

文章编号 1004-924X(2015)增-0815-10

导航星光的预测及干扰

连文浩*, 王永杰, 杨小龙, 范振钦

(中国人民解放军 63981 部队, 湖北 武汉 430311)

摘要:研究了星光折射间接敏感地平导航中捕获折射星光方向和分布的方法。为了能够准确捕获折射星,避免“失星”的出现,提出一种基于航天器轨道的折射星预测方法。该方法能够预测出航天器位于特定位置时可发生折射的星光方向,从而调整星敏感器姿态进行提前捕获。文中根据日月地-航天器的几何位置关系,研究分析了各天体干扰因素对折射星数量及分布的影响。仿真结果表明,通过范围预测可知折射星成带状分布在航天器轨道两侧,其数量与轨道高度密切相关,而通过准确预测方向可使航天器导航精度提高 1 倍。文章指出:日月地各天体干扰的影响会使航天器运行出现折射星导航空白段,导致导航误差迅速增大,在某些时刻瞬时径向位置误差可增大 20 倍,此种情况需要考虑应用其他星光导航方法辅助导航。本文提出的基于轨道的折射星光预测方法以及日月地对折射星光的干扰研究具有重要的工程应用价值。

关键词:星光折射导航;导航折射星预测;星敏感器;日月地气光干扰;导航空白段

中图分类号:V448.222 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20152313.0815

Prediction and interference of navigation star

LIAN Wen-hao*, WANG Yong-jie, YANG Xiao-long, FAN Zhen-qin

(Unit 63981, the Chinese People's Liberation Army, Hubei 430311, China)

* Corresponding author, E-mail:546425830@qq.com

Abstract: How to capture the directions and distribution of refraction stars in refraction starlight navigation was researched. To obtain the information of the refraction stars, a method to analyze the distribution of refraction stars on standard orbit was proposed. By proposed method, the direction of refractive starlight from a spacecraft at a special position could be obtained by adjusting the attitude of a star sensitive sensor. On the basis of star information gotten in specific time interval, three kinds of influences on refraction stars' number and distribution were calculated according to the geometric positional relationship of the sun, the moon and the earth. Comparing the stars' number and distribution before and after the interferences, a navigation simulation was analyzed. The experimental results show that the largest source of interference is the earth, followed by the sun, the moon. Under the three interferences, refraction navigation, blank section may exist for the spacecraft. In the range of navigation blank section navigation error increases rapidly, instantaneous position error in r direction could be 20 times larger than before. It is verified that the method proposed to analyze interference on refraction starlight navigation has important practical significance, especially in design of navigation

收稿日期:2015-06-05;修订日期:2015-06-30.

基金项目:国家自然科学基金资助项目(No. 51075398)

methods, adjusting star sensor's attitude, and predicting navigation blank section.

Key words: refraction starlight navigation; navigation refraction star; star sensor; influence of the sun, the moon and the earth; navigation blank section

1 引言

星光折射间接敏感地平是利用高精度的星敏感器折射星光,并通过大气对星光折射的数学模型及误差进行补偿,来精确求解敏感地平,从而实现地球卫星的高精度定位导航^[1]。星光折射间接敏感地平方法利用了大气的光学特性^[2]。但从航天器上看,当星光通过地球大气时,由于大气密度不均匀,光线会发生折射而弯向地心方向,从而使恒星的视位置较实际位置上移。折射角取决于星光频率和大气密度。如果测量得到一颗接近地平方向的已知恒星的折射角,就能得到地球地平在地心惯性坐标系中的方向,建立折射光线相对于地球的视高度与折射角之间的量测方程,进而解算出航天器的位置、速度信息^[3-5]。

星光折射间接敏感地平自主导航的研究可以追溯到 20 世纪 60 年代,美国 Apollo 计划以及 Draper 实验室都对星光折射和星光色散自主导航方案进行了研究^[6-9]。到了 20 世纪 90 年代,有学者提出利用星敏感器和地球敏感器联合测量地球-航天器-星夹角的方法,该方法通过结合随机滤波器和确定滤波器,仅利用现有的硬件条件,就能使位置估计精度和六分仪相媲美。而且,运用上述技术,在对相对较远的距离进行预测时,即使考虑引力影响,该导航系统也是可行的^[10-12]。

20 世纪 90 年代初期,北京航空航天大学、西北工业大学以及中国科学院等多家高校及研究机构开始对星光折射自主导航方案进行了预研,并取得了一定进展。中国科学院国家天文台空间天文技术实验室在国家 863 基金的资助下,研究了组合大视场星敏感器星光折射卫星自主导航新方法^[13-14]。

本文提出一种基于航天器轨道的折射星预测方法,能够预测出航天器位于特定位置时可发生折射的星光方向,据此调整星敏感器姿态进行提前捕获。同时,根据日月地-航天器的几何位置关系,研究分析了各种干扰因素对折射星数量及分布的影响。

2 星光折射观测方程

星光通过地球大气时,光线会向地心偏折。当恒星的真实位置已经下降到地平以下,从航天器轨道上看其视位置仍保持在地平之上。将星光未发生折射时的方向与观测到的星光方向间的夹角定义为折射角 R ,则恒星视高度 h_a 与折射角 R 、大气密度 ρ 之间^[15]的关系如下:

$$h_a(R, \rho) = h_0 - H \ln(R) + H \ln \left[k(\lambda) \rho_0 \left(\frac{2\pi R_e}{H} \right)^{\frac{1}{2}} \right] + R \left(\frac{H R_e}{2\pi} \right)^{\frac{1}{2}}, \quad (1)$$

