

## 多视场星敏感器近地轨道自主定位导航方法

魏新国, 李延鹏, 李 健, 江 洁

(北京航空航天大学 仪器科学与光电工程学院, 北京 100191)

**摘 要:** 传统航天器自主天文导航需要星敏感器、红外地平仪、磁强计等多种传感器采集导航数据, 增加了航天器的成本和复杂度。利用多视场星敏感器的特点, 分别对恒星与地球进行成像, 在完成姿态测量的同时, 得到地心矢量信息, 从而进行自主天文导航。首先建立地球几何模型, 结合航天器轨道参数与多视场星敏感器的安装布局, 实现各个视场内地球边缘的成像模拟, 使用 Steger 算法提取地球边缘。综合考虑地球扁率的影响, 对不同视场中观测到的地球边缘进行拟合得到精确地心矢量, 最后进行基于星光角距的直接敏感地平导航仿真。仿真结果表明, 在一个视场观测恒星, 另外两个视场观测地球边缘的布局情况下, 地心矢量精度和导航位置精度分别达到  $0.0172^\circ(1\sigma)$  和  $190\text{ m}(1\sigma)$ 。

**关键词:** 多视场星敏感器; 天文导航; 星光角距

**中图分类号:** V448.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 1007-2276(2014)06-1812-06

## Autonomous orientation for LEO spacecraft using multi-FOV star tracker

Wei Xinguo, Li Yanpeng, Li Jian, Jiang Jie

(School of Instrumental Science and Opto-electronics Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

**Abstract:** The traditional methods for spacecraft autonomous navigation need several sensors, such as star sensor, infrared horizon sensor and magnetometer, to collect navigation data. As a result the load of spacecraft will gain in weight, size and power. Based on the advantages of multi-field of view (FOV) star tracker, an autonomous navigation method was proposed which used multi-FOV star tracker (MFST) to image the star and the earth respectively and got the orientation vectors of them. Combining with the orbit parameters of the spacecraft and the layout of the MFST, a mathematic model of the earth imaging was set up to implement the earth edge images in every single FOV. The Steger method was used to determine the earth edge in the images. Considering the earth oblateness, the orientation vector of the earth will be obtained through circle-fitting the earth edge points in each FOV. With the configuration that one FOV measures the navigation star and the other two FOV measures the earth edge, the autonomous orientation based on the starlight angle is simulated and the result indicates that the accuracy of the earth vector and the spacecraft position respectively reaches  $0.0172^\circ(1\sigma)$  and  $190\text{ m}(1\sigma)$ .

**Key words:** multi-FOV star tracker; celestial navigation; starlight angle

收稿日期: 2013-10-10; 修订日期: 2013-11-25

基金项目: 教育部新世纪人才支持计划(NCET-10-0037); 国家自然科学基金(61222304)

作者简介: 魏新国(1977-), 男, 博士, 副教授, 主要从事光电精密测量、天体敏感器及天文导航研究。Email: wxg@buaa.edu.cn

## 0 引言

航天器天文导航通过测量自然天体相对航天器的矢量方向来实现定位导航,具有导航精度高、误差不随时间累积、抗干扰能力强等优点,已成为一种最为有效的自主导航途径。传统的天文导航方法需要星敏感器、红外地平仪、太阳敏感器、磁强计等多种敏感器结合使用,用来测量天体位置矢量信息。星敏感器的姿态精度可以达到  $1''\sim 10''$ , 红外地平仪地心矢量指向精度能够达到  $0.01^\circ\sim 0.1^\circ$ , 太阳敏感器指向精度可以达到  $0.01^\circ$ 。当红外地平仪地心矢量指向精度为  $0.02^\circ$ , 星敏感器定姿精度为  $2''$  时, 航天器定位精度<sup>[1]</sup>可达到  $0.19\text{ km}$ 。使用太阳敏感器与磁强计结合进行定位导航<sup>[2]</sup>, 位置精度达到  $200\text{ m}$ 。使用磁强计结合惯导系统进行定位导航<sup>[3]</sup>, 位置精度达到  $200\sim 500\text{ m}$ 。航天器对自身的质量、体积等有严格的要求, 使用这些导航方法需要航天器搭载多种敏感器设备, 增加了航天器的质量、体积、功耗和复杂度。

