

基于 Kalman 滤波预测主动段卫星测控信号质量的方法

张 垚^{1,2}, 龚 宜¹, 王 巧²

(1 西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072; 2 西安卫星测控中心, 陕西 西安 710043)

摘 要: 通过建立卫星运动学模型, 采用 kalman 滤波算法得到主动段卫星飞行弹道的最优估计以及卫星飞行姿态变化情况, 利用其与卫星天线辐射方向图的对应关系, 修正星地理论接收电平, 最终实现主动段卫星姿态变化情况下, 星地测控信号质量的预测, 为地面决策指挥提供科学的信息支持。

关键词: kalman 滤波; 主动段; 星箭分离

中图分类号: V556.2

文献标识码: A

文章编号: 1000-7180(2012)06-0134-04

Prediction Method for Stellite Measurement Signal Quality in Boost Phase Based on Kalman Filtering Arithmetic

ZHANG Yao^{1,2}, GONG Yi¹, WANG Qiao²

(1 School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2 Xi'an Satellite Control Center, Xi'an 710043, China)

Abstract: By establishing a satellite kinematic model, an optimal estimating based on Kalman filtering theory method for the flight trajectory of satellite in boost phase and the satellite attitude variation were gained. Through the relationship between them and the satellite antenna radiation direction figure, the satellite-ground theoretical received level data is amended and the quality of satellite-ground measurement signal in satellite attitude variations in boost phase is predicted, providing scientific information for decision support on the ground.

Key words: kalman filtering; boost phase; separation of the satellite and the rocket

1 引言

在主动段卫星测控过程中, 由于受火箭飞行弹道变化或卫星对地定向调姿作业的影响, 卫星飞行姿态将不断变化, 将导致卫星与地面站之间测控信号不稳定, 甚至造成信号失现的现象, 严重时将影响遥控发令作业的成功. 针对上述问题, 提出一种基于 Kalman 滤波算法预测主动段卫星飞行弹道的方法, 并利用空间几何知识, 计算星地测控天线轴向夹角 L 值, 利用其与卫星天线辐射方向图之间的对应关系, 达到预测星地间测控信号质量的目的, 为地面人员判决决策, 开展应急措施, 提供科学的信息支持。

2 卫星运动学模型建立

(1) 状态方程建立^[1]

设定状态变量 $\mathbf{x}_{(k)} = [x_{(k)} \ y_{(k)} \ z_{(k)} \ \dot{x}_{(k)} \ \dot{y}_{(k)} \ \dot{z}_{(k)}]^T$, 表示卫星在地心惯性坐标系下位置、速度参数. 状态方程可写为

$$\mathbf{x}_{(k+1)} = \Phi_{k+1/k} \mathbf{x}_{(k)} + \Gamma_k \mathbf{w}_{(k)} \quad (1)$$

其中, 一步转移矩阵

$$\Phi_{k+1/k} = I + TF_k = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & h & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & h & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & h \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

收稿日期: 2011-12-06; 修回日期: 2012-02-11

基金项目: 西北工业大学基础研究基金(GBKY1009)

$h=con$ 表示采样间隔时间;系统噪声矩阵

$$\mathbf{F}_k = \left(\mathbf{I} + \frac{\mathbf{F}(t)T}{2} \right) \mathbf{G}(t)T = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & h/2 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & h/2 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & h/2 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

