

文章编号 1004-924X(2013)05-1192-07

利用地球紫外和恒星可见光的卫星自主导航

孙 俊^{1,2*}, 张世杰¹, 李葆华¹

- (1. 哈尔滨工业大学 航天学院, 黑龙江 哈尔滨 150001;
2. 上海市空间智能控制技术重点实验室, 上海 200233)

摘要:提出一种利用地球紫外波段和恒星可见光波段为卫星进行自主导航的方法,该导航方法利用视场 1 观测恒星可见光波段,视场 2 观测地球紫外波段。在视场 1 利用星敏传感器全球识别算法识别所有恒星星像,识别结果的光轴指向作为恒星矢量;视场 2 被用来对地球紫外波段轮廓成像,计算得到地心矢量在卫星本体坐标系中的方向。最后,利用卫星轨道动力学方程和扩展卡尔曼滤波器来计算卫星轨道参数。对一紫外敏传感器进行的实验表明,与利用红外地平仪和恒星可见光的自主导航方法相比,该方法的位置误差由 1 000 m 减小到 500 m,速度误差由 100 m/s 减小到 40 m/s,而且消除了由于太阳光与地平线夹角带来的周期误差,因此,该方法具有很好的鲁棒性。

关键词:自主导航;星敏传感器;紫外地球敏传感器;扩展卡尔曼滤波

中图分类号:V241.626;V448.22 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20132105.1192

Autonomous navigation based on star light and ultraviolet earth sensors

SUN Jun^{1,2}, ZHANG Shi-jie¹, LI Bao-hua¹

- (1. School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;
2. Shanghai Aerospace Control and Engineering Institute, Shanghai 200233, China)

* Corresponding author, E-mail: sunjun@hit.edu.cn

Abstract: An autonomous navigation algorithm is proposed using the sensor with functions of a star sensor and an ultraviolet earth sensor. The sensor has two Field of Views (FOVs) named FOV1 and FOV2. The FOV1 is used for star sensor and for calculating the optical axis direction of the FOV1. The FOV2 is used for ultraviolet earth sensor and for calculating the vector of the earth. The state equation of integrated system is established by the deduced orbit dynamic model based on orbit six elements and the attitude kinematic model. Then, the observed equation of integrated system is established by using the difference of the measurement value and the estimated value, and the satellite orbit parameters were calculated according to the Discrete Extend Kalman Filter (DEKF) algorithm. An experiment on the ultraviolet sensor shows that not only the errors of satellite positions is improved from 1 000 m to 500 m and the errors for satellite velocities are improved from 100 m/s to 40 m/s, but also

收稿日期:2012-11-12;修订日期:2013-02-15.

基金项目:国家 863 高技术研究发展计划资助项目(No. 2005AA745060)

the errors of periodic sine resulted from the angle between the sun light and ground level is eliminated. These results show the algorithm to be well robust.

Key words: autonomous navigation, star sensor, ultraviolet earth sensor, extend Kalman filter

1 引言

卫星自主导航系统可以在少依赖甚至最终不依赖于地面系统支持的情况下,在轨实时确定自身的位置和速度,实现自主运行,即自主导航。对于卫星系统来讲,自主导航有利于降低卫星对地面的依赖程度,提高系统生存能力。另外,自主导航还可以有效减轻地面测控站的负担,降低地面支持成本,从而降低整个航天计划的研制费用^[1-2]。

星敏传感器是感受恒星的辐射并测量飞行器相对于该恒星方位的一种光学姿态敏感器,但是纯采用星敏传感器仅仅能输出飞行器相对于惯性坐标系下的姿态角,而对于飞行器控制系统而言,除了需要飞行器的姿态信息,还须提供飞行器的位置信息^[3-4]。

