

Z427/1033(2010)-(13)



NUAA2011039770

Z427
1033(2010)-(13)

自动化学院

031~034



(13)

2011039770

序号	作者姓名	职称	单位	论文题目	刊物名称	年卷期
1	刘建业 钱伟行 曾庆化 孙茜	正高 博士 副高 博士	031 031 031 031	瞄准吊舱捷联惯导系统快速传递对准方法	航空学报	2010,31(11)
2	刘建业 熊剑 赖际舟 熊智	正高 博士 副高 副高	031 031 031 031	采用粒子滤波的捷联惯导非线性快速初始对准算法	中国惯性技术学报	2010,18(5)
3	刘建业 祝燕华 赖际舟 于永军	正高 博士 副高 博士	031 031 031 031	Inner Attitude Integration Algorithm Based on Fault Detection for Strapdown Inertial Attitude and Heading Reference System	Chinese Journal of Aeronautics	2010.23(1)
4	熊智 刘建业 郁丰 陈海明	副高 正高 副高 硕士	031 031 031 031	基于天文角度观测的机载惯性/天文组合滤波算法研究	宇航学报	2010,31(2)
5	熊智 陈海明 郁丰	副高 硕士 副高	031 031 031	耦合位置误差的机载惯性/星光组合算法研究	宇航学报	2010,31(12)
6	苗剑锋 陈武 孙永荣 刘建业	博士 正高 副高 正高	031 外单位 031 031	Low C/N ₀ Carrier Tracking Loop Based on Optimal Estimation Algorithm in a GPS Software Receiver	Chinese Journal of Aeronautics	2010.23(1): 109-116
7	苗剑锋 陈武 孙永荣 刘建业	博士 正高 副高 正高	031 外单位 031 031	Adaptively Robust Phase Lock Loop for Low C/N Carrier Tracking in a GPS Software Receiver	自动化学报	2011.27(1): 52-60
8	俞晓磊 孙永荣 刘建业 苗剑锋	博士 副高 正高 博士	031 031 031 031	Design and Realization of Synchronization Circuit for GPS Software Receiver Based on FPGA	Systems Engineering and Electronics	2010.21(1): 20-26
9	周翟和 刘建业 赖际舟 熊剑	博士 正高 副高 博士	031 031 031 031	混合高斯粒子滤波在组合导航中应用的计算量分析	中国惯性技术学报	2010,18(5): 595-599
10	周翟和 刘建业 赖际舟	博士 正高 副高	031 031 031	粒子滤波的改进优化方法及在组合导航系统中的应用	中国惯性技术学报	2010,18(6): 331-335
11	钱伟行 刘建业 赖际舟 张玲	博士 正高 副高 中级	031 031 031 031	基于强跟踪滤波的旋转捷联惯导初始对准方法	中国惯性技术学报	2010.18(3)

12	乔黎 刘建业 郑广楼 熊智	博士 正高 硕士 副高	031 031 031 031	X射线脉冲星导航系统的闭环校正滤波器设计	控制理论与应用	2010,27(7)
13	屈嵩 刘建业 熊智	博士 正高 副高	031 031 031	基于数学基准修正的机载SINS/CNS组合定位算法	中国惯性技术学报	2010,18(5)
14	熊剑 刘建业 赖际舟 郑智明	博士 正高 副高 硕士	031 031 031 031	基于高斯粒子滤波的陀螺ARIMA模型辨识方法	中国惯性技术学报	2010,18(4)
15	孙永荣 胡应东 刘建 韩正超 任爱爱	正高 硕士 硕士 外单位 单位 外单位 外单位	031 031 031 外单位 单位 外单位 单位	车载导航系统中航向信息融合技术研究	数据采集与处理	2010, 25(2)
16	孙永荣 胡应东 韩正超 任爱爱	正高 硕士 外单位 单位 外单位 外单位	031 031 外单位 单位 外单位 单位	运动体方位测量信息融合技术研究	传感器与微系统	2010(2)
17	许睿 孙永荣 刘建业 陈武	博士 正高 正高 正高	031 031 031 外单位	一种基于抗差滤波的行人导航算法研究	系统工程与电子技术	2010,32(7)
18	俞晓磊 孙永荣 曾庆化 刘建业	博士 正高 副高 正高	031 031 031 031	基于最优几何拓扑无线多传感器信息融合定位	中国空间科学技术	2010,8.4
19	周翟和 刘建业 赖际舟 熊剑	博士 正高 副高 博士	031 031 031 031	一种改进的UGPF算法及其在导航问题中的应用	南京航空航天大学学报	2010,42(6)
20	屈嵩 刘建业 熊智 李荣冰	博士 正高 副高 副高	031 031 031 031	机载的天文/惯性位置组合导航	南京理工大学学报	2010,34(6)
21	李睿佳 李荣冰 刘建业 孟博	硕士 副高 正高 硕士	031 031 031 031	跨音速大气/惯性攻角两步融合算法	应用科学学报	2010,28(1)
22	李睿佳 李荣冰 刘建业 熊智	硕士 副高 正高 副高	031 031 031 031	卫星/惯性组合导航事后高精度融合算法研究	系统仿真学报	2010,22(增刊1)

23	王建锋 李荣冰 刘建业 于永军	硕士 副高 正高 博士	031 031 031 031	基于X-Plane的小型无人机导航 仿真系统的分布式设计与实现	系统仿真技术	2010,06(02)
24	沙磊 曾庆化 于永军	硕士 副高 博士	031 031 031	基于三自由度飞行器模型的航 迹发生器设计	计算机仿真	2010, 27(11)
25	王朋辉 范胜林 刘建业 李荣冰	硕士 副高 正高 副高	031 031 031 031	基于SIMD的实时GPS软件接收 机	电子测量技术	2010, 33(1)
26	郑智明 刘建业 钱伟行	硕士 正高 博士	031 031 031	卫星导航系统与气压高度计的 信息处理与融合	应用科学学报	2010,28(03)
27	赵飞 曾庆化 胡倩倩 曹猛	硕士 副高 硕士 硕士	031 031 031 031	基于测距无线传感器的公交信 息采集系统设计	电子测量技术	2010,33(01)
28	孟博 李荣冰 刘建业 李睿佳	硕士 副高 正高 硕士	031 031 031 031	基于改进反向传播算法的跨音 速攻角补偿修正研究	系统工程与电子技术	2010,32(12)
29	王丹 熊智 陈方 刘建业	硕士 副高 硕士 正高	031 031 031 031	考虑SAR图像导航量测特性的 SAR/INS组合导航非线性滤波	应用科学学报	2010, 28(4)
30	王先敏 曾庆化 熊智 刘建业	硕士 副高 副高 正高	031 031 031 031	视觉导航技术的发展及其研究 分析	信息与控制	2010,39(5)
31	梁玉琴 曾庆化 刘建业	硕士 副高 正高	031 031 031	基于UKF滤波的WSN节点定位 研究	传感技术学报	2010,6,23(6)
32	祝善虎 李荣冰 刘建业 文立	硕士 副高 正高 硕士	031 031 031 031	阵列天线空时GPS中频信号建 模与仿真	应用科学学报	2010, 28(5)
33	彭天浪 范胜林	硕士 副高	031 031	GPS卫星系统单历元确定姿态 技术研究	电子测量技术	2010,33(11)
34	杭义军 李荣冰 刘建业	硕士 副高 正高	031 031 031	微型航姿系统中磁传感器温度 漂移补偿研究	传感器与微系统	2010,29(1)
35	刘建 刘勤 孙永荣 曹猛	硕士 正高 副高 硕士	031 601 031 031	ARINC 661规范及其应用开发 研究	计算机与现代化	2010.4
36	胡春波 曾庆化 钱伟行 孙茜	硕士 副高 博士 硕士	031 031 031 031	传递对准中主惯导数据延时的 LCKF算法研究	弹箭与制导学报	2010,30(5)

