

基于数据拟合插值的自适应姿态估计算法

闫志翔¹, 姚敏立¹, 赵建伟¹, 陈叶菁², 田方浩¹

(1. 第二炮兵工程大学, 西安 710025; 2. 中国人民解放军 95880 部队, 北京 102208)

摘要: 针对高精度惯导输出信息的频率有限, 不能很好地满足移动卫星通信控制精度的问题, 提出了一种基于数据拟合插值的 Sage-Husa 自适应卡尔曼滤波姿态估计算法。通过采用三次样条插值提高高精度惯导输出数据的频率, 增加系统单位时间内的估计次数; 通过自适应卡尔曼滤波算法不断修正滤波误差, 避免系统因参数匹配不当引起的滤波发散。实验结果表明, 数据拟合插值弥补了系统数据更新频率低的不足, 自适应滤波提升了系统应对不同环境的鲁棒性。天线波束姿态估计精度和测控精度也得到明显提高, 满足宽带移动卫星通信的波束指向需求。

关键词: 高精度惯导; 卫星通信; 样条插值; 姿态估计

中图分类号: TN927 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2015)11-0014-05

Attitude Estimation with Adaptive Kalman Filtering Based on Data Fitting Interpolation

YAN Zhi-xiang¹, YAO Min-li¹, ZHAO Jian-wei¹, CHEN Ye-jing², TIAN Fang-hao¹

(1. The Second Artillery Engineering University, Xi'an 710025, China; 2. No. 95880 Unit of PLA, Beijing 102208, China)

Abstract: The output frequency of signal in high-precision inertial navigation is limited, which is difficult to meet the accuracy requirement of control system for mobile satellite communications. To solve the problem, an attitude estimation algorithm with Sage-Husa adaptive Kalman filter based on data fitting interpolation is presented. It uses cubic spline interpolation to increase the output frequency of attitude information and increase the system estimation times per unit interval. The adaptive Kalman filter algorithm is used for constantly revising the filtering error and avoiding the possible filter divergence caused by system parameter mismatching. The experiment result shows that: 1) Data fitting interpolation can make up for the deficiency of the high-precision inertial navigation in data update frequency, and the adaptive filtering can improve the robustness of the system to different environment; and 2) The attitude estimation and control accuracy of antenna beam attitude are improved significantly, which can satisfy the beam pointing needs of broadband mobile satellite communications.

Key words: high-precision inertial navigation; satellite communications; cubic spline interpolation; attitude estimation

0 引言

宽带移动卫星通信系统, 即动中通, 是通信领域迅速发展起来的一种基于固定卫星通信频段的移动卫星通信系统, 它通信能力强、保密性好、信息容量大、隐蔽性较好, 被广泛用于军事领域的战术指挥、协同作战,

以及民用领域的应急通信、视频转播等^[1]。动中通在工作时, 要时刻保持通信链路的畅通, 即隔离载体动态对天线波束指向的影响, 而 Ku 频段的动中天线的波束较窄, 对波束的控制精度要求较高(1°以内)。为了满足动中通的精度要求, 国内外一般都采用高精度的航姿参考系统 (Attitude and Heading Reference System, AHRS) 对载体实时动态进行估计。但是由于其输出的频率较低, 有些惯导的输出频率只有 50 Hz, 即周期为 Δt (取 1/50 s)。而信号还原的精确度与单位时间内的采样点数有关, 采样频率越高, 重建的信号就越接近于原始信号。尤其在系统处于高动态情况下, 在高精度

收稿日期: 2014-12-15 修回日期: 2015-01-08

基金项目: 国家自然科学基金 (61179004, 61179005)

作者简介: 闫志翔 (1992—), 男, 山西临汾人, 硕士生, 研究方向为宽带移动卫星通信与智能天线技术。

惯导的输出姿态信息的周期内,方位角、俯仰角的变化量将超过天线波束指向偏差的指向精度范围(方位偏差小于 0.2° ,俯仰偏差小于 0.3°)。因此,为提高天线姿态估计的精度,保证天线的控制精度,对高精度惯导输出的数据拟合插值有相当重要的现实意义。

