SINS快速传递对准建模与仿真

宫晓琳 房建成 郭 雷

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院,北京 100191)

摘 要:针对空间武器捷联惯性导航系统SINS(Strapdown Inertial Navigation System)动基座快速、精确初始对准问题,建立了空间环境下武器SINS的动基座误差模型,并考虑武器SINS的惯性器件误差.根据姿态传递对准原理,推导了姿态匹配方式下卫星与武器SINS姿态角之差的量测方程.在此基础上,建立了空间武器SINS传递对准的数学模型,设计一种快速对准卡尔曼滤波器.计算机仿真结果验证了该模型的有效性.在10 s时间内,可获得与卫星姿态测量系统姿态精度相当的对准精度,同时还能实现武器SINS惯性器件误差的准确标定.

关 键 词:捷联惯性导航系统(SINS);对准;卡尔曼滤波

中图分类号:V 249.32^{+}2

文献标识码:A **文 章 编 号**:1001-5965(2008)08-0865-04

Modeling and simulation of rapid transfer alignment for SINS

Gong Xiaolin Fang Jiancheng Guo Lei

(School of Instrument Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Aiming at the problem of rapid and accurate transfer alignment for the space weapon strapdown inertial navigation system (SINS), the error model of weapon SINS was established and the errors of inertial elements were considered. The attitude matching was selected, and the measurement equation of the attitude error between space weapon SINS and satellite was deduced based on the principle of attitude transfer alignment. Based on these, the filter model of space weapon SINS was established and a rapid Kalman filter was designed for the space weapon's transfer alignment. The results of simulation show that this model is efficient on filter's convergence and precision. The alignment accuracy is similar to the one attitude measurement system of satellite have, and furthermore, the constant errors of gyros on space weapon can be calibrated.

Key words: strapdown inertial navigation system(SINS); alignment; Kalman filtering

空间攻防武器是空间力量的重要组成部分,具有快速机动、远程打击和突然袭击的作战能力,这就对空间武器捷联惯性导航系统SINS(Strapdown Inertial Navigation System)的快速精确初始对准技术提出了更高的要求.传递对准是目前解决运载体上武器系统在动基座条件下初始对准问题的必要手段和关键技术[1-3].由于卫星所处的独特环境,使得空间武器传递对准的方法与机载、舰载武器系统大不相同,如何快速而准确地对空间武器SINS进行传递对准是提高空间作战响应速度和打击精度的关键.

目前,国内外对机载、舰载武器传递对准的研究较多.研究中所用的滤波数学模型是根据机载或舰载环境建立的.而在空间环境中,卫星处于失重状态,与地球之间的作用力为万有引力,现有的滤波模型将不再适用[4].由于卫星上能够通过星敏感器等来提供较高精度的姿态基准,而且姿态匹配方式计算量小,对准速度快,对陀螺漂移有较

收稿日期:2007-07-30

基金项目:国家863计划资助项目(2006AA12A108)

作者简介:宫晓琳(1980—),女,新疆昌吉人,博士生,gongxiaolin@sina.com.

强的估计能力[5-9]. 因此,本文首先建立空间环境下武器 SINS 的动基座误差模型,然后详细推导姿态匹配方式下卫星与武器 SINS 姿态角误差的量测方程. 在此基础上,设计一种快速卡尔曼滤波器,进行空间武器传递对准仿真研究.

1 空间武器 SINS 传递对准原理

当采用姿态匹配方式进行空间武器 SINS 传递对准时,卫星上的姿态基准与武器系统 SINS 的姿态角误差是姿态传递对准的基础,下面给出一个直观的推导,以说明姿态传递对准的原理.

首先,定义以下几个坐标系,如图 1 所示.