37	熊晓欢 范胜林 刘建业	硕士 副高 正高	031 031 031	双频载波姿态确定系统中的模糊度研究	弹箭与制导学报	2010,30(4)
38	杨丽 赵伟	硕士 副高	031 031	基于频带分析的陀螺信号小波包消噪研究	弹箭与制导学报	2010,30(4)
39	张小山 赖际舟 熊智 高春雷	硕士 副高 副高 硕士	031 031 031 031	基于分布式网络的多传感器试飞数据融合系统实现研究	弹箭与制导学报	2010,30(02)
40	石伟 孙永荣	硕士 正高	031 031	BP神经网络在车牌识别技术中的应用	工业控制计算机	2010,23(04)
41	项文炳 孙永荣 许睿 闫伟峰	硕士 正高 博士 硕士	031 031 031 031	基于双CPU的智能汽车行驶记录仪	工业控制计算机	2010,23(06)
42	赵宾 曾庆化 钱伟行 刘建业	硕士 副高 博士 正高	031 031 031 031	基于强跟踪滤波的GPS/INS组合导航系统对准技术研究	导航与控制	2010,09(02)
43	袁俊刚 范胜林 刘建业 彭天浪	硕士 副高 正高 硕士	031 031 031 031	卡尔曼/粒子组合滤波在GPS/INS组合导航中的应用研究	导航与控制	2010, 9(4)
44	丁伟 孙永荣 项文炳 石伟	硕士 正高 硕士 硕士	031 031 031 031	基于模糊算法的太阳能发电自动跟踪控制系统研究与实现	工业控制计算机	2010,23(5)
45	闫伟峰 孙永荣 黄鸣丰	硕士 正高 硕士	031 031 031	车载多传感器的组网技术及其实现研究	工业控制计算机	2010, 23(11)
46	曾庆化 刘建业 沙磊	副高 正高 硕士	031 031 031	Inertial instrument error identification algorithm based on reverse navigation data	IEEE/ION PLANS 2010	2010年5月 Indian Wells, California, USA
47	于永军 刘建业 熊智 李荣冰	博士 正高 副高 副高	031 031 031 031	Research on Multi-sensor Information Fusion System Application for UAVs with Long Range and High Altitude	IEEE/ION PLANS 2010	2010年5月 Indian Wells, California, USA
48	谢征 刘建业 赵伟 宋宝璋 冯铭瑜	博士 正高 副高 硕士 硕士	031 031 031 031 031	The Exploratory Research of a Novel Gyroscope Based on Superfluid Josephson Effect	IEEE/ION PLANS 2010	2010年5月 Indian Wells, California, USA
49	方凌 刘建业 赖际舟	博士 正高 副高	031 031 031	Research on Modelling and Simulating Technique for the New Type Land-based Radio Navigation System	Symposium on Inertial Tech	2010年10月 南京, 中国
50	文立 李荣冰 刘建业	硕士 副高 正高	031 031 031	Ultra-tight Coupled Integration Using a Federated Filter	Conference on Inertial Tech	2010年11月 南京, 中国

51	王先敏 曾庆化 熊智 刘建业	硕士 副高 副高 正高	031 031 031 031	Precise modification method in scene matching INS integrated navigation	Conference on Inertial Tech	2010年11月 南京, 中国
52	王丹 熊智 陈方 刘建业	硕士 副高 硕士 正高	031 031 031 031	Research on the Image Mismatching Points Eliminating and the Integrated Arithmetic in the INS/SAR Integrated Navigation	The 3rd International Sy	2010年6月 哈尔滨, 黑龙江
53	陈海明 熊智 王融 刘建业	硕士 副高 博士 正高	031 031 031 031	Research on Scheme and Algorithm of High-precision Fault-tolerant Integrated Navigation for HALE UAV	与控制国际学术会议(I	2010年6月 哈尔滨, 中国
54	胡应东 孙永荣 刘建 陈武	硕士 正高 硕士 正高	031 031 031 外单位	Combined Heading Technology in Vehicle Location and Navigation System	服务科学国际学术会议(I	2010年7月 北京, 中国
55	刘建 曾庆化 孙永荣 胡应东	硕士 副高 正高 硕士	031 031 031 031	Research of Error Identification Algorithm for Inertial Instrument	ce on Inertial Technology	2010年10月 南京, 中国
56	胡倩倩 曾庆化	硕士 副高	031 031	GPS short baseline integer ambiguity solution based on LAMBDA algorithm	posium on Inertial Tech	2010年10月 南京, 中国
57	杭义军 李荣冰 刘建业 孙永荣	硕士 副高 正高 正高	031 031 031 031	The hardware integration of MAHRS and the program designing of rapid data acquisition and processing	posium on Inertial Tech	2010年10月 南京, 中国
58	李荣冰 孟博 李睿佳 刘建业	副高 硕士 硕士 正高	031 031 031 031	FADS气动延迟建模与仿真研究	1003会议	2010年3月 北京
59	曾庆化 刘建业 梁玉琴 胡倩倩	副高 正高 硕士 硕士	031 031 031 031	北斗/GPS/GLONASS/GALILEO多星座组合导航研究	第一届中国卫星导航年	2010年5月 北京
60	文立 李荣冰 刘建业	硕士 副高 正高	031 031 031	基于北斗二代的多导航星座的惯性深组合算法研究	第一届中国卫星导航年	2010年5月 北京
61	刘伟 赵伟 刘建业	硕士 副高 正高	031 031 031	无人机测风技术综述	翼——第三届中国无人	2010年6月 北京
62	祝善虎 李荣冰 刘建业 文立	硕士 副高 正高 硕士	031 031 031 031	基于LCMV准则的GPS接收机空时抗干扰算法研究	S 2010卫星导航定位技	2010年8月 上海

