V}_{UDVS}$ 分别为多普勒雷达所测机体速度在导航坐标系下的东向速度、北向速度和天向速度分量。

由多普勒雷达和惯导形成的量测量为

$$\mathbf{Z}_{DVS} = \begin{bmatrix} Z_{DVS1} \\ Z_{DVS2} \\ Z_{DVS3} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_{EINS} - v_{EDVS} \\ v_{NINS} - v_{NDVS} \\ v_{UINS} - v_{UDVS} \end{bmatrix}$$

即

$$\mathbf{Z}_{DVS} = \mathbf{H}_V \mathbf{X}_{INS} + \mathbf{V}_{DVS} \quad (3)$$

式中: $\mathbf{H}_V = [0_{3 \times 3} \quad \mathbf{I}_{3 \times 3} \quad 0_{3 \times 12}]^T$, \mathbf{V}_{DVS} 为速度量测噪声阵。由气压高度表和惯导形成的量测量为

$$\mathbf{Z}_H = [h_{INS} - h_H] = \mathbf{H}_H \mathbf{X}_{INS} + \mathbf{V}_H$$

式中: $\mathbf{H}_H = [0_{1 \times 8} \quad \mathbf{I}_{1 \times 1} \quad 0_{1 \times 9}]^T$, \mathbf{V}_H 为高度量测噪声阵。所以系统总的量测方程为

$$\mathbf{Z}_{DH} = \mathbf{H}_{IH} \mathbf{X}_{INS} + \mathbf{V}_{DH} \quad (4)$$

式中 $\mathbf{Z}_{DH} = [\mathbf{Z}_{DVS} \quad \mathbf{Z}_H]^T$, $\mathbf{H}_{IH} = [\mathbf{H}_V \quad \mathbf{H}_H]^T$, $\mathbf{V}_{DH} = [\mathbf{V}_{DVS} \quad \mathbf{V}_H]^T$ 。

2 数字仿真及结果分析

2.1 组合导航数据流图

组合导航系统的主要模块由惯性元件仿真器、多普勒仿真器、捷联惯导算法仿真器、卡尔曼滤波器、试验分析5个子模块组成,如图2所示。

飞行轨迹仿真器类的设计方法是,根据实际情况将各种典型的机动动作(包括平飞、加减速、爬升、俯冲、左右拐弯等过程)做成单个的模块,

然后再根据需要进行性能测试将各个机动动作自由组合成一条飞行轨迹进行仿真测试。在设计过程中,先确定一组初始条件,再根据飞机机动动作计算出飞行的实时加速度、速度、位置、姿态角速率以及姿态角和航向角等飞行参数,然后确定各飞行段。其仿真输出框图如图 3 所示。

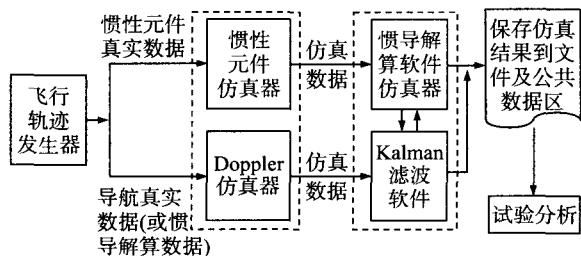


图 2 组合导航数据流程图

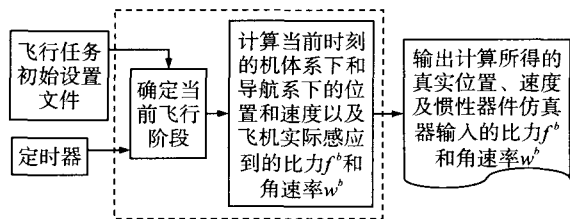


图 3 飞行轨迹仿真器原理框图

惯性元件仿真器类是根据飞行轨迹仿真器输出的真实比力和角速率,根据 IMU 误差模型^[5]并加入相应的噪声信息得到仿真输出的比力和角速率信息。IMU 仿真的总体模型如图 4 所示。多普勒仿真器类主要是根据多普勒雷达的测速原理建立多普勒雷达沿机体的测速模型,并在其模块中建立气压高度表测高模型以输出高度信息。

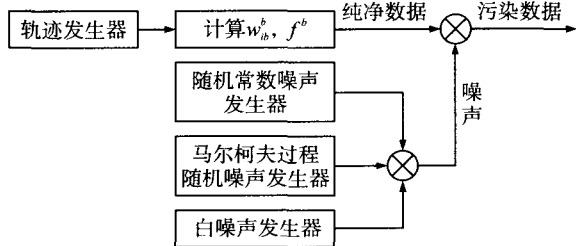


图 4 IMU 仿真的总体模型图

2.2 仿真参数

仿真中陀螺等效漂移取为 $0.3^{\circ}/h(1\sigma)$,加速度计等效偏置量取 0.1 mg ,气压高度表均方差取 100 m ,三轴向速度白噪声均方差按三轴向最大速度误差求得,分别取 $0.277\text{ 8}, 0.694\text{ 5}, 0.291\text{ 7 m/s}$ 。表 1 给出了组合导航系统的滤波初值。