其中: $k(\lambda)$ 为散射系数,它仅与光波波长 λ 有关, ρ_0 为参考高度 h_0 处的密度, H 为高度 h_0 处的密度标尺高度, R_e 为地球平均半径。

恒星视高度 h_a 与航天器的位置关系如下:

$$h_a = \sqrt{r_s^2 - u^2} + u \tan(R) - R_e - a, \quad (2)$$

式中: $u = |\mathbf{r}_s \cdot \mathbf{u}_s|$, \mathbf{r}_s 为航天器的位置矢量, \mathbf{u}_s 为未折射时星光方向矢量。式(1)、式(2)建立了折射量测与航天器位置之间的关系。

3 航天器轨道上导航折射星的预测

3.1 星光折射下的星光角距变化规律

星光角距指从航天器上观测到的恒星星光矢量方向与地心矢量方向的夹角。星光角距随着航天器在轨运动而不断变化,这种变化反映到星敏感器视场内就是恒星在地平上的上升与下降。

图 1 中 θ' 为恒星的星光角距。星光折射从发生到消失一般经历如下过程:

- (1) 星光尚未穿过大气层不发生折射。
- (2) 随着航天器与恒星的相对运动,恒星的星光角距 θ' 减少至某一范围,此时星光穿过大气,处于折射状态。
- (3) θ' 下降至最小值后开始增加,此时尚有一段范围星光穿过大气,处于折射状态。

若 θ' 增大到某一值后,星光不穿过大气,不发生折射。

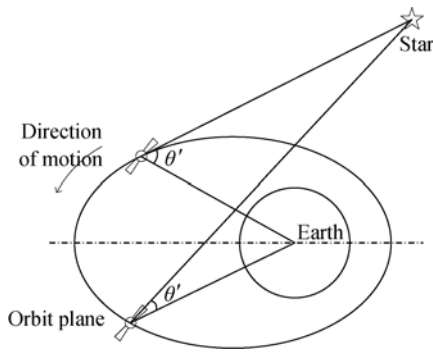


图 1 星光角距变化图

Fig. 1 Change map of starlight angular distance

3.2 推导视星光角距

由于大气折射的存在,航天器上接收到的星光方向并不能准确反映恒星的方位。将航天器上接收到折射后的星光方向与地心矢量的夹角定义为视星光角距。

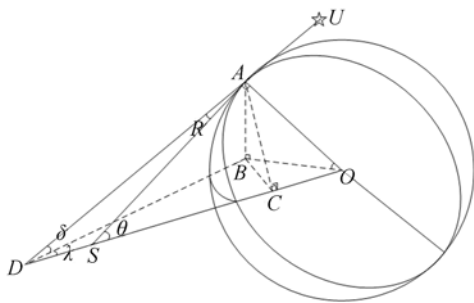


图 2 航天器与折射星的相对位置关系

Fig. 2 Relative position between spacecraft and refraction star

图 2 中, U 为恒星, UA 为星光原始方向, A 为星光方向与地球大气切点, S 为航天器位置, 平面 DBO 为航天器轨道所在平面。将折射星 U 投影到轨道平面, 设 U 在轨道平面上的赤纬为 δ , 赤经为 α 。由于星光在 A 点发生折射, A 点在轨道平面的投影为 B , 故 $\angle ADB = \delta$ 。在 $\triangle SAO$ 中, θ 为在航天器位置看到的折射星的视星光角距。根据图 2 中的几何关系, 可以得到视星光角距 θ 的计算公式为:

$$\cos(\theta - R) = \cos\delta * \cos\lambda, \quad (3)$$

式中角 λ 反映了由于地球的遮挡, 航天器观测到的恒星光线方向与恒星原始方向的微小偏差。

由图 3 参数 λ 的定义可知, 在轨道平面内, 角 λ 与星光折射无关, 只与星光方向和航天器位置

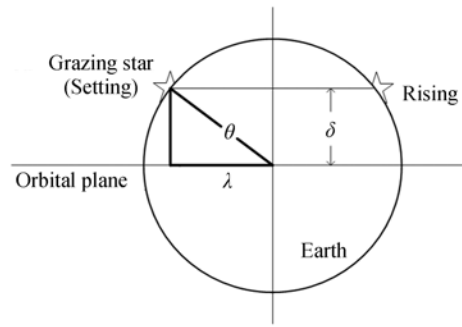


图 3 参数 λ 的定义

Fig. 3 Definition of λ

有关。同时也可以得出, 在特定大气高度上, 每束发生折射的星光对应着两个可以导航的真近点角, 一个对应恒星星光角距下降过程, 另一个对应星光角距重新上升的过程。当航天器与恒星的相对位置满足折射发生的临界条件时, 图 2 中星光方向 UA 尚未发生折射, 但即将发生折射, 此时 AS 与 AD 重合, 推出 θ 角满足关系:

$$\cos\theta = \cos\lambda * \cos\delta. \quad (4)$$

图 4 是真近点角与星光方向的关系图。

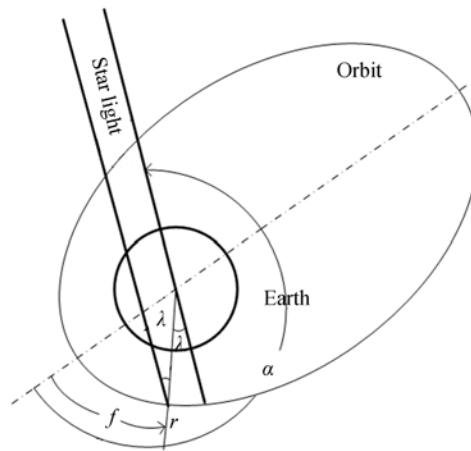


图 4 航天器真近点角与星光方向的关系

Fig. 4 Relationship between true anomaly and direction of starlight

由图 4 可得:

$$f_R = \alpha + \pi + \lambda, \quad (5)$$

$$f_S = \alpha + \pi - \lambda, \quad (6)$$

式中: α 为恒星在轨道平面上投影的赤经, f 为航天器的真近点角。

由式(3)~式(6)联立, 可得到视星光角距的计算公式:

$$\theta = \arccos(\cos(\alpha + \pi - f) * \cos(\delta)) - R, \tag{7}$$

式中 R 为特定高度上的星光折射角。

3.3 折射星光预测方法

航天器位置矢量 r 的大小可以表示为:

$$r = \frac{p}{1 + e * \cos f}, \tag{8}$$

式中: p 为轨道半通径, e 为偏心率, f 为航天器真近点角。

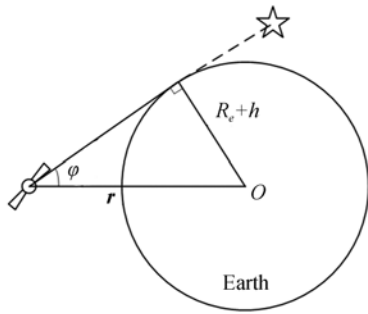


图 5 地心升角示意图

Fig. 5 Schematic of geocentric elevation angle

对于特定的折射高度, 航天器观测到的该高度对应的地心升角可由下式得出:

$$\sin \varphi = \frac{(R_e + h)(1 + e \cos f)}{p}. \tag{9}$$

式中: R_e 为地球半径, h 为折射高度。联立式(7)~式(9), 对于某恒星, 若存在 $\theta \leq \varphi$ 的时刻, 则该颗恒星可能成为折射星。

4 折射星光干扰及规避分析

4.1 日、月

在捕捉恒星折射星光时, 作为强光源的太阳必须排除在星传感器视场之外^[16], 所以, 图 6 中恒星-航天器的连线与太阳-航天器的夹角 $\theta_{\text{spacecraft-sun}}$ 和太阳视半径 γ 与星传感器太阳规避角 $\theta_{\text{avoiding-sun}}$ 满足:

$$\theta_{\text{spacecraft-sun}} \geq \gamma + \theta_{\text{avoiding-sun}}. \tag{10}$$

由图 6 知太阳距离航天器位置相对较远, 故可以在以地心为中心的天球坐标系中计算 $\theta_{\text{spacecraft-sun}}$ 角。

对于月球, 不管其是明是暗, 都可能对临近的恒星产生影响, 因而对于月球的分析方法与太阳类似。区别在于, 月球距离航天器位置较近, 航天

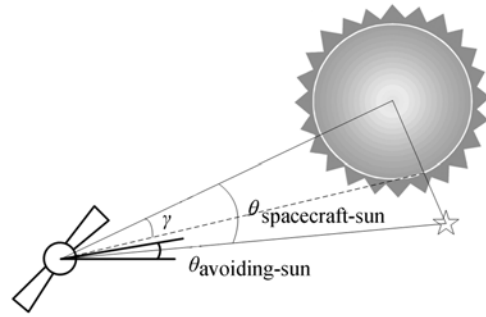


图 6 太阳对折射星光的影响

Fig. 6 Impact of sun for navigation

器在轨运动时, 相对月球位置变化较大。对于航天器, 月球不能直接在以地心为中心的天球坐标系下计算其与恒星形成的球心角, 需要获取月历信息和航天器位置信息。通过计算月球在以航天器为中心的天球坐标系下的方位, 进而计算恒星-航天器连线与月球-航天器的夹角。

4.2 地气光

地气光的产生一方面来自地球辐射, 另一方面来自于地表反射太阳辐射。如图 7 所示。对于星传感器捕获恒星折射星光而言, 后一种来源是主要干扰因素。在利用折射星光进行导航的过程中, 由于晨昏面的存在, 因此, 在导航时刻星光经过的地平是否处于阴暗半球至关重要。

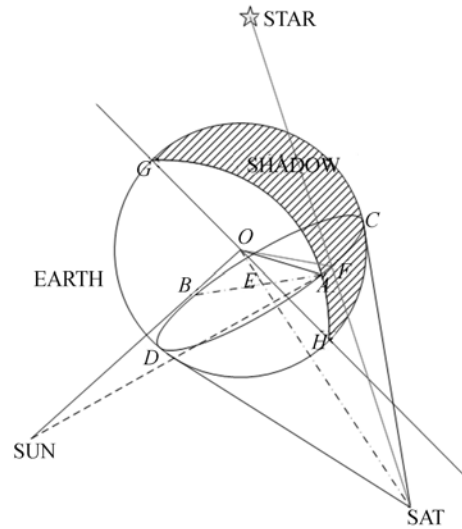


图 7 地气光干扰分析

Fig. 7 Analysis of geogas light interference

图 7 中, $O-SUN$ 为太阳矢量方向, $O-SAT$ 为卫星矢量方向, 圆 GOH 为地球晨昏线。由图 7 可知, 面向太阳的地球半部处于阳面, 背向太阳的

地球半部处于阴面。考虑到地球大气漫反射对捕获折射星的影响,若 SAT-STAR 连线与地球边界的切点 F 位于地球的阴面,则捕获折射星不受地气光影响,反之,则由于受大气漫反射的影响而无法测出折射视高度。因此,可以用切点位于阳面或是阴面来衡量当前时刻地气光对于所捕获的折射星折射视高度测量的影响。