现阶段常用的插值算法有很多^[2],比较典型的有牛顿插值算法(Newton Interpolating Algorithm)和邻近插值(Nearest Interpolating Algorithm),它们的插值结果近似于方波,平滑性较差,不利于滤波过程中的数据处理。另外,一般常用的插值方法,如线性插值(Linear Interpolating Algorithm)是采用直线将相邻的数据点相连,数据不够平滑,不能反映姿态运动的真实状态,滤波结果存在较大误差。近年来,立方插值(Cubic Interpolating Algorithm)也是研究热点,它通常用于满足三阶多项式的数据之间的插值,条件局限且执行速度较慢,虽然插值精度较高,但不利于进行快速实时的姿态估计。而三次样条插值^[3](Cubic Spline Interpolating Algorithm)的出现很好地解决了插值结果过渡性大、数据不够平滑以及波动性较大等一系列问题,它是建立在样条插值和立方插值基础上的一种插值方法,执行速度适中,精度较高,数据较平滑,插值结果能较好地逼近天线姿态的动态轨迹。而且插值函数至少具有相同的一阶和二阶导数。

本文提出了一种拟合插值自适应姿态估计算法,该算法结合了三次样条插值可有效地进行数据的拟合插值以及自适应卡尔曼滤波能够实时快速地进行姿态估计的特点,有效增加了惯导输出数据频率,提高了天线姿态估计精度以及测控系统的控制精度。

1 三次样条插值

三次样条插值是通过一系列形值点的一条光滑曲线,通过求解三弯矩方程组得出曲线函数组的过程。根据三弯矩矩阵的相关理论可知,给出插值点上的函数值就可以构造一个整体上具有二阶微商的插值函数,并且在联接处具有一阶和二阶连续微商^[4]。

设在区间 $[a, b]$ 上取 $n+1$ 个节点, $a = x_0 < x_1 < x_2 < \dots < x_{n-1} < x_n = b$,给定这些点上的函数值,应满足下列条件:1) $s(x_i) = y_i, i = 0, 1, 2, \dots, n$; 2) 在每个小区间 $[x_i, x_{i+1}]$ 上是一个三次多项式,并且满足这些条件: $s(x_i) = y_i, s(x_{i+1}) = y_{i+1}, s'(x_i) = m_i, s'(x_{i+1}) = m_{i+1}$; 3) $s(x) \in C_{[a, b]}^2$ 。

利用 Hermite 插值公式计算出区间 $[x_i, x_{i+1}]$ 上的三次样条函数 $s(x)$ 的插值函数

$$s(x) = \left(1 + 2 \frac{x - x_i}{x_{i+1} - x_i}\right) \left(\frac{x - x_{i+1}}{x_i - x_{i+1}}\right)^2 y_i +$$

$$\left(1 + 2 \frac{x - x_{i+1}}{x_i - x_{i+1}}\right) \left(\frac{x - x_i}{x_{i+1} - x_i}\right)^2 y_{i+1} + (x - x_i) \cdot \left(\frac{x - x_{i+1}}{x_i - x_{i+1}}\right)^2 m_i + (x - x_{i+1}) \left(\frac{x - x_i}{x_{i+1} - x_i}\right)^2 m_{i+1} \quad (1)$$

利用其二阶连续微商的性质可得

$$s''(x) = \left(\frac{6}{h_i} - \frac{12}{h_i^3}(x_{i+1} - x_i)\right) y_i + \left(\frac{6}{h_i} - \frac{12}{h_i^3}(x - x_i)\right) y_{i+1} + \left(\frac{2}{h_i} - \frac{6}{h_i^2}(x_{i+1} - x_i)\right) m_i - \left(\frac{2}{h_i} - \frac{6}{h_i^2}(x_{i+1} - x_i)\right) m_{i+1} \quad (2)$$

