

## 一种导航传感器试飞基准获取方法研究

侯玉宏, 梁葆华

(中国飞行试验研究院, 西安 710089)

**摘要:** 在简要分析导航传感器试飞现状的基础上,提出了利用数据融合算法获取导航传感器数据基准的实现方案,在方案中充分考虑了不同导航传感器的性能特性,提出了基于集中Kalman滤波的试飞导航数据初步融合和在Kalman滤波基础上利用固定区间平滑滤波实现全局信息优化融合的导航传感器基准获取方法,并利用试飞数据对融合算法进行了验证。结果表明:该方法有效利用了不同传感器的特性和事后数据处理的优势,融合输出精度较融合前有明显提高,为导航传感器的试飞评估提供了新的思路和方法。

**关键词:** 飞行试验; 导航传感器基准; 量测融合; 卡尔曼滤波; 固定区间最优平滑滤波

**中图分类号:** V217+.39 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2014)07-0095-03

## A Method for Obtaining Navigation Sensor Flight Testing Benchmark

HOU Yu-hong, LIANG Bao-hua

(Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

**Abstract:** The current situation of navigation sensor flight test was briefly analyzed, a method using data fusion algorithm to obtain navigation sensor benchmark was proposed. In this scheme, the performance characteristics of different types of navigation sensors were taken into full consideration. A preliminary test flight navigation data fusion based on centralized Kalman filter was carried out. On the basis of Kalman filtering, fixed-internal smooth filtering was used to achieve global information optimization. The data fusion algorithms were verified by the flight test data. The result shows that, the method makes full advantage of different types of sensors on their characteristics and post data processing capability, and the precision of fusion output is significantly improved. The method supplies a new idea for navigation sensor flight test evaluation.

**Key words:** flight test; navigation sensor benchmark; fusion of measure; Kalman filter; fixed-interval smooth filtering

### 0 引言

在以往的飞行试验中,一般依靠更高精度的基准传感器对导航传感器精度评估,随着被试设备的输出精度越来越高,基准传感器输出精度已经越来越难以满足试飞需求,很多被试设备的试飞因为没有满足要求的基准设备,无法进行准确的性能考核。数据融合技术可使不同传感器性能互补和冗余,通过性能互补可以扩大传感器探测的时间、空间和频率覆盖范围;

通过性能冗余可以提高目标探测判决置信度,降低模糊性,增加系统的可靠性和容错能力,增强系统的抗干扰能力<sup>[1]</sup>。为解决导航传感器基准难以获取的问题,本文通过信息融合和飞行试验,从实际出发研究一种导航传感器基准获取方法。

### 1 基准获取系统实现方案设计

为充分发挥各导航子系统的优势和特点,信息融合过程中充分考虑了各导航子系统在飞行试验过程中不同飞行阶段、不同飞行状态下输出信息的精度、连续性等特性,在核心信息融合算法前端进行导航试飞信息的预处理、误差特性分析和量测信息预融合,核心融合算法选用集中卡尔曼滤波算法,卡尔曼滤波是一种线性最

收稿日期:2013-06-27

修回日期:2013-09-09

基金项目:“十一五”航空支撑项目(619010803)

作者简介:侯玉宏(1973—),男,陕西韩城人,硕士,高工,研究方向为机载数据融合试飞、飞机综合作战效能试飞、体系作战能力试飞。

小方差估计,其估计准则是估计方差最小,其估计值是观测值的线性函数,并且是无偏估计<sup>[2]</sup>。为进一步提高数据融合精度,采用固定区间平滑滤波算法实现全局数据信息融合。该算法利用了被估计状态以后时刻的量测值来进行估计,通过增加量测值的方法提高状态估计精度<sup>[3]</sup>。基准获取系统原理见图1。