由图 7 中几何关系可知, F 点坐标可由下式求出:

$$\begin{aligned} (\vec{OE} - \vec{OF}) \cdot \vec{OSAT} &= 0 \\ \vec{OE} &= \frac{(R_e + h_a)^2}{r_{O-SAT}} \cdot \vec{OSAT} \\ r_{O-SAT} &= |\vec{OSAT}|, \end{aligned} \quad (11)$$

式中: \vec{OSAT} 是航天器位置矢量, R_e 为地球半径, h_a 为折射高度。在得到 F 点的坐标后,计算折射点 F 与太阳之间的距离 r_{SUN-F} ,同时计算晨昏圈上的点 A 与太阳的距离:

$$r_{SUN-A} = \sqrt{r_{O-SUN}^2 + (R_e + h_a)^2}. \quad (12)$$

若能满足 $r_{SUN-F} > r_{SUN-A}$,则说明捕获的折射星光不受地气光影响。

5 计算机仿真分析

5.1 导航折射星的预测

采用 SKY2000 Version 2 为原始星表,共包含恒星 299 167 颗。受星敏感器和识别算法的限制,对折射导航星进行初步的筛选。其应同时满足目视星等小于 5.0 mag,角距不小于 $30''$ 两个条件,即:

$$\begin{aligned} V_{mag} &\leq 5.0 \\ Dis &\geq 30''. \end{aligned} \quad (13)$$

通过式(13)筛选后得到导航星 934 颗。

以某近地轨道航天器为例,初始轨道根数为:长半轴 $a = 7\ 136.635$ km,偏心率 $e = 1.809 \times 10^{-3}$,轨道倾角 $i = 65.00^\circ$,升交点赤经 $\Omega = 30.00^\circ$,近升角距 $\omega = 30.00^\circ$,过近地点时刻 $t = 0$ 。仿真时间为 12 h。折射高度 h 取 25 km。

根据 3.2 及 3.3 节提出的折射星光预测方法,可得到标称轨道上的折射星分布,如图 8 和图 9 所示。

由图 8 可以看出,并非天空中所有位置的恒星均能满足要求,有两个空白天区没有折射星,这是因为该区域的恒星光均无法降到 50 km 以

下,因此,在 50~25 km 内没有折射星光出现。同时从图 9 中可以清楚地看到,折射星沿轨道平面成环形带状分布,环带的带宽,即折射星数量的多少与轨道高度有密切关系。轨道高度越高则折射星越少。

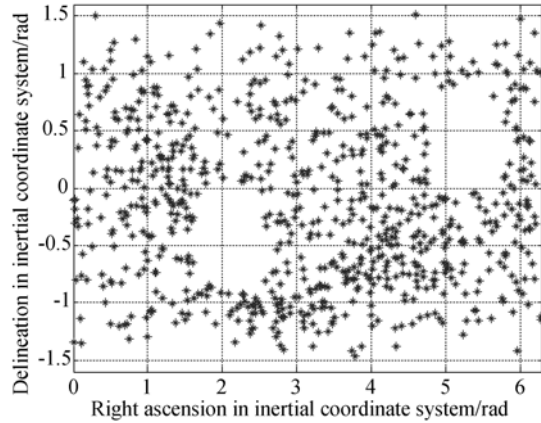


图 8 标称轨道上的折射星分布平面图

Fig. 8 Distribution of refraction star on standard orbit

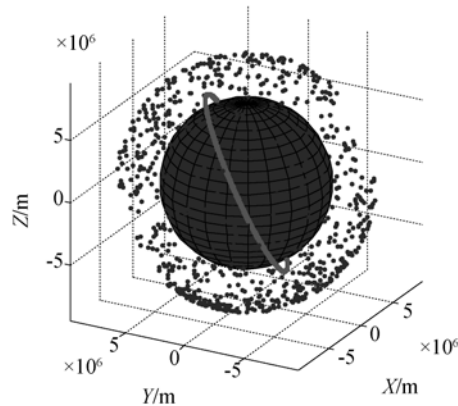


图 9 标称轨道上的折射星分布三维图

Fig. 9 3D distribution of refraction star on standard orbit(3D)

图 10 是航天器在近地轨道运行一个轨道周期,各真近点角区段上可用折射星的数量。由图 10 可见,在航天器运行轨道的不同位置上,可用的折射星分布并不均匀,但当不考虑日月地影响的情况下,其运行轨道的各区段上都存在导航折射星,因此,利用折射星光导航航天器可实现连续捕星导航。

在不考虑日月地干扰的情况下,采用图 11 的航天器轨道各区段折射导航星预测结果,并选取其中的 80 颗进行导航解算。同时假定航天器在实际运行中能够准确捕获预测到的全部导航星。