63	胡倩倩 曾庆化 刘建业 杨迪	硕士 副高 正高 硕士	031 031 031 031	动态载体的多星座导航卫星系 统滤波算法研究	on Services: Emerging I	2010年8月 上海
64	程金梅 叶永强 Danwei Wang	硕士 正高 正高	031 031 外单 位	Avoiding zero division by switching dissipation in time domain passivity control	Proceedings of the IASTED International Conference on Modelling, Identification, and Control (AsiaMIC 2010)	2010
65	叶永强 Peter X. Liu	正高 副高	031 外单 位	Improving trajectory tracking in wave-variable- based teleoperation	IEEE/ASME Transactions on Mechatronics	2010, 15 (2)
66	杨海波 叶永强 Danwei Wang 姜斌	硕士 正高 正高 正高	031 031 外单 位 031	A novel fractional-order signal processing based edge detection method	Proceedings of the 11th International Conference on Control, Automation, Robotics and Vision	2010年12月
67	杨海波 叶永强 周鑫 秦彦源	硕士 正高 副高 本科	031 031 031 031	基于二阶复合导数的边缘检测新 方法及其SAR图像应用	2010中国制导、导航与 控制学术会议	2010年10月
68	贺乃宝 高倩 姜长生	博士 正高	031 031	MIMI非反射非线性系统的自适应 模糊控制	控制理论与应用	2010, 27 (12)
69	蔡俊伟 胡寿松 李志宇	博士 正高 副研 究员	031 031 无人 机院	二次D稳定约束下不确定TS模糊系 统的 L_∞ 鲁棒可靠控制	系统工程与电子技术	2010, 32 (1)
70	李浩 肖前贵 胡寿松	硕士 正高 正高	031 无人 机院 031	火箭助推无人机起飞发射段建模 与仿真	东南大学学报(自然科 学版)	2010, 40 sup (I)
71	许洁 胡寿松	博士 正高	031 031	基于KPCA和MKL-SVM的非线性过程 监控与故障诊断	仪器仪表学报	2010, 31 (11)
72	许洁 胡寿松 申忠宇	博士 正高	031 031 校外	基于改进多尺度核主元分析的化 工过程故障检测与诊断方法研	仪器仪表学报	2010, 31 (1)
73	肖前贵 张敏 胡寿松	高工 博士 正高	无人 机院 031 031	基于加权式多模型结构的歼击机 自适应重构控制	南京航空航天大学学报	2010, 27 (3)
74	牛妍 肖前贵 胡寿松	硕士 高工 正高	031 无人 机院 031	无人机SINS_GPS 定位信息融合系 统设计	东南大学学报(自然科 学版)	2010, 40 (I)
75	陶洪峰 胡寿松 李志宇	博士 正高 博士	031 031	一类非线性系统的自适应模糊滑 模定位控制	系统工程与电子技术	2010, 32 (2)
76	袁侃 胡寿松	博士 正高	031 031	一种用于多故障诊断的改进二元 决策图算法	控制与决策	2010, 25 (7)

[illegible]

文章编号:1000-6893(2010)11-2238-07

瞄准吊舱捷联惯导系统快速传递对准方法

刘建业, 钱伟行, 曾庆化, 孙茜

(南京航空航天大学 自动化学院 导航研究中心, 江苏 南京 210016)

Rapid Transfer Alignment Method of Strapdown Navigation System Fitted in Targeting Pod

Liu Jianye, Qian Weixing, Zeng Qinghua, Sun Qian

(Navigation Research Center, College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

摘 要: 新型瞄准吊舱系统中安装捷联惯导系统,使其在跟踪、探测目标的同时具备一定的自主导航能力。吊舱系统中的捷联惯导一般采用较低精度的惯性器件配置,且传递对准实现过程受到机动条件的严格限制。针对该问题提出了一种“比力积分/角速度匹配”传递对准方法,利用主惯导导航信息与惯性器件输出,以及子惯导惯性器件输出实现子惯导的对准。推导了基于主、子惯导系统误差的数学模型,详细分析了器件精度与低动态条件对系统状态量可观测度的影响,并针对低精度惯性器件与低动态条件下的传递对准性能进行了数字仿真。仿真结果表明,该方法在器件低精度与低动态条件下,对准性能达到 $5'$,优于常规传递对准方法,可满足瞄准吊舱捷联惯导系统的快速对准性能要求。

关键词: 瞄准吊舱; 捷联惯导系统; 传递对准; 卡尔曼滤波; 挠曲变形

中图分类号: V249.3

文献标识码: A

Abstract: Besides performing the function of tracking and detection of targets, novel targeting pods have strapdown inertial navigation systems equipped in them to perform the navigation function. The strapdown navigation system fitted in a targeting pod usually adopts low precision inertial components, and the transfer alignment process is performed only in low dynamic conditions. To solve the above problem, a novel transfer alignment method is proposed to estimate and modify the misalignment and other states in real time. The method utilizes the specific force difference integration and angular velocity of the main inertial navigation system and the slave inertial navigation system to implement transfer alignment. The observability of the system states is analyzed in conditions of low instrument precision and low dynamics. A simulation project is designed and the result shows that the misalignment of the method can meet the performance requirements of rapid transfer alignment and that the performance reaches $5'$, which is better than the traditional alignment method in conditions of low instrument precision and low dynamics.

Key words: targeting pod; strapdown inertial navigation system; transfer alignment; Kalman filters; bending distortion

瞄准吊舱系统广泛应用于飞行器大地勘测、遥感、灾难救援等领域,该系统可为飞行器及其机载设备提供空中与地面目标的精确定位信息,以保证机载设备对目标的跟踪、注视与探测。在瞄准吊舱系统中安装惯导系统,可使吊舱系统在进行跟踪、注视目标的同时具备一定的自主导航能力^[1-2]。利用机载高精度平台惯导实现吊舱子惯导系统的高精度快速传递对准是瞄准吊舱系统实

现惯性导航的关键技术。

相对于精确制导武器系统的传递对准过程,瞄准吊舱系统传递对准需要在载机地面机动或起飞爬升阶段实现。该阶段机动方式受到严格限制,而且面临惯性器件精度较低、误差积累严重等问题的严峻考验。

常规的传递对准方法,通常需要载体进行一定幅度的机动(如S形机动);并且对子惯导的惯性器件有一定的精度要求^[3]。因此,为了在机动条件严格受限,并且惯性器件精度低下的条件下实现较高精度的对准性能,本文研究并提出了一种基于机载平台惯导系统(简称主惯导)与吊舱捷

收稿日期: 2010-01-18; 修订日期: 2010-05-08

基金项目: 国家“973”计划(2009CB724002); 国家自然科学基金(60904091)

通讯作者: 刘建业 E-mail: ljyac@nuaa.edu.cn

联惯导系统(简称子惯导)的“比力积分/角速度匹配”方式的传递对准方法。

1 传递对准系统误差模型与滤波算法

以往传递对准技术的研究表明,基于量测参数匹配的对准方法,可直接从主惯导惯性平台与主、子惯导惯性器件测量的数据中估计平台误差角、挠曲变形角等系统误差,具有对准速度快,算法简便、灵活的特点^[4-5]。本文提出的“比力积分/角速度匹配”传递对准方法便是一种改进性能的量测参数匹配对准方法。