式中, $h_i = x_{i+1} - x_i$; $s(x)$ 是在区间 $[x_i, x_{i+1}]$ 上的三次多项式,在区间 $[x_i, x_{i+1}]$ 上点 x_i 的右微商记为 $s''(x_i^+)$,区间 $[x_{i-1}, x_i]$ 上点 x_i 的左微商记为 $s''(x_i^-)$,令

$$s''(x_i^+) = s''(x_i^-) \quad (3)$$

将式(3)整理可以得到方程组^[5]

$$(1 - \alpha_i) m_i + 2m_i + \alpha_i m_{i+1} = \beta_i \quad (4)$$

式中: $\beta_i = 3 \left(\frac{1 - \alpha_i}{h_{i-1}}(y_i - y_{i-1}) + \frac{\alpha_i}{h_i}(y_{i+1} - y_i)\right)$; $\alpha_i =$

$\frac{h_{i-1}}{h_{i-1} + h_i}$ 。式(4)作为关于 $n+1$ 个未知量 $m_0, m_1, m_2, \dots, m_{n-1}, m_n$ 的 $n-1$ 个线性方程组,还需添加一个边界条件,一般默认端点处函数的一阶导数和二阶导数都为零。

曲线两 endpoint x_0, x_n 处的切线斜率已知,方程组就成了具有 $n-1$ 个未知量 $m_0, m_1, m_2, \dots, m_{n-1}, m_n$ 的方程组的解,而且它的解唯一^[6]。

三次样条函数当插值点逐渐加密时,不但样条函数收敛于函数本身,而且其微商也收敛于函数微商值,比多项式插值结果效果优越。利用拟合插值自适应姿态估计算法进行数据的预处理,然后进行姿态估计解算完成对天线姿态的估计。

2 Sage-Husa 自适应卡尔曼滤波

自适应滤波能将系统在行进过程中因突发情况造成的数据干扰及时修正,适应不同环境下的动态姿态估计,而且能够有效利用样条插值所得到的结果准确预测天线波束的指向,从而达到降低模型误差、抑制滤波发散、提高滤波精度的目的^[7]。

假设系统为定常运动,目标运动方程^[8]为

$$\begin{cases} \mathbf{X}_k = \boldsymbol{\Phi} \mathbf{X}_{k-1} + \mathbf{W}_{k-1} \\ \mathbf{Z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{X}_k + \mathbf{V}_k \end{cases} \quad (5)$$

式中: \mathbf{X}_k 为系统的 n 维状态向量; \mathbf{Z}_k 为系统的 m 维观测序列; $\boldsymbol{\Phi}$ 为系统的 $n \times n$ 维状态转移矩阵; \mathbf{H}_k 为 $m \times n$ 维观测矩阵; \mathbf{W}_{k-1} 和 \mathbf{V}_k 为相互独立的带时变均值和协方差矩阵的正态白噪声序列,其统计特性为

$$\begin{cases} E[\mathbf{W}_k] = \mathbf{q}_k \\ E[(\mathbf{W}_k - \mathbf{q}_k)(\mathbf{W}_j - \mathbf{q}_j)^T] = \mathbf{Q}_k \delta_{kj} \\ E[\mathbf{V}_k] = \mathbf{r}_k \\ E[(\mathbf{V}_k - \mathbf{r}_k)(\mathbf{V}_j - \mathbf{r}_j)^T] = \mathbf{R}_k \delta_{kj} \\ E[(\mathbf{W}_k - \mathbf{q}_k)(\mathbf{V}_j - \mathbf{r}_j)^T] = 0 \end{cases} \quad (6)$$

Sage-Husa 自适应算法是建立在卡尔曼滤波的基础之上的解决办法

$$\hat{\mathbf{X}}_k = \mathbf{X}_{k,k-1} + \mathbf{K}_k \hat{\mathbf{Z}}_k \quad (7)$$

式中, $\hat{\mathbf{X}}_{k,k-1}$ 为状态的一步预测值, 其算式为

$$\hat{\mathbf{X}}_{k,k-1} = \boldsymbol{\phi} \hat{\mathbf{X}}_{k-1} + \hat{\mathbf{q}}_k \quad (8)$$