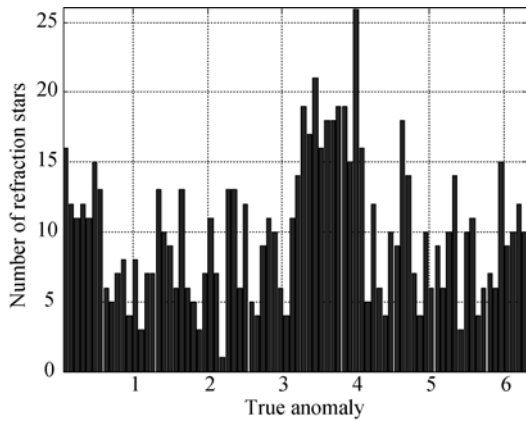


图 10 航天器在不同轨道区段上可见折射星数量
Fig. 10 Number of refraction stars on each section

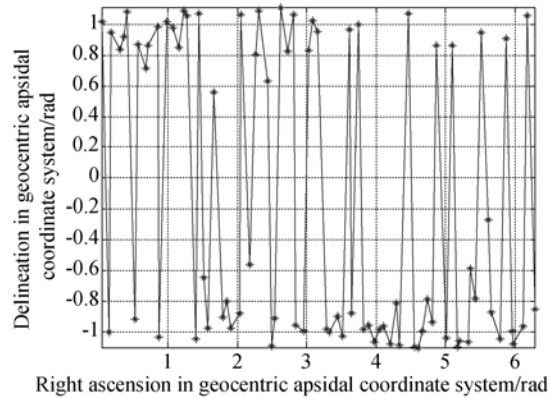


图 11 航天器轨道各区段选取的导航折射星
Fig. 11 Navigation star on each section

离散系统状态噪声方差阵为:

$$Q = \text{diag} \begin{pmatrix} (1 \times 10^{-3} \text{ m})^2 & (2 \times 10^{-3} \text{ m})^2 & (1 \times 10^{-3} \text{ m})^2 \\ (1 \times 10^{-3} \text{ m/s})^2 & (2 \times 10^{-3} \text{ m/s})^2 & (1 \times 10^{-3} \text{ m/s})^2 \end{pmatrix}$$

状态初始值为:

$$X_0 = \begin{bmatrix} 4.4686 \times 10^6 \text{ m} & 4.3996 \times 10^6 \text{ m} & 3.3797 \times 10^6 \text{ m} \\ -4.74 \times 10^3 \text{ m/s} & 0.38 \times 10^3 \text{ m/s} & 5.78 \times 10^3 \text{ m/s} \end{bmatrix}$$

初始估计误差方差阵为:

$$P_0 = \text{diag} \left((600 \text{ m})^2, (600 \text{ m})^2, (500 \text{ m})^2, (2 \text{ m/s})^2, (1.6 \text{ m/s})^2, (1.5 \text{ m/s})^2 \right)$$

滤波周期为 1 s,采用 EKF 滤波进行导航。

由图 12 和图 13 可以看出,通过本文提出的导航折射星预测方法对折射星进行提前预测并捕获,航天器可以达到较高的导航精度,其位置矢量均方差为 131.89 m,速度矢量均方差为 0.170 24 m/s。由此说明,该预测方法使航天器利用折射星光导航更接近实际情况,具有非常重要的应用价值。

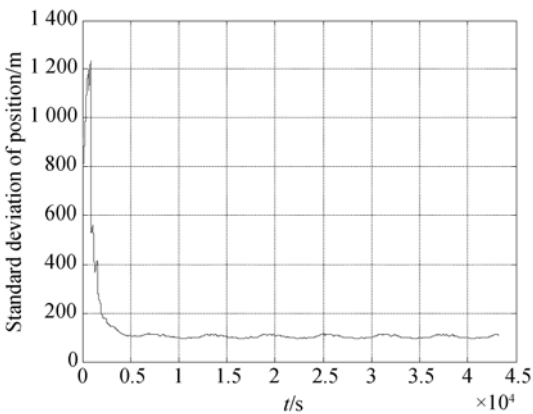


图 12 航天器位置矢量均方差
Fig. 12 Standard deviation of position vector

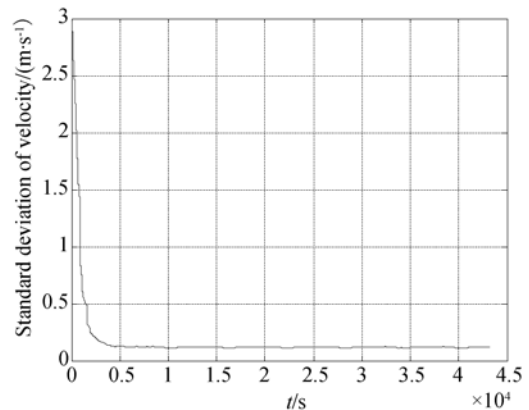


图 13 航天器速度矢量均方差
Fig. 13 Standard deviation of velocity vector

5.2 日月地影响下的折射星导航结果

太阳作为强光源,其即使不出现在星敏感器视场里,仍会在一定范围内对星敏感器造成影响,在仿真中需考虑星敏感器遮光罩的太阳规避角。

图 14(彩图见期刊电子版)反映了太阳规避角为 60°时,太阳对折射星可用数量的影响。图中红色圆点表示由于规避太阳而无法使用的折射星,共 264 颗。可见,太阳影响具有一定方向,并且具有大面积的特点。靠近太阳方向的导航星均会受到太阳的影响。