1.1 传递对准系统误差模型

传递对准过程中,主惯导系统的导航信息是子惯导系统的对准基准,高精度传递对准方法必须建立主惯导系统与子惯导系统的相对误差模型,精确描述主、子惯导间的系统误差特性。

(1) 主、子惯导比力差数学模型

主、子惯导系统加速度计输出的比力之差的积分值可反映主、子惯导相对平台误差角、挠曲变形角的误差特性。根据主、子惯导比力差 δf^i 的物理意义:

$$\delta f^i \triangleq f_s^{ts'} - f_m^i \quad (1)$$

式中: $f_s^{ts'}$ 为子惯导加速度计输出的比力矢量在子惯导导航坐标系(ts' 系)内的投影; f_m^i 为主惯导加速度计输出的比力矢量在主惯导导航坐标系(t' 系)内的投影。将 $f_s^{ts'}$ 与 f_m^i 的数学模型展开得

$$\begin{aligned} f_s^{ts'} &= C_{bs}^{ts'}(f_{s0}^{bs} + \nabla_s^{bs} + W_{sv}^{bs}) = \\ &C_{t'}^{ts'} C_{bs}^{ts'}(f_{s0}^{bs} + \nabla_s^{bs} + W_{sv}^{bs}) = \\ &C_{t'}^{ts'}(f_{s0}^{ts'} + \nabla_s^{ts'} + W_{sv}^{ts'}) = \\ &C_{t'}^{ts'}[f_{m0}^i + C_b^{ts'}(\ddot{\rho}^b \times r^b) + \\ &C_b^{ts'}(\dot{\rho}^b \times \dot{\rho}^b \times r^b) + 2\omega_{mb}^i \times C_b^{ts'}(\dot{\rho}^b \times r^b) + \\ &a_t^i + \nabla_s^{ts'} + W_{sv}^{ts'}] \end{aligned} \quad (2)$$

$$f_m^i = f_{m0}^i + \nabla_m^i + W_{mv}^i \quad (3)$$

式中: f_{m0}^i 为主惯导理想比力矢量在 t' 系内的投影; ∇_m^i 和 W_{mv}^i 分别为主惯导加速度计随机常值偏置和白噪声在 t' 系内的投影; f_{s0}^{bs} 为子惯导理想比力矢量, ∇_s^{bs} 和 W_{sv}^{bs} 分别为子惯导加速度计随机常值偏置和白噪声矢量,上标 bs 表示矢量在吊舱载体坐标系(bs 系)内投影; $C_{bs}^{ts'}$ 为粗对准时主惯导直接传递给子惯导的姿态矩阵; $C_{t'}^{ts'}$ 为包含了主、子惯导平台误差角 $\delta\phi^i$ 与挠曲变形角 ρ^b 的姿态误差矩阵; $C_{bs}^{ts'}$ 为 bs 系到 t' 系的坐标转换矩阵; $C_b^{ts'}$ 为主惯导的姿态矩阵; ρ^b 为挂架机构挠曲变形角

在主惯导载体坐标系(b 系)内的投影; ω_{mb}^i 为主惯导中 b 系相对于 t' 系的角速度; r^b 为吊舱重心偏离载机重心的矢量(即杆臂长度)在 b 系内的投影; a_t^i 为杆臂效应加速度在 t' 系内的投影。

通常惯性器件在应用于系统时,需通过标定对其非随机性误差(包括零位误差、安装误差、比例因子误差等)进行补偿,因此本文中惯性器件误差模型只考虑随机误差。

将 a_t^i 补偿后^[6],主、子惯导间比力差数学模型式(1)可展开为

$$\begin{aligned} \delta f^i &= -(\delta\phi^s + \rho^s)f_{m0}^i + [I - (\delta\phi^s + \rho^s)] \cdot \\ &[C_b^{ts'}(\ddot{\rho}^b \times r^b) + C_b^{ts'}(\dot{\rho}^b \times \dot{\rho}^b \times r^b) + 2\omega_{mb}^i \times \\ &C_b^{ts'}(\dot{\rho}^b \times r^b)] + (\delta\nabla^i + \delta W_{sv}^i) \end{aligned} \quad (4)$$

式中: $\delta\nabla^i$ 为主、子惯导加速度计输出的随机常值偏置误差 ∇_s^i 与 ∇_m^i 之差; δW_{sv}^i 为主、子惯导加速度计输出的偏置白噪声 W_{sv}^i 与 W_{mv}^i 之差; $\delta\phi^s$ 和 ρ^s 分别为平台误差角 $\delta\phi^i$ 矢量构成的反对称矩阵和挂架机构挠曲变形角 ρ^i 矢量构成的反对称矩阵,其表达式分别为

$$\begin{aligned} \delta\phi^s &= \begin{bmatrix} 0 & -\delta\phi_z^i & \delta\phi_y^i \\ \delta\phi_z^i & 0 & -\delta\phi_x^i \\ -\delta\phi_y^i & \delta\phi_x^i & 0 \end{bmatrix} \\ \rho^s &= \begin{bmatrix} 0 & -\rho_z^i & \rho_y^i \\ \rho_z^i & 0 & -\rho_x^i \\ -\rho_y^i & \rho_x^i & 0 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

(2) 主、子惯导相对平台误差角数学模型

主惯导将姿态直接传递给子惯导完成粗对准后,子惯导与主惯导的相对平台误差角差值的动态变化角速度 $\dot{\delta\phi}^i$ 的物理意义为^[7]

$$\dot{\delta\phi}^i = \dot{\phi}_s^i - \dot{\phi}_m^i \quad (5)$$

式中: $\dot{\phi}_s^i$ 为 ts' 系偏离理想导航系(地理系(t 系))的误差角速度矢量在 t' 系内的投影; $\dot{\phi}_m^i$ 为 t' 系偏离理想导航系(t 系)的误差角速度矢量在 t' 系内的投影。根据惯导系统的误差特性,主、子惯导平台误差角数学模型分别为

$$\left. \begin{aligned} \dot{\phi}_m^i &= \omega_{icm}^i - \omega_{it}^i \times \phi_m^i + \varepsilon_m^i + W_{em}^i \\ \dot{\phi}_s^i &= \omega_{ics}^i - \omega_{it}^i \times \phi_s^i - \omega_{it}^i \times (C_b^{ts'}\rho^b) + \varepsilon_s^i + W_{es}^i \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

式中: ω_{icm}^i 与 ω_{ics}^i 分别为主惯导与子惯导的指令跟踪角速度误差在 t' 系内的投影; ω_{it}^i 为 t 系相对于惯性系(i 系)的角速度在 t' 系的投影; ε_m^i 与 W_{em}^i 分别为主惯导的陀螺随机常值漂移与白噪声在 t' 系

内的投影; ε_s^t 与 W_{en}^t 分别为子惯导的陀螺随机常值漂移与白噪声在 t' 系内的投影。由此得主、子惯导相对平台误差角数学模型为

$$\begin{aligned} \delta\phi^t = & \delta\omega_{tc}^t - \omega_{it}^t \times \delta\phi^t - \omega_{it}^t \times (C_b^t \rho^b) + \\ & \delta\varepsilon^t + \delta W_e^t \end{aligned} \quad (7)$$