$\mathbf{w}_{(k)}$ 为系统噪声,可假定其为零均值的高斯白噪声,且服从方差为 $\mathbf{W}$ 的正态分布,即

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} \sigma_x^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_y^2 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_z^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_x^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_y^2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_z^2 \end{bmatrix}.$$

$$\mathbf{H}_{(k+1)} = \begin{bmatrix} \frac{x(k)}{\sqrt{x(k)^2 + y(k)^2 + z(k)^2}} & \frac{y(k)}{\sqrt{x(k)^2 + y(k)^2 + z(k)^2}} & \frac{z(k)}{\sqrt{x(k)^2 + y(k)^2 + z(k)^2}} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{z(k)}{x(k)^2 + z(k)^2} & 0 & \frac{x(k)}{x(k)^2 + z(k)^2} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{x(k)y(k)}{(x(k)^2 + y(k)^2 + z(k)^2)\sqrt{x(k)^2 + z(k)^2}} & \frac{1}{(x(k)^2 + y(k)^2 + z(k)^2)\sqrt{x(k)^2 + z(k)^2}} & -\frac{y(k)z(k)}{(x(k)^2 + y(k)^2 + z(k)^2)\sqrt{x(k)^2 + z(k)^2}} & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

其中 $\mathbf{v}_{(k+1)}$ 为测控设备的观测噪声,可以假定其为零均值的高斯白噪声,且服从方差为 $\mathbf{V}$ 的正态分布,即

$$\mathbf{V} = \begin{bmatrix} \sigma_\rho^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_{AL}^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_{EL}^2 \end{bmatrix}.$$

3 卫星飞行弹道最优预测的仿真实现

Kalman 滤波考虑的是一个随时间变化的参数向量(状态向量),并通过一个线性模型(观测方程)测得一组与参数相对应的不同时刻的参数值.假如能够建立参数的确定性和不确定性随时间变化的模型(系统模型),Kalman 滤波就可以提供在任何时刻对状态矢量进行估计的一套算法,Kalman 滤波器是一种最优估计器,因此它对状态矢量(未知参数)的估计是无偏的,并且方差最小.

只要给定初值 $\mathbf{x}_0$ 和 $\mathbf{P}_0$,根据 k 时刻的量测 $\mathbf{z}_k$,就可以计算 $k+1$ 时刻的状态估计 $\mathbf{x}_{(k+1)}$ ($k=1,2,\dots$) 计算流程如图 1 所示^[3].

在一个滤波周期内,从 Kalman 滤波在使用系统信息和量测信息的先后次序来看,Kalman 滤波具有两个明显的更新过程:时间更新过程和量测更新过

(2) 观测方程建立^[2]

在法线测量坐标系下,通过测站观测目标飞行器得到的数据分别为斜距 ρ 、方位角 AL 以及俯仰角 EL .那么可设定观测变量 $\mathbf{z}_{(k+1)} = [\rho_{(k)}, AL_{(k)}, EL_{(k)}]^T$.

由法线测量坐标系下球面坐标与直角坐标之间的转换关系,可以得到状态变量 $\mathbf{x}_{(k+1)}$ 与观测变量 $\mathbf{z}_{(k+1)}$ 之间的转换关系.那么,观测方程可写为

$$\mathbf{z}_{(k+1)} = \mathbf{h}(\mathbf{x}_{(k+1)}) + \mathbf{v}_{(k+1)} \quad (2)$$

$$\text{其中 } \mathbf{h}(\mathbf{x}_{(k+1)}) = \begin{bmatrix} \sqrt{x(k)^2 + y(k)^2 + z(k)^2} \\ \arctan \frac{z(k)}{x(k)} \\ \arctan \frac{y(k)}{\sqrt{x(k)^2 + z(k)^2}} \end{bmatrix},$$

然后取 $\mathbf{z}_{(k+1)}$ 关于 $\mathbf{x}_{(k+1)}$ 的雅克比矩阵,则有

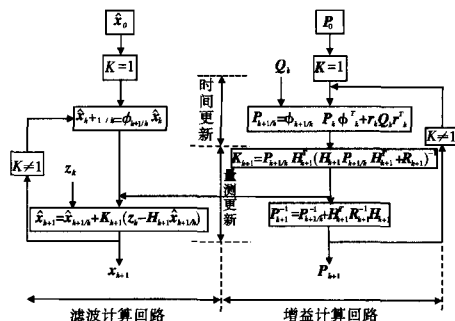


图1 Kalman 滤波算法流程

程.时间更新过程将状态变量从 k 时刻推进到 $k+1$ 时刻,起到预测的作用;量测更新过程用于计算时间更新值的修正量.至此可以用 kalman 预测递推公式实时对卫星飞行弹道进行预测估计^[4]:

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1/k} = \Phi_{k+1/k} \hat{\mathbf{x}}_k \quad (3)$$

$$\hat{\mathbf{x}}_{k+1} = \hat{\mathbf{x}}_{k+1/k} + \mathbf{K}_{k+1} (\mathbf{z}_k - \mathbf{H}_{k+1} \hat{\mathbf{x}}_{k+1/k}) \quad (4)$$

$$\mathbf{P}_{k+1/k} = \Phi_{k+1/k} \mathbf{P}_k \Phi_{k+1/k}^T + \mathbf{F}_k \mathbf{Q}_k \mathbf{F}_k^T \quad (5)$$

$$\mathbf{K}_{k+1} = \mathbf{P}_{k+1/k} \mathbf{H}_{k+1}^T (\mathbf{H}_{k+1} \mathbf{P}_{k+1/k} \mathbf{H}_{k+1}^T + \mathbf{R}_{k+1})^{-1} \quad (6)$$

$$\mathbf{P}_{k+1}^{-1} = \mathbf{P}_{k+1/k}^{-1} + \mathbf{H}_{k+1}^T \mathbf{R}_{k+1}^{-1} \mathbf{H}_{k+1} \quad (7)$$

初始值的选取^[5]:假定并不了解系统初始状态的特性,可令 $\hat{\mathbf{x}}_0 = 0, \mathbf{P}_0 = \alpha \mathbf{I}$ 其中 α 为很大正数.由于系统是完全可控和完全可观测的,那么 Kalman 滤波

器一定是一致渐进稳定的,随着迭代次数的增加,盲目选取的滤波初值 $\hat{x}_0$ 和 P_0 对系统预测值的影响将逐渐减弱直至消失,估计逐渐趋向无偏.如图 2 所示.

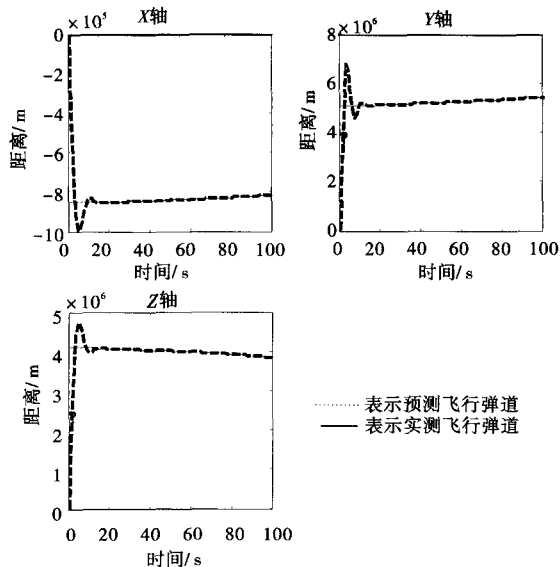


图 2 预测弹道与实测弹道对比图

从图 2 可以看出,虽然开始时刻预测值与实测值相差较大,但随着不断更新观测矩阵,进而不断修正状态变量,减小新息量,使曲线得到快速收敛,最终得到最优的卫星飞行预测弹道.

4 主动段卫星姿态变化分析

假设运载火箭的主动段处于发射平面内并沿指定射向飞行,即偏航角及滚转角很小;卫星测控天线馈源点与卫星质心重合;卫星一直处于地面测控天线的主瓣范围内.那么,可以认为卫星姿态角即为星地测控天线轴向夹角.

主动段卫星姿态变化主要由两个阶段组成.其一是在星箭分离前,由于卫星固联在运载火箭上,卫星姿态角可由运载火箭的飞行姿态确定.