由于月球本身体积较小,并且月光属于反射

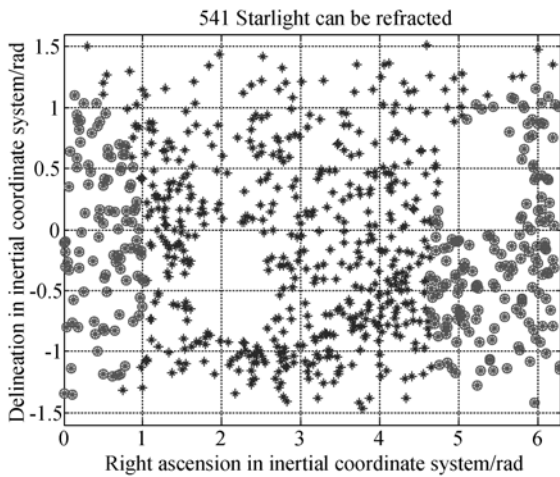


图 14 太阳对折射星的影响

Fig. 14 Influence of sun on refraction star

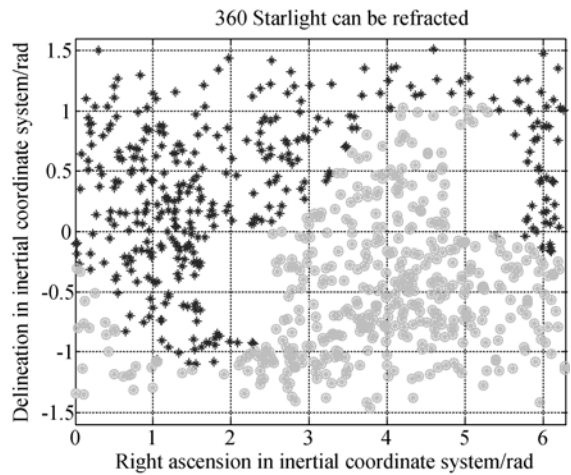


图 16 地气光对折射星的影响

Fig. 16 Influence of geogas light on refraction star

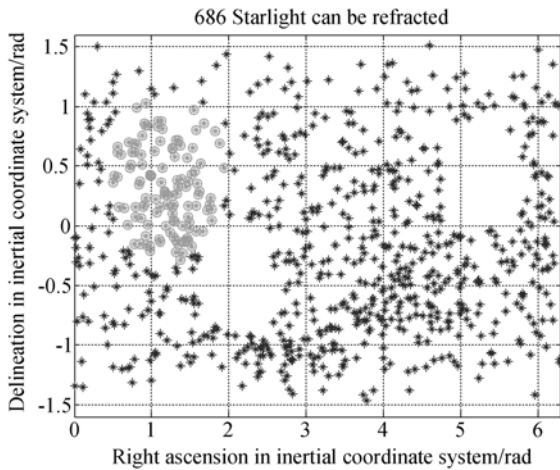


图 15 月球对折射星的影响

Fig. 15 Influence of moon on refraction star

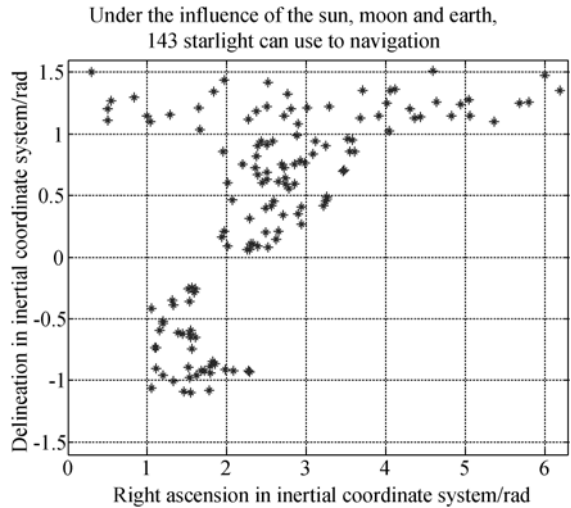


图 17 考虑 3 种影响后折射星平面分布图

Fig. 17 Distribution of refraction stars under considering influence of sun, moon and earth

光,因而设定月球规避角为 40° 。图 15 中绿色圆点表示由于规避月球而无法使用的折射星,共 119 颗。可见,靠近月球方向的折射星会受到月球影响,但其影响范围与太阳相比较小。月光对于折射星的影响具有方向性、局部性的特点。

晨昏圈将地球平均分成晨面和昏面,对于环地轨道,一个轨道周期内航天器所能观测到的地球边缘也将会有近一半的时间处于晨面,另一半处于昏面。图 16(彩图见期刊电子版)显示了地气光对于折射星的影响,图中青色圆点表示由于地气光的影响,恒星星光在地球大气层发生折射的区域处于地球的晨面,此时,星光湮没在地气光中,无法用其进行导航,共 445 颗。由于对于任何环地轨道,地气光均能影响接近一半的区域,故地

气光的作用范围最大。由于地球晨昏圈的移动,地气光的影响区域随之变化,因而对于已知轨道的航天器,利用星光折射导航时,必须考虑地气光的影响。

图 17 和图 18 反应了考虑日月地 3 种干扰后剩余的折射星分布,假设这些折射星是在 12 h 内可用的星。随着仿真时间的延长,可用折射星的空间分布也随之变化。对于时间少于 12 h 的短时飞行任务,日月地的影响范围可认为不变;而对于长时间飞行任务,由于存在地球公转、月球公转,需考虑日月地影响的周期性变化。