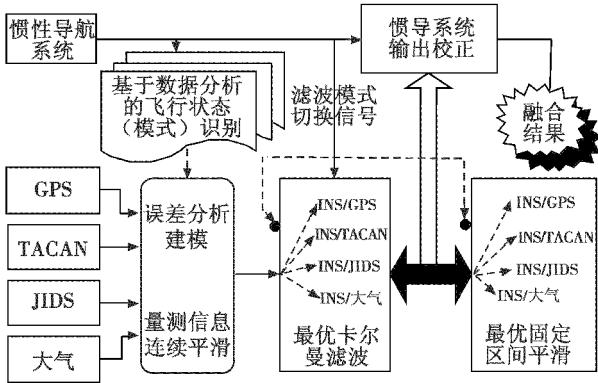


图1 导航传感器基准获取系统核心算法原理  
Fig.1 Core algorithm principle of navigation sensor reference acquisition system

## 2 基准获取系统详细设计

### 2.1 误差特性分析模块

系统误差特性分析主要任务是根据飞行数据对飞行过程中飞机连续滚转、盘旋、倾斜转弯、爬升、加减速等机动状态进行自动识别;针对不同飞行机动状态,分析惯导、GPS、大气、TACAN、JIDS等导航传感器输出信息的可用性与连续性;分析导航传感器中误差随时间变化规律,确定导航误差属于突变误差或缓变误差<sup>[4]</sup>;达到对导航传感器进行有选择的融合处理的目的。

### 2.2 量测融合算法

量测融合算法采用最优选择替代法,即根据飞行状态的识别判断某一时刻GPS、TACAN与JIDS的可用性和可靠性。根据存在冗余信息情况,最大限度地利用各冗余信息,获取相对全面和高精度量测数据,并对导航数据加权融合及野点剔除<sup>[5]</sup>,得到一条平稳性较好的量测融合数据用于最后核心滤波处理。算法流程见图2。

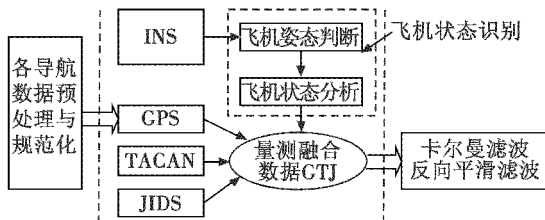


图2 量测融合算法流程图  
Fig.2 Flow chart of measurements fusion algorithm

### 2.3 卡尔曼滤波算法

导航传感器基准获取系统中,集中式卡尔曼滤波

器的状态由基本的惯导系统导航参数误差方程和惯性仪表的误差方程组成<sup>[6]</sup>

$$\dot{X}(t)_{18 \times 1} = A(t)_{18 \times 18} X(t) + G(t)_{18 \times 9} W(t)_{9 \times 1} \quad (1)$$

式(1)为18维卡尔曼滤波器状态方程,由18维状态量构成,包括:9维惯导系统基本导航参数误差,即平台误差角 $\phi_e, \phi_n, \phi_u$ ,东北天方向的速度误差 $\delta v_e, \delta v_n, \delta v_u$ ,纬度、经度、高度位置误差为 $\delta L, \delta \lambda, \delta h$ ;9维惯性仪表的误差状态量,即陀螺随机常值漂移 $\varepsilon_{bx}, \varepsilon_{by}, \varepsilon_{bz}$ 、陀螺随机一阶马尔柯夫过程漂移 $\varepsilon_{rx}, \varepsilon_{ry}, \varepsilon_{rz}$ ,加速度计一阶马尔柯夫过程漂移为 $\Delta_x, \Delta_y, \Delta_z$ 。惯性/GPS位置速度组合的量测方程为

$$Z(t) = \begin{bmatrix} v_{IE} - v_{GE} \\ v_{IN} - v_{GN} \\ v_{IU} - v_{GU} \\ (L_I - L_G) R_M \\ (\lambda_I - \lambda_G) R_N \cos L \\ h_I - h_G \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta v_e + M_e \\ \delta v_n + M_n \\ \delta v_u + M_u \\ R_M \delta L + N_n \\ R_N \cos L \delta \lambda + N_e \\ \delta h + N_h \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_v(t) \\ H_p(t) \end{bmatrix} X(t) + \begin{bmatrix} V_v(t) \\ V_p(t) \end{bmatrix} \quad (2)$$

