

控制理论与实践

基于UKF的导弹SINS/CNS姿态估计方法

邓红, 刘光斌, 陈昊明, 邓春林

第二炮兵工程学院, 陕西 西安 710025

摘要:

针对中远程弹道导弹的特点, 在分析研究捷联惯性导航系统/天文导航系统(strapdown inertial navigation system/celestial navigation system, SINS/CNS)组合导航测量修正方案的基础上, 建立了导弹四元数运动学方程、陀螺测量模型, 星敏感器测量模型等系统方程, 将无迹卡尔曼滤波(unscented Kalman filter, UKF)算法应用于主动段关机点环境, 通过对陀螺常值漂移、一阶漂移的在线估计, 达到高精度导弹姿态的实时输出。与EKF、QUEST、MLS和捷联惯性迭代推算算法比较, 仿真结果表明了UKF算法具有更高的精度, 收敛快, 适于在无控飞行阶段的工程应用。

关键词: 无迹卡尔曼滤波 姿态确定 星敏感器 SINS/CNS组合导航

Application of missile attitude estimation based on UKF algorithm

DENG Hong, LIU Guang-bin, CHEN Hao-ming, DENG Chun-lin

The Second Artillery Engineering Inst., Xi'an 710025, China

Abstract:

Aiming at the characteristics of intermediate-long-range ballistic missiles, the system equations, namely quaternion kinematics equation, gyro measuring model and satellite sensor measuring model, etc., are established on the basis of analyzing the revised measurement scheme of SINS/CNS combined navigation. The UKF algorithm is applied to the environment of the powered phase shutdown point, so that the output value of missile's attitude achieves a high accuracy by on-line estimating the value of gyro drifts. Simulation results show that the UKF algorithm possesses a higher accuracy compared with EKF, QUEST, MLS and inertia iterative algorithms.

Keywords: unscented Kalman filter (UKF) missile attitude estimation star sensor strapdown inertial navigation system/celestial navigation system (SINS/CNS) integrated guidance system

收稿日期 修回日期 网络版发布日期

DOI: 10.3969/j.issn.1001-506X.2010.09.42

基金项目:

通讯作者:

作者简介:

作者Email:

参考文献:

本刊中的类似文章

1. 刘江¹, 陆明泉², 王忠勇¹. RBUKF算法在GPS实时定位解算中的应用[J]. 系统工程与电子技术, 2009, 31(11): 2578-2581
2. 矫媛媛¹, 周海银^{1,2}, 王炯琦¹, 潘晓刚¹. 基于MEKF的卫星姿态确定精度影响因素分析[J]. 系统工程与电子技术, 2010, 32(7): 1480-1484

扩展功能

本文信息

Supporting info

PDF(OKB)

[HTML全文]

参考文献[PDF]

参考文献

服务与反馈

把本文推荐给朋友

加入我的书架

加入引用管理器

引用本文

Email Alert

文章反馈

浏览反馈信息

本文关键词相关文章

无迹卡尔曼滤波

姿态确定

星敏感器

SINS/CNS组合导航

本文作者相关文章

PubMed