设星箭分离前($n < T_f$),由 kalman 预测方程可计算得到卫星 + OZ 轴(卫星测控天线轴向方向)的瞬时向量 $\vec{O_{n-1}O_n} = (l_1, m_1, n_1)$ 以及测站-卫星质心轴(地面测控天线轴向方向)的瞬时向量 $\vec{OO_n} = (l_2, m_2, n_2)$,求解空间两向量之间的夹角 L_1 ^[6],即可得到星箭分离前星地测控天线轴向夹角的变化情况.

其二是在星箭分离至卫星初始入轨,由于卫星需要进行对地定向调姿,卫星姿态角将由星箭分离时卫星 + OZ 轴与地心-卫星质心向量夹角 H 与卫星调姿角速度 ω_z 共同确定.

设星箭分离时($n = T_f$),卫星 + OZ 轴的瞬时向

量 $\vec{O_{n-1}O_n} = (l_3, m_3, n_3)$,地心-卫星质心的瞬时向量 $\vec{O_dO_n} = (l_4, m_4, n_4)$,求星箭分离 T_f 时刻两向量夹角 H ^[6],即为卫星对地定向所需旋转的角度,经计算,卫星 + OZ 轴需要偏转 89.7° 才能实现对地定向,假定卫星调姿采用偏置动量轮实现,其调整过程将较为平稳,角速度为 $\omega_z = 0.638^\circ/\text{s}$,预计用时 140 s 左右完成对地定向.那么,星箭分离后的星地测控天线轴向夹角为:

$$L_2 = -\omega_z n + L_{Tf}, (\omega_z n < H) \quad (8)$$

将两个阶段结合,得到主动段星地测控天线轴向夹角 $L(L_1 + L_2)$ 的变化情况,如图 3 所示.

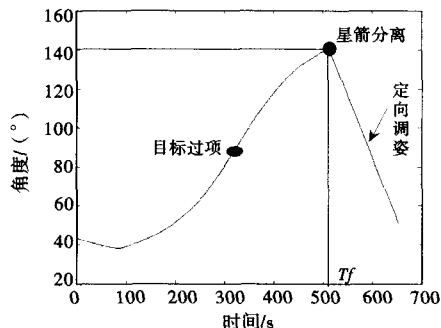


图 3 主动段星地测控天线轴向夹角 L 的变化曲线

5 星地测控信号质量的预测仿真

依据自由空间电波传播损耗理论,可以得到不考虑卫星姿态变化情况下的星地理论接收电平估算公式^[7].

地面接收电平估算值:

$$Per = EIRP + Ger - Lsp - L_z \quad (9)$$

式中, $EIRP$ 代表卫星等效发射功率, Ger 代表地面站天线增益, Lsp 代表空间损耗, L_z 代表馈线及其他损耗.

卫星接收电平估算值:

$$Psr = Pet + Get + Gsr - Lsp - L_z \quad (10)$$

式中, Pet 代表地面发射功率, Get 代表地面站天线增益, Gsr 代表卫星天线增益, Lsp 代表空间损耗, L_z 代表馈线及其他损耗.

空间损耗估算值:

$$Lsp = 20 \lg \frac{4\pi Rf}{c} \quad (11)$$

式中, c 为真空状态下光速, f 为信号频率, R 为卫星至地面站斜距.那么,星地测控信号接收理论估值如图 4、图 5(虚线)所示.