星敏感器是目前各类航天器上广泛采用的最高精度的姿态敏感器, 通过对恒星的成像与识别来完成航天器三轴姿态的测量, 一般不作为天文定位导航设备。为了进一步改善星敏感器的性能, 近年来很多研究机构均提出多视场星敏感器的设计概念, 如法国 Sodern 公司的 HYDRA 星敏感器<sup>[4]</sup>; 丹麦技术大学的  $\mu\text{ASC}$  星敏感器<sup>[5]</sup>等。国内, 北京航空航天大学<sup>[6-7]</sup>、清华大学<sup>[8]</sup>等也进行了相关研究。与单视场星敏感器相比, 多视场星敏感器可有效提高姿态测量精度和可靠性。由于多视场星敏感器具有多个观测视场, 在使用过程中可以对不同视场进行灵活配置。因此, 可以在多视场星敏感器中使用一个视场观测恒星的同时, 使用其他视场来观测地球、月球、行星等其他近天体来获得其方向矢量信息, 在测量航天器姿态的基础上同时实现空间自主导航定位的功能。

文中以具有 3 个视场的多视场星敏感器为例, 对多视场星敏感器近地轨道自主定位导航方法进行了研究。建立地球成像几何模型, 结合航天器的轨道参数与多视场星敏感器的安装布局, 实现各个视场内地球边缘的成像模拟。使用 Steger 算法提取地球边缘, 在考虑地球扁率的情况下, 对不同视场中观测

到的地球边缘进行圆心拟合得到地心矢量, 最后进行基于星光角距的直接敏感地导导航仿真。

## 1 多视场星敏感器自主导航定位模型

利用多视场星敏感器进行自主天文导航定位模型如图 1 所示。

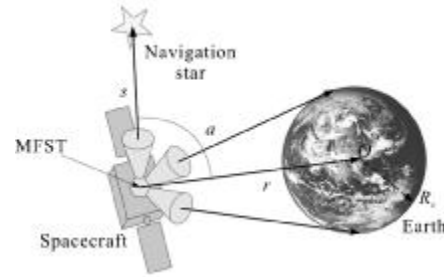


图 1 多视场星敏感器自主导航定位模型  
Fig.1 Autonomous navigation model of MFST

使用星敏感器中的一个视场用来对导航星成像, 得到星光矢量  $s$ 。使用另外 1~2 个视场来对地球边缘成像, 在低地球轨道下每个视场都只能观测到一段地球边缘。经过边缘提取与图像校正, 得到地球边缘点在图像中的坐标, 对不同视场中得到的边缘点进行坐标变换统一到卫星本体坐标系中, 最后使用拟合方法得到地心矢量  $r$ 。

在地心赤道惯性坐标系(J2000.0)下, 通常选用的卫星导航系统状态模型(轨道动力学模型)为:

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt} = v_x \\ \frac{dy}{dt} = v_y \\ \frac{dz}{dt} = v_z \\ \frac{dv_x}{dt} = -\mu \frac{x}{r^3} [1 - J_2 (\frac{R_e}{r}) (7.5 \frac{z^2}{r^2} - 1.5)] + \Delta W_x \\ \frac{dv_y}{dt} = -\mu \frac{y}{r^3} [1 - J_2 (\frac{R_e}{r}) (7.5 \frac{z^2}{r^2} - 1.5)] + \Delta W_y \\ \frac{dv_z}{dt} = -\mu \frac{z}{r^3} [1 - J_2 (\frac{R_e}{r}) (7.5 \frac{z^2}{r^2} - 1.5)] + \Delta W_z \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$ 。公式(1)可简写为:

$$\dot{X}(t) = f(X, t) + w(t) \quad (2)$$

式中: 状态矢量  $X = [x \ y \ z \ v_x \ v_y \ v_z]^T$ ,  $x, y, z, v_x, v_y, v_z$  分别为卫星在  $x, y, z$  三个方向上的位置和速度;