式中: $\delta\omega_{tc}^t = \omega_{tes}^t - \omega_{tem}^t$; $\delta\varepsilon^t = \varepsilon_s^t - \varepsilon_m^t$; $\delta W_e^t = W_{en}^t - W_{em}^t$ 。

(3) 挠曲变形角数学模型

子惯导通过挂架机构安装在载机上, 通常存在一定的挠曲变形角。吊舱系统挂载在机腹下, 挂架机构的挠曲变形较小, 可考虑为“一阶马尔可夫过程”, 其误差模型为

$$\dot{\rho}^b(t) = -\beta \times \rho^b(t) + W_p^b(t) \quad (8)$$

式中: β 为挠曲变形角在 b 系内的投影 ρ^b 的相关函数的相关频率; W_p^b 为马尔可夫过程形成白噪声在 b 系内的投影。

(4) 主、子惯导惯性器件误差数学模型

由于传递对准时间较短, 主、子惯导的陀螺漂移特性均可看做是随机常值与白噪声的结合, 因此主、子惯导陀螺随机常值漂移之差的数学模型如式(9)所示, 白噪声之差则作为系统噪声参数^[8]。

$$\delta\varepsilon^t = 0 \quad (9)$$

同理, 主、子惯导加速度计偏置也可看做是随机常值与白噪声的结合, 加速度计随机常值偏置之差的数学模型如式(10)所示, 白噪声之差同样作为系统噪声参数。

$$\delta\dot{V}^t = 0 \quad (10)$$

1.2 传递对准滤波算法

主惯导对子惯导进行粗对准后, 子惯导平台误差角为小角度, 可采用常规卡尔曼滤波方法对误差状态量进行实时估计。按上述各误差模型建立卡尔曼滤波方程, 其状态量为

$$X(t) = [\delta F_x^t \quad \delta F_y^t \quad \delta F_z^t \quad \delta\phi_x^t \quad \delta\phi_y^t \quad \delta\phi_z^t \quad \rho_x^b \quad \rho_y^b \quad \rho_z^b \quad \delta\varepsilon_x^t \quad \delta\varepsilon_y^t \quad \delta\varepsilon_z^t \quad \delta\nabla_x^t \quad \delta\nabla_y^t \quad \delta\nabla_z^t]^T$$

式中: δF_x^t 、 δF_y^t 和 δF_z^t 均为主、子惯导的比力差积分值, $\delta F_x^t = F_{sx}^t - F_{mx}^t$, F_{sx}^t 为子惯导比力矢量 f_s 的积分值矢量在 ts' 系中投影的 x 方向分量, F_{mx}^t 为主惯导比力矢量 f_m 的积分值矢量在 t' 系中投影的 x 方向分量, δF_y^t 和 δF_z^t 的含义类似; $\delta\phi_x^t$ 、 $\delta\phi_y^t$ 和 $\delta\phi_z^t$ 分别为主、子惯导的平台误差角之差在 t' 系中投影的 x 、 y 和 z 方向分量; ρ_x^b 、 ρ_y^b 和 ρ_z^b 分别为挂架机构挠曲变形角在 b 系中投影的 x 、 y 和 z 方向分量; $\delta\varepsilon_x^t$ 、 $\delta\varepsilon_y^t$ 和 $\delta\varepsilon_z^t$ 分别为主、子惯导

陀螺随机常值漂移之差在 t' 系中投影的 x 、 y 和 z 方向分量; $\delta\nabla_x^t$ 、 $\delta\nabla_y^t$ 和 $\delta\nabla_z^t$ 分别为主、子惯导加速度计随机常值偏置之差在 t' 系中投影的 x 、 y 和 z 方向分量。

连续型状态方程为

$$\dot{X}(t) = A(t)X(t) + G(t)W(t) \quad (11)$$

式中: $A(t)$ 为系统转移矩阵; $G(t)$ 为系统噪声的系数矩阵; $W(t)$ 为系统噪声。系统量测量 Z 由主、子惯导系统输出的比力差积分值, 以及角速度差值组成, 其形式为

$$Z(t) = [\delta F_x^t \quad \delta F_y^t \quad \delta F_z^t \quad \delta\omega_x^b \quad \delta\omega_y^b \quad \delta\omega_z^b]^T$$

系统量测方程形式为

$$Z(t) = H(t)X(t) + V(t) \quad (12)$$

式中: $H(t)$ 为量测系数矩阵; $V(t)$ 为主惯导比力积分量测噪声。联合状态方程和量测方程, 通过卡尔曼滤波即可对传递对准过程中的误差状态量进行实时估计, 并对子惯导姿态进行校正以完成传递对准。

2 惯性器件精度与机动条件对传递对准性能影响分析

2.1 归一化谱条件数可观测度分析方法

可观测度分析是系统控制理论中的重要方法, 也是导航系统设计中的必要步骤。在采用最优估计滤波算法验证传递对准性能之前, 必须进行系统误差模型的可观测度分析, 从而确定滤波算法的效果, 以保证对各误差状态量估计的有效性。

采用归一化后的谱条件数的可观测度分析方法, 分析不同惯性器件精度与机动条件下传递对准误差状态量的可观测性, 以便为传递对准仿真提供理论依据。基于谱条件数的可观测度分析方法详见文献[9]。为更清晰地判断可观测度大小, 将直接观测的状态量可观测度定义为 1, 并对其他系统状态量的可观测度进行等比例调整。归一化后的系统可观测度定义为

$$S = \text{abs}(U[\lambda_1 \quad \lambda_2 \quad \cdots \quad \lambda_n]^T / \lambda_0) \quad (13)$$

式中: $\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_n$ 为系统可观测性判据所构成的正规矩阵的特征值; U 为该矩阵的右特征向量组成的矩阵; λ_0 为量测量(同时也是系统误差状态分量)所对应的特征值。按式(13)将 $U[\lambda_1 \quad \lambda_2 \quad \cdots \quad \lambda_n]^T$ 除以 λ_0 即可将各状态量的可观测度进行归一化调整, 以便分析。

2.2 子惯导器件精度对传递对准性能影响分析

传递对准的粗对准过程中,主惯导首先将其姿态矩阵直接传递给子惯导。“比力积分匹配”过程中,子惯导通过该姿态矩阵将加速度计比力输出投影到 t' 系,并与主惯导加速度计比力输出作差后积分,以构成“比力积分匹配”观测量。该计算过程中未利用子惯导陀螺仪的输出,因此“比力积分匹配”方式与子惯导陀螺仪漂移无关,但由于涉及到主惯导姿态矩阵,将受到主惯导陀螺仪漂移影响。

“角速度匹配”利用了主、子惯导测量、计算得到的角速度之差作为量测量,通过增加量测量的方法进一步提高对平台误差角等系统误差的可观测性,有助于提高对准性能^[10-11]。角速度量测量

