DOI：10.13700/j.bh.1001-5965.2006.01.006
2006年 1月 北京航空航天大学学报 January 2006
第32卷 第1期 Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics Vol.32 No.1

航天器天文导航中星敏感器最佳安装方位研究

宋利芳 房建成

（北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院，北京 100083）

摘 要：航天器自主天文导航中，通常用星敏感器和地平仪测量的星光角距作为观测量，星敏感器安装方位角是影响导航精度的一个重要因素.针对星光角距作为观测量的自主天文导航方法，分别采用扩展卡尔曼滤波EKF(Extended Kalman Filter)和Unscented卡尔曼滤波UKF(Unscented Kalman Filter)2种滤波方法进行仿真计算，研究了星敏感器安装方位角对导航精度的影响规律，得出星敏感器的最佳安装方位角，并考察了其在不同轨道参数下的适用性，为星敏感器的安装和星敏感器视场内观测星的选取提供了依据.仿真计算表明，本结论对其它利用“星光＋地平”的自主导航方法也适用.

关 键 词：导航；天文；航天器；敏感器；安装；优化

中图分类号：V 448.13

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2006)01-0022-05

Optimum installation azimuth of star sensor for spacecraft celestial navigation

Song Lifang Fang Jiancheng

(School of Instrument Science and Opto-electronics Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Starlight angular distance detected by star sensor and horizontal instrument as the observation is often used for spacecraft autonomous celestial navigation. Installation azimuth of star sensor has a significant effect to navigation precision. An investigation on autonomous celestial navigation using the starlight angular distance as the observation was presented. The effects of the installation azimuth of star sensor to the error determination were simulated using EKF(extended Kalman filter)and UKF(unscented Kalman filter)respectively. Some rules about how the installation azimuth of star sensor affects the navigation precision were summarized and some theory analyses were given. The optimum azimuth of star sensor was given and its applicability under different orbit parameters was analyzed. The simulation result indicates the optimum azimuth can be used to guide star sensor installation and star selection in the field of view. All these results also apply to the other autonomous navigation systems that use the information of starlight and horizon as their observation.

Key words: navigation; astronomy; spacecraft; sensors; installation; optimization

航天器自主导航是指不依赖外界支持而在航天器上实时确定自身的位置和速度.实现自主导航是航天器自主性的一个基本需求，是当今航天器控制发展的趋势，它在减轻地面测控负担、降低航天器运行费用、提高航天器生存能力尤其是深空探测器的生存能力等方面都有重要意义.

天文导航是航天器实现自主导航的重要方式之一.在航天器天文导航过程中，影响其精度的因素主要有以下几类：①航天器轨道动力学方程的建模精度；②星敏感器的安装方位角；③敏感器的测量精度；④滤波方法及滤波参数的选取.文献[1,2]对上述各种因素都做了一定研究，但其轨道

收稿日期：2004-10-20

基金项目：国家自然科学基金资助项目(60174031)；863计划资助项目(2003AA735101)；民用航天预研资助项目

作者简介：宋利芳(1978－)，女，陕西吴堡人，硕士生，songlifang4122@sina.com.

(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

方程没有考虑摄动因素的影响,而且也没有较为准确的参考轨道.文献[3]在建立轨道方程时考虑了二阶摄动项的影响,用 STK(Satellite Tool Kit, Volume 4.2.1)软件来产生参考轨道,研究了滤波方法及滤波参数、观测量的选取以及轨道参数对导航精度的影响,但对星敏感器的安装方位角的影响没有进行分析.星敏感器的安装方位角也是影响自主天文导航精度的一个重要因素,而且随着基于 CMOS(Complementary Metal Oxide Semi-conductor)工艺的星敏感器的出现,星敏感器的视场越来越大($20°\times20°$)[4],分辨率也越来越高,通常一个视场内可以同时观测到很多颗星,不同观测星体的选择对导航精度有较大影响.

目前,航天器自主天文导航中,通常采用扩展卡尔曼滤波 EKF(Extended Kalman Filter)[5]和 Unscented 卡尔曼滤波 UKF(Unscented Kalman Filter)[6]滤波方法,并常用星敏感器和地平仪测量的星光角距作为观测量[1~3],但无论是用 EKF 方法还是 UKF 方法,星敏感器安装方位对导航精度的影响都很大.对 EKF 方法,星敏感器安装方位不当严重时会导致滤波发散,而对 UKF 方法则存在最佳安装方位.本文针对以星光角距作为观测量的情况,通过大量的仿真计算,较为全面地考察了星敏感器安装方位与导航精度之间的关系,给出关系曲线并进行了理论分析,提出了针对 UKF 方法星敏感器的最佳安装方位角.

