

基于扩展卡尔曼滤波的卫星组合姿态确定物理仿真技术研究

高桦, 马万宇

(哈尔滨工业大学 航天学院, 哈尔滨 150001)

摘要: 针对未来卫星应用的高精度、高可靠性定姿技术需求, 设计了卫星单轴组合姿态确定物理仿真系统; 采用太阳传感器和光纤陀螺组合定姿模式, 提出了一种扩展卡尔曼滤波组合姿态确定算法, 用 C 语言进行了实验软件设计, 系统采用 DSP 为处理器, 还设计了多传感器数据采集扩展接口; 物理仿真实验结果: 姿态确定精度优于 0.5° ; 陀螺常值漂移估计的平均值为 $3.625758e-4^\circ/\text{s}$, 证明了组合姿态确定算法的有效性和该项技术对工程应用的可行性。

关键词: 姿态确定; 扩展卡尔曼滤波; 太阳传感器; 光纤陀螺; 物理仿真

Research on Satellites Integrated Attitude Determination Physical Simulation Based on Extended Kalman Filter

Gao Hua, Ma Wanyu

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: For the requirement of high accuracy and high reliability attitude determination of coming satellites applications, the single-axis spacecrafts attitude determination physical simulation system was designed. For the sun sensors and gyros integrated mode, an attitude determination algorithm based on the extended Kalman filter was proposed. The software was designed by C language. The system was based on DSP, and a multi sensors data interface was designed. The physical Simulation results: attitude determination accuracy of better than 0.5° . The gyro constant drift estimated average of $3.625758e-4^\circ/\text{s}$, the experimental results show the effectiveness of the algorithm Attitude Determination and application of the technology for the engineering feasibility.

Key words: attitude determination; extended Kalman filter; sun sensor; fiber gyro; physical simulation

0 引言

随着对应用卫星高精度、长寿命、高可靠性的发展趋势要求, 对卫星姿态确定系统的定姿精度要求也越来越高。如对地观测卫星的指向精度从 20 世纪 70 年代到本世纪初由 1° 提高到 0.001° , 寿命也由 1 年提高到 10 年^[1], 因此高精度卫星定姿系统成为人们关注和研究的焦点之一。利用单一传感器定姿有其局限性, 已经无法满足现今飞行器对姿态信息的高精度要求。目前, 多传感器组合定姿是解决这一问题的最有效方法。使用多个姿态传感器时, 怎样利用这些姿态传感器的测量数据以及采用何种姿态确定算法, 对提高姿态测量精度有很大影响。扩展卡尔曼滤波是广泛采用的一种姿态确定算法, 可以解决现实系统的非线性问题, 充分利用组合导航姿态传感器的测量信息, 得到高精度的姿态估计值。

针对太阳传感器和光纤陀螺组合定姿模式, 采用扩展卡尔曼滤波算法, 以 DSP 为控制器, 设计和实现了卫星组合姿态确定物理仿真系统。

1 姿态确定算法

卡尔曼滤波是一种线性、无偏的, 以估计误差的方差最小作为准则的最优状态估计方法, 适用于对多维随机过程的估计。卡尔曼滤波理论只适用于线性系统, 并且要求测量系统也必须是线性的。然而, 工程实践中所遇到的物理系统数学模型

往往是非线性的, 既系统方程是非线性的, 或系统方程和测量方程均是非线性的。对于一般的非线性系统, 在理论上还很难找到一种严格的递推滤波算法, 通常都是用近似方法来解决非线性滤波问题, 方法一般有两种, 一种方法是围绕标称状态进行线性化, 另外一种方法是围绕最优状态估值进行线性化。基于泰勒级数展开的一阶近似, 采用第二种线性化方法得到的滤波方法称为扩展卡尔曼滤波 (EKF: Extended Kalman Filter), 它在工程中得到了广泛的应用^[2]。对于单轴的卫星姿态确定实验系统, 建立其姿态运动学模型:

$$\begin{cases} \dot{\theta} = \omega + b + \Delta b \\ \Delta \dot{b} = 0 \end{cases} \quad (1)$$

式中, θ 为姿态角, ω 为陀螺测得的角速度值, b 为陀螺的常值漂移误差, Δb 为常值漂移的估计误差。

太阳传感器是角度传感器, 其输出值即为姿态角度值。

由此可以得到单轴姿态估计器模型为:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{X}}(t) = \mathbf{F}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{G}(t)\mathbf{W} \\ \mathbf{Z}(t) = \mathbf{H}(t)\mathbf{X}(t) \end{cases} \quad (2)$$

式中, $\mathbf{X} = [\theta \ \Delta b]^T_{2 \times 1}$, $\mathbf{Z} = \theta$, $\mathbf{F}(t) = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$, $\mathbf{G}(t) = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$, $\mathbf{H}(t) = [1 \ 0]$, $\mathbf{W} = [\omega + b \ 0]^T$ 。