虽与陀螺仪漂移有关,但影响的因子较小,从整体而言,“比力积分/角速度匹配”方式相比常规“速度/角速度匹配”方式,受子惯导陀螺仪漂移的影响较小。

采用归一化谱条件数的可观测度分析方法,分析了子惯导不同惯性器件精度条件下传递对准误差状态量的可观测性。分析过程采用常规飞行状态下的 S 形机动仿真航迹,飞行速度为 200 m/s,载体在 10~20 s 进行了一组 S 形机动,其他时间匀速直线飞行,仿真时间共 50 s。机动中横滚变化幅度为 $\pm 30^\circ$,方位角速率为 $5 (^\circ)/s$ 。其分析结果如表 1 和表 2 所示。由于可观测度归一化后,比力差积分的可观测度始终为 1,表 1 和表 2 中不再列出。

表 1 子惯导不同陀螺精度下的状态量可观测度分析

Table 1 Observability analysis of sub-INS under different accuracy gyros

陀螺精度/ $((^\circ) \cdot h^{-1})$	可观测度											
	$\delta\phi_x'$	$\delta\phi_y'$	$\delta\phi_z'$	ρ_x^b	ρ_y^b	ρ_z^b	$\delta\epsilon_x'$	$\delta\epsilon_y'$	$\delta\epsilon_z'$	$\delta\nabla_x'$	$\delta\nabla_y'$	$\delta\nabla_z'$
0.05	9.85	9.85	4.98	4.32	4.25	4.22	2.33	2.28	2.36	0.98	0.94	0.74
0.10	9.83	9.83	4.95	4.32	4.25	4.22	2.33	2.26	2.34	0.97	0.93	0.74
0.20	9.83	9.83	4.91	4.29	4.25	4.22	2.31	2.26	2.34	0.96	0.93	0.74
0.50	9.80	9.80	4.85	4.28	4.25	4.20	2.31	2.25	2.33	0.96	0.92	0.74

表 2 子惯导不同加速度计精度下的状态量可观测度分析

Table 2 Observability analysis of slave-INS under different accuracy accelerators

加速度计精度/ g	可观测度											
	$\delta\phi_x'$	$\delta\phi_y'$	$\delta\phi_z'$	ρ_x^b	ρ_y^b	ρ_z^b	$\delta\epsilon_x'$	$\delta\epsilon_y'$	$\delta\epsilon_z'$	$\delta\nabla_x'$	$\delta\nabla_y'$	$\delta\nabla_z'$
5×10^{-5}	9.85	9.85	4.98	4.32	4.25	4.22	2.33	2.28	2.36	0.98	0.94	0.74
1×10^{-4}	9.40	9.35	4.94	4.12	4.10	4.19	2.30	2.25	2.34	0.96	0.89	0.70
5×10^{-4}	9.22	9.20	4.88	4.03	4.03	4.04	2.28	2.22	2.34	0.94	0.82	0.70

由表 1 和表 2 可知,随着陀螺仪精度的降低,“准速度/角速度匹配”传递对准算法中的平台误差角等状态量的可观测度基本保持不变,而随着加速度计精度的降低,状态量的可观测度有较为明显的下降趋势。由此证明,所提的对准算法受陀螺仪误差精度的影响较小,而受加速度计误差精度影响较大。

2.3 机动条件对传递对准性能影响分析

瞄准吊舱捷联惯导系统的传递对准过程是在地面机动或起飞阶段进行的,载体的机动参数受到严格限制,因此针对机动条件对传递对准性能的影响进行了分析。分析中陀螺仪精度设置为 $0.1 (^\circ)/h$,加速度计精度为 $5 \times 10^{-5} g$ 。同样采用

归一化谱条件数的可观测度分析方法。机动条件设置如下。

(1) 常规 S 形机动

机动特性与 2.1 节相同。

(2) 低速方位机动

低速方位机动是载机起飞准备阶段的常规机动方式。地面低速方位机动进行传递对准的仿真条件为:机体初始速度为 50 m/s,10~20 s 进行方位机动,方位机动角速率为 $15 (^\circ)/s$,其他时间为匀速直线行进^[11-12],仿真时间共 50 s。

(3) 起飞爬升机动

在载机起飞与加速爬升阶段进行传递对准的仿真条件为:机体初始速度设置为飞机常规起飞速度 70 m/s,起飞加速度为 $0.6g$,加速爬升俯仰

角为 30°, 爬升时间为 10~30 s, 其他时间为匀速直线行进^[13-14], 仿真时间共 50 s。

上述 3 种机动条件下的状态量可观测度分析

表 3 各机动条件下的“比力积分/角速度匹配”状态量可观测度分析

Table 3 Observability analysis of special force integration/angular velocity matching under different maneuvers

机动方式	可观测度											
	$\delta\phi_x'$	$\delta\phi_y'$	$\delta\phi_z'$	ρ_x^b	ρ_y^b	ρ_z^b	$\delta\epsilon_x'$	$\delta\epsilon_y'$	$\delta\epsilon_z'$	$\delta\nabla_x'$	$\delta\nabla_y'$	$\delta\nabla_z'$
常规 S 形机动	9.83	9.83	4.95	4.32	4.25	4.22	2.33	2.26	2.34	0.97	0.93	0.74
低速方位机动	8.40	8.15	4.34	3.52	3.50	4.12	1.66	1.68	1.74	0.58	0.54	0.65
起飞爬升机动	8.05	8.21	4.28	3.24	3.18	4.02	1.66	1.66	1.71	0.55	0.53	0.64

表 4 各机动条件下的“速度/角速度匹配”状态量可观测度分析

Table 4 Observability analysis of speed/angular velocity matching under different maneuvers

机动方式	可观测度											
	$\delta\phi_x'$	$\delta\phi_y'$	$\delta\phi_z'$	ρ_x^b	ρ_y^b	ρ_z^b	$\delta\epsilon_x'$	$\delta\epsilon_y'$	$\delta\epsilon_z'$	$\delta\nabla_x'$	$\delta\nabla_y'$	$\delta\nabla_z'$
常规 S 形机动	9.84	9.82	4.90	4.42	4.35	4.32	2.43	2.18	2.26	0.88	0.91	0.84
低速方位机动	7.00	7.19	3.34	3.41	3.21	3.04	1.46	1.43	1.74	0.38	0.34	0.45
起飞爬升机动	6.55	6.03	3.28	3.94	3.18	3.02	1.46	1.39	1.69	0.34	0.34	0.41

对比表 3 与表 4 可知, 常规 S 形机动条件下, “比力积分/角速度匹配”与常规“速度/角速度匹配”的状态量可观测度基本相当, 但在低速方位机动与起飞爬升机动条件下, “比力积分/角速度匹配”的状态量可观测度较“速度/角速度匹配”有明显提高, 因此低速方位机动与起飞爬升机动条件下“比力积分/角速度匹配”方式的状态量估计精度将高于“速度/角速度匹配”方式。