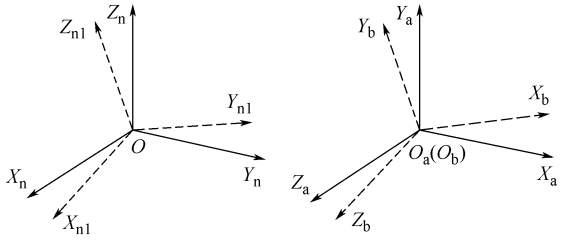


图 1 坐标系定义示意图

图 1 中,$OX_nY_nZ_n$ 为卫星的导航坐标系;$OX_{n1}Y_{n1}Z_{n1}$ 为空间武器 $SINS$ 的计算导航坐标系;$O_aX_aY_aZ_a$ 为卫星机体坐标系;$O_bX_bY_bZ_b$ 为空间武器弹体坐标系. $OX_nY_nZ_n$ 与 $OX_{n1}Y_{n1}Z_{n1}$ 之间的关系在小角度时可由如下方向余弦阵来确定:

$$\boldsymbol{C}_n^{n1}=\begin{bmatrix}1 & \phi_z & -\phi_y\\ -\phi_z & 1 & \phi_x\\ \phi_y & -\phi_x & 1\end{bmatrix}=\boldsymbol{I}-[\boldsymbol{\phi}\times] \quad (1)$$

其中,$[\boldsymbol{\phi}\times]$为武器 SINS $OX_{n1}Y_{n1}Z_{n1}$ 相对卫星 $OX_nY_nZ_n$ 的失准角 ϕ_x,ϕ_y,ϕ_z 组成的斜对称阵.

同理,$O_bX_bY_bZ_b$ 与 $O_aX_aY_aZ_a$ 之间的关系在小角度时可由如下方向余弦阵来确定:

$$\boldsymbol{C}_b^a=\begin{bmatrix}1 & -\lambda_z & \lambda_y\\ \lambda_z & 1 & -\lambda_x\\ -\lambda_y & \lambda_x & 1\end{bmatrix}=\boldsymbol{I}+[\boldsymbol{\lambda}\times] \quad (2)$$

其中,$\lambda_x,\lambda_y,\lambda_z$ 为武器 SINS 相对卫星的安装误差角在 $O_bX_bY_bZ_b$ 3 个轴上的分量;$[\boldsymbol{\lambda}\times]$为斜对称阵.

根据传递对准的原理有以下关系成立:

$$\boldsymbol{C}_b^{n1}=\boldsymbol{C}_n^{n1}\boldsymbol{C}_a^n\boldsymbol{C}_b^a=\boldsymbol{T}_b \quad (3)$$

$$\boldsymbol{C}_a^n=\boldsymbol{T}_a \quad (4)$$

将式(1)、式(2)和式(4)代入式(3):

$$\boldsymbol{T}_b=(\boldsymbol{I}-[\boldsymbol{\phi}\times])\boldsymbol{T}_a(\boldsymbol{I}+[\boldsymbol{\lambda}\times])=\boldsymbol{T}_a+\boldsymbol{T}_a[\boldsymbol{\lambda}\times]-[\boldsymbol{\phi}\times]\boldsymbol{T}_a-[\boldsymbol{\phi}\times]\boldsymbol{T}_a[\boldsymbol{\lambda}\times] \quad (5)$$

忽略微小量的乘积,取其近似有

$$\boldsymbol{T}_b=\boldsymbol{T}_a+\boldsymbol{T}_a[\boldsymbol{\lambda}\times]-[\boldsymbol{\phi}\times]\boldsymbol{T}_a \quad (6)$$

设卫星以及武器 SINS 计算出的武器系统的航向角、俯仰角及横滚角分别为 ψ,θ,γ 和 ψ_s,θ_s,γ_s. 记

$$\boldsymbol{T}_i=\begin{bmatrix}T_i^{(11)} & T_i^{(12)} & T_i^{(13)}\\ T_i^{(21)} & T_i^{(22)} & T_i^{(23)}\\ T_i^{(31)} & T_i^{(32)} & T_i^{(33)}\end{bmatrix} \quad i=a,b \quad (7)$$