根据以上模型, 则可以利用卡尔曼滤波方程对单轴姿态进行估计, 其过程如下:

(1) 利用 t_k 时刻的值预算时刻 t_{k+1} 的状态值 $\mathbf{X}^-(t_{k+1})$ 和一步预测协方差阵 $\mathbf{P}^-(t_{k+1})$ 。

$$\mathbf{P}^-(t_{k+1}) = \boldsymbol{\varphi}(\Delta t)\mathbf{P}^+(t_k)\boldsymbol{\varphi}^T(\Delta t) + \mathbf{Q}(t_k) \quad (3)$$

收稿日期: 2014-01-05; 修回日期: 2014-03-01。

作者简介: 高桦 (1958-), 男, 副教授, 主要从事飞行器导航控制与仿真技术方向的研究。

式中, $\varphi(\Delta t)$ 为滤波状态转移矩阵, $Q(t_k)$ 为系统状态噪声矩阵:

$$\varphi(\Delta t) = e^{F(t_k)\Delta t} \approx I + F(t_k)\Delta t \quad (4)$$

(2) 在获得太阳敏感器的测量值后, 根据推广卡尔曼滤波法对状态变量进行更新计算, 获得 t_{k+1} 时刻的状态更新值:

$$K(t_{k+1}) = P^-(t_{k+1})H^T(t_{k+1})[H(t_{k+1})P^-(t_{k+1})H^T(t_{k+1}) + R(t_{k+1})]^{-1} \quad (5)$$

$$P^+(t_{k+1}) = [I - K(t_{k+1})H(t_{k+1})]P^-(t_{k+1})[I - K(t_{k+1})H(t_{k+1})]^T + K(t_{k+1})R(t_{k+1})K^T(t_{k+1}) \quad (6)$$

$$X^+(t_{k+1}) = X^-(t_{k+1}) + K(t_{k+1})Z(t_{k+1}) \quad (7)$$

$$b(t_{k+1}) = b(t_k) + \Delta b(t_{k+1}) \quad (8)$$

式中, $R(t_{k+1})$ 为系统观测噪声矩阵。

2 卫星组合姿态确定仿真系统设计

卫星组合姿态确定系统主要包括单轴气浮转台、姿态敏感器、控制器和姿态确定软件 4 个部分组成。其中姿态敏感器包括太阳敏感器和光纤陀螺, 以陀螺数据为主要的姿态信息, 用太阳敏感器数据对陀螺信息进行修正。系统采用 DSP 为主处理器, DSP 型号为 TMS320C6713。由于系统采用两个姿态敏感器, 所以还对 DSP 进行 RS232 串行数据接口扩展设计和实现。实验系统的结构原理框图如图 1 所示^[3]。

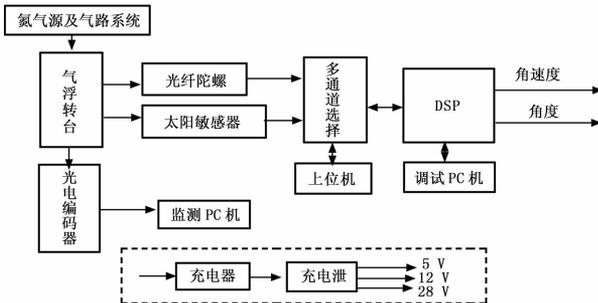


图 1 姿态确定系统结构图

速率陀螺采用的型号为 DSP-5000, 它是一种单轴的光纤速率传感器。输出数据格式为字符形式表示的浮点数, 性能如表 1 所示。

表 1 光纤陀螺主要技术指标

项目	指标
最大量程	$\pm 500^\circ/\text{s}$
测量精度	$0.0015^\circ(1\sigma)$
测量速率	$100^\circ/\text{s}$
通讯接口	RS-232
波特率	38 400
工作电压	+5 V DC
工作温度	$-40 \sim +75^\circ\text{C}$

太阳敏感器型号为 TSMD05C 型, 主要用于测量太阳入射光的双轴方位角度。其性能指标见表 2。

表 2 太阳敏感器主要技术指标

项目	指标
测量范围	$\pm 60^\circ$
测量精度	$0.5^\circ(3\sigma)$
通讯接口	RS-232
波特率	9 600
工作电压	+5 V DC
工作温度	$-20 \sim +40^\circ\text{C}$

3 卫星组合姿态确定系统物理仿真系统软件设计

卫星姿态确定物理仿真系统软件主要实现以下几个功能: (1) 能够对多个敏感器进行选择控制; (2) 能够完成对光纤陀螺和太阳敏感器的数据采集和处理; (3) 在得到敏感器测量信息后, 立即执行单轴姿态确定算法, 并利用估计出的误差量对系统进行补偿, 实时解算出转台的角度和角加速度等信息。