红外地球敏感器是通过测量地球与天空红外辐射的差别而获取飞行器姿态信息的一种光学测量仪器,通常用于测量飞行器的俯仰姿态角和滚动姿态角^[5-6]。当前多利用星敏传感器和红外地平仪进行飞行器自主导航^[7-9],通过红外地平仪的安装矩阵求得地心方向矢量在飞行器本体坐标系下的投影和地球视半径,得到观测量星光角距;以星光角距和地球视半径为观测量,结合卫星轨道动力学模型和滤波技术来确定飞行器的位置信息。然而由于地球辐射的红外波段特性不稳定,降低了红外地球敏感器测量地球视半径的精度,而地球视半径精度的降低将导致确定卫星导航信息精度的降低。

地球边沿辐射的紫外波段,无论在白天或夜间均存在适应于探测的紫外临边辐射特征,这些特征中的临边辐射极值高度稳定,随经纬度和季节变化很小,随观测方位角变化也很小。这一特征可为图像传感器的建立提供信号基础,因此可采用地球紫外波段和恒星可见光波段来实现对卫星的自主导航^[10]。本文介绍了利用该方法基于某型号紫外敏感器进行卫星自主导航的实验和得

到的实验结果。

2 地球紫外和恒星可见光导航原理

2.1 地球紫外特性

根据南京大学合作课题组的研究结果,图1为200~1 000 nm内垂直地球观测时整层大气透过率和臭氧透过率的变化分析(横坐标波数25 000~50 000对应400~200 nm光谱范围)。在紫外波段200~300 nm内,大气透过率为0,但在300~400 nm内却具有一定的大气透过率。由图2可知,200~1 000 nm内在55 km之上在200~300 nm的紫外波段也具有一定的大气透过率。说明随着海拔高度的提高,尤其是海拔高度达到30~40 km之上时,紫外波段也具有一定的透过率,直至到80 km以上时大气稀薄,大气透过率

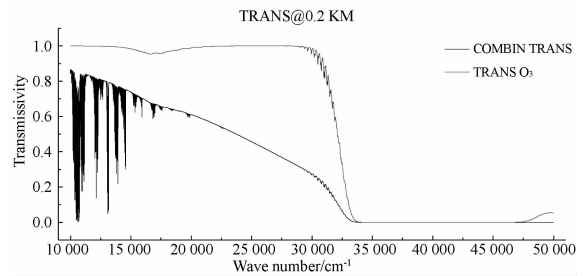


图1 大气透过率和臭氧透过率的变化分析
Fig. 1 Analysis of variation between atmospheric transmittance and O₃ transmittance

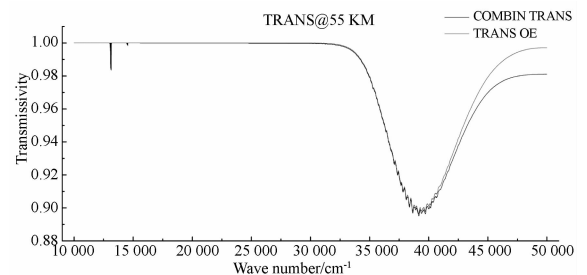


图2 高空大气紫外波段的折射率
Fig. 2 Refractivity of ultraviolet rays in upper atmosphere

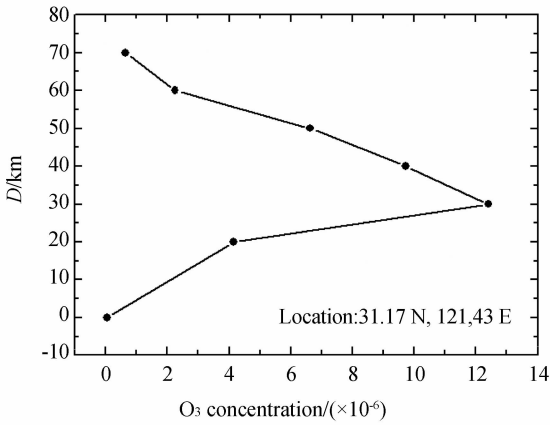


图 3 不同海拔高度下大气层臭氧的浓度变化分析
Fig. 3 Analysis of O₃ concentration variation ultra-violet rays in atmosphere