增益阵为

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_{k,k-1} \mathbf{H}_k [\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k,k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k]^{-1} \quad (9)$$

预测误差协方差阵为

$$\mathbf{P}_{k,k-1} = \boldsymbol{\phi}_{k,k-1} \mathbf{P}_{k-1} \boldsymbol{\phi}_{k,k-1}^T + \hat{\mathbf{Q}}_{k-1} \quad (10)$$

状态估计误差协方差阵为

$$\mathbf{P}_k = [\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k] \mathbf{P}_{k,k-1} \quad (11)$$

残差序列为

$$\hat{\mathbf{Z}}_k = \mathbf{Z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{X}}_{k,k-1} - \hat{\mathbf{r}}_k \quad (12)$$

上述式中: $\hat{\mathbf{r}}_k$, $\hat{\mathbf{R}}_k$, $\hat{\mathbf{q}}_k$ 和 $\hat{\mathbf{Q}}_k$ 由时变噪声统计估计值递推获得

$$\begin{cases} \hat{\mathbf{r}}_{k+1} = (1 - d_k) \hat{\mathbf{r}}_k + d_k (\mathbf{Z}_{k+1} - \mathbf{H}_{k+1} \hat{\mathbf{X}}_{k+1,k}) \\ \hat{\mathbf{R}}_{k+1} = (\tilde{\mathbf{Z}}_{k+1} \tilde{\mathbf{Z}}_{k+1}^T - \mathbf{H}_{k+1} \mathbf{P}_{k+1} \mathbf{H}_{k+1}^T) \\ \hat{\mathbf{q}}_{k+1} = (1 - d_k) \hat{\mathbf{q}}_k + d_k (\hat{\mathbf{X}}_{k+1} - \boldsymbol{\phi}_{k+1,k} \hat{\mathbf{X}}_k) \\ \hat{\mathbf{Q}}_{k+1} = (1 - d_k) \hat{\mathbf{Q}}_k + d_k (\mathbf{K}_{k+1} \tilde{\mathbf{Z}}_{k+1} \tilde{\mathbf{Z}}_{k+1}^T \mathbf{K}_{k+1}^T + \mathbf{P}_{k+1} - \boldsymbol{\phi}_{k+1,k} \mathbf{P}_k \boldsymbol{\phi}_{k+1,k}^T) \end{cases} \quad (13)$$

式中, $d_k = (1 - b)/(1 - b^k)$, $0 < b < 1$, 为遗忘因子, 通过量测值不断修正预测值。

自适应滤波可以根据载体的动态特性及时调整参数的大小, 实现参数的有效匹配^[9]。一方面有效提高了姿态估计的准确性; 另一方面提高了动中通的适应能力以及生存能力, 极大地促进了动中通的推广和发展。拟合插值算法的实现是在自适应卡尔曼滤波基础上的一种改进, 是将数据预处理后实现姿态估计的应用创新。

3 系统实现

3.1 稳定隔离方程

利用插值算法进行自适应滤波算法需要隔离外部环境对天线波束指向的影响。因此, 还要对高精度惯导输出的姿态信息进行预处理, 得到指向角和前馈角速率, 进行系统的稳定隔离, 同时利用插值算法进行插值运算。

稳定隔离方程^[10]就是为了隔离角速度通过天线座的摩擦约束和几何约束向天线板耦合导致的扰动现象。

这种现象可以通过载体坐标系 b 、天线方位坐标系 a 、天线波束指向坐标系 f 三者之间的相互旋转关系来表示, b, a, f 三者之间的旋转关系如图 1 所示。