1　航天器天文导航系统建模

1.1　航天器直接敏感地平天文导航基本原理

基于航天器轨道动力学方程和对天体精确的量测信息,利用滤波方法对航天器的运动参数进行估计.具体方法是利用星敏感器捕获导航恒星,并测量该星光在星敏感器测量坐标系的方向,通过星敏感器安装矩阵的转换,可算得星光在航天器载体坐标的方向,利用红外地平仪可以直接测量航天器与地球之间的几何关系——航天器垂线方向,或航天器至地球边缘的切线方向,算得地心矢量在航天器载体坐标系的方向.根据航天器、所观测的导航星和地球之间的几何关系,就可以通过滤波方法进行航天器自主导航.航天器直接敏感地平原理如图 1 所示.

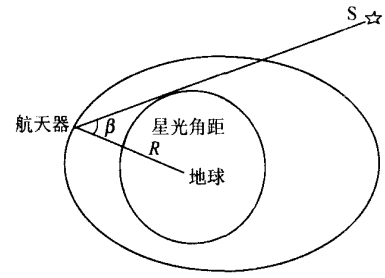


图 1　航天器直接敏感地平原理图

1.2　航天器天文导航系统方程的建立

1) 状态方程

假定航天器所受地球质心引力为 1,则引力场摄动二阶带谐项为 10^{-3} 量级,其它摄动因素主要有日月引力、太阳光压、大气阻力为 10^{-5} 量级[7].在建立系统模型时,航天器所受引力可以只考虑地球质心引力和引力场摄动二阶带谐项,而将其它摄动因素通常等效为高斯白噪声,这时系统状态方程为

$$\begin{cases}\dfrac{\mathrm{d}x}{\mathrm{d}t}=V_x\\ \dfrac{\mathrm{d}y}{\mathrm{d}t}=V_y\\ \dfrac{\mathrm{d}z}{\mathrm{d}t}=V_z\\ \dfrac{\mathrm{d}V_x}{\mathrm{d}t}=-\mu\dfrac{x}{r^3}\left\{1+\dfrac{3J_2}{2}\left(\dfrac{Re}{r}\right)^2\left[1-5\left(\dfrac{z}{r}\right)^2\right]\right\}+\omega_{vx}\\ \dfrac{\mathrm{d}V_y}{\mathrm{d}t}=-\mu\dfrac{y}{r^3}\left\{1+\dfrac{3J_2}{2}\left(\dfrac{Re}{r}\right)^2\left[1-5\left(\dfrac{z}{r}\right)^2\right]\right\}+\omega_{vy}\\ \dfrac{\mathrm{d}V_z}{\mathrm{d}t}=-\mu\dfrac{z}{r^3}\left\{1+\dfrac{3J_2}{2}\left(\dfrac{Re}{r}\right)^2\left[1-5\left(\dfrac{z}{r}\right)^2\right]\right\}+\omega_{vz}\end{cases}\tag{1}$$

其中,$\mu=3.986\,004\,415\,0\times10^{14}\ \mathrm{m^3/s^2}$ 为地球引力常数;$J_2=1.082\,626\,69\times10^{-3}$ 为二阶带谐项系数;r 为航天器位置矢量长度;ω_{vx}, ω_{vy}, ω_{vz} 是随机扰动.

令

$$\boldsymbol{X}(t)=\left(x\quad y\quad z\quad \frac{\mathrm{d}x}{\mathrm{d}t}\quad \frac{\mathrm{d}y}{\mathrm{d}t}\quad \frac{\mathrm{d}z}{\mathrm{d}t}\right)^{\mathrm{T}}$$

$$\boldsymbol{\omega}(t)=\left(0\quad 0\quad 0\quad \omega_{vx}\quad \omega_{vy}\quad \omega_{vz}\right)^{\mathrm{T}}$$

则系统状态方程为

$$\boldsymbol{X}=f(\boldsymbol{X}(t),t)+\boldsymbol{\omega}(t)\tag{2}$$

2) 量测方程(单星敏感器+地平仪)

当采用红外地平仪敏感地平,星敏感器观测恒星方向的直接敏感地平天文导航方法时,观测量取恒星方向和地心方向的夹角 β(即星光角距)

$$\beta=\arccos\left(-\frac{xx_0+yy_0+zz_0}{r}\right)+v_\beta\tag{3}$$

其中,x, y, z 为航天器位置坐标;r 为航天器矢径长度;x_0, y_0, z_0 为恒星方向余弦;v_β 为量测噪声,

(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

通常等效为高斯白噪声.