软件编程上采用模块化处理, 以姿态确定算法为主模块, 其他还包括太阳敏感器数采与处理模块、光纤陀螺数采及处理模块、多通道选择程序等等。仿真软件采用系统语言 C 语言编程设计实现, 软件总体流程如图 2 所示。

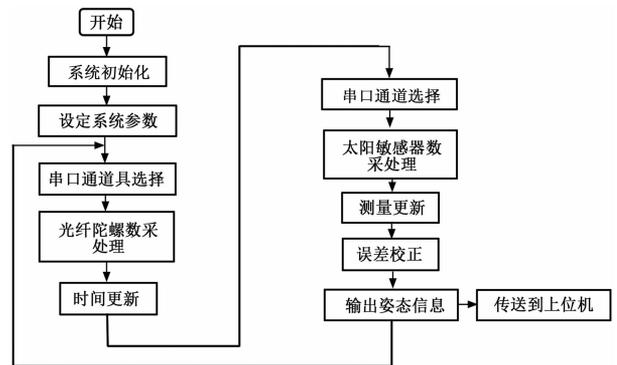


图 2 实验系统软件总体流程图

太阳敏感器的输出数据格式为: 4 字节 IEEE 浮点数 (α 方向) + 4 字节 IEEE 浮点数 (β 方向), 可按字符形式接收。敏感器没有对数据的首位或末位进行标定, 因此首先对其 8 位数据全部接收, 然后提取其前 4 位, 对 IEEE 浮点数进行处理, 输出浮点数, 即转台当前的角度值。太阳敏感器数据采集与处理软件设计如图 3 所示。

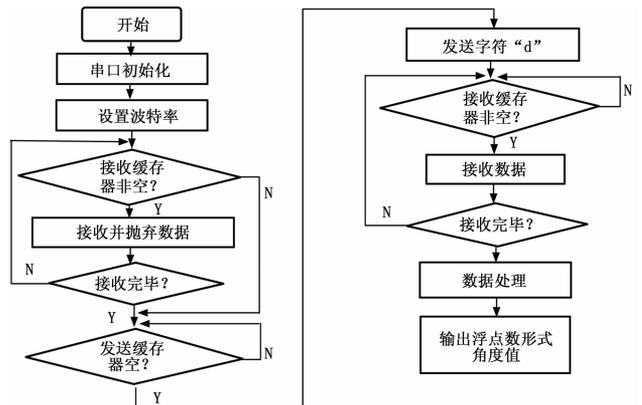


图 3 太阳敏感器数采及处理软件流程图

光纤陀螺产生的数据形式为字符串, 提供了数据有效判断位和数据结束位, 在接收到有效数据后还要对其进行数据类型转换。软件流程如图 4 所示。

DSP 通过向 McBSP 的 SPCR 寄存器和 PCR 寄存器写数据来控制通用 I/O 口的管脚状态, 进而控制通道选择^[4]。

4 实验结果与分析

设姿态估计角初值为 0.1° , 陀螺常值漂移估计初值为 $0^\circ/\text{s}$, 真实角度值为 5.098713° 。采样周期为 0.1 s , 仿真时间为 200 s 。对实验数据进行 20 s 取样如表 3 所示。图 5 和图 6 分别是姿态估计曲线图和陀螺常值漂移估计曲线图, 从图中可直观看出姿态确定系统的仿真实验效果。

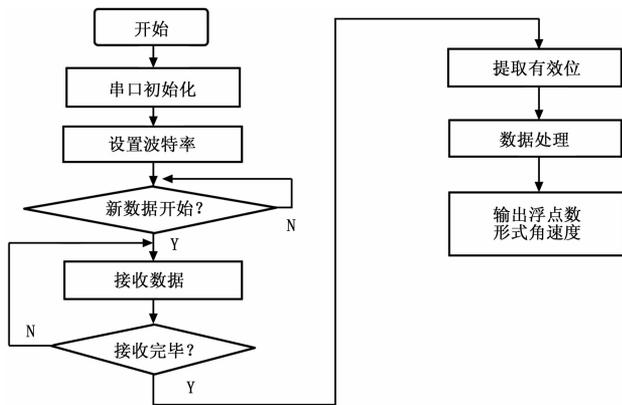


图 4 光纤陀螺数采及处理软件流程图

表 3 实验数据抽样结果

时间 (s)	姿态角估计值 (deg)	陀螺常值漂移估计值 (deg/s)
20	5.012 359	0.000 969
40	5.124 270	-5.90e-05
60	5.006 294	5.70e-05
80	5.192 151	-0.000 396
100	4.592 440	0.001 695
120	5.250 754	-0.000 462
140	5.099 051	0.000 977
160	4.951 328	0.000 433
180	5.002 199	6.90e-05
200	5.179 318	-4.90e-05