则有

$$\sin\psi_s=T_b^{(21)}=T_a^{(21)}-T_a^{(11)}\phi_z+T_a^{31}\phi_x+T_a^{(22)}\lambda_z-T_a^{(23)}\lambda_y \quad (8)$$

$$\tan\theta_s=-T_b^{(31)}/T_b^{(11)}=-(T_a^{(31)}+T_a^{(11)}\phi_y-T_a^{(21)}\phi_x+T_a^{(32)}\lambda_z-T_a^{(33)}\lambda_y)/(T_a^{(11)}+T_a^{(21)}\phi_z-T_a^{(31)}\phi_y+T_a^{(12)}\lambda_z-T_a^{(13)}\lambda_y) \quad (9)$$

$$\tan\gamma_s=T_b^{(22)}/T_b^{(23)}=(T_a^{(22)}-T_a^{(12)}\phi_z+T_a^{(32)}\phi_x-T_a^{(21)}\lambda_z+T_a^{(23)}\lambda_x)/(T_a^{(23)}-T_a^{(13)}\phi_z+T_a^{(33)}\phi_x+T_a^{(21)}\lambda_y-T_a^{(22)}\lambda_x) \quad (10)$$

将式(8)左边按台劳级数展开:

$$\sin\psi+\cos\psi(\psi_s-\psi)=T_a^{(21)}-T_a^{(11)}\Delta\phi_z+T_a^{(31)}\Delta\phi_x+T_a^{(22)}\lambda_z-T_a^{(23)}\lambda_y \quad (11)$$

考虑到 $\sin\psi=T_a^{(21)}$,$\cos\psi=\sqrt{1-(T_a^{(21)})^2}$,则式(11)可改写为

$$\psi_s-\psi=\frac{T_a^{(31)}}{\sqrt{1-(T_a^{(21)})^2}}\phi_x-\frac{T_a^{(11)}}{\sqrt{1-(T_a^{(21)})^2}}\phi_z+\frac{T_a^{(22)}}{\sqrt{1-(T_a^{(21)})^2}}\lambda_z-\frac{T_a^{(23)}}{\sqrt{1-(T_a^{(21)})^2}}\lambda_y+v_1 \quad (12)$$

将式(9)两边按台劳级数展开,整理得

$$\theta_s-\theta=\frac{T_a^{(11)}T_a^{(21)}}{(T_a^{(11)})^2+(T_a^{(31)})^2}\phi_x-\phi_y+\frac{T_a^{(21)}T_a^{(31)}}{(T_a^{(11)})^2+(T_a^{(31)})^2}\phi_z-\frac{T_a^{(11)}T_a^{(32)}-T_a^{(12)}T_a^{(31)}}{(T_a^{(11)})^2+(T_a^{(31)})^2}\lambda_z-\frac{T_a^{(13)}T_a^{(31)}-T_a^{(11)}T_a^{(33)}}{(T_a^{(11)})^2+(T_a^{(31)})^2}\lambda_y+v_2 \quad (13)$$

同理可得

$$\gamma_s-\gamma=\frac{T_a^{(23)}T_a^{(32)}-T_a^{(22)}T_a^{(33)}}{(T_a^{(22)})^2+(T_a^{(23)})^2}\phi_x-\frac{T_a^{(12)}T_a^{(23)}-T_a^{(22)}T_a^{(13)}}{(T_a^{(22)})^2+(T_a^{(23)})^2}\phi_z-$$

$$\frac{T_a^{(22)}T_a^{(21)}}{(T_a^{(22)})^2+(T_a^{(23)})^2}\lambda_y+$$

$$\lambda_x-\frac{T_a^{(21)}T_a^{(23)}}{(T_a^{(22)})^2+(T_a^{(23)})^2}\lambda_z+v_3 \tag{14}$$

其中,v_1,v_2,v_3 为量测噪声.

这样由式(12)、式(13)和式(14)便构成了姿态角误差部分的量测方程.

2　空间武器 SINS 传递对准建模

2.1　空间武器 SINS 动基座误差模型

采用地心惯性坐标系作为导航坐标系. 空间武器 SINS 误差方程如下.