2 星敏感器安装坐标系的建立

为考察星敏感器的安装方位对导航精度的影响,建立图2所示星敏感器安装坐标系.

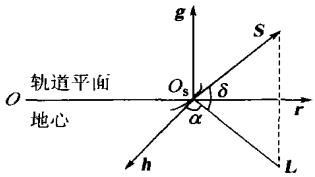


图2 星敏感器安装坐标系

图2中,$\boldsymbol{h}$ 表示地平方向(选与航天器速度 $\boldsymbol{v}$ 一致的方向为地平方向),$\boldsymbol{r}$ 表示航天器位置矢量,两者确定了轨道平面;$\boldsymbol{g}$ 表示轨道平面法线的方向,与 $\boldsymbol{h}$,$\boldsymbol{r}$ 成右手坐标系;用 $\boldsymbol{S}$ 表示星敏感器光轴的方向;定义一个矢量 $\boldsymbol{L}$,使它的坐标与 $\boldsymbol{S}$ 在轨道平面的投影坐标相同;$\boldsymbol{L}$ 与 $\boldsymbol{h}$ 的夹角用 α 表示;$\boldsymbol{L}$ 与 $\boldsymbol{S}$ 之间的夹角用 δ 表示.用STK计算的轨道数据来推算 $\boldsymbol{S}$ 的方向.

由图2,$\boldsymbol{h}$ 满足如下的方程组:

$$\left.\begin{aligned}&\boldsymbol{h}\cdot(\boldsymbol{r}\times\boldsymbol{v})=0\\&\boldsymbol{h}\cdot\boldsymbol{r}=0\\&\boldsymbol{h}\cdot\boldsymbol{h}=1\end{aligned}\right\}\ \boldsymbol{h}\cdot\boldsymbol{v}>0 \tag{4}$$

$\boldsymbol{L}$ 满足如下的方程组:

$$\left.\begin{aligned}&\boldsymbol{L}\cdot(\boldsymbol{r}\times\boldsymbol{v})=0\\&\boldsymbol{L}\cdot\boldsymbol{h}=\cos\alpha\\&\boldsymbol{L}\cdot\boldsymbol{L}=1\end{aligned}\right\}\ \boldsymbol{L}\cdot\boldsymbol{r}>0 \tag{5}$$

$\boldsymbol{S}$ 满足如下的方程组:

$$\left.\begin{aligned}&\boldsymbol{S}\cdot(\boldsymbol{L}\times\boldsymbol{g})=0\\&\boldsymbol{S}\cdot\boldsymbol{L}=\cos\delta\\&\boldsymbol{S}\cdot\boldsymbol{S}=1\end{aligned}\right\}\ \boldsymbol{S}\cdot\boldsymbol{g}>0\ \text{或}\ \boldsymbol{S}\cdot\boldsymbol{g}<0 \tag{6}$$

解以上方程组,即可求得任何安装方位的星敏感器光轴的方向.

3 最佳安装方位角的仿真研究与分析

3.1 仿真条件

航天器初始轨道六根数:长半轴 $a=713\,635$ m,偏心率 $e=1.809\times10^{-5}$,轨道倾角 $i=65°$,升交点赤径 $\Omega=0.00°$,近升角距 $w=0.00°$,过近地点时刻 $t_0=0$;红外地平仪精度:0.02°(1σ);星敏感器精度:3″(1σ).不失一般性,假设星敏感器光轴的方向就是所观测到的恒星的方向.

为了模拟航天器在轨的真实运动情况,在计算航天器轨道时,考虑如下摄动因素:①地球非球形引力,地球模型采用JGM-3(Joint Gravity Model),地球非球形摄动考虑前21×21阶带谐项与田谐项;②太阳引力;③月球引力;④太阳光压,其中 $C_r=1.000$,面质比 $0.020\,\mathrm{m^2/kg}$;⑤大气阻力,其中 $C_d=2.000$,面质比 $0.020\,\mathrm{m^2/kg}$,大气密度模型采用Harris-Priester模型.用STK产生航天器自主导航计算机仿真所需要的真实轨道数据.

