

地球/恒星敏感器共焦面自主导航方法与系统设计

吴洪波^{1,2}, 张新¹, 王灵杰¹, 史广维¹, 张建萍¹

(1.中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 长春 130033;

2.中国科学院大学, 北京 100049)

摘要:为满足空间变轨飞行器由低轨到高轨飞行过程中的自主导航的需求,采用地球/恒星敏感器共焦面复合自主导航方法,建立了基于地球临边探测和恒星观测的自主导航模型,阐述了地球临边图像处理过程和地心矢量求解方法,介绍了结合地心矢量方向信息和由星敏感器获取的姿态信息,计算飞行器位置的方法,对比并选择了地球临边的探测波段,完成了地球/恒星复合探测光学系统方案设计,开展了精度仿真分析,结果表明,地球/恒星敏感器复合自主导航定位精度优于4 km,满足4 000~36 000 km轨道高度的应用需求,验证了地球/恒星敏感器复合自主导航方法在不同轨高飞行器上应用的可行性。

关键词:自主导航;地球临边;星敏感器;地球敏感器;地心矢量

中图分类号: O439;V448.22

文献标志码: A

文章编号: 1672-9870(2021)03-0001-09

Autonomous Navigation Method and Confocal Plane System Design of Carth/star Sensor

WU Hong-bo^{1,2}, ZHANG Xin¹, WANG Ling-jie¹, SHI Guang-wei¹, ZHANG Jian-ping¹

(1.Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033;

2.University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049)

Abstract: In order to meet the needs of autonomous navigation during the flight of a space-changing orbit vehicle from low orbit to high orbit, an autonomous navigation method is adopted by the earth/star sensor confocal plane system. And the autonomous navigation model is established based on the Earth's edge detection and star observation. Earth's edge image processing, geocentric vector solution and the aircraft's position calculating are explained and introduced. The most suitable bands are selected to detect the edge of the earth after analyzing and comparing and the design of the earth/star composite detection optical system is completed. A precision simulation analysis was carried out, and the results showed that the direct positioning accuracy is better than 4km by the earth/star sensor composite autonomous navigation. It can satisfy the application requirements for the altitude of 4 000~36 000 km, it verifies that the autonomous navigation method and confocal plane system of earth/star sensor can satisfy the application requirements for space-changing orbit vehicle aircraft, which works on the altitude of 4 000~36 000 km.

Key words: autonomous navigation; earth's edge; star sensor; earth sensor; geocentric vector

随着航天任务的发展,提高航天器导航系统的目标。天文导航是利用光学敏感器测得的天体的导航精度和自主性,已成为世界各国追求的(月球、地球、太阳、其他行星和恒星)信息进行

收稿日期: 2019-12-29

基金项目: 国家自然科学基金(62005271)

作者简介: 吴洪波(1987-),男,博士研究生,助理研究员, E-mail: wuhongbo@ciomp.ac.cn

通讯作者: 史广维(1983-),男,博士,副研究员, E-mail: sgwzhy@126.com

载体位置计算的一种定位导航方法^[1]。天文导航通过不同天体测量组合和技术算法均可以实现姿态、位置、速度等全方位的自主导航信息输出,具有安全可靠、高精度、全天实时、精度不随时间漂移等诸多优点,已广泛应用于航空航天飞行器。

恒星敏感器以恒星为目标,可为飞行器提供秒级姿态信息,但无法提供飞行器轨道和位置信息。采用多敏感器复合探测的自主导航技术^[2-4],可同时为飞行器提供高精度的姿态和位置信息,是未来飞行器自主导航技术发展的必然趋势。

自20世纪70年代以来,多个国家已研制出了多种多敏感器组合方式的自主导航系统,如:

(a)标准化空间制导系统(1964),其测量方案包括地平扫描、已知陆标跟踪和未知陆标跟踪3种。这种导航系统的导航精度受环境因素的影响较大。

(b)空间六分仪通过测量卫星到有限远天体(月球和地球边缘)的视线、卫星到无限远天体(亮星)的视线及两视线的夹角,得到飞行器位置和姿态。

(c)多任务姿态确定和自主导航系统,通过两颗星敏感器组合姿态的信息和地球敏感器的地心的位置矢量,实时提供连续的惯性姿态和轨道位置信息。

(d)麦氏自主导航系统充分利用日、地、月3个自然天体,确定空间飞行器的轨道和姿态。

(e)地球基准姿态确定系统(ERADS),利用紫外CCD相机可同时敏感星、太阳和地球,利用星数据确定姿态并利用地球边缘数据进行小卫星的导航。

近年来,国内针对多敏感器组合自主导航方法开展很多的研究,如磁强计、太阳敏感器、地球敏感器与恒星敏感器等组合测量方式^[5-8],其中以紫外地球敏感器与恒星敏感器组合方式的自主导航精度最高,国内诸多学者开展了相关算法的研究和系统方案的设计^[9-13],传统多敏感

器组合测量自主导航系统,一般采用多口径系统的外拼接实现,体积庞大,各敏感器间的拼接精度和稳定度均对自主导航精度产生直接的影响。多敏感器共焦面设计可提升拼接配准精度,Honeywell公司、尉志军、宋琛等提出和研制了共焦面的紫外成像敏感器^[14-16],系统采用部分共光路设计,但地球临边成像视场范围仅 $135^{\circ}\sim 145^{\circ}$,不满足变轨飞行器平台的应用,且由于使用了锥面反射镜和球面透镜,系统构型复杂,制造难度极大,空间稳定性难以保证。

本文针对空间变轨飞行器平台应用需求,提出了地球紫外临边与恒星可见光共焦面复合探测自主导航方法,建立了飞行器导航定位求解模型,完成共焦面复合探测系统方案的设计和分析,复合探测系统定位精度高、焦面利用率高和轨道适应能力强,原理实验及仿真分析结果表明,自主导航直接定位精度可达3.862 km,满足4 000~36 000 km轨道高度下飞行器自主导航的应用需求。

1 复合导航系统构成及其工作原理

紫外与可见光复合探测系统通过一个探测器同时完成对地球紫外临边和恒星的观测,利用中心圆形视场观测可见光恒星,获得高精度的姿态信息;利用边缘环形视场实现对紫外地球临边的观测,通过图像处理技术提取地球临边边缘并确定地球质心在像面上的位置,进而计算出单位地心矢量,再结合高精度的姿态信息,即可解算出惯性坐标系下飞行器的位置、速度等信息,实现了飞行器的自主导航,导航方案流程图如图1所示。

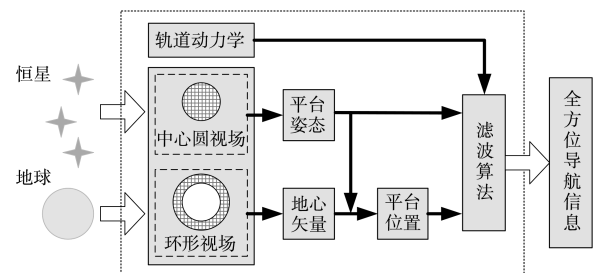


图1 导航方案示意图

2 飞行器导航定位求解模型

2.1 地心矢量计算

地球临边图像的获取是复合探测系统实现自主导航的第一步,通过对地球临边图像的获取、处理即可计算出地球质心位置,进而确定地心矢量。地球临边图像的圆心位置的测量精度,将直接决定最终的导航定位精度。

复合探测系统的环形视场能够探测出完整或局部地球边缘的图像,通过对地球圆盘图像的处理可提取地心矢量信息。如图2所示,地球紫外轮廓取标准球面,球心为地心 O_i ,圆球半径为地球紫外半径 R_{eu} ,设某时刻飞行器位于点 S ,过 S 作圆球切线,所有切线张成一个圆锥面,称其为地球紫外地平轮廓圆锥面,它与地球相切所得的较小圆形为紫外地平轮廓圆,地平轮廓圆所在的平面称为地平平面。