1) 加速度误差方程

$$\begin{bmatrix}\delta\dot{W}_x\\ \delta\dot{W}_y\\ \delta\dot{W}_z\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0 & \dot{W}_z & -\dot{W}_y\\ -\dot{W}_z & 0 & \dot{W}_x\\ \dot{W}_y & -\dot{W}_x & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\phi_x\\ \phi_y\\ \phi_z\end{bmatrix}+$$

$$\begin{bmatrix}C_{11} & C_{12} & C_{13}\\ C_{21} & C_{22} & C_{23}\\ C_{31} & C_{32} & C_{33}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\nabla_x+w_{\nabla_x}\\ \nabla_y+w_{\nabla_y}\\ \nabla_z+w_{\nabla_z}\end{bmatrix} \tag{15}$$

其中,$\dot{W}_x$,$\dot{W}_y$,$\dot{W}_z$ 为加速度计敏感到的视加速度在导航坐标系中的分量;$\delta\dot{W}_x$,$\delta\dot{W}_y$,$\delta\dot{W}_z$ 为相应视加速度的误差;ϕ_x,ϕ_y,ϕ_z 为武器 SINS 的失准角在导航坐标系中的分量;C_{ij} $(i,j=1,2,3)$ 为 $\boldsymbol{C}_b^{n1}$ 的元素;∇_x,∇_y,∇_z 为 $O_bX_bY_bZ_b$ 中的加速度计常值偏置;w_{∇_x},w_{∇_y},w_{∇_z} 为加速度计白噪声误差.

2) 速度、位置误差方程

$$\begin{bmatrix}\delta\dot{V}_x\\ \delta\dot{V}_y\\ \delta\dot{V}_z\\ \dot{\delta x}\\ \dot{\delta y}\\ \dot{\delta z}\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}0 & 0 & 0 & f_{14} & f_{15} & f_{16}\\ 0 & 0 & 0 & f_{24} & f_{25} & f_{26}\\ 0 & 0 & 0 & f_{34} & f_{35} & f_{36}\\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0\\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\delta V_x\\ \delta V_y\\ \delta V_z\\ \delta x\\ \delta y\\ \delta z\end{bmatrix}+\begin{bmatrix}\delta\dot{W}_x\\ \delta\dot{W}_y\\ \delta\dot{W}_z\\ 0\\ 0\\ 0\end{bmatrix} \tag{16}$$

其中,δV_x,δV_y,δV_z 和 δx,δy,δz 分别为武器 SINS 在导航坐标系中的速度误差和位置误差;系数 f_{14},f_{15},f_{16},f_{24},f_{25},f_{26},f_{34},f_{35},f_{36} 为引力加速度对位置坐标的偏导数,具体表达式参见文献[4].

3) 平台误差角方程

$$\begin{bmatrix}\dot{\phi}_x\\ \dot{\phi}_y\\ \dot{\phi}_z\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}C_{11} & C_{12} & C_{13}\\ C_{21} & C_{22} & C_{23}\\ C_{31} & C_{32} & C_{33}\end{bmatrix}\begin{bmatrix}\varepsilon_x+w_{\varepsilon_x}\\ \varepsilon_y+w_{\varepsilon_y}\\ \varepsilon_z+w_{\varepsilon_z}\end{bmatrix} \tag{17}$$

其中,ε_x,ε_y,ε_z 分别为 $O_bX_bY_bZ_b$ 中陀螺的常值漂移;w_{ε_x},w_{ε_y},w_{ε_z} 为陀螺白噪声误差;其他变量含义同式(15).

2.2　空间武器 SINS 传递对准的数学模型

1) 系统状态方程

综合以上空间武器 SINS 的加速度、速度、位置以及平台误差角方程,并考虑武器系统 SINS 的惯性器件误差,得到如下系统状态方程:

$$\dot{\boldsymbol{X}}=\boldsymbol{F}\boldsymbol{X}+\boldsymbol{G}\boldsymbol{W} \tag{18}$$