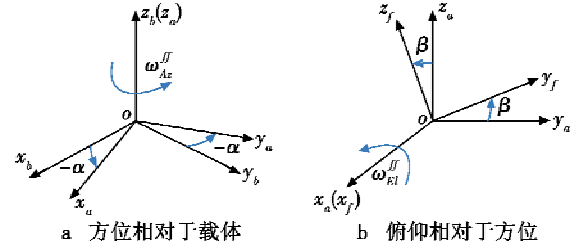


图1 坐标旋转示意图

Fig. 1 Coordinates rotation

根据文献[11]中的方法, 由 AHRS 中速率陀螺测得的载体角速率 $\boldsymbol{\omega}_{ib}(t) = (\omega_{ibx} \ \omega_{iby} \ \omega_{ibz})^T$, 可得方位、俯仰的补偿速率为^[12]

$$\begin{cases} \omega_{Az}^f = (\omega_{ibx} \sin \alpha + \omega_{iby} \cos \alpha) \tan \beta - \omega_{ibz} \\ \omega_{Ez}^f = -\omega_{ibx} \cos \alpha + \omega_{iby} \sin \alpha \end{cases} \quad (14)$$

稳定隔离方程可以有效隔离波束指向产生的扰动角速度, 实现速度环的补偿, 为自适应卡尔曼滤波进行姿态估计提供了稳定的外部环境。

3.2 系统数据的预处理

由于 AHRS 输出的姿态信息值受外界环境的影响, 在某些突发情况下, 数据的采集会出现一些野值点, 与原始数据的偏差很大, 当进行插值运算时, 野值点的出现将导致插值结果严重偏离预先的轨迹。因此要对数据进行预处理, 采用一定的门限 ξ , 当某些野值点 k 的值与点 $k-1, k+1$ 的差值都大于 ξ , 即 $X_{k+1} - X_k \geq \xi$ 且 $X_{k-1} - X_k \geq \xi$ 时, 即认为这样的数据点为野值点, 采用模糊定义值, 令

$$X_k = (X_{k-1} + X_{k+1})/2 \quad (15)$$

这样能有效地克服野值点对预测结果的影响, 减小插值的误差, 避免系统估计中存在的偶然现象对系统估计结果的影响, 从而有效验证插值算法在移动卫星天线测控系统中的有效性。

4 实验分析

实验选用星网宇达公司出品的型号为 XW-G15700 的 GPS/INS (包含 3 个正交放置的陀螺以及 3 个加速度计), 将单基线 GPS 产品 XW-ADU3601 和 XW-ADU7612 (组合导航测姿装备) 固联并一同安装在载体上, 作为算法的基准。安装方法如图 2 所示。

实验载体与实验路径如图 3 所示, 在空旷的操场环道上进行实验, 单基线 GPS 始终保持锁定。

利用本文提出的拟合插值自适应姿态估计算法先对高精度惯导的输出值进行插值,图 4 为不同插值方法对高精度惯导的输出数据插值结果。

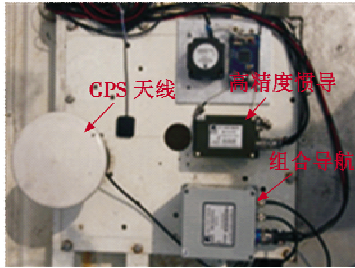


图 2 平台安装示意图

Fig. 2 Diagram of platform installation



图 3 实验载体图和实验路径图

Fig. 3 Experimental carrier and road map

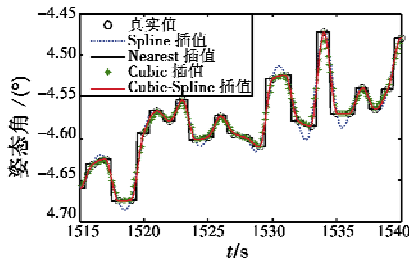


图 4 不同插值方法的插值结果

Fig. 4 Interpolation results of different methods

从图 4 中可以看出,样条插值过度平滑会造成拟合曲线波动较大,偏离姿态运动轨迹的程度明显,立方插值在插值节点处过度性比较快,而三次样条插值结果比较平滑,而且更接近于姿态变化的真实情况。其原因就在于它将插值空间分为若干小区间进行逼近,而且在每个插值小区间都按照 Hermite 插值公式进行拟合,因此其插值结果更接近真实值。