$w(t)=[0, 0, 0, \Delta W_x, \Delta W_y, \Delta W_z]^T$ ;  $\mu$  是地心引力常数;  $r$  是地心矢量方向;  $J_2$  为地心引力系数;  $\Delta W_x$ 、 $\Delta W_y$ 、 $\Delta W_z$  为地球非球形摄动的高阶摄动项。

由图 1 可知, 星光角距  $\alpha$  指从卫星上观测的导航恒星星光的矢量方向  $s$  与地心矢量方向  $r$  之间的夹角, 利用星光角距作为导航的观测量, 则系统的量测方程可表示为:

$$Z(k) = \alpha + v_\alpha = \arccos\left(-\frac{r \cdot s}{r}\right) + v_\alpha \quad (3)$$

式中:  $v_\alpha$  为系统量测过程中的噪声。

系统状态模型与量测模型建立之后, 使用基于星光角距的直接敏感地方法方法进行导航定位。

## 2 地球目标边缘成像

在地心惯性坐标系内将地球表面取为以地心  $E$  为原点的旋转椭球面, 地球扁率为  $e$ , 且  $e = (R_e - R_p) / R_e$ , 其中  $R_e$  和  $R_p$  分别为地球赤道半径与极半径。如图 2 所示,  $S$  为多视场星敏感器,  $C_1$ 、 $C_2$ 、 $C_3$  分别为星敏感器三个视场光轴指向, 星敏感器视场的圆锥面与椭球面相交, 可得到切点为  $P_1$ 、 $P_2$  的切线。由于地球扁率很小 ( $e \approx 0.00335$ ), 可近似认为弧段  $P_1P_2$  是在以  $O$  为圆心的切线圆上, 另外两个视场看到的地球边缘圆弧也在该切线圆上, 可认为矢量  $SO$  即为所求的指向地心的矢量。

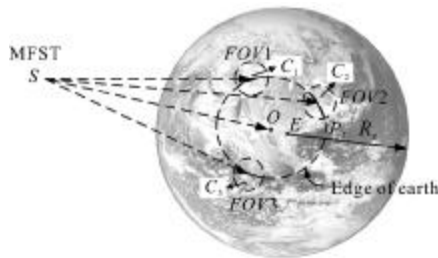


图 2 地球边缘圆弧段与切线圆

Fig.2 Arc of earth edge and tangent circle

设两切点  $P_1$ 、 $P_2$  在视场坐标系内的坐标分别为  $P_1 = (u_1, v_1, w_1)^T$  和  $P_2 = (u_2, v_2, w_2)^T$ , 点  $T_i$  为相机视场内可见的地球边缘圆弧段上的任意点, 可表示为  $t_i = (x_i, y_i, z_i)^T$ , 且  $x_i \in (u_1, u_2)$ ,  $y_i \in (v_1, v_2)$ ,  $z_i \in (w_1, w_2)$ 。 $e_0 = (x_0, y_0, z_0)^T$  为地心在视场坐标系内的坐标,  $t'_i$  为点  $T_i$  在惯性坐标系下的坐标, 可表示为  $t'_i = (x'_i, y'_i, z'_i)^T$ , 则地球边缘圆弧段在视场坐标系内的方程为:

$$\begin{cases} e_0(t_i - p_1) = 0 \\ t'_i = At_i + b \\ t_i^T Dt_i = R_e^2 \end{cases} \quad (4)$$

式中:  $D$  为与地球扁率  $e$  相关的偏差矩阵。

$$D = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{(1-e)^2} \end{pmatrix}$$