TACAN系统与惯导的组合是一种位置组合,从算法融合模型上看和GPS与惯导组合的量测方差相似,所不同的是在获取量测信息上,增加了量测信息的解算及误差补偿步骤,惯性/TACAN位置组合的量测方程为

$$Z(t) = \begin{bmatrix} (L_I - L_T) R_M \\ (\lambda_I - \lambda_T) R_N \cos L \\ h_I - h_T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_M \delta L + N_n \\ R_N \cos L \delta \lambda + N_e \\ \delta h + N_h \end{bmatrix} = [H_p(t)] X(t) + [V_p(t)] \quad (3)$$

惯性/GPS/TACAN/JIDS组合,经量测融合算法获取高精度量测信息,继而进行速度位置组合,量测方程类似惯性/GPS组合情况。

### 2.4 固定区间平滑滤波

从工程实用角度出发,采用了固定区间平滑的最优算法,该算法计算简单、工程实现容易<sup>[7]</sup>,已被证明是一种有效的事后分析算法。由于固定区间平滑滤波是在卡尔曼滤波基础上反向进行,因此称作反向平滑滤波<sup>[8]</sup>。假设卡尔曼滤波的离散状态方程和量测方程为

$$\begin{cases} X_k = \Phi_{k,k-1} X_{k-1} + \Gamma_{k-1} W_{k-1} \\ Z_k = H_k X_k + V_k \end{cases} \quad (4)$$

在执行反向平滑滤波算法前,首先在时间区间 $[0, N]$ 对上述方程所示的系统进行卡尔曼滤波,该过程详见卡尔曼滤波算法原理及实现部分,同时在卡尔曼滤波的过程中储存实时的状态估计值 $\hat{X}_F(k/k)$ (下标F表示Kalman滤波中的量,下同)、状态预测值 $\hat{X}_F(k/k-1)$ 、实时误差估计协方差阵 $P_F(k/k)$ 、预测误差估计的协方差

阵  $P_F(k/k-1)$  以及系统状态转移系数阵  $\Phi(k,k-1)$ 。

Kalman 滤波完成后,利用滤波过程中存储的数据进行反向平滑滤波,在时间区间  $[N-1,0]$  内反向平滑算法的递推平滑增益见式(5),平滑的状态向量和方差阵的更新见式(6)

$$K_S(k) = P_F(k/k) \Phi_{k+1/k}^T P_F^{-1}(k+1/k) \quad (5)$$

$$\begin{cases} \hat{X}_S(k/N) = \hat{X}_F(k/k) + K_S(k) [\hat{X}_S(k+1/N) - \hat{X}_F(k+1/k)] \\ P_S(k/N) = P_F(k/k) + K_S(k) [P_S(k+1/N) - P_F(k+1/k)] K_S^T \end{cases} \quad (6)$$

由式(6)可见,固定区间平滑算法递推是一个由  $K=N-1$  到  $K=0$  的倒推过程,其中,  $K_S(k)$  为平滑增益,  $P_S(k/N)$  为误差估计协方差阵,  $\hat{X}_S(k/N)$  即为经过平滑滤波的结果。固定区间平滑滤波算法流程图如图3。

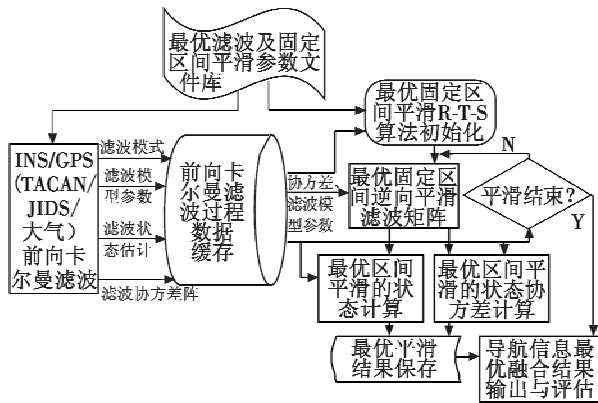


图3 固定区间平滑滤波算法流程图

Fig.3 Flow chart of fixed-interval smoothing filter algorithm

### 3 融合效果验证

融合效果验证采用仿真和试飞数据分别对融合算法进行验证,仿真数据的优势在于可获得理想航迹,便于验证分析,试飞数据的优势在于能够真实反映导航传感器的特性,可修正仿真数据和融合算法,其中,利用试飞数据对系统 INS/GPS 组合模式融合前后的导航数据进行了融合效果验证,以差分 GPS 为基准的,导航数据精度统计见表1、表2,融合前后数据误差曲线见图4、图5。