近似为 100%。这一随海拔高度的大气透过率规律对于紫外波段而言是和大气臭氧浓度随海拔高度的变化密切相关的,如图 3 所示。这一规律表明,利用紫外波段探测地球边缘用于导航定位是可行的。

2.2 导航原理

地球紫外和恒星可见光自主导航的基本原理是利用视场 1 观测恒星可见光,利用视场 2 观测地球紫外波段,视场 1 中利用星敏感器全球球识别算法识别所有恒星星像,采用识别结果计算当前视场在 J2000.0 下的姿态四元数,根据姿态四元数,计算视场 1 光轴指向在 J2000.0 下的矢量。地球紫外波段轮廓可以通过视场 2 成像,利用算法可得到地球在视场 2 下的质心坐标,计算出卫

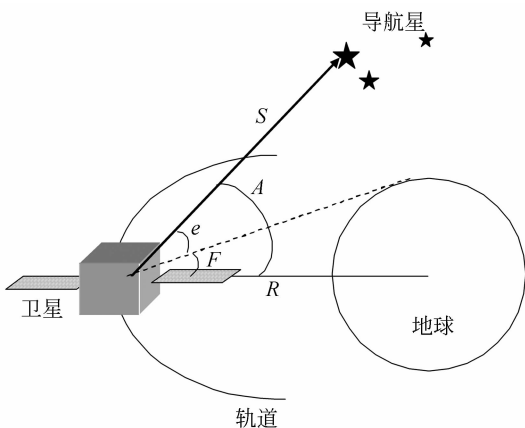


图 4 地球紫外和恒星可见光导航原理
Fig. 4 Autonomous theory with star light and ultraviolet earth

星垂线方向,得到地心矢量在卫星本体坐标系中的方向,视场 1 和视场 2 之间的夹角是已知的,如图 4 所示。由图中卫星、视场 1 光轴指向和地球三者之间的几何关系,可得到导航观测量:卫星距离 R 和卫星方向矢量 e 等观测值,这些观测值可单独使用,也可相互组合使用。将不同类型的观测值结合,尤其是彼此互不相关的观测相结合,可大大提高系统的导航精度。

2.3 地球紫外成像重心坐标的获取

根据地球的紫外特性可知,地球表面紫外能量主要是由大气反射太阳紫外光线造成的,由于卫星绕地球运动,地球紫外波段在视场 2 的成像不可能永远是一个完整的高斯分布,可能是一个环状图像,或者只有一段弧状的图像,这两种情况不能直接采用重心法来获取地球紫外像的坐标。

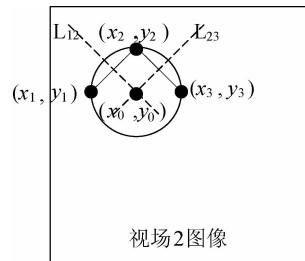


图 5 地球紫外像是环的情况
Fig. 5 Ring image of ultraviolet earth

如果地球紫外辐射成像是一个环状的图像,如图 5 所示,从环状图像中任意取 3 点,假设 3 个点的坐标分别为 (x_1, y_1) , (x_2, y_2) 和 (x_3, y_3) ,利用 (x_1, y_1) 和 (x_2, y_2) 作直线方程 l_{12} ,通过 (x_1, y_1) 和 (x_2, y_2) 的中点作直线方程 l_{12} 的垂线 L_{12} ,同理,利用 (x_2, y_2) 和 (x_3, y_3) 也可以作垂线 L_{23} ,计算直线 L_{12} 和直线 L_{23} 的交点 (x_0, y_0) ,因此,交点 (x_0, y_0) 的坐标就是地球紫外像的重心,实际上,为了提高地球紫外像重心的精度,选取 3 个点的位置尽量均匀分散,通过该重心就可以计算出地球中心的矢量。