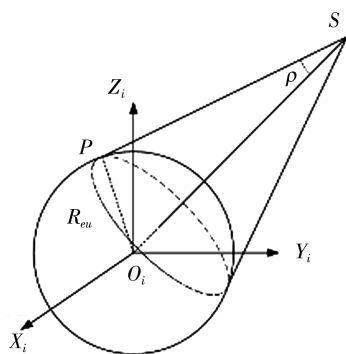


图2 地平平面和地平轮廓圆示意图

如图 3 图所示, $O_s X_s Y_s Z_s$ 为复合探测系统坐标系, $O_s X_s Y_s$ 坐标系与 CCD 像面坐标系重合, O' 为光学透镜中心, 光学系统焦距 f 为 $O_s O'$, 光轴沿 Z_s 轴, 视场是一个半锥角为 α 的圆锥视场, 地心 O_e 在地平平面内的投影为 O_t , 在 CCD 像面内的投影为 O_e' , $O_t O_e'$ 与光轴 Z_s 的夹角为 η_e , P 为地平轮廓圆上的任意一点, 在 CCD 像平面上的投影为 P' , PP' 与紫外敏感器光轴 Z_e 的夹角为 η 。

地平轮廓像圆是由立体角(圆锥视场)与平面的交线形成,交线典型形状为椭圆,以像平面截辅助圆锥得到椭圆 $BDCG$,椭圆的长半轴 $a=BC/2$,椭圆的短半轴 $b=DG/2$, BC 和 DG 的中点 O_m

即为椭圆的中心,如图4所示。建立像平面坐标系 $O_s x_s y_s$: 原点位于视场中心, 水平向右方向为 x 轴正向, 竖直向上方向为 y 轴正向。

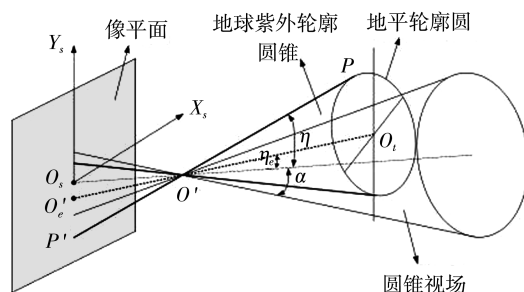


图3 地球紫外轮廓成像示意图

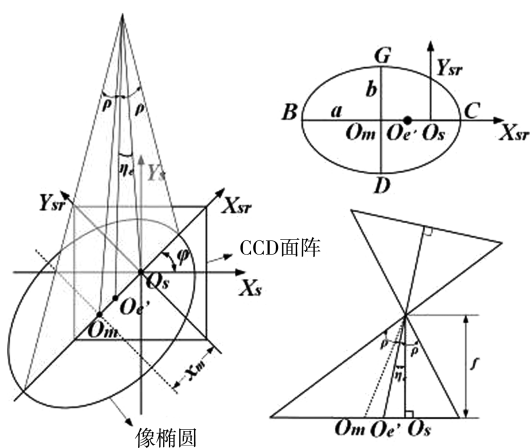


图4 成像几何关系图

在地球紫外椭圆临边图像上随机选取至少六个点的像素坐标,即 $C_i(x_i, y_i)$, 其中 i 为不小于 6 的整数, 采用最小二乘法对 $C_i(x_i, y_i)$ 进行拟合, 拟合方程为:

$$P(1)x^2 + P(2)xy + P(3)y^2 + P(4)x + P(5)y + P(6) = 0 \quad (1)$$

通过拟合可以得到:(1)椭圆中心点像素坐标为 (x_c, y_c) ;(2)椭圆长短轴长度 A 、 B ;(3)长轴与 x 轴正方向之间的夹角为 φ ;(4)椭圆方程参数为 $P(i)$ 。