矩阵  $A$  和向量  $b$  分别为视场坐标系到惯性坐标系的姿态转移矩阵和平移向量。通过公式(4)建立了地球边缘点在视场坐标系内的数学模型。

由于地球大气的的原因, 在太空中拍摄的地球在边缘处的渐变较为明显, 为使模拟地球成像效果更加真实, 使用高斯型点扩散函数对地球边缘进行模糊。

经过地球仿真图像中地球边缘高斯模糊后, 采用基于 Hessian 矩阵的 Steger 算法<sup>[9]</sup>进行地球边缘提取, 效果如图 3 所示。

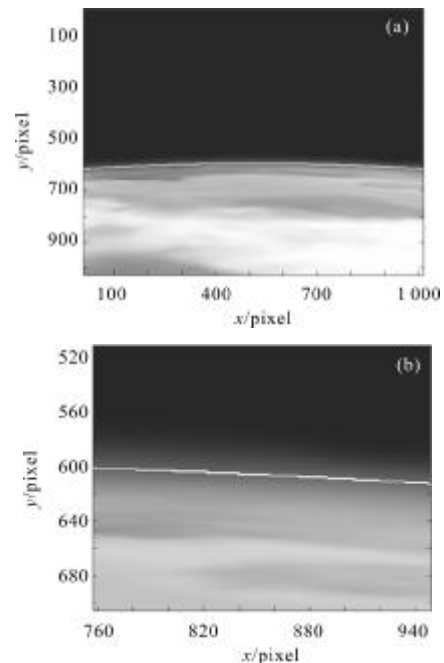


图 3 高斯模糊后地球边缘与局部放大

Fig.3 Origin and partial zoom-in image of earth edge after Gauss fuzzy

## 3 地心矢量提取

### 3.1 地心矢量的精确求解

提取的地球边缘点在经过畸变校正和坐标转换

后,得到卫星本体坐标系下地球边缘点坐标  $P=(X'_b, Y'_b, Z'_b)^T$ ,通过拟合出边缘点所在切线圆的圆心,从而求得地心矢量。令拟合方程为:

$$F(x)=ax^T x+b^T x+c=0 \quad (5)$$

式中:  $x=(x_i, y_i)$  为给定边缘点坐标,  $a, b, c$  为待求系数。若将公式(5)变为矩阵形式,则有  $Bu=0$ , 其中:

$$B = \begin{pmatrix} x_1^2+y_1^2 & x_1 & y_1 & 1 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ x_m^2+y_m^2 & x_m & y_m & 1 \end{pmatrix}, u=(a, b_1, b_2, c)^T$$

一般给定点不会全部落在圆周上,因此要求解  $Bu=r$  使得  $\|r\|$  最小,令约束  $u_1=1$  或者  $\|u\|=1$ 。即

$$\|u\|=1 \text{ 条件下 } Bu=\min \quad (6)$$

当  $a \neq 0$  时,将公式(6)转换成:

$$(x_i + \frac{b_1}{2a})^2 + (y_i + \frac{b_2}{2a})^2 = \frac{\|b\|^2}{4a^2} - \frac{c}{a} \quad (7)$$

如果公式(7)等号右边为正,得

$$z=(z_1, z_2)=(-\frac{b_1}{2a}, -\frac{b_2}{2a}); r=\sqrt{\frac{\|b\|^2}{4a^2} - \frac{c}{a}} \quad (8)$$

为使得几何上仍然满足圆心到所有点距离的方差最小,令  $d_i^2=(\|z-x\|-r)^2$ , 初值  $u=(z_1, z_2, r)^T$ , 求解满足

$$\sum_{i=1}^m d_i(u)^2 = \min \quad (9)$$

利用高斯-牛顿法对公式(9)最小二乘拟合求解得到最优圆心坐标  $(O_{bx}', O_{by}')$  与半径值  $r$ , 即可得地心矢量  $v=(O_{bx}', O_{by}', Z_b')$ 。对其进行归一化可得卫星本体坐标系下单位地心矢量  $e=v/|v|$ 。

### 3.2 地心矢量提取仿真结果

为便于计算拟合出的地心矢量与精确的地心矢量之间的误差,假设卫星本体坐标系  $O_b Z$  轴始终指向地心,仿真过程中设置参数如下。

(1) 卫星轨道参数:半长轴  $a=7\ 135.96$  km; 轨道偏心率  $e=1.809 \times 10^{-3}$ ; 轨道倾角  $i=65^\circ$ ; 升交点赤经  $\Omega=30.00^\circ$ ; 近升角距  $\omega=30.00^\circ$ ; 真近点角  $f=0^\circ$ 。