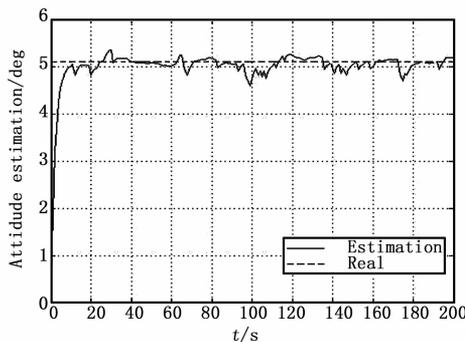


图 5 姿态估计曲线

通过实验结果, 可以得到如下的结论:

(1) 基于太阳传感器和光纤陀螺的姿态确定实验系统的设计是可行的, 姿态确定算法有效, 达到了预期的效果;

(2) 物理仿真姿态确定精度优于 0.5° 。陀螺常值漂移估计的平均值为 $3.625\ 758e-4^\circ/s$ 。

(3) 从实验结果可以看出, 实验还存在误差。误差来源一方面是由于太阳传感器对实验环境要求较高, 杂光源对于太阳传感器的测量精度会产生较大影响; 陀螺漂移修正后也会存在误差, 算法也会产生计算误差等。

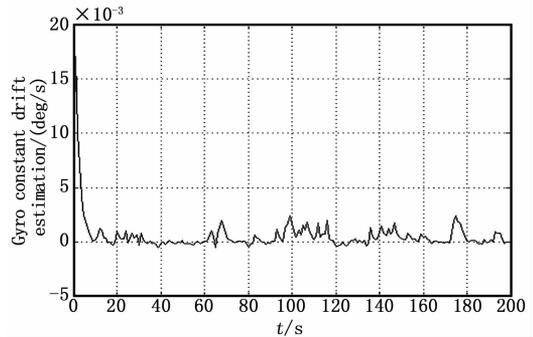


图 6 陀螺常值漂移估计曲线

5 结论

设计和实现了卫星组合姿态确定物理仿真系统。应用了扩展卡尔曼滤波定姿算法, 采用光纤陀螺和太阳传感器作为组合定姿传感器, 控制器为 DSP, 实验平台为单轴气浮转台。物理仿真实验结果说明, 该项系统设计是可行的, 能够实现太阳传感器和陀螺的优势互补, 提高了定姿精度, 该项技术对从事卫星组合姿态确定系统的工程实现和相关科研工作有一定的参考价值。

参考文献:

[1] 施少范. 国外对地观测卫星高精度姿态控制系统研究 [J]. 上海航天, 2000, (6): 49-53.
 [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, 1998.
 [3] 高 桦, 钟 昊. 飞行器姿态大角度机动联合控制物理仿真技术研究 [J]. 计算机测量与控制, 2010, 18 (10): 2315-2317.
 [4] 任丽香, 马淑芬, 李方慧. TMS320C6000 系列 DSPs 的原理和应用 [M]. 北京: 电子工业出版社, 2000.

(上接第 1628 页)

[5] 陈 晶, 孔令富, 潘 勋. 结合预测机制和 QoS 约束的网络资源调度算法的研究 [J]. 计算机研究与发展, 2008, 45 (s): 11-16.
 [6] Koomey J G. Estimating total power consumption by servers in the US and the world [R], 2007.
 [7] 刘 永, 王新华, 王 朕, 等. 节能及信任驱动的虚拟机资源调度 [J]. 计算机应用研究, 2012, 29 (7): 2479-2483.
 [8] 师雪霖, 徐 恪. 云虚拟机资源分配的效用最大化模型 [J]. 计算机学报, 2013, 36 (2): 252-262.
 [9] 邓传华, 范通让, 高 峰. Hadoop 下基于统计最优的资源调度算

法 [J]. 计算机应用研究, 2013, 30 (2): 417-422.
 [10] 张水平, 邹海艳. 基于元胞自动机遗传算法的云资源调度 [J]. 计算机工程, 2012, 38 (11): 11-13.
 [11] 周文俊, 曹 健. 基于预测及蚁群算法的云资源调度策略 [J]. 2012, 29 (9): 239-242.
 [12] 单 良, 强 浩, 李 军. 基于 Tent 映射的混沌优化算法 [J]. 控制与决策, 2005, 20 (2): 179-182.
 [13] 王永贵, 韩瑞莲. 基于改进蚁群算法的云环境任务调度研究 [J]. 计算机测量与控制, 2011, 19 (5): 1203-1211.