建立像平面参考坐标系 $O_s X_{sr} Y_{sr}$: 原点与像平面坐标系重合, x 轴正向沿长轴向右, y 轴正向沿短轴向上, 则像平面参考坐标系相当于由像平面坐标系逆时针旋转 φ 角度后得到, 两个坐标系间的转换矩阵可表示为:

$$T_{O_s O} = \begin{bmatrix} \cos \varphi & \sin \varphi \\ -\sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix} \quad (2)$$

像平面参考坐标系下,椭圆中心坐标为:

$$\begin{bmatrix} x_m \\ y_m \end{bmatrix} = T_{O_s O} \begin{bmatrix} x_c \\ y_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \varphi & \sin \varphi \\ -\sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_c \\ y_c \end{bmatrix} \quad (3)$$

假设光学系统焦距为 f ,由图4中几何关系可知,地球临边视线角(半角) ρ 及视场轴线与地心物像连线之间夹角 η_e 分别可表示为:

$$\begin{cases} \rho = \frac{1}{2} \left(\tan^{-1} \left(\frac{a + x_m}{f} \right) + \tan^{-1} \left(\frac{a - x_m}{f} \right) \right) \\ \eta_e = \frac{1}{2} \left(\tan^{-1} \left(\frac{a + x_m}{f} \right) - \tan^{-1} \left(\frac{a - x_m}{f} \right) \right) \end{cases} \quad (4)$$

由于地心坐标始终位于椭圆的长轴上,即 $y_{\text{oer}}=y_m$,因此,在像平面参考坐标系下地心坐标可表示为:

$$\begin{cases} x_{\text{oer}} = f \times \tan(\eta_e) \\ y_{\text{oer}} = y_m \end{cases} \quad (5)$$

将像平面参考坐标系下的地心坐标 (x_m, y_m) 转换到像平面坐标系,转换矩阵为:

$$T'_{O_s O} = \begin{bmatrix} \cos \varphi & -\sin \varphi \\ \sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix} \quad (6)$$

像平面坐标系下的地心坐标 (x_e, y_e) 可表示为:

$$\begin{bmatrix} x_e \\ y_e \end{bmatrix} = T'_{O_s O} \begin{bmatrix} x_{\text{oer}} \\ y_{\text{oer}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \varphi & -\sin \varphi \\ \sin \varphi & \cos \varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{\text{oer}} \\ y_{\text{oer}} \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} M_s^T &= \begin{bmatrix} a_1 & a_2 & a_3 \\ b_1 & b_2 & b_3 \\ c_1 & c_2 & c_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos\left(\frac{3\pi}{2} + \alpha\right) & -\sin\left(\frac{3\pi}{2} + \alpha\right) & 0 \\ \sin\left(\frac{3\pi}{2} + \alpha\right) & \cos\left(\frac{3\pi}{2} + \alpha\right) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\left(\frac{\pi}{2} + \delta\right) & -\sin\left(\frac{\pi}{2} + \delta\right) \\ 0 & \sin\left(\frac{\pi}{2} + \delta\right) & \cos\left(\frac{\pi}{2} + \delta\right) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \kappa & -\sin \kappa & 0 \\ \sin \kappa & \cos \kappa & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \sin \alpha \cos \kappa - \cos \alpha \sin \kappa \sin \delta & -\sin \alpha \sin \kappa - \cos \alpha \cos \kappa \sin \delta & -\cos \alpha \cos \delta \\ -\cos \alpha \cos \kappa - \sin \alpha \sin \kappa \sin \delta & \cos \alpha \sin \kappa - \sin \alpha \cos \kappa \sin \delta & -\sin \alpha \cos \delta \\ \cos \delta \sin \kappa & \cos \delta \cos \kappa & -\sin \delta \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (9)$$