用STK计算的状态初值 $\boldsymbol{X}_0$ 作为状态的真实初始值,初始系统噪声协方差阵都取

$$\boldsymbol{P}(0\mid0)=\mathrm{diag}\left(p_1^2\quad p_1^2\quad p_1^2\quad p_2^2\quad p_2^2\quad p_2^2\right)$$

其中,$p_1=600$ m;$p_2=2$ m/s.滤波器的初值都取 $\boldsymbol{X}(0|0)=\boldsymbol{X}_0+[p_1\quad p_1\quad p_1\quad p_2\quad p_2\quad p_2]^{\mathrm{T}}$,滤波周期都取3 s,选定系统噪声方差阵:$\boldsymbol{Q}=\mathrm{diag}\left(q_1^2\quad q_1^2\quad q_1^2\quad q_2^2\quad q_2^2\quad q_2^2\right)$,用EKF方法滤波时取 $q_1=0$,$q_2=3\times10^{-3}$ m/s;用UKF方法滤波时取 $q_1=1\times10^{-4}$ m,$q_2=3\times10^{-3}$ m/s.选定量测噪声:$R=(3.4907\times10^{-4}\,\mathrm{rad})^2$.

3.2 星敏感器沿轨道平面安装

1) 用UKF方法仿真研究及分析

UKF[8]方法是一种针对非线性系统的滤波方法,采用一系列近似高斯分布的采样点,通过Unscented变换来进行状态与误差协方差的递推和更新,不需要对状态方程和量测方程线性化,因此也就没有对高阶项的截断误差.考察星敏感器光轴沿轨道平面安装的情况(δ=0°,0°≤α≤180°),图3是用UKF方法滤波得到的导航精度与星敏感器安装方位角之间的关系曲线.由图3可以看出:用UKF方法滤波,星敏感器光轴沿 α=90°附近安装时,精度比较高,沿其它方向安装时精度相差不大;星敏感器的最佳安装方位为沿航天器位置矢量方向.

用UKF方法不用对系统方程进行线性化,没

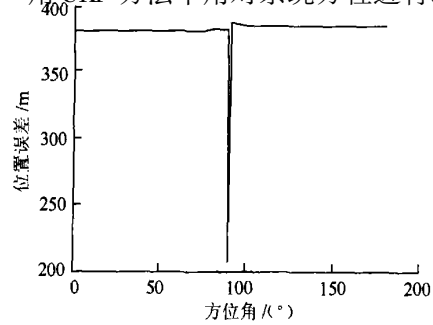


图3 星敏感器沿轨道平面安装用UKF仿真结果

(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

有截断误差,精度不会受到线性化的影响.星敏感器沿航天器位置方向安装时测量的直接就是航天器真近点角的方向,由真近点角与航天器位置的关系式(7)可以看出,在轨道的长半轴 a 和轨道偏心率 e 变化很小的情况下,一次测量基本上就可以确定航天器的位置矢量,而沿其它方向安装时需要多次滤波的信息才能确定位置矢量,所以沿这一方向安装,每一次测量得到的信息量最多,导航精度最高.

$$r=\frac{a(1-e^2)}{1+e\cos f} \tag{7}$$

2) 用 EKF 方法仿真研究及分析

EKF 方法是一种扩展卡尔曼滤波方法,通过对系统的状态方程和量测方程围绕其标称状态进行泰勒级数展开取一阶项,将非线性系统方程线性化,这将在系统方程中引入高阶项的截断误差.考察星敏感器光轴沿轨道平面安装的情况($\delta=0°, 0°\leqslant\alpha\leqslant180°$),图 4 是用 EKF 方法滤波得到的导航精度与星敏感器安装方位角之间的关系曲线.由图 4 可以看出:用 EKF 方法滤波,星敏感器光轴沿 $\alpha=90°\pm5°$ 范围安装时,精度比较差,沿其它方向安装时精度相差不大;用 EKF 方法滤波,星敏感器应避免沿位置矢量方向安装.