实验的原始数据经插值后得到的结果见图 5,通过插值函数抽样可得出比高精度惯导更高频率的数据。

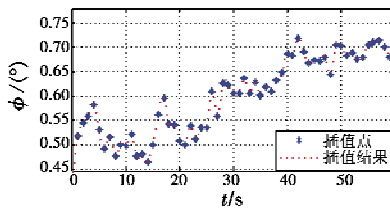


图 5 高精度惯导数据的插值结果

Fig. 5 INS data interpolation results

自适应卡尔曼滤波进行天线姿态估计的结果如图 6 所示。从图中可以看出,滤波结果已经达到跟踪目标的效果,姿态估计结果与组合导航的结果有相似的动态变化情况,精度基本能够满足动中通的姿态估计的要求,但在高动态条件下,滤波的估计精度较差。

在此基础上,本文结合三次样条插值和自适应姿态估计算法的特点,针对高精度惯导输出数据频率低的情况,提出拟合插值姿态估计算法。通过与插值前自适应姿态估计算法相比可以看出,插值后姿态估计的误差明显变小,改善了自适应在动中通应用中的性能,如图 7 所示。

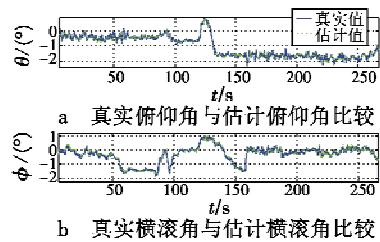


图 6 自适应卡尔曼滤波姿态估计

Fig. 6 AKF attitude estimation

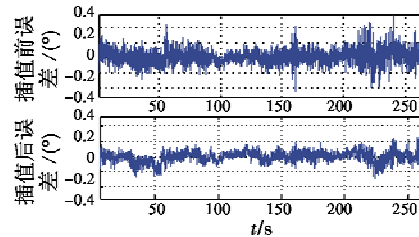


图 7 拟合插值算法与 AKF 俯仰角误差比较图

Fig. 7 Pitch angle attitude estimation error

从图 7 中可以看出,插值可以有效减小估计误差,插值前俯仰角的期望为 0.02080° ,标准差为 0.01285 ;插值后的俯仰角期望为 -0.00393° ,标准差为 0.00476 。插值的效果明显,有效减小了姿态估计的误差。

拟合插值算法与 AKF 横滚角误差比较如图 8 所示。

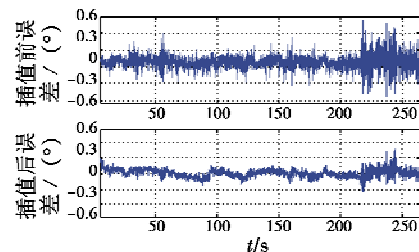


图 8 拟合插值算法与 AKF 横滚角误差比较图

Fig. 8 Roll angle attitude estimation error

从图 8 可以看出,横滚角的估计误差明显减小,仿真结果显示插值前期望为 0.03159° ,标准差为 0.01375 ;变为插值后横滚角期望为 0.02305° ,标准差为 0.00796 。横滚角的估计误差明显减小,插值效果显著。

值得注意的是,当载体处于高动态情况下(220 s 以后),载体姿态的变化率较大,此时原有的采样率不能完全地描述载体的姿态变化,这势必会导致姿态估计的效果变差,而通过插值能够有效地减少高动态情况下姿态估计的动态误差。

图 9 所示是图 8 中 220 s 以后的局部放大图。由图可见,通过拟合插值姿态估计算法有效提高了高精度惯导输出数据的频率,进而增加了系统单位时间内的估计次数,使得姿态角的估计精度在高动态情况下有了显著提高。姿态估计误差在 $\pm 0.5^\circ$ 范围内,较好地满足了移动卫星测控系统的控制精度需求。