M_s 是正交矩阵,因此由 $O_s X_s Y_s Z_s$ 坐标系到 $O_J X_J Y_J Z_J$ 坐标系的转换矩阵为 M_s 的转置矩阵 M_s^T ,通过 M_s^T 矩阵将敏感器坐标系($O_s X_s Y_s Z_s$)下的地心单位矢量 $(r_{ed})_s$ 转换到赤经坐标系($O_J X_J Y_J Z_J$)下:

$$(r_{ed})_J = M_s^T (r_{ed})_s \quad (10)$$

由于光学系统投影中心坐标在 $O_s X_s Y_s Z_s$ 坐标系下可表示为 $(0, 0, f)$,则可推导出在坐标系 $O_s X_s Y_s Z_s$ 下的单位地心矢量 $(r_{ed})_s$:

$$(r_{ed})_s = \begin{bmatrix} x_{eo} \\ y_{eo} \\ z_{eo} \end{bmatrix} = \frac{1}{\sqrt{x_e^2 + y_e^2 + f^2}} \begin{bmatrix} -x_e \\ -y_e \\ f \end{bmatrix} \quad (8)$$

如图5所示, $O_J X_J Y_J Z_J$ 为赤经坐标系, $O_s X_s Y_s Z_s$ 为复合探测系统坐标系,复合探测系统的姿态角由赤经 α 、赤纬 δ 和以及像平面的旋角 κ 组成。

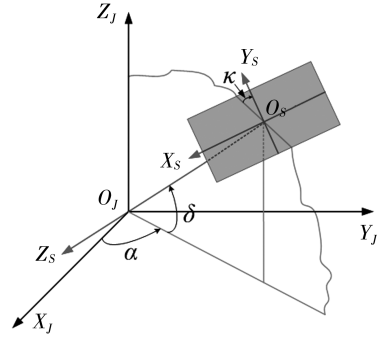


图5 姿态角的定义

由于赤经坐标系 $O_J X_J Y_J Z_J$ 绕 Z_J 轴旋转 $(\alpha + 3\pi/2)$ 后,又绕第一次旋转后的 X_J 轴 $(\delta + \pi/2)$,再绕 Z_J 轴旋转 κ 后, $O_J X_J Y_J Z_J$ 与 $O_s X_s Y_s Z_s$ 平行。所以由 $O_J X_J Y_J Z_J$ 坐标系到 $O_s X_s Y_s Z_s$ 系统坐标系的转换矩阵 M_s 可表示为:

2.2 飞行器位置计算

若地球半径为 R ,地球临边视线角(半角) ρ ,则飞行器轨道高度 H 可表示为:

$$H = R / \sin \rho - R \quad (11)$$

在赤经坐标系下,地心坐标为 $(0, 0, 0)$,则

飞行器位置坐标 (x_s, y_s, z_s) 可表示为:

$$\begin{bmatrix} x_s \\ y_s \\ z_s \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} - (r_{ed})_J \cdot (H + R) =$$

$$-Ms^T (r_{ed})_s \cdot (R/\sin\rho) = -Ms^T \cdot$$

$$\frac{1}{\sqrt{x_c^2 + y_c^2 + f^2}} \begin{bmatrix} \cos\varphi & -\sin\varphi & 0 \\ \sin\varphi & \cos\varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f \times \tan(\eta_e) \\ y_m \\ -f \end{bmatrix} \cdot$$