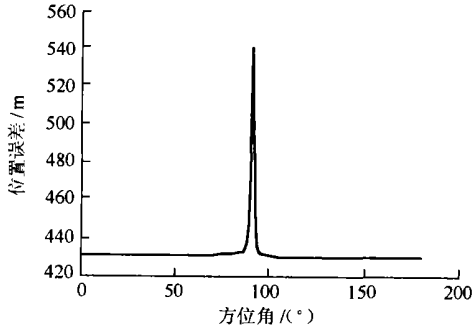


图 4　星敏感器沿轨道平面安装用 EKF 仿真结果

用 EKF 方法需要对系统方程进行线性化,存在高阶项的截断误差,精度会受到线性化的影响.星敏感器安装方位角的变化只影响到了观测量星光角距的变化,安装方位角从 0°变化到 90°对应观测量星光角距从 90°变化到 180°,安装方位角从 90°变化到 180°对应观测量星光角距从 180°变化到 90°.由 EKF 中对量测方程进行线性化的公式:

$$\boldsymbol{Z}(t)=h[\boldsymbol{X}(t),t]\Big|_{\boldsymbol{X}(t)=\hat{\boldsymbol{X}}(t)}+\frac{\partial h[\boldsymbol{X}(t),t]}{\partial\boldsymbol{X}(t)}\Big|_{\boldsymbol{X}(t)=\hat{\boldsymbol{X}}(t)}\cdot\Delta\boldsymbol{X}(t)+\boldsymbol{v}(t) \tag{8}$$

考察函数 $h(x)=\arccos x$, x 在 90°～180°之间泰勒展开取一阶项的截断误差,截断误差增大意味着量测噪声 v 增大.滤波周期取 3 s,用 EKF 滤波,Δx 一般在 10^{-4} 量级,这里取 Δx 为 0.000 1.图 5 给出了截断误差与星光角距之间的关系,可以看出,在星光角距靠近 180°的地方截断误差突然增大到 10^{-2} 量级,相当于量测噪声增加了两个数量级,这会使得导航精度急剧下降,尽管星敏感器是沿位置矢量方向安装,用 EKF 方法导航精度在这个方向还是最差.

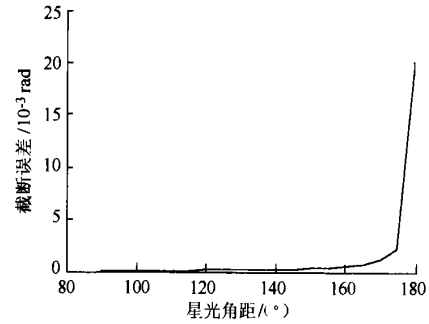


图 5　截断误差与星光角距之间的关系

3.3　星敏感器与轨道平面有夹角安装

考察星敏感器光轴与轨道平面有夹角的情况($0°\leqslant\alpha\leqslant180°$, $-85°\leqslant\delta\leqslant85°$),由于在这种情况下用 EKF 方法和 UKF 方法得出的结论基本一致,下面以 UKF 方法为对象来介绍.图 6 给出了位置精度与星敏感器安装方位角之间的关系,图 7 给出了 δ 一定位置精度随 α 变化的曲线.

结合图 6 和图 7 可以看出:① δ 一定时($\delta\neq0°$),在 $0°<\alpha<80°$ 和 $100°<\alpha<180°$ 范围,精度相差不大, α 在 $90°\pm10°$ 范围精度变差,在靠近 90° 一个很小的区域精度会稍有回升,随着 δ 增加,精度比较差的区域变宽;② α 一定,随 δ 增加导航精度呈下降趋势,也就是说星敏感器的光轴与轨道平面夹角越大,导航精度越低,但是由图 7b 在 α 靠近 0°区域, $\delta<0°$ 的精度反而比 $\delta=0°$ 高;

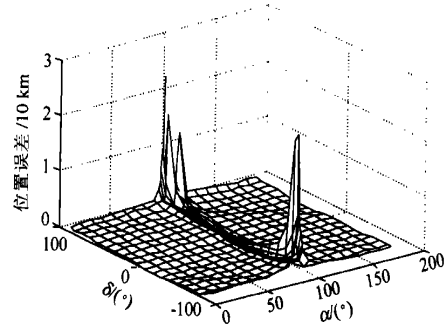
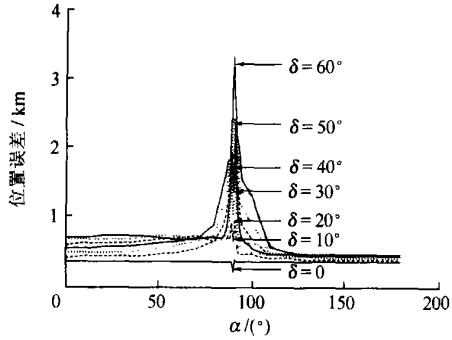
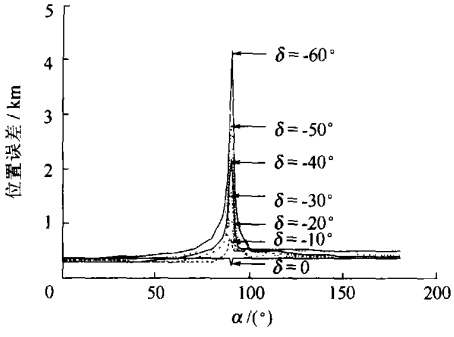


图 6　导航位置精度与方位角之间的关系

(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net



a δ≥0°



b δ≤0°

图7 δ一定位置精度随α变化的曲线

③星敏感器光轴沿位置矢量方向安装导航精度最高.