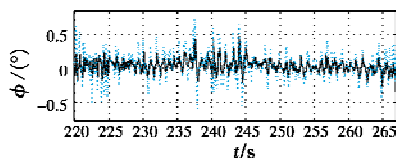


图 9 强机动情况下拟合插值算法与 AKF 误差比较

Fig. 9 Interpolation error under strong maneuvering

5 结束语

为了解决高精度惯导输出信息的频率较低、姿态估计精度易受外部环境的影响等问题,本文提出了一种拟合插值姿态估计算法。该算法在自适应卡尔曼滤波的基础上加入了三次样条插值,可有效提高高精度惯导输出数据的频率,增加系统单位时间内的滤波次数,增强系统适应环境的能力,进而提高了天线波束的指向精度。实测数据验证结果表明:提出的算法不仅估计精度高,而且还具有更高的强机动适应能力,更好地满足了宽带移动卫星通信波束指向要求。

参考文献

- [1] 闫林波,贾维敏,姚敏立,等. 基于扩展卡尔曼滤波的动中通低成本姿态估计[J]. 电光与控制, 2013, 20(7): 53-57. (YAN L B, JIA W M, YAO M L, et al. Low-cost attitude estimation based on the extended Kalman filtering on-the-move [J]. Electronic Optics & Control, 2013, 20(7): 53-57.)
- [2] 王贇坤,彭湘晖. 几种常用插值方法比较分析[J]. 黑龙江水利科技, 2008, 36(1): 62-63. (WANG Y K, PENG X H. Several common interpolation arithmetic [J]. Heilongjiang Science and Technology of Water Conservancy, 2008, 36(1): 62-63.)
- [3] 徐翠薇. 计算方法引论[M]. 北京: 高等教育出版社, 1985. (XU C W. Calculation method [M]. Beijing: Higher Education Press, 1985.)
- [4] JIN Y, HE Y, FU J, et al. A fine-interpolation-based parametric interpolation method with a novel real-time look-ahead algorithm [J]. Computer-Aided Design, 2014(55): 37-48.
- [5] HUI X, LI G, MAO A. Convergence analysis for B-spline geometric interpolation [J]. Computers & Graphics, 2012 (36): 884-891.
- [6] OZBAY C, TETER W, HE D, et al. Design and implementation challenges in Ka/Ku dual-band SATCOM-on-the-move terminals for military applications [C]//Military Communications Conference, IEEE, 2006: 1-7.
- [7] WU Z W, YAO M L, MA H G, et al. Low-cost antenna attitude estimation by fusing inertial sensing and two-antenna GPS for vehicle-mounted satcom-on-the-move [J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2013, 62(3): 1084-1096.
- [8] 付梦印,邓志红,闫莉萍. Kalman 滤波理论及其在导航中的应用[M]. 北京: 科学出版社, 2010: 111-112. (FU M Y, DENG Z H, YAN L P. Kalman filtering theory and its application in the navigation [M]. Beijing: Science Press, 2010: 111-112.)
- [9] YANG B, PENG H H, ZHANG Y H. Information fusion of integrated navigation based on self-adaptive filter [C]//International Conference on Information Networking and Automation (ICINA), 2010: V2-1-V2-5.
- [10] 姬伟. 陀螺稳定光电跟踪平台伺服系统研究[D]. 南京: 东南大学, 2006. (JI W. Gyro stabilized electro-optical tracking platform servo system research [D]. Nanjing: Southeast University, 2006.)
- [11] 毛伟平. 基于高精度航姿参考系统的动中通测控技术研究[D]. 西安: 第二炮兵工程大学, 2010. (MAO W P. Measurement and control technology research based on high precision navigation position reference system on-the-move [D]. Xi'an: The Second Artillery Engineering University, 2010.)
- [12] 田方浩,姚敏立,周淑华. 宽带移动卫星通信系统姿态估计算法[J]. 西安交通大学学报, 2013, 47(6): 44-49. (TIAN F H, YAO M L, ZHOU S H. Broadband mobile satellite communication system attitude estimation algorithm [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2013, 47(6): 44-49.)

欢迎关注新浪微博 @电光与控制