表 1 滤波初值

误差状态	均方差
速度/ $(\text{m}\cdot\text{s}^{-1})$	0.5
经纬度/ $(^{\circ})$	0.36
高度/m	100
方位角/ $(^{\circ})$	0.5
姿态角/ $(^{\circ})$	0.1

2.3 仿真航迹

为了分析该组合导航系统在不同飞行情况下的性能,找出影响该系统性能的主要因素,仿真设计了 2 种航迹:航迹 1 为飞机机动飞行,分加速、爬升、转弯、减速、下降等各阶段;航迹 2 为直线飞行,飞机以 200 km/h 的速度向东匀速连续飞行 3 h 。2 种情况下的仿真航迹如图 5、6 所示。

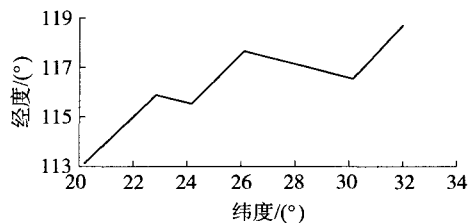


图 5 飞行航迹 1

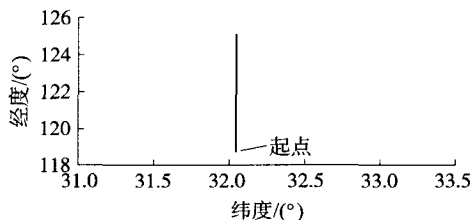


图 6 飞行航迹 2

2.4 计算结果与分析

按上面所述算法及初始条件对 SINS/多普勒/气压高度表组合导航系统进行飞行时间为 3 h 的仿真。受篇幅所限,本文仅列出 2 种飞行航迹下的经度、纬度及高度误差曲线(见图 7、8)。

由图 7、8 的仿真结果可以看出,在航迹 1 的情形下,由于飞机有拐弯及部分机动动作,经过 3 h 仿真后,纬度误差控制在 400 m 以内,经度误差控制在 60 m 以内,高度通道由于加了高度表,其误差也控制在 28 m 以内。在航迹 2 的情形下,飞机以匀速作单向直线飞行,方位陀螺漂移等引起的位置误差不能抵消,因此位置误差较航迹 1 要大些,经 3 h 的仿真飞行后,纬度误差控制在 1 100 m 以内,经度误差在 50 m 以内,高度误差也控制在 52 m 以内,各项结果均符合航空导航要求。由此可以看出,该组合导航系统具有较高的导航精度。

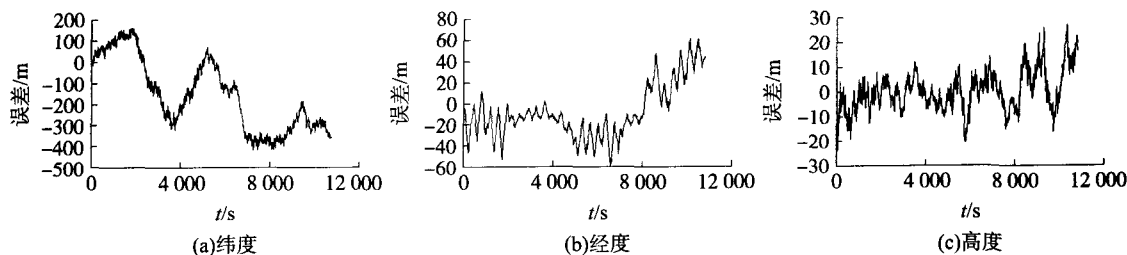


图7 航迹1导航误差曲线

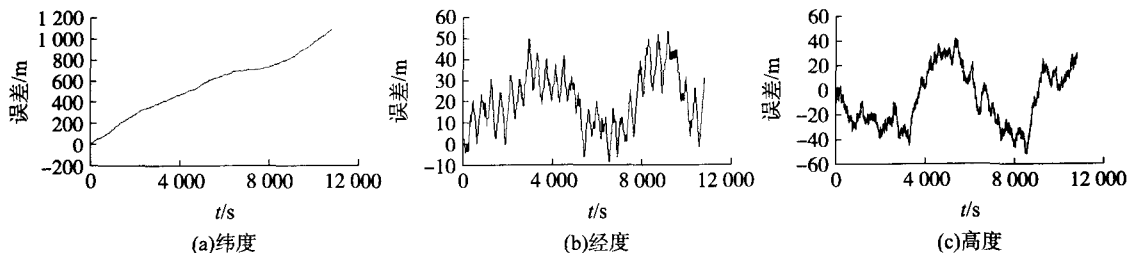


图8 航迹2导航误差曲线

3 跑车试验分析

为了验证本文提出的 SINS/多普勒/气压高度表组合导航方案的可行性和仿真结果的正确性,分析影响雷达和惯导组合精度的因素,采用陀螺常值漂移取为 $0.3^\circ/\text{h}$,加速度计等效偏置量为 0.5 mg 的光纤惯导,结合 GPS 高度信息以模拟气压高度表信息,进行多次跑车试验。分别选择南京新港开发区某闭环路线(图9)和南京收费站到盱眙收费站单向路线(图10)。通过对比发现,跑单向路线比跑闭环路线误差要大很多,经 1 h 的闭环路线跑车后,经纬度误差在 70 m 以内;而单向路线时,以图10跑车路线为例,从南京高速收费站到盱眙站(全程约 100 km),纬度误差最大为 476 m ,经度误差最大为 93 m ,高度误差最大为 10 m 。