表1 融合前后误差均值对比

Table 1 Average error before and after fusion

融合处理	导航量	
	经度/m	纬度/m
原始惯导	129.40	48.08
卡尔曼滤波	-2.24	-3.90
平滑滤波	-2.30	-3.76

表2 融合前后误差方差对比

Table 2 Variance before and after fusion

融合处理	导航量	
	经度/m	纬度/m
原始惯导	517.18	482.53
卡尔曼滤波	7.29	7.26
平滑滤波	5.56	5.33

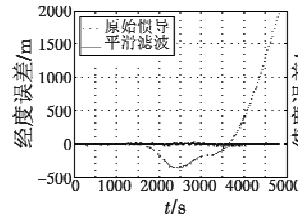


图4 惯导数据经度误差 Fig.4 INS data longitude error

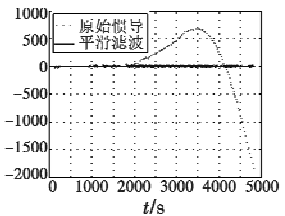


图5 惯导数据纬度误差 Fig.5 INS data latitude error

由以上结果可以看出,原始惯导数据经过卡尔曼滤波与平滑滤波后,各导航参数综合精度均有所提高,系统中的卡尔曼滤波与平滑滤波起到了改善精度的效果。各融合结果的精度全面优于未经融合原始惯导数据精度,将差分 GPS 数据与其他机载导航传感器数据同时作为输入,其融合输出的结果精度也必将提高。

### 4 结束语

针对目前航电系统精度日益提高,高精度基准难以寻找的情况,提出的导航试飞数据基准获取方法有效确保了基准数据的准确性和可靠性,并在某导航传感器定型试飞中得到了成功应用,为导航传感器试飞提出了新的解决方法,对其他系统的定型试飞也有借鉴作用。

### 参考文献

[1] 田省民,雷迅. 机载多传感器数据融合技术在空战中的应用[J]. 航空电子技术,2002,33(1):36-40.  
TIAN X M, LEI X. Usage of airborne multi-sensor data fusion technology in air battle [J]. Avionics Technology, 2002,33(1):36-40.

[2] 秦永元,张洪钺,汪叔华. 卡尔曼滤波与组合导航原理[M]. 西安:西北工业大学出版社,2004.  
QIN Y Y, ZHANG H Y, WANG S H. Theory of Kalman filter and integrated navigation [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2004.

[3] 杨艳娟,金志华,田蔚风,等. R-T-S 平滑算法在捷联惯性导航系统初始对准精度事后评估中的应用[J]. 上海交通大学学报,2004,38(10):1744-1747.  
YANG Y J, JIN Z H, TIAN W F, et al. Application of R-T-S optimal smoothing algorithm to the post-assessment of SINS alignment[J]. Journal of Shanghai Jiaotong University, 2004, 38(10):1744-1747.