图 19 是在仿真时间(12 h)内,考虑日月地的

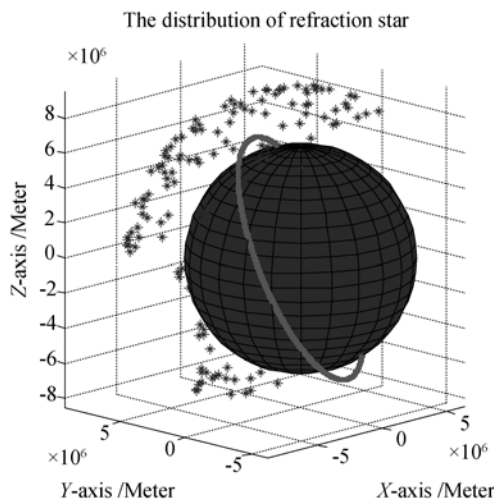


图 18 考虑三种影响后的折射星三维分布图
Fig. 18 The distribution of refraction star left

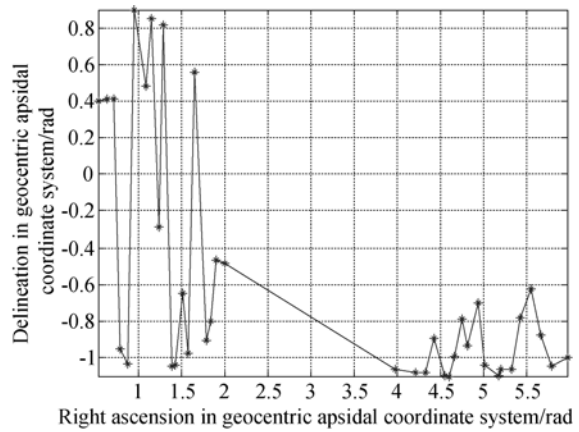


图 20 在 3 种影响下航天器各区段选取的导航星
Fig. 20 Navigation stars on each section under considering three kinds of influence

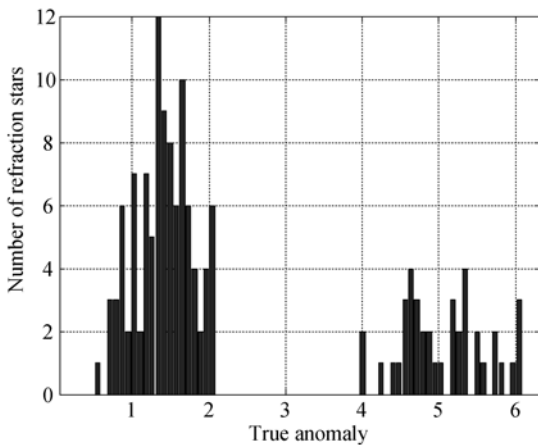


图 19 航天器运行轨道的各区段剩余的折射星数量
Fig. 19 Refraction stars left on each section

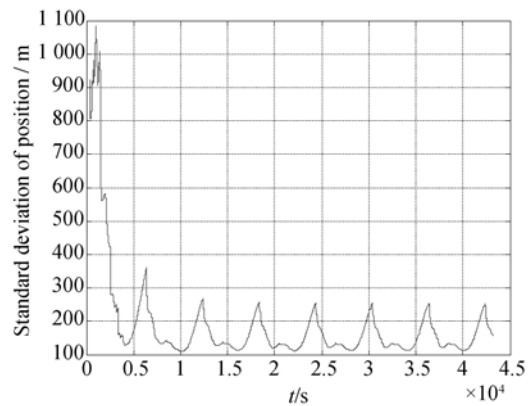


图 21 航天器在干扰影响下的导航位置矢量均方差
Fig. 21 Standard deviation of navigation position vector under interference

影响,航天器运行轨道各区段剩余的导航折射星数量。由图 19 可见,在上述 3 种干扰下,航天器在整个运行周期内可用折射星的数量大大下降,以至于在航天器真近点角从 2~4 rad 和从 6~1 rad 之间变化时,存在折射星空白段。这说明由于日月地的影响,航天器在此区间内运行时不能及时捕获折射星光进行导航。

图 20 反应的是在日月地影响下航天器运行轨道的各区段上导航折射星的选取情况。由图 20 可见,由于日月地干扰影响了可用折射星的数量,因而也影响了各区段导航星的选星结果。

图 21、图 22 是航天器受日月地 3 种干扰影响后的导航结果。假设航天器能准确捕获预测到的导航折射星。此时,航天器导航位置矢量均方

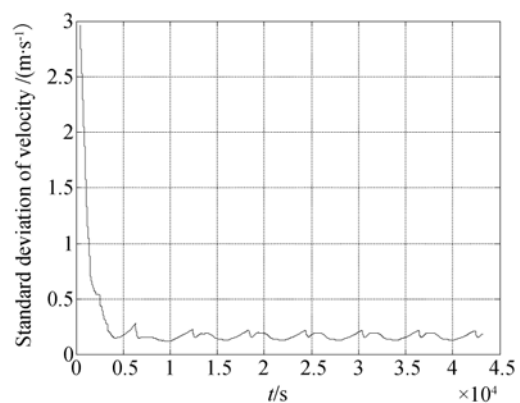


图 22 航天器在干扰影响下的导航速度矢量均方差
Fig. 22 Standard deviation of velocity vector under interference

差为 193.05 m,速度矢量均方差为 0.226 12 m/s。由图中可以明显看出,由于导航折射星存在空白段,因此使航天器的导航位置和速度矢量均方差呈周期性波动。航天器运行处于折射星空白段时,其位置误差和速度误差都明显增大,瞬时径向位置误差可达到未干扰时的 20 倍。

在实际飞行任务中,瞬时位置误差的增大可能导致航天器不能顺利捕获下一颗折射星。因而,当航天器进入导航折射星空白段时,采用其他有效的辅助星光导航策略尤为重要。

6 结 论

本文提出了基于轨道的折射星光预测方法,并研究了日月地对折射星光的干扰。通过计算机仿真验证获得了以下结论:对于利用星光折射间

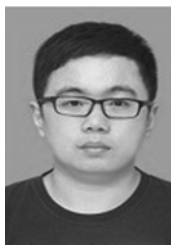
接敏感地平的导航方法,导航折射星成带状分布在轨道两侧,导航折射星的数量与轨道高度密切相关,轨道高度越高,折射星数量越少;在相同的导航系统模型下,预测折射星导航能够达到的精度(位置矢量均方差为 131.89 m,速度矢量均方差为 0.170 24 m/s)与未进行预测的导航方法精度^[17](位置矢量均方差为 229.201 7 m,速度矢量均方差为 0.324 7 m/s)相比,有较大提高;折射星光受太阳干扰具有一定方向性并且呈大面积的特点;月球干扰具有方向性、局部性影响的特点;而地气光影响区域最大,应该首先考虑;考虑日月地的干扰,分析研究了折射星的分布规律,认为航天器在轨运行期间会出现导航空白段,即此阶段无折射星出现,因而航天器仅利用折射星光进行导航将会造成控制系统的不稳定,需要结合星光仰角(或其他星光导航方法)形成星光组合导航方式。