3 传递对准方法仿真验证

为进一步验证惯性器件精度与机动条件对传递对准方法性能的影响, 进行了传递对准数字仿真, 仿真流程如图 1 所示。

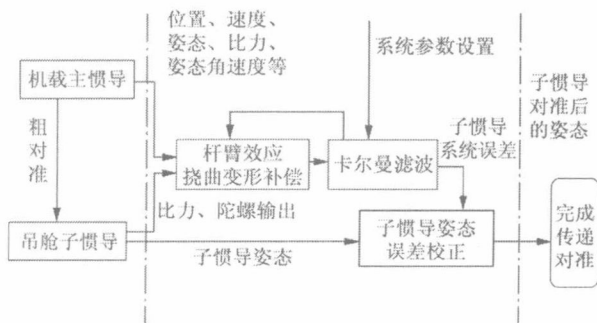


图 1 传递对准过程流程图

Fig 1 Flow chart of transfer alignment process

仿真中吊舱惯导系统安装在距机载惯导 0.5 m、0.5 m、-1.5 m (机身纵向、翼展方向、垂

结果如表 3 所示。为了便于对比分析, 对常规“速度/角速度匹配”方式也进行上述机动条件下的可观测度分析。分析结果如表 4 所示。

直机身方向) 的位置, 与机载惯导系统之间存在的安装误差角为: 横滚误差 3°、俯仰误差 2°、方位误差 3°。挠曲变形角的均方差为 0.05°, 相关时间为 1 800 s。

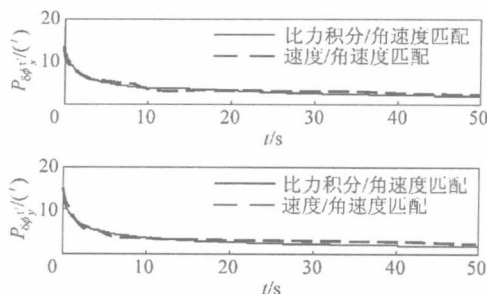
惯性器件精度与仿真航迹分别采用如下设置:

(1) 中等精度惯性器件、常规 S 形机动。陀螺仪精度为 0.05 (°)/h, 加速度计精度为 $5 \times 10^{-5} g$, 常规 S 形机动参数同 2.1 节。

(2) 中低精度惯性器件、低速方位机动。陀螺仪精度为 0.5 (°)/h, 加速度计精度为 $1 \times 10^{-4} g$, 低速方位机动参数同 2.2 节。

(3) 中低精度惯性器件、起飞爬升机动。陀螺仪精度为 0.5 (°)/h, 加速度计精度为 $1 \times 10^{-4} g$, 起飞爬升机动参数同 2.2 节。

“比力积分/角速度匹配”与“速度/角速度匹配”传递对准仿真结果如图 2~图 4 所示。图中: $P_{\delta\phi_x'}$ 、 $P_{\delta\phi_y'}$ 和 $P_{\delta\phi_z'}$ 分别表示 $\delta\phi_x'$ 、 $\delta\phi_y'$ 和 $\delta\phi_z'$ 的估计均方误差。



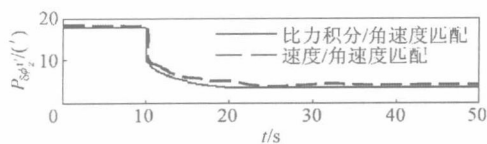


图 2 S 形机动中平台误差角估计均方误差

Fig 2 Mean-square errors of misalignments in S maneuver

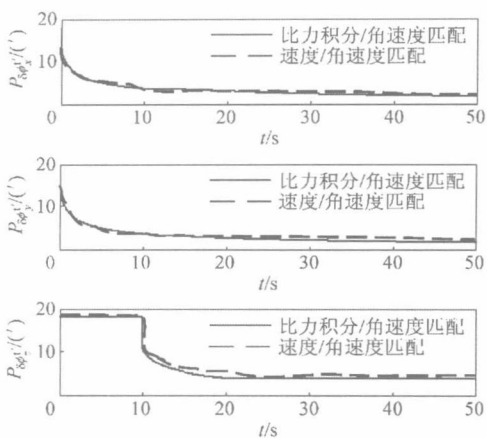


图 3 低速方位机动中平台误差角估计均方误差

Fig 3 Mean-square errors of misalignments in low-speed maneuver

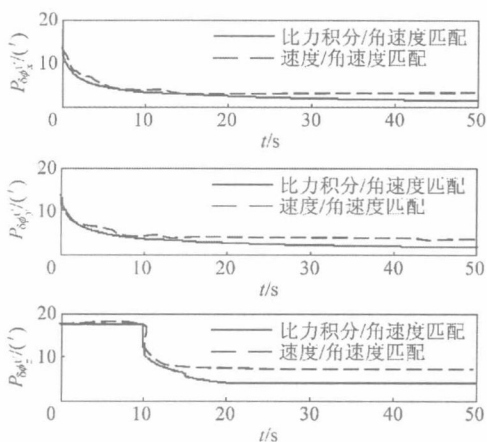


图 4 起飞爬升机动中平台误差角估计均方误差

Fig 4 Mean-square errors of misalignments in take-off and climbing maneuver

由图 2~图 4 可知:

(1) 常规 S 形机动及中等精度器件条件下,“比力积分/角速度匹配”与“速度/角速度匹配”传递对准性能基本相当,水平平台误差角估计误差在 $3'$ 左右,方位平台误差角估计误差在 $4'$ 左右。

(2) 低速方位机动与起飞爬升机动条件下,“比力积分/角速度匹配”的水平平台误差角估计误差仍保持在 $3'$ 左右,方位平台误差角估计误差在 $5'$ 左右;而“速度/角速度匹配”的水平平台误

差角估计误差在 $4'$ 左右,方位平台误差角估计误差在 $8'$ 左右,已无法满足高精度传递对准的性能要求。

综上,在惯性器件误差精度较低、载体机动性能受限的条件下,“比力积分/角速度匹配”相比常规“速度/角速度匹配”对准方式具有较高的对准精度,更适用于瞄准吊舱捷联惯导系统实现传递对准。

4 结 论

以瞄准吊舱捷联惯导系统为研究背景,针对惯性器件精度较低与载体机动方式受限的条件,提出了一种“比力积分/角速度匹配”快速传递对准方法。通过可观测度分析与数字仿真验证,证明了所提方法在陀螺仪精度较低条件下能得到 $4'$ 的对准精度,在低动态条件下具有较高的快速性,且对准精度达到 $5'$,高于常规“速度/角速度匹配”传递对准方式。该方法是一种适用于瞄准吊舱捷联惯导系统的传递对准方法,也适用于其他机动与器件精度受限条件下的对准过程,对捷联惯导传递对准技术具有重要的理论研究意义与工程应用价值,也可为基于微机电系统 (MEMS) 等技术的新型惯性系统的研究提供参考方向。