$$(R/\sin\rho) \quad (12)$$

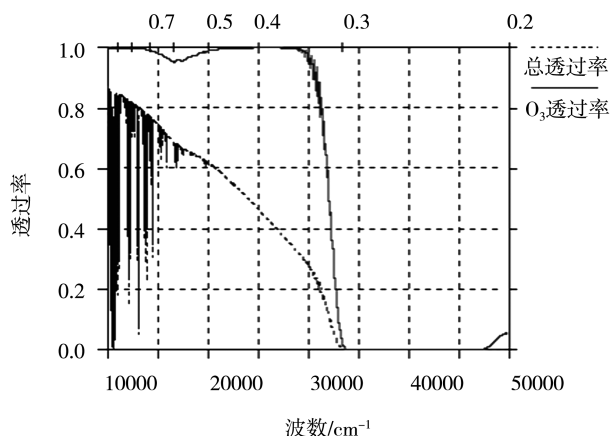
3 复合探测光学系统方案设计

3.1 探测波段选择

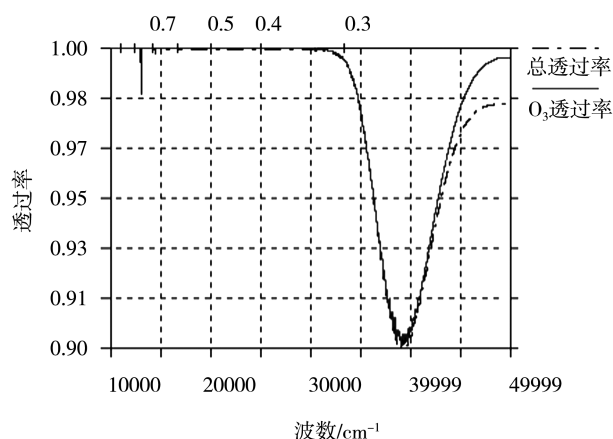
地球临边在紫外波段的辐射极值稳定度高, 随经纬度、季节变化及观测方位角变化也很小, 可以利用紫外波段探测地球边缘实现地心矢量的测量。

(1) 大气吸收率

如图6所示分别为55~0 km和100~55 km路径下的不同波数对应的大气透过率曲线, 其中实线为总透过率, 虚线为O₃的透过率。在海拔高度55 km处垂直观测地球表面的路径上, 0.27~0.30 μm紫外波段的大气透过率为0; 而高于55 km海拔高度, O₃及NO₂等气体浓度降低, 0.27~0.30 μm紫外波段具有一定的透过率; 随着海拔高度的增加, 大气变得十分稀薄, 各波段的大气透过率近似100%。因此, 0.27~0.3 μm波段适合地球临边的探测。



(a) 55~0 km 路径下不同波数对应的透射率



(b) 100~55 km 路径下不同波数对应的透射率

图6 透射率曲线

(2) 辐射稳定度

如图7所示为0.27~1 μm波段不同海拔高度的辐射亮度, 0.27~0.3 μm波段辐射亮度在海拔高度10~75 km内变化不超过1个量级; 0.31~0.36 μm波段平均辐射亮度随海拔高度变化可达3个量级; 与紫外波段相比, 可见光和近红外波段随海拔高度变化超过4个量级。因此, 0.27~0.3 μm波段相对其他波段对海拔的敏感度最低, 稳定度最高。

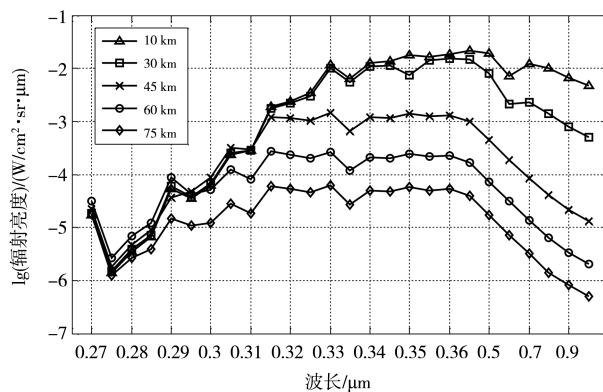


图7 0.27~1 μm 波段不同海拔高度辐射亮度

综上所述, 选择0.27~0.30 μm波段作为地球临边探测的工作波段。

3.2 探测器选型

为实现紫外地球临边和可见光恒星的复合探测, 系统选用的探测器应在紫外波段和可见光波段都具有良好的探测响应能力。根据调研, 选用探测器芯片为长光辰芯光电技术有限公司的 GSENSE400BSI-UV 探测器, 该探测器在

280 nm 量子效率达 83.33%, 其主要技术指标参数如下:

- (a)有效像元: 2 048×2 048;
- (b)像元尺寸: 11 μm ×11 μm ;
- (c)帧频: 24/48 fps;
- (d)峰值信号: 90 ke-/pixel;
- (e)动态范围: >96 dB;
- (f)光谱范围: 200~1 000 nm;