参考文献:

- [1] 陈金枝.天文导航与星光制导[J].舰船科学技术,2001(1):62-65.
CHEN J ZH. Celestial navigation and starlight guidance [J]. *Ship Science and Technology*, 2001 (1):62-65. (in Chinese)
- [2] 孙俊,张世杰,李葆华.利用地球紫外和恒星可见光的卫星自主导航[J].光学精密工程,2013,21(5):1192-1198.
SUN J, ZHANG SH J, LI B H. Autonomous navigation based on star light and ultraviolet earth sensors [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2013,21(5): 1192-1198. (in Chinese)
- [3] YIM J R, CRASSIDIS J L, JUNKINS J I. Autonomous orbit navigation of two spacecraft system using relative line of sight vector measurements [J]. *Spaceflight Mechanics*, 2004,119:1-3.
- [4] 崔留争,高思远,贾宏光,等.神经网络辅助卡尔曼滤波在组合导航中的应用[J].光学精密工程,2014,22(5):1304-1311.
CUI L ZH, GAO S Y, JIA H G *et al.*. Application of neural network aided Kalman filtering to SINS/GPS [J]. *Opt. Precision Eng.*, 2014, 22 (5): 1304-1311. (in Chinese)
- [5] 何炬.国外天文导航技术发展综述[J].舰船科学技术,2005,27(5):91-96.
HE J. Survey of overseas celestial navigation technology development [J]. *Ship Science and Technology*, 2005,27(5):91-96.
- [6] WHITE R L, GOUNTEY R B. Satellite autonomous navigation with shad[J]. *The Charles Stark Draper Laboratory, Inc.* 1987:1-8.
- [7] HICKS K D, WIESEL W E. Autonomous Orbit Determination System for Earth Satellites [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 1992, 15(3):562-566.
- [8] LONG A, IEUNG D, FOLTA D, *et al.* Autonomous Navigation of High-Earth Satellites Using Celestial Objects and Doppler[J]. AIAA, 2000, A00 (39825):1-9.
- [9] PARISH J J, PARISH A S, SWANZY M. Stellar Positioning System[J]. AIAA, 2008, 18(21): 1-15.
- [10] CHRISTIAN J A, LIGHTSEY E G. Review of option for autonomous cislunar navigation [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2009,46(5): 1023-1036.
- [11] MAY-WIN L, QUINN T D A, FOLTA D C. Celestial Navigation; Lunar Surface Navigation[J]. AIAA,2008,18(21):1.
- [12] Cornelius J. Dennehy. Present Challenges, Critical Needs, and Future[J]. AIAA, 2010, 2(5):1.
- [13] Sebastian Munoz and E. Glenn Lightey. A Sensor

- Driven Trade Study for Autonomous Navigation Capabilities[J]. AIAA, 2010, 08(11):1-3.
- [14] CHORY M A, HOFFMAN D P, LEMAY J L. Satellite autonomous navigation-status and history [C]. *IEEE Trans. On Position, Location and Navigation Symposium*, 1986: 110-121.
- [15] 房建成, 宁晓琳, 田玉龙, 等. 航天器自主天文导航原理与方法[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006. 103.
FANG J CH, NING X L, TIAN Y L, *et al.*. *Principle and Method of Spacecraft Autonomous Celestial Navigation* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006, 103. (in Chinese)
- [16] 刘廷柱. 星载光学传感器受天体干扰的可能性分析[J]. *空间科学学报*, 2006, 26(3):215-219.
LIU Y ZH. Analysis of possibility of distribution from celestial bodies on satellite-carried optical sensors [J]. *Chinese Journal of Space Science*, 2006, 26(3):215-219. (in Chinese)
- [17] 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 Y, FANG J CH. Study of satellite autonomous celestial navigation based on Unscented kalman filter [J]. *Journal of Astronautics*, 2003, 24(6):646-650. (in Chinese)

作者简介:



连文浩 (1987—), 男, 山东荣成人, 硕士, 助理工程师, 2010 年于武汉大学获得学士学位, 2014 年于北京航空航天大学获得硕士学位, 主要从事星光导航、雷达技术等方面的研究。E-mail: 546425830@qq.com



杨小龙 (1979—), 男, 湖北枣阳人, 本科, 工程师, 2002 年毕业于军械工程学院。主要从事雷达技术、电子技术等方面的研究。E-mail: dianxin06008@126.com



王永杰 (1979—), 男, 黑龙江双鸭山人, 本科, 工程师, 2001 年毕业于廊坊陆军导弹学院, 主要从事雷达技术、微波技术等方面的研究。E-mail: lian12wenhao@163.com



范振钦 (1991—), 男, 山东菏泽人, 硕士, 助理工程师, 2011 年于合肥工业大学获得学士学位, 2013 年于军械工程学院获得硕士学位, 主要研究方向为雷达信号处理。E-mail: lwh7459432@126.com