如果地球紫外辐射成像只是一个弧的图像,如图 6 所示,获取弧线两个端点的坐标 (x_1, y_1) 和 (x_3, y_3) ,并且获取弧线中点坐标, (x_2, y_2) 利用 (x_1, y_1) 和 (x_2, y_2) 作直线方程 l_{12} ,通过 (x_1, y_1) 和 (x_2, y_2) 的中点,作直线方程 l_{12} 的垂线 L_{12} ,同理,利用 (x_2, y_2) 和 (x_3, y_3) 也可以作垂线 L_{23} ,计算直线 L_{12} 和直线 L_{23} 的交点 (x_0, y_0) ,因此,交点

(x_0, y_0) 的坐标就是地球紫外像的重心,通过该重心就可以计算出地球中心的矢量。

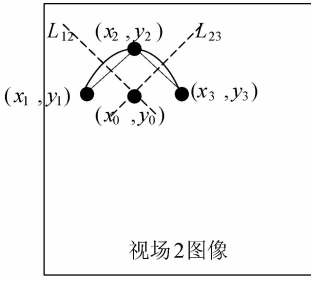


图6 地球紫外像是弧的情况

Fig. 6 Arc image of ultraviolet earth

3 基于EKF的地球紫外/恒星可见光自主导航算法

3.1 状态方程

自主天文导航系统的状态模型(即卫星轨道动力学方程)有多种表达形式。其中在天文导航系统中最常用的是直角坐标表达式的摄动运动方程和牛顿受摄动运动方程。

基于直角坐标系的卫星轨道动力学方程,在研究地球卫星的运动时,选取历元(J2000.0)地心赤道坐标系。此时,通常选用的卫星导航系统状态模型(轨道动力学模型)为^[11]:

$$\begin{cases} \frac{dx}{dt} = v_x \\ \frac{dy}{dt} = v_y \\ \frac{dz}{dt} = v_z \\ \frac{dv_x}{dt} = -\mu \frac{x}{r} \left[1 - J_2 \left(\frac{R_e}{r} \right) \left(7.5 \frac{z^2}{r^2} - 1.5 \right) \right] + \Delta F_x \\ \frac{dv_y}{dt} = -\mu \frac{y}{r} \left[1 - J_2 \left(\frac{R_e}{r} \right) \left(7.5 \frac{z^2}{r^2} - 1.5 \right) \right] + \Delta F_y \\ \frac{dv_z}{dt} = -\mu \frac{z}{r} \left[1 - J_2 \left(\frac{R_e}{r} \right) \left(7.5 \frac{z^2}{r^2} - 1.5 \right) \right] + \Delta F_z \\ r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}. \end{cases} \quad (1)$$

简写为:

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

式中:状态矢量 $\mathbf{X} = [x \ y \ z \ v_x \ v_y \ v_z]^T$, x, y, z, v_x, v_y, v_z 分别为卫星在 X, Y, Z 三个方向的位置和速度; μ 为地心引力常数; r 为卫星位置参考矢量; J_2 为地球引力系数; $\Delta F_x, \Delta F_y, \Delta F_z$ 为地

球非球形摄动的高阶摄动项和日、月摄动以及太阳光压摄动和大气摄动的影响; R_e 为地球半径。

3.2 量测方程

星光角距是天文导航中经常使用的一种观测量,星光角距是指从卫星上观测到的导航恒星星光的矢量方向与地心矢量方向的夹角。

由图4所示的几何关系,可得到星光角距 A 和对应的量测方程分别为:

$$A = \arccos\left(-\frac{\mathbf{r} \cdot \mathbf{s}}{r}\right), \quad (3)$$

$$Z(k) = A + v_a = \arccos\left(-\frac{\mathbf{r} \cdot \mathbf{s}}{r}\right) + v_a, \quad (4)$$

式中: r 为卫星在地心惯性坐标系中的位置矢量,其中 $R = \|\mathbf{r}\|$, 由视场2获得; S 由视场1获得,根据以上分析, S 为视场1的光轴指向, v_a 表示观测噪声。