固定 α,考察随着 δ 增加一个轨道周期内用到的观测星的个数,这里取 α=0°.统计结果见表1,可以看出,随着 δ 增加,也就是随着星敏感器光轴与轨道平面夹角的增大,在一个轨道周期内用到观测星个数越少,这样每一次滤波用到的新息就越少,所以导航精度就越差.当星敏感器的光轴与轨道平面垂直时,在整个轨道周期内观测到的基本都是同一组星.

表1 一个轨道周期用到的观测星的个数 N 与 δ 的关系

δ/(°)	N/个	δ/(°)	N/个
0	91	50	54
10	88	60	47
20	84	70	32
30	77	80	16
40	68	90	1

4 结 论

本文针对以星光角距为观测量的直接敏感地平方法,分别采用 EKF 和 UKF 滤波方法全面考察了航天器导航精度与星敏感器的安装方位角之间的关系,其结论对其它利用"星光+地平"自主导航系统也适用,并且改变轨道参数,其结论也是成立的.总结如下:

1) 星敏感器光轴沿轨道平面安装,用 UKF 方法滤波,在 α=90°附近导航精度最高,沿其它方向安装时,精度相差不大;用 EKF 方法滤波,星敏感器光轴应避免在沿 α=90°±5°范围安装;

2) 星敏感器光轴与轨道平面有夹角安装时,夹角越大,导航精度越低;在与轨道平面有夹角的情况下,星敏感器光轴沿与地平平行的方向安装导航精度较高;

3) 对于视场比较大的星敏感器,在星等满足要求的情况下,选择与轨道平面夹角比较小的星作为观测量导航精度比较高.

参考文献 (References)

[1] 杨 博,伍小洁,房建成.一种用星敏感器的自主定位方法的精度分析[J].航天控制,2001(1):12~16
Yang Bo, Wu Xiaojie, Fang Jiancheng. Accuracy analysis on the method of autonomous position determination using star sensor[J]. Aerospace Control, 2001(1):12~16(in Chinese)

[2] 杨 博.航天器星敏感器自主定位方法及精度分析[J].宇航学报,2002,23(3):81~84
Yang Bo. The method of autonomous position determination using star sensor and analysis of precision for spacecraft[J]. Journal of Astronautics, 2002,23(3):81~84(in Chinese)

[3] 房建成.小型 CMOS 天体敏感器及自主天文导航技术研究[R].中国民用航天科学技术报告,2003
Fang Jiancheng. Study on micro CMOS based celestial sensors and autonomous celestial navigation technology[R]. Civil Space Science and Technical Report of China, 2003(in Chinese)

[4] Liebe C C, Alkalai L, Domingo G, *et al*. Micro APS based star tracker[A]. In: IEEE Aerospace Conference Proceedings[C], 2002, 5(3):9~16

[5] Luis Maldonado A, Michel Baylocq, Gene Hannan. Autonomous spacecraft navigation-extended Kalman filter estimation of classical orbital parameters[R]. AIAA-84-1822, 1984

[6] 张 瑜,房建成.基于 Unscented 卡尔曼滤波器的卫星自主天文导航研究[J].宇航学报,2003,24(6):646~650
Zhang Yu, Fang Jiancheng. Study of the satellite autonomous celestial navigation based on the unscented Kalman filter[J]. Journal of Astronautics, 2003,24(6):646~650(in Chinese)

[7] 刘 林.航天器轨道动力学[M].北京:国防工业出版社,2000.99~308
Liu Lin. Orbit theory of spacecraft [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2000.99~308(in Chinese)

[8] Simon Julier, Jeffrey Uhlmann, Durrant Whyte, *et al*. A new method for the nonlinear transformation of means and covariances in filters and estimators[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2000, 45(3):477~482

[9] Anthony J. Autonomous space navigation experiment[R]. AIAA92-1701, 1992

(C)1994-2022 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net