(2) 地球平均半径  $6\ 371.004$  km。

(3) 仿真时长  $3\ 000$  s, 采样时间间隔  $3$  s。

仿真中分别使用多视场星敏感器不同的视场数目观测地球边缘并拟合地心矢量,同地球模型的精确地心矢量偏差结果进行比较,仿真结果如

图4所示。

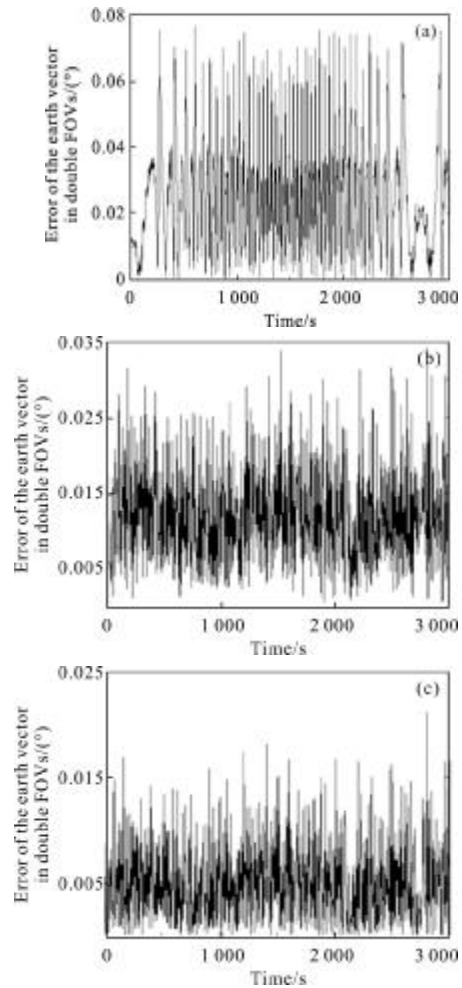


图4 不同数目视场下圆拟合得到的地心矢量拟合偏差  
Fig.4 Error of earth vector using circle fitting in different numbers of FOVs

为了修正地球扁率对地球边缘拟合结果的影响,使用椭圆拟合的方法对地球边缘进行拟合。对于不同数目的视场,分别使用圆拟合与椭圆拟合方法得到的地心矢量精度对比如表1所示。

表1 不同数目视场下拟合地心矢量结果

Tab.1 Results using two methods to fit earth vector in different numbers of FOV

	1 FOV	2 FOVs	3 FOVs
Error of earth vector using circle fitting/ ( $^\circ$ ) ( $1\sigma$ )	0.049 3	0.018 4	0.011 4
Error of earth vector using ellipse fitting / ( $^\circ$ ) ( $1\sigma$ )	0.576 0	0.017 2	0.010 9

由图4和表1可知,在1个视场下拟合后的地



心矢量指向精度较低,原因是单视场所观察到的地球边缘弧段相对地球的尺寸较小,且在圆心拟合过程中只选用一段地球边缘点进行拟合,容易产生较大误差;采用椭圆拟合时,1个视场观测到的地球边缘弧段会位于椭圆上不同曲率处,且边缘点信息量较小,因此椭圆拟合会比圆拟合出的地心矢量精度更低。由于多个视场可以观察到地球切线圆上的多段圆弧参与到拟合过程中,信息量更充分,得到的地心矢量更精确。在2个与3个视场的情况下,使用椭圆拟合地球边缘得到的地心矢量精度要略优于圆拟合,说明椭圆拟合能够消除地球扁率带来的影响。