快速做出飞行决策提供参考依据,同时促进了隐身与反隐身技术研究的发展。

### 参 考 文 献

- [1] 黄培康,殷红成,许小剑. 雷达目标特性[M]. 北京:电子工业出版社,2005.  
HUANG P K, YIN H C, XU X J. Radar target characteristic[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2005.
- [2] 张居凤,冯德军,王雪松,等. 雷达目标动态 RCS 仿真研究[J]. 系统仿真学报,2005,17(4):834-837.  
ZHANG J F, FENG D J, WANG X S, et al. Simulation of dynamic RCS data of radar targets[J]. Journal of System Simulation, 2005, 17(4):834-837.
- [3] 李民权,吴先良. 飞行目标的抖动及雷达散射截面计算[J]. 合肥工业大学学报:自然科学版,2003,26(5):1021-1024.  
LI M Q, WU X L. On the random wobble of flying radar targets and the computation of radar cross section [J]. Journal of Hefei University of Technology: Natural Science, 2003, 26(5):1021-1024.
- [4] 张海峰,苏东林,曾国奇. 复杂雷达动目标建模及动态 RCS 分析[J]. 系统工程与电子技术,2006,28(5):687-688,698.  
ZHANG H F, SU D L, ZENG G Q. Modeling of the complicated radar moving object and analysis of the dynamic radar cross section [J]. System Engineering and Electronics, 2006, 28(5):687-688, 698.
- [5] 苏东林,曾国奇,刘焱,等. 运动目标 RCS 特性分析[J]. 北京航空航天大学学报,2006,32(12):1413-1417.  
SU D L, ZENG G Q, LIU Y, et al. RCS study of moving radar targets [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006, 32(12):1413-1417.
- [6] 阎照文,苏东林,袁晓梅. FEKO 5.4 电磁场分析技术与实例详解[M]. 北京:中国水利水电出版社,2009.  
YAN Z W, SU D L, YUAN X M. FEKO 5.4 electromagnetic field analysis techniques and examples [M]. Beijing: China Water & Power Press, 2009.
- [7] 孙金标. 高性能战斗机飞行动力学[M]. 北京:蓝天出版社,2007.  
SUN J B. High performance aircraft flight dynamics [M]. Beijing: Blue Sky Press, 2007.
- [8] 周超,张小宽,张敬伟,等. 典型隐身飞机动态 RCS 时间序列研究[J]. 空军工程大学学报:自然科学版,2013,14(3):15-18.  
ZHOU C, ZHANG X K, ZHANG J W, et al. Analysis of dynamic RCS time series of typical stealth aircraft [J]. Journal of Air Force Engineering University: Natural Science Edition, 2013, 14(3):15-18.
- [9] 刘英芝,曾勇虎,汪连栋,等. 动态雷达目标仿真中目标姿态角的计算[J]. 电光与控制,2007,14(1):38-41.  
LIU Y Z, ZENG Y H, WANG L D, et al. Calculation of attitude angle in dynamic radar target simulation [J]. Electronics Optics & Control, 2007, 14(1):38-41.
- [10] 呼玮,杨建军,龙光正,等. 弹道导弹被动段动态 RCS 建模与仿真[J]. 电光与控制,2010,17(4):22-25.  
HU W, YANG J J, LONG G Z, et al. Dynamic modeling and simulation of RCS for TBM's post-boost guidance phase [J]. Electronics Optics & Control, 2010, 17(4):22-25.
- (上接第 97 页)
- [4] 董绪荣,张守信,华仲春. GPS/INS 组合导航定位及其应用[M]. 长沙:国防科学技术大学出版社,1998.  
DONG X R, ZHANG S X, HUA Z C. GPS/INS integrated navigation positioning and its applications [M]. Changsha: National University of Defense Technology Press, 1998.
- [5] 许丽佳,陈阳舟,崔道远. GPS/INS 组合导航系统中的信息融合算法研究[J]. 计算机仿真,2004,21(5):20-23.  
XU L J, CHEN Y Z, CUI P Y. Study on information fusion technology in GPS/INS integrated navigation system[J]. Computer Simulation, 2004, 21(5):20-23.
- [6] 边德飞. 多传感器融合导航系统性能评估算法研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2007.  
BIAN D F. Performance evaluation of multi-sensor fusion navigation system [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [7] HWANG D H, OH S H, LEE S J, et al. Design of a low-cost attitude determination GPS/INS integrated navigation system [J]. GPS Solutions (S1080-5370), 2005, 9(4):294-311.
- [8] 李睿佳,李荣冰,刘建业,等. 卫星/惯性组合导航事后高精度融合算法研究[J]. 系统仿真学报,2010,22(1):75-78.  
LI R J, LI R B, LIU J Y, et al. Research on high precision INS/GPS integrated navigation off-line fusion algorithm[J]. Journal of System Simulation, 2010, 22(1):75-78.