3.3 扩展卡尔曼滤波(EKF)方程

由于式(1)和(4)均为非线性方程,要利用扩展卡尔曼滤波,首先要将其离散化和线性化。式(1)离散化后可得:

$$X(k+1) \approx X(k) + f(X(k), k)T + w(k). \quad (5)$$

对式(5)进行线性化,即在 $\hat{X}(k)$ 附近展开为一阶泰勒级数,可以得到线性化后的一步转移矩阵为 $\Phi_{k,k-1} = \mathbf{I} + \mathbf{F}_k \cdot T$ 。其中 \mathbf{I} 为6阶单位阵, \mathbf{F}_k 为 $f(X(k), k)$ 在 $\hat{X}(k)$ 处的雅各比矩阵, T 为采样时间。

对量测方程式(4)离散化,在 $\hat{X}(k+1, k)$ 处线性化为:

$$Z(k+1) \approx H[\hat{X}(k+1, k)] + v(k). \quad (6)$$

使用视场1的光轴指向和视场2的地心角作为观测量的系统,其观测矩阵为:

$$H = \frac{\partial Z(k)}{\partial X(k+1, k)}.$$

则基于干扰偏差 $\Delta \hat{X}$ 的EKF滤波方程为:

$$\left. \begin{aligned} \Delta \hat{\mathbf{X}}_{k,k-1} &= \Phi_{k,k-1} \cdot \Delta \hat{\mathbf{X}}_{k-1} \\ \mathbf{P}_{k,k-1} &= \Phi_{k,k-1} \mathbf{P}_{k-1} \Phi_{k,k-1}^T + \mathbf{Q}_{k-1} \\ \mathbf{K}_k &= \mathbf{P}_{k,k-1} \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_{k,k-1} \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1} \\ \Delta \hat{\mathbf{X}}_k &= \Delta \hat{\mathbf{X}}_{k,k-1} + \mathbf{K}_k (\Delta \mathbf{Z}_k - \mathbf{H}_k \Delta \hat{\mathbf{X}}_{k,k-1}) \\ \mathbf{P}_k &= (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_{k,k-1} (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k)^T + \mathbf{K}_k \mathbf{R}_k \mathbf{K}_k^T \end{aligned} \right\}, \quad (7)$$

其中: $\Delta \mathbf{Z}_k = \mathbf{Z}_k - h(\hat{\mathbf{X}}_{k,k-1})$, $\mathbf{Q}_k = \mathbf{E}[w(k)w^T(k)]$,

$R_k = E[v(k)v^T(k)]$ 。因此可求得最优滤波值为 $\hat{X}_k = X_k + \Delta \hat{X}_k$ 。

4 实验结果与分析

实验过程以某型号的星敏感器参数作为视场 1 的参数:视场为 $14^\circ \times 14^\circ$,传感器面阵为 $2\ 048 \times 2\ 048$,星等探测能力为 $6\ mV$,数据更新率为 $10\ Hz$ 。以某型号紫外敏感器的参数作为视场 2 的参数:视场为 20° 的圆视场,传感器面阵为 $1\ 024 \times 1\ 024$,数据更新率为 $8\ Hz$,选取某在研地球同步轨道卫星为研究对象,由于地球同步卫星周期为 $24\ h$,而实验过程中需要考核太阳在不同位置下该方法的可行性、可靠性以及精度,为了减少数据量,保存到上位机的采样周期为 $15\ s$,但控制系统的运算周期是 $200\ ms$ 。