#### 4 基于星光角距直接敏感地平导航仿真

##### 4.1 扩展卡尔曼滤波(EKF)方程

由于公式(2)、(3)均为非线性方程,要利用扩展卡尔曼滤波<sup>[10]</sup>,首先要将其离散化和线性化。公式(2)离散化后可得:

$$X(k+1) \approx X(k) + f(X(k), kT) + w(k) \quad (10)$$

对公式(10)进行线性化,即在 $\hat{X}(k)$ 附近展开为一阶泰勒级数,则可以得到线性化后的一步转移矩阵为 $\Phi_{k,k-1} = I + F_k \cdot T$ 。其中 $I$ 为6阶单位阵, $F_k$ 为 $f(X(k), k)$ 在 $\hat{X}(k)$ 处的雅各比矩阵, $T$ 为采样时间。

使用星光角距作为观测量的系统,对量测方程(3)进行离散化,并在 $\hat{X}(k+1, k)$ 处线性化为:

$$Z(k+1) \approx H[\hat{X}(k+1, k)] + v(k) \quad (11)$$

式中:观测矩阵 $H = \partial Z(k) / \partial X(k+1, k)$ 。

基于干扰偏差 $\Delta \hat{X}$ 的卡尔曼滤波方程如下:

$$\begin{cases} \Delta \hat{X}_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} \Delta \hat{X}_{k-1} \\ P_{k,k-1} = \Phi_{k,k-1} P_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + Q_{k-1} \\ K_k = P_{k,k-1} H_k^T (H_k P_{k,k-1} H_k^T + R_k)^{-1} \\ \Delta \hat{X}_k = \Delta \hat{X}_{k,k-1} + K_k (\Delta Z_k - H_k \Delta \hat{X}_{k,k-1}) \\ P_k = (I - K_k H_k) P_{k,k-1} (I - K_k H_k)^T + K_k R_k K_k^T \end{cases} \quad (12)$$

式中: $\Delta Z_k = Z_k - h(\hat{X}_{k,k-1})$ ;  $Q_k = E[\omega(k) \omega^T(k)]$ ;  $R_k = E[v(k) v^T(k)]$ 。可求得最优滤波值为 $\hat{X}_k = \hat{X}_k + \Delta \hat{X}_k$ 。

##### 4.2 仿真结果

仿真时用到的标称轨道参数同3.2小节中设定的参数相同,星敏感器精度为 $3''(1\sigma)$ 。使用EKF时

用到的状态方程噪声方差阵: $Q = \text{diag} [(2 \times 10^{-1} \text{m})^2, (2 \times 10^{-1} \text{m})^2, (2 \times 10^{-1} \text{m})^2, (2 \times 10^{-3} \text{m/s})^2, (2 \times 10^{-3} \text{m/s})^2, (2 \times 10^{-3} \text{m/s})^2]$ ;估计误差协方差阵: $P = 1.0 \times 10^4 I_{6 \times 6}$ 。由于在多视场星敏感器中需要有1个视场来观测导航星,因此最多可以配置2个视场来观测地球边缘。