参 考 文 献

- [1] Groves P D. Optimising the transfer alignment of weapon INS[J]. Journal of Navigation, 2003, 56(2): 323-335.
- [2] 刘建业, 冷雪飞, 熊智, 等. 惯性组合导航系统的实时多级景象匹配算法[J]. 航空学报, 2007, 28(6): 1401-1407.
Liu Jianye, Leng Xuefei, Xiong Zhi, et al. Real-time multi-level scene matching algorithm for inertial integrated navigation system[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(6): 1401-1407. (in Chinese)
- [3] Lim Y C, Lyuu J. Transfer alignment error compensator design using H_∞ filter[C]// Proceedings of the American Control Conference. 2002: 1460-1465.
- [4] Noureldin A, Shin E H. Improving the performance of alignment processes of inertial measurement units utilizing adaptive pre-filtering methodology[C]// ION 58th Annual Meeting/CIGTF 21st Guidance Test Symposium. 2002: 24-26.
- [5] Hong H S, Lee J G, Park C G. Performance improvement of in-flight alignment for autonomous vehicle under large inertial heading error[J]. Radar Sonar Navigation, 2004, 151(1): 57-62.
- [6] 高青伟, 赵国荣, 王希彬, 等. 传递对准中舰载挠曲变形和杆臂效应一体化建模与仿真[J]. 航空学报, 2009, 30(11): 2172-2177.

- Gao Qingwei, Zhao Guorong, Wang Xibin, et al. Incorporate modeling and simulation of transfer alignment with flexure of carrier and lever-arm effect[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(11): 2172-2177. (in Chinese)
- [7] Gao W, Ben Y Y, Sun F, et al. Performance comparison of two filtering approaches for INS rapid transfer alignment[C] // *Proceedings of the 2007 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation*, 2007: 1956-1961.
- [8] Noureldin A, Shin E H, El-Sheimy N. Improving the performance of alignment processes of inertial measurement units utilizing adaptive pre-filtering methodology[C] // *ION 58th Annual Meeting/CIGTF 21st Guidance Test Symposium*, 2002: 63-69.
- [9] Ahn H S, Won C H. Fast alignment using rotation vector and adaptive Kalman filter[J]. *IEEE Transaction on Aerospace and Electronic System*, 2006, 42(1): 70-83.
- [10] Wendel J, Metzger J, Trommer G F. Rapid transfer alignment in the presence of time correlated measurement and system noise[R]. AIAA-2004-4778, 2004.
- [11] Lyou J, Lim Y C. Transfer alignment error compensator design based on robust state estimation[J]. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2005, 48(161): 143-151.
- [12] Ali J, Fang J C. In-flight alignment of inertial navigation system by celestial observation technique[J]. *Transactions of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2005, 22(2): 132-138.
- [13] 胡孟权, 张登成, 董彦非, 等. 高等大气飞行力学[M]. 北京: 航空工业出版社, 2007.
- Hu Mengquan, Zhang Dengcheng, Dong Yanfei, et al. *Higher atmosphere flight mechanics*[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2007. (in Chinese)
- [14] 钱伟行, 刘建业, 李荣冰, 等. INS/GNSS 组合导航系统中快速对准方法[J]. *航空学报*, 2009, 30(12): 2395-2400.
- Qian Weixing, Liu Jianye, Li Rongbing, et al. In-flight rapid alignment method of INS/GNSS integrated navigation system[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2009, 30(12): 2395-2400. (in Chinese)

作者简介:

刘建业(1957—) 男,教授,博士生导师。主要研究方向:惯性技术、卫星定位、组合导航系统。

Tel: 025-84892304

E-mail: ljyac@nuaa.edu.cn

钱伟行(1981—) 男,博士研究生。主要研究方向:惯性导航与组合导航技术。

E-mail: qianwx@nuaa.edu.cn

(编辑:孔琪颖)

采用粒子滤波的捷联惯导非线性快速初始对准算法

刘建业, 熊 剑, 赖际舟, 熊 智

(南京航空航天大学 导航研究中心, 南京 210016)

摘要: 针对常规捷联惯导静基座初始对准模型维数高, 难以保证粒子滤波实时性的问题, 提出了一种适用于粒子滤波的二位置非线性快速初始对准模型。该模型利用二位置方法消除惯性器件的常值误差, 因此无需对惯性器件误差进行状态扩展, 从而在保证对准精度的前提下降低了粒子滤波的运算量。在二位置非线性快速初始对准模型中航向角是直接可观测的, 因此可以提高航向角的对准精度和速度。仿真结果表明, 采用基于粒子滤波的二位置非线性快速初始对准方法, 水平姿态精度在 $6''$ 以内, 航向角精度为 $10'$ 以内, 还较好地满足了粒子滤波应用于捷联惯性导航系统初始对准中的实时性要求, 有效提高了初始对准的速度。

关键词: 非线性滤波; 粒子滤波; 捷联惯性导航系统; 初始对准; 静基座

中图分类号: U666.1

文献标志码: A

A SINS nonlinear fast initial alignment arithmetic using particle filter

LIU Jian-ye, XIONG Jian, LAI Ji-zhou, XIONG Zhi

(Navigation Research Center, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: In conventional stationary base initial alignment for strapdown inertial navigation, the high dimension model cannot ensure the real-time performance of particle filter. Aiming at this problem, a two-position nonlinear model suitable to particle filter is put forward in this research. With the two-position alignment method, the new model eliminates the constant error of inertial instruments and thus makes it unnecessary to extend the states of inertial instrument error. Therefore, the heavy workload of particle filter calculation will be greatly lightened while its alignment precision can still be guaranteed. In the proposed model, the heading angle is directly observable, so its alignment precision and speed will be improved. Results from the simulation show that with the proposed method, the horizontal attitude precision can be controlled within $6''$ and the heading angle precision can be limited within $10'$. Meanwhile, the real-time performance of particle filter can be satisfied, and the speed of initial alignment can also be effectively improved.

Key words: nonlinear filtering; particle filter; strapdown inertial navigation system; initial alignment; stationary base

捷联惯性导航系统 (SINS-Strapdown Inertial Navigation System) 静基座初始对准的目的是建立起载体坐标系相对于参考坐标系的初始姿态关系^[1]。初始对准误差是惯性导航系统的主要误差源之一, 是反映武器系统快速反应能力的重要技术指标。采用卡尔曼滤波器进行初始对准时, 方位失准角的对准时间长, 其根本原因在于系统的不完全可观, 初始对准的结果很大程度上依赖于系统状态的可观性。加入基座运动, 如二位置等, 能够有效提高系统状态的可观测度, 加快方位失准角的收敛速度, 取得更好的初始对准性能^[2-3]。

粒子滤波 (PF-Particle Filter) 是一种针对非线性、非高斯系统的状态估计方法, 适用于解决捷联惯导初始对准中的非线性滤波问题^[4,5]。粒子滤波的缺陷在于其计算量对系统维数极其敏感, 粒子数量随维数增加急剧增加。常规的初始对

收稿日期: 2010-06-10; 修回日期: 2010-10-11

基金项目: 国家自然科学基金 (60702003), 973 资助项目 (2009CB724002)

作者简介: 刘建业 (1957—), 男, 教授, 博导, 研究方向为惯性技术和组合导航。E-mail: ljyac@nuaa.edu.cn