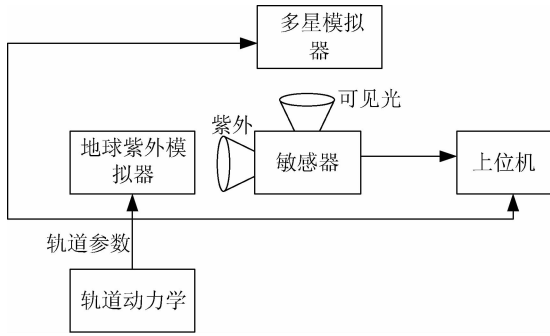
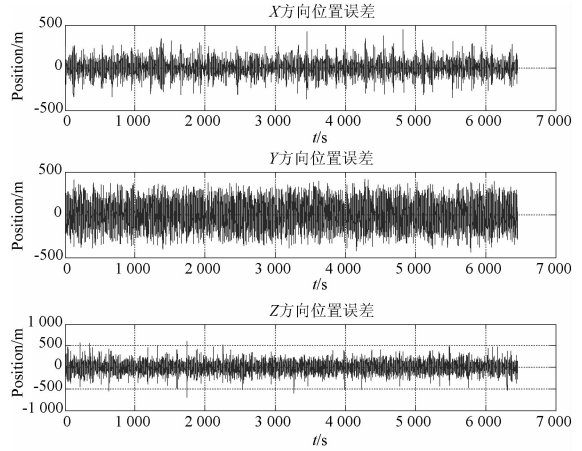


图 7 紫外敏感器实验原理图

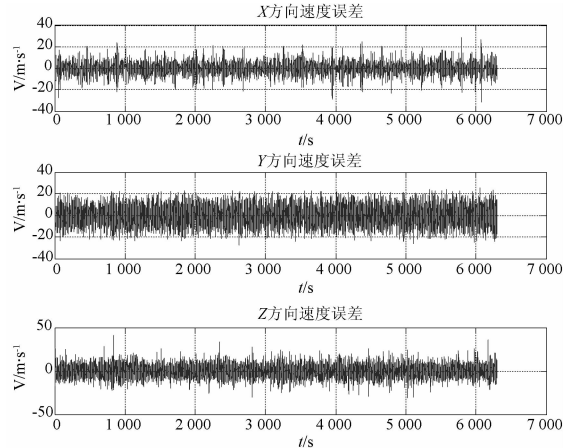
Fig. 7 Experiment theory of ultraviolet sensor

把具有地球紫外和恒星可见光的敏感器置于试验台,多星模拟器放置于敏感器的可见光镜头前,调整多星模拟器的位置,使多星模拟器的光轴与可见光镜头的光轴一致,紫外模拟器置于敏感器的紫外镜头前(该紫外模拟器能根据格林威治时间随时显示地球紫外辐射情况),调整紫外模拟器的位置,使紫外模拟器的光轴与紫外镜头的光轴一致,连接具有地球紫外和恒星可见光敏感器的电源,把具有地球紫外和恒星可见光的敏感器的数据线与上位机相连,接通多星模拟器和紫外模拟器的电源,且接通具有地球紫外和恒星可见光的敏感器的电源,轨道动力学模拟器实时把当前的轨道参数传输给多星模拟器和紫外模拟器,地球紫外和恒星可见光的敏感器实时拍摄两个模拟器的图像,利用拍摄的图像实时计算当前的轨

道参数,并把计算的轨道参数发送给上位机,上位机接收到地球紫外和恒星可见光的敏感器的轨道参数,同时同步接收到轨道动力学的轨道参数,上位机根据这两组轨道参数作差,并实时显示和保存轨道误差,采用 MATLAB 离线显示位置误差和速度误差,见图 8 所示。