(1) 利用单个视场观测地球边缘,设定地心矢量指向精度为 $0.0493^\circ$ ,仿真结果如图5所示。

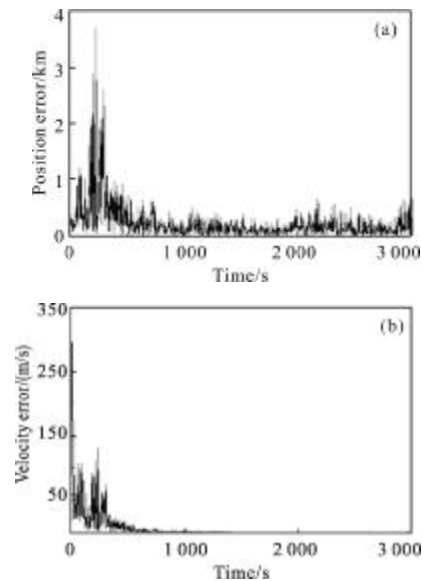


图5 单视场仿真位置与速度偏差

Fig.5 Errors of position and velocity in single FOV

(2) 利用2个视场观测地球边缘,设定地心矢量指向精度: $0.0172^\circ$ ,仿真结果如图6所示。

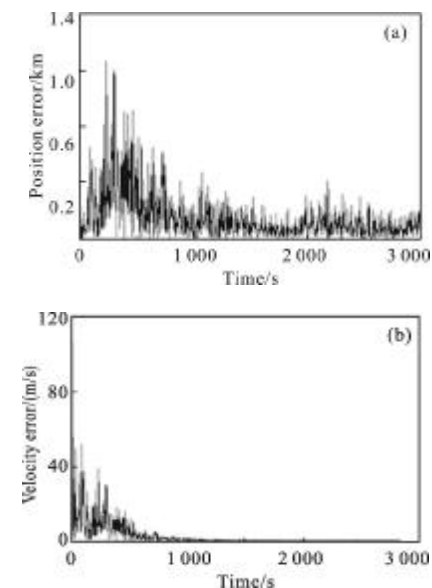


图6 双视场仿真位置与速度偏差

Fig.6 Errors of position and velocity in double FOVs

不同视场数目仿真结果对比如表2所示。

表2 1个视场与2个视场导航仿真结果  
Tab.2 Simulation results of directly sensing horizon navigation

	1 FOV	2 FOVs
Position error /km( $1\sigma$ )	0.386	0.190
Velocity error /(m/s)( $1\sigma$ )	0.642	0.154

从图5、图6和表2中可以看出,随着视场数目的增加,仿真结果的位置与速度精度也有不同程度的提高,这是因为2个视场比1个视场观测得到的地心矢量指向精度更高,这样就使得测量到的星光角距误差减小,从而提高导航精度。

## 5 结论

文中使用多视场星敏感器中的两个视场对地球边缘进行可见光成像仿真,求解得到地心矢量,指向精度为 $0.0172^\circ$ 。利用仿真得到的地心矢量结合星光矢量进行基于星光角距的直接敏感地平导航定位仿真,仿真结果位置精度 $0.190\text{ km}$  ( $1\sigma$ ),速度精度 $0.154\text{ m/s}$  ( $1\sigma$ )。结果表明:使用多视场星敏感器可达到与传统星敏感器和红外地平仪组合进行天文导航同等的精度,在测量航天器姿态的基础上同时实现空间自主导航定位,减少了航天器的重量、功耗及成本,降低了系统复杂度。

## 参考文献:

- [1] Yang Bo, Fang Jiancheng, Wu Xiaojie. A method of celestial autonomous orbit determination for spacecraft [J]. Journal of Chinese Inertial Technology, 2002, 8(3): 33-36. (in Chinese)
- [2] Psiaki Mark L. Test of magnetometer / sun-sensor orbit determination using flight data [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2002, 25(3): 582-590.
- [3] Deutschmann Julie K, Bar-Itzhack Itzhack Y. Evaluation of attitude and orbit estimation using actual earth magnetic field data [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2001, 24(3): 616-623.
- [4] Benoit Gelin, Chantal Chalté, Laurent Majewski, et al. Multiple heads management and validation in hydra star tracker[J]. Guidance and Control, 2010: AAS-10-47.
- [5] Betto M, JZrgensen J L, JZrgensen P S, et al. Advanced stellar compass deep space navigation ground testing results [J]. Acta Astronautica, 2005, 2006(59): 1020-1028.
- [6] Wang Zhen, Wei Xinguo, Zhang Guangjun. Structure optimization for multi FOV star sensors [J]. Infrared and Laser Engineering, 2011, 12(40): 2469-2473. (in Chinese)
- [7] Ye Shenglong, Wei Xinguo, Fan Qiaoyun, et al. Operation mode design of multi-FOV star sensor [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010: 10(36): 1244-1247. (in Chinese)
- [8] Zheng You, Fei Xing, Ying Dong. A method of star recognition using double FOV star sensor [P]. China: 10091182.4, 2005-04-29. (in Chinese)
- [9] Carsten Steger. An unbiased detector of curvilinear structures [J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 1998, 20(2): 113-125.
- [10] Qin Yongyuan, Zhang Hongyue, Wang Shuhua. Theory of Kalman Filter and Integrated Navigation [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1998. (in Chinese)