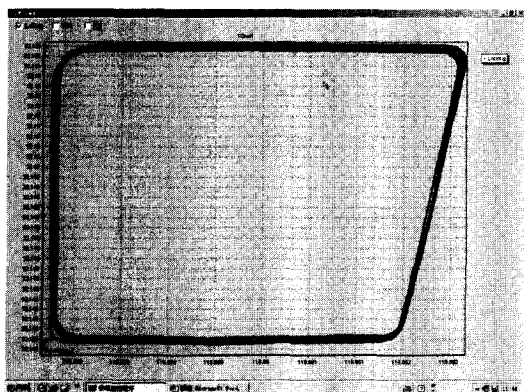


图9 闭环路线跑车试验轨迹

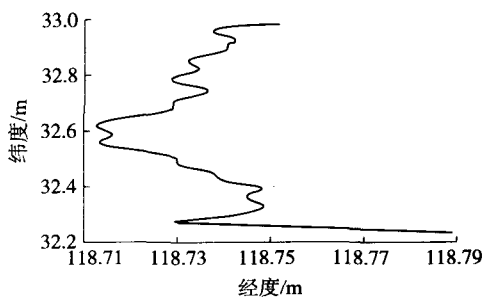


图10 南京-盱眙跑车试验轨迹

通过对比分析上述2种情况下的跑车试验结果,得出影响 SINS/多普勒/气压高度表组合导航系统性能的主要原因:车辆转弯或飞机盘旋时会激励出向心加速度,使得车体或机体的侧向水平比力不为零,而惯导的方位误差角通过该比力与速度量测量建立了耦合关系,即增大了方位误差角的可观性,使得惯导方位误差能够得到较好的估计,从而改善定位误差,即通过增加机体机动动作^[6](如拐弯等)并减少多普勒雷达与惯导间的安装误差、多普勒雷达与机体间的安装误差、初始对准误差以及多普勒雷达的失锁时间(机体处于静止状态)等,均可以在很大程度上提高 SINS/多普勒/气压高度表组合导航系统的精度。

4 结论

本文主要探讨了用多普勒雷达的速度信息和气压高度表的高度信息辅助光纤捷联惯导的可行性,通过数字仿真和多次跑车试验对其性能和主要

影响因素进行了分析。研究结果表明:多普勒雷达和气压高度表与光纤捷联惯导构成的组合导航方案是可行的,速度姿态信息均能达到较高的精度,且有效地抑制了纯惯导位置信息随时间的发散。

由于 SINS/多普勒/气压高度表组合导航系统不需要任何其他外界信息,自主性强,不易受干扰,所以对飞机特别是军用飞机导航具有很高的实用价值。同时,由于双星定位系统可输出较高精度的经纬度信息^[7],捷联惯导/星光组合在较精确地获取载体姿态信息方面具有优越性^[8]。因此,结合这几种导航系统,如何从经纬高、速度、姿态三方面辅助捷联惯导,构成更高精度的完全自主式导航系统,并对其可行性和性能进行分析,将是下一步研究的主要内容。

参考文献:

- [1] Chen Xiyuan. Study on FOG-SINS/GPS integrated attitude determination system using adaptive Kalman filter[A]. International Conference on Intelligent Computing[C]. Kunming: Intelligent Control and Automation, 2006. 417 - 425.
- [2] 周鹏,马歆,陈哲. 陆基巡航导弹四组合制导系统仿真研究[J]. 中国惯性技术,2002,10(4):1 - 8.
- [3] 肖剑,臧和发,陈丽. 组合导航系统及其在直升机上的应用[A]. 第十七届全国直升机年会[C]. 北京:中国航空学会,2001. 518 - 522.
- [4] Ditttrich J S, Johnson E N. Multi-sensor navigation system for an autonomous helicopter[A]. Proceedings of The 21st Digital Avionics Systems Conference[C]. New Jersey: IEEE Press, 2002. 8C1-1-8C1-19.
- [5] Titterton H, Weston J L. Strapdown Inertial Navigation Technology[M]. Herts, UK: The Institution of Electrical Engineers, 2004. 309 - 334.
- [6] Yang Yong, Miao Lingjuan, Shen Jun. Method of improving the navigation accuracy of SINS by continuous rotation[J]. Journal of Beijing Institute of Technology, 2005, 14(1): 45 - 49.
- [7] 林雪元,刘建业,汪叔华. 双星定位/SINS 组合导航系统研究[J]. 中国空间科学技术,2003,23(2):34 - 38.
- [8] 穆荣军,韩鹏鑫,崔乃刚. 星光导航原理及捷联惯导/星光组合导航方法研究[J]. 南京理工大学学报(自然科学版),2007,31(5):585 - 589.