(a) 位置误差
(a) Errors of satellite position

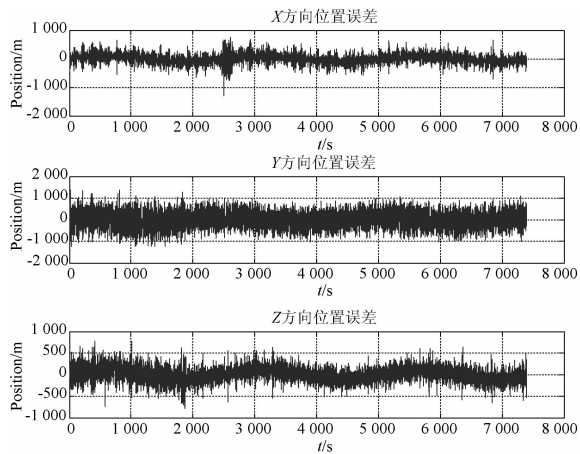


(b) 速度误差
(b) Errors of satellite velocity

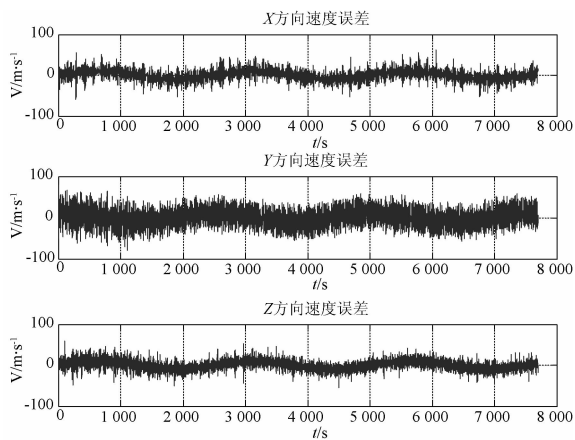
图 8 地球紫外和恒星可见光自主导航结果
Fig. 8 Autonomous result with star light and ultraviolet earth sensors

为进一步验证采用地球紫外特性比红外特性较稳定,把图 7 中的地球紫外模拟器换成地球红外模拟器,把视场 2 的换成红外地平仪,按照上述方法重复实验,采用 MATLAB 离线显示位置误差和速度误差,见图 9 所示。

采用红外地平仪和恒星可见光自主导航时,首先采用红外地平仪测量地球与天空的红外辐射的差别,红外地平仪大多利用 $14 \sim 16\ \mu m$ 波段



(a) 位置误差
(a) Errors of satellite position



(b) 速度误差
(b) Errors of satellite velocity

图9 红外地平仪和恒星可见光自主导航结果

Fig. 9 Autonomous results with star light and infrared horizon sensors

CO₂的吸收带来测量地球大气辐射圈所形成的地平圆,由于地球辐射的红外波段特性不稳定,降低了红外地球敏感器测量地球视半径的精度,由于地球视半径精度的降低,导致确定飞行器的位置信息精度降低。从图9可以看出,三轴位置误差

都近1 000 m,三轴位置误差都近100 m/s,而且误差出现了形如正弦形状的偏差,这主要是受到太阳光线矢量与地平面的夹角变化造成地球周围红外特性变化导致的。而地球边沿辐射的紫外波段,无论在白天或夜间均存在适应于探测的紫外临边辐射的特征,这些特征中的临边辐射极值高度具有稳定的特点,随经纬度和季节变化很小,随观测方位角变化也很小。因此,从图8可以看出,采用地球紫外波段和恒星可见光波段来实现对卫星的自主导航的位置误差在500 m以内,速度误差在40 m/s以内。

5 结 论

地球边沿辐射的紫外波段,无论在白天或夜间均存在适应于探测的紫外临边辐射的特征,这些特征中的临边辐射极值高度稳定,随经纬度和季节变化很小,随观测方位角变化也很小。本文提出了一种利用地球紫外波段和恒星可见光波段为卫星进行自主导航,该导航方法的原理是利用视场1观测恒星可见光,利用视场2观测地球紫外波段,视场1中利用星敏感器全天球识别算法识别所有恒星星像,采用识别结果计算当前视场1在J2000.0下的姿态四元数,根据姿态四元数,计算视场1光轴指向在J2000.0下的矢量。地球紫外波段轮廓通过视场2成像,并且利用算法来得到地球在视场2下的质心坐标,计算出卫星垂线方向,计算得到地心矢量在卫星本体坐标系中的方向,利用卫星轨道动力学方程和扩展卡尔曼滤波器来计算卫星轨道参数。采用某型号的紫外敏感器进行的实验表明,与利用红外地平仪和恒星可见光的自主导航方法相比,该方法的位置和速度精度都提高了1倍,而且消除了由于太阳光与地平线夹角带来的周期误差,具有很好的鲁棒性。