其中,$\boldsymbol{X}=[\boldsymbol{\phi}\quad\delta\boldsymbol{V}\quad\delta x\quad\delta y\quad\delta z\quad\boldsymbol{\varepsilon}\quad\boldsymbol{V}]$ 为状态变量,$\boldsymbol{\phi}=[\phi_x\quad\phi_y\quad\phi_z]$,$\delta\boldsymbol{V}=[\delta V_x\quad\delta V_y\quad\delta V_z]$,$\boldsymbol{\varepsilon}=[\varepsilon_x\quad\varepsilon_y\quad\varepsilon_z]$,$\boldsymbol{V}=[\nabla_x\quad\nabla_y\quad\nabla_z]$;$\boldsymbol{F}$ 为状态转移矩阵;$\boldsymbol{G}$ 为系统噪声矩阵;$\boldsymbol{W}=[w_{\varepsilon_x}\quad w_{\varepsilon_y}\quad w_{\varepsilon_z}\quad w_{\nabla_x}\quad w_{\nabla_y}\quad w_{\nabla_z}]^{\mathrm{T}}$ 为系统噪声. 取 $\dot{\varepsilon}_x=\dot{\varepsilon}_y=\dot{\varepsilon}_z=0$,$\dot{\nabla}_x=\dot{\nabla}_y=\dot{\nabla}_z=0$.

2) 系统量测方程

取卫星姿态基准与武器 SINS 的姿态角误差作为量测值,武器 SINS 量测方程为

$$\boldsymbol{Z}=\boldsymbol{H}\boldsymbol{X}+\boldsymbol{v} \tag{19}$$

其中,$\boldsymbol{Z}=[\delta\psi\quad\delta\theta\quad\delta\gamma]^{\mathrm{T}}$ 为量测变量;$\boldsymbol{H}$ 为量测矩阵;$\boldsymbol{v}$ 为量测噪声,假定其为零均值的高斯白噪声,其协方差为 $E\{\boldsymbol{v}(t)\boldsymbol{v}^{\mathrm{T}}(t)\}=\boldsymbol{R}$;$\begin{bmatrix}\delta\psi\\ \delta\theta\\ \delta\gamma\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}\psi_s-\psi\\ \theta_s-\theta\\ \gamma_s-\gamma\end{bmatrix}-\boldsymbol{H}_2\begin{bmatrix}\lambda_x\\ \lambda_y\\ \lambda_z\end{bmatrix}$,$\boldsymbol{H}=[\boldsymbol{H}_1\quad\boldsymbol{0}_{3\times12}]$,$\boldsymbol{H}_1$,$\boldsymbol{H}_2$ 代表内容可由式(12)~式(14)获得.

以上所建立的数学模型是在忽略卫星挠曲运动后构成的次优卡尔曼滤波模型,不符合传递对准的实际情况,所带来的误差用增大过程噪声和量测噪声水平的方法来等效补偿[10].

3　仿　真

以地球静止轨道为例,生成相应的位置、速度、姿态参数,以及陀螺、加速度计的理论数据.

空间武器 SINS 采样频率为 100 Hz. 陀螺常值、随机漂移均为 0.2(°)/h,加速度计常值、随机偏置均为 0.000 1 g. ψ_s,θ_s,γ_s 初始误差均为 0.5°,速度和位置初始误差分别为 0.1 m/s 和 50 m. $\lambda_x=\lambda_y=\lambda_z=0.5°$. 姿态测量噪声为 10″(由星敏感器保证姿态量测精度). 滤波周期为 1 s,仿真时间为 300 s.

采用姿态匹配方式进行传递对准时,滤波姿态误差和陀螺常值漂移估计如图 2 所示.

从图2可以看出,3个姿态角误差的收敛速度都较快,收敛后的精度在15″左右;陀螺误差的估计速度稍慢,但估计较为准确.