依据卫星安装结构,采用 GTD 原理计算得到卫星天线辐射方向图^[8](一般由卫星研制方提供),结合星地测控天线轴向夹角 L 与卫星收发增益 P 之间的

对应关系,修正星地测控信号接收理论估计值,得到更为真实的星地测控信号质量的预测情况,如图4、图5所示。

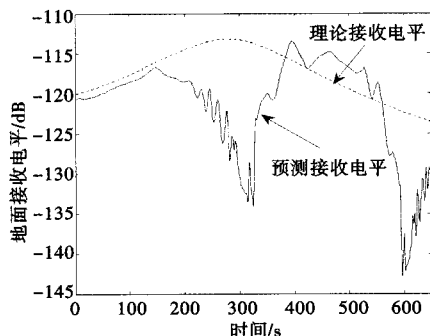


图4 主动段地面站接收卫星信号电平曲线

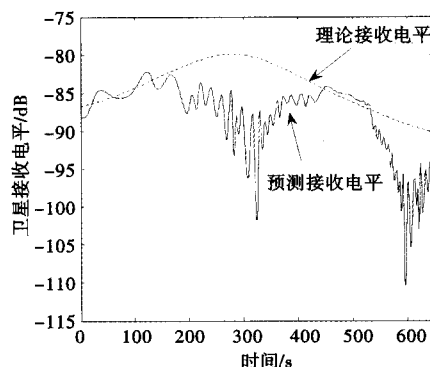


图5 主动段卫星接收地面站信号电平曲线

6 结束语

本文通过仿真分析,验证了利用 Kalman 滤波理论预测主动段卫星飞行弹道的应用效果,并在此基础上,建立了主动段星地测控天线轴向夹角模型,并利用卫星天线辐射方向图,实现了星地测控信号质量的

预测目标。该方法不仅适用于任务准备阶段开展应急预案设置,也适应于任务实施过程中的状态监视与判决,可为地面指挥人员提供科学的信息支持。

参考文献:

- [1] 胡世祥,段双泉. 外弹道测量数据处理[M]. 北京:国防工业出版社,2002.
- [2] 王晓蓉. 弹道修正火箭弹系统弹道卡尔曼滤波研究[D]. 山西:中北大学,2009.
- [3] 胡宏灿,郭立. 卡尔曼滤波器在导航系统初始对准中的应用[J]. 微电子学与计算机,2006,23(2):163-165.
- [4] 周凤岐,卢晓东. 最优估计理论[M]. 北京:高等教育出版社,2009.
- [5] Kalman-RE. A new approach linear filtering and prediction Problem[J]. Trasaction of the ASME-Journalk of Basic Engineering, 1960;35-45.
- [6] 蒋大为. 空间解析几何及其应用[M]. 北京:科学出版社,2004.
- [7] 宋铮. 天线与电波传播[M]. 西安:西安电子科技大学出版社,2003.
- [8] 叶云裳. 航天器天线[M]. 北京:中国科学技术出版社,2007.

作者简介:

张焱男,(1982—),硕士研究生,工程师. 研究方向为航天器测量与控制工作。

龚宜男,(1988—),硕士研究生. 研究方向航天器导航制导与控制。

王巧女,(1982—),工程师. 研究方向为航天器在轨运行管理工作。

(上接第133页)

- [5] Bruccoleri F, Klumperink E A M, Nauta B. Wideband CMOS low-noise amplifier exploiting thermal noise canceling[J]. IEEE Journal of Solid-State Circuits, 2004; 275-282.
- [6] Gray P R. Analysis and design of analog integrated circuits[M]. New York: Wiley, 2001; 335-375.
- [7] Su J-F, Fu Z-Q, Yuan H-Q, et al. An ultra-wideband CMOS low noise amplifier for 3~5 GHz UWB wireless receivers[C]// proceedings of the 7th International Conference on ASIC 2007 proceedings of the [S. I.]: IEEE, 2007.

- [8] Jung J, Chung K, Yun T, et al. Ultra wideband low noise amplifier using a cascade feedback topology [C] // Silicon Monolithic Integrated Circuits in RF Systems Dig, [s. l.]: IEEE, 2006;202-205.

作者简介:

王魏男,(1967-),博士,教授. 研究方向为新型半导体器件、射频电路设计、微波器件、半导体工艺及设备。

宫召英女,(1986-),研究生. 研究方向为集成电路设计。