参考文献:

- [1] WHITE R L, GOUNLEY R B. *Satellite Autonomous Navigation with SHAD* [M]. The Charles Stark Draper Laboratory, 1987.
- [2] LEON H S, MICHAEL J R, STUART C S, et

- al.. Lossless information fusion for active ranging and detection systems [J]. *IEEE Transactions on Signal Processing*, 2006, 54(10): 3980-3990.
- [3] MARK L, PSIAKI. Test of magnetometer/sun-sensor orbit determination using flight data [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*.

2002, 25(3):582-590.

- [4] JULIE K. DEUTSCHMANN. Evaluation of attitude and orbit estimation using actual earth magnetic field data [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2001, 24(3):616-623.
- [5] 周凤岐, 赵黎平, 周军. 基于星光大气折射的卫星自主轨道确定[J]. *宇航学报*, 2002, 23(4):20-23.
ZHOU F Q, ZHAO L P, ZHOU J. Autonomous orbit determination for earth satellites by starlight atmospheric refraction [J]. *Journal of Astronautics*, 2002, 23(4):20-23. (in Chinese)
- [6] 王鹏, 张迎春. 基于星敏感器/红外地平仪的自主导航算法研究[J]. *系统工程与电子技术*, 2008, 30(8):1514-1518.
WANG P, ZHANG Y CH. Research on autonomous navigation algorithm based on star sensor and infrared horizon sensor [J]. *Systems Engineering and Electronic*, 2008, 30(8):1514-1518. (in Chinese)
- [7] LIE C C E. Star trackers for attitude determination [J]. *IEEE AES Systems Magazine*, 1995, 31(6):10-16.
- [8] XIE J F, JIANG W SH. The analysis of the error

sources affecting the accuracy of attitude determined by star sensor [C]. *Geoinformatics 2007; Remotely Sensed Data and Information, SPIE*. 2007, 675249-1.

- [9] 钟兴, 贾继强, 金光, 等. 机载导航白天星敏感器的探测性能及总体设计[J]. *光学精密工程*, 2011, 19(12):2900-2906.
ZHONG X, JIA J Q, JIN G, *et al.*. Detecting performance and overall design of airborne daylight star sensor for navigation [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(12):2900-2906. (in Chinese)
- [10] 刘英, 王靖, 曲锋, 等. 广角 $f-\theta$ 静态红外地平仪镜头的光学设计[J]. *光学精密工程*, 2010, 18(6):1243-1248.
LIU Y, WANG J, QU F, *et al.*. Optical design of high precision wide-angle lens for static infrared earth sensor [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2010, 18(6):1243-1248. (in Chinese)
- [11] WANG CH H, LIU R, LI B H, *et al.*. A geomagnetic positioning method with adaptive genetic algorithm [C]. *2010 3rd International Symposium on Systems and Control in Aerospace and Astronautics, ISSCAA*, 2010:1014-1018.

作者简介:



孙俊(1982—),男,江苏南京人,博士研究生,2004年于南京航空航天大学获得学士学位,2007年于上海航天技术研究院获得硕士学位,主要从事天文自主导航方面的研究。E-mail:sunjun@hit.edu.cn



李葆华(1977—),男,江西瑞金人,副教授,2000年、2002年、2006年于哈尔滨工业大学分别获得学士、硕士、博士学位,主要从事天文导航方面的研究。E-mail:libaohua@hit.edu.cn



张世杰(1979—),男,河南上蔡人,博士,副教授,博士生导师,2000年、2002年、2005年于哈尔滨工业大学分别获得学士、硕士、博士学位,主要从事空间飞行器系统设计方面的研究。E-mail:hitsat@hit.edu.cn