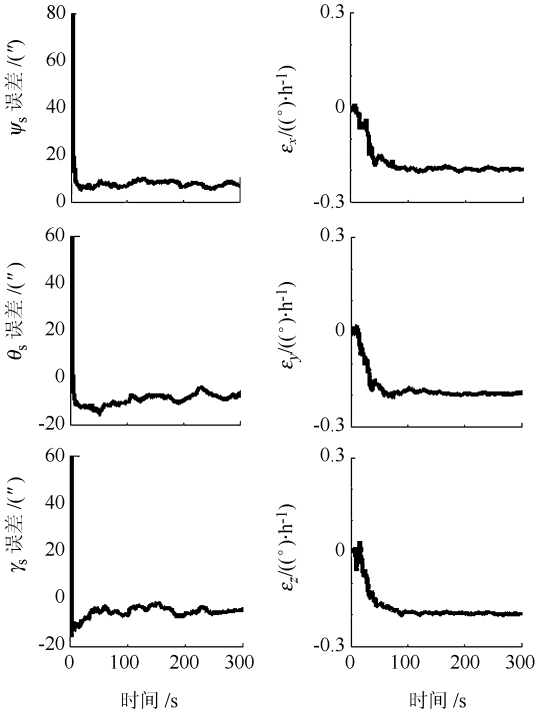


图2 姿态误差和陀螺常值漂移估计曲线图

4 结 论

本文针对空间武器SINS动基座初始对准问题,建立了空间武器SINS传递对准的数学模型,详细准确地推导了姿态匹配方式下姿态角误差的量测方程.仿真结果表明,直接采用卫星姿态与武器系统姿态之差作为观测量,滤波收敛速度较快,能在10 s内获得略低于卫星姿态测量系统提供的10″的姿态精度;此外还能够在线准确估计陀螺常值漂移.本文的研究工作将为空间作战武器系统提供一种有效的快速精确对准方法.

参考文献(References)

[1] 王司,邓正隆.基于H_∞与Kalman联合滤波的二次快速传递对准方法研究[J].宇航学报,2006,27(6):1266-1270
Wang Si, Deng Zhenglong. Study on an approach to two time rapid transfer alignments based on H_∞ filtering associated with kalman filtering[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(6): 1266-1270(in Chinese)

[2] 于小红.空间平台在空间对抗中的应用[J].装备指挥技术学院学报,2003,14(4):35-38
Yu Xiaohong. Application research of space platform in space confrontation[J]. Journal of the Academy of Equipment Command & Technology, 2003, 14(4): 35-38(in Chinese)

[3] Christopher C R, Timothy F E. A transfer alignment algorithm study based on actual flight test data from a tactical air-to-ground weapon launch[C]//IEEE Position Location and Navigation Symposium. USA, NJ: IEEE, 1994: 431-438

[4] 徐福祥.卫星工程概论[M].北京:中国宇航出版社,2003:79-112
Xu Fuxiang. Satellite engineering[M]. Beijing: Astronautics Press, 2003: 79-112(in Chinese)

[5] Zhou Naixin, Wang Si, Deng Zhenglong. Comparison of three transfer alignment methods in marine missile SINS [C]//Proceed of the 25th Chinese Control Conference. USA, NJ: IEEE, 2006: 27-31

[6] 房建成,周锐,祝世平.捷联惯导系统动基座对准的可观测性分析[J].北京航空航天大学学报,1999,25(6):714-719
Fang Jiancheng, Zhou Rui, Zhu Shiping. Observability analysis ofstrapdown inertial navigation system on moving base [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1999, 25(6): 714-719(in Chinese)

[7] David T, Chris R, David J, et al. Rapid and robust transfer alignment[C]//Proceedings of the First IEEE Regional Conference on Aerospace Control Systems. USA, NJ: IEEE, 1993: 758-762

[8] Shortelle K J, Graham W R, Raboum C. F-16 flight tests of a rapid transfer alignment procedure[C]//IEEE Position Location and Navigation Symposium. USA, NJ: IEEE, 1998: 379-386

[9] 郭创,张宗麟,郭明威.精确制导炸弹传递对准技术研究[J].光电与控制,2007,14(1):102-105
Guo Chuang, Zhang Zonglin, Guo Mingwei. On transfer alignment technology for precision guided bombs[J]. Electronics Optics & Control, 2007, 14(1): 102-105(in Chinese)

[10] Ross C C, Elbert T F. A transfer alignment algorithm study based on actual flight test data from a tactical air-to-ground weapon launch[C]//IEEE Position Location and Navigation Symposium. USA, NJ: IEEE, 1994: 431-438

(责任编辑:刘登敏)