3.3 光学系统方案论证及技术指标计算

(1) 恒星观测主要技术指标

姿态精度对飞行器自主导航定位精度有直接的影响, 恒星观测系统的姿态测量精度与系统的探测灵敏度、口径、焦距、视场等主要参数相关, 对此, 为实现秒级的姿态测量精度, 恒星观测系统具体设计指标规划如下:

- (a)探测星等: 不小于 6 Mv;
- (b)波段: 480~800 nm;
- (c)口径: 不小于 35 mm;
- (d)焦距: 50 mm;
- (e)视场: 不小于 $\Phi 8^\circ$;
- (f)探测器: 2 k×2 k, 11 μm 。

由上述指标可计算出, 观星像面尺寸的直径为 d_{star} :

$$\begin{aligned} d_{\text{star}} &= 2 \times f'_{\text{star}} \times \tan(\omega/2) \\ &= 2 \times 50 \text{ mm} \times \tan(8^\circ/2) = 7 \text{ mm} \end{aligned} \quad (13)$$

(2) 临边观测系统指标计算

飞行器轨道高度在 4 000~36 000 km 范围内, 地球敏感器设计为环形视场对地球紫外临边进行探测, 探测临边范围为 0~100 km, 如图 8 为地球临边观测示意图, H 为轨道高度, R 为地球半径, d 为地球紫外临边高度, ω 为地球边缘半视场角^[17]。

根据图中几何关系可知:

$$\omega = \arcsin((R + d)/(R + H)) \quad (14)$$

取 $R=6\ 375$ km, 通过计算, 得到地球观测环形视场范围为: $\Phi 17.579^\circ \sim \Phi 77.232^\circ$ 。为保证地球紫外临边图像探测的完整性, 地球临边探测

系统的观测视场规划为 $\Phi 17^\circ \sim \Phi 78^\circ$, 单边视场范围 30.5° 。

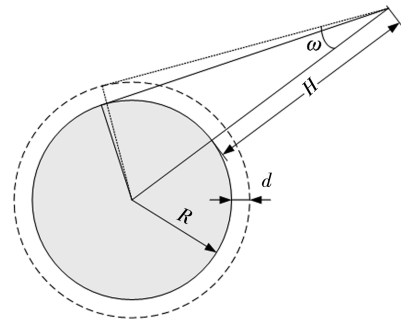


图8 地球临边观测示意图

探测器像面大小为 22.582 mm×22.582 mm, 对角线方向尺寸为 31.931 mm。当地球张角为 $\Phi 78^\circ$ 时, 对应临边成像环带大小应为 $\Phi 22$ mm, 当观测轨道变化时, 各轨道高度下地球临边成像环带大小的计算结果如表 1 所示。

表1 不同轨高下临边成像范围

序号	1	2	3	4	5	6
轨道高度/km	4 000	8 000	10 000	16 000	20 000	36 000
地球张角/(°)	77.232	53.543	46.584	33.642	28.422	17.579
成像大小/mm	21.692	13.701	11.691	8.209	6.877	4.198

由上述分析可知, 轨道高度由 4 000 km 增大到 36 000 km 时, 成像环带直径由 $\Phi 21.692$ mm 减小到 $\Phi 4.198$ mm, 与观星视场发生重叠, 因此, 共口径共焦面方案无法避免观测视场重叠。

针对上述问题, 本文提出采用多口径共焦面系统设计方案, 多口径共焦面设计将探测器划分为如图 9 所示的五个圆形视场区域, 其中, 中心 $\Phi 7$ mm 圆形区域为观星视场区域, 周围均布四个 $\Phi 9.8$ mm 圆形区域为地球临边分段探测区域。

多口径临边观测系统由四个完全相同的子系统构成, 通过子系统视轴偏转的方法覆盖不同轨道高度下的地球张角, 子系统的视场角不小于 $\Phi 30.5^\circ$, 对应成像像面大小为 $\Phi 9.8$ mm, 据此可计算出子系统焦距为:

$$f' = \frac{9.8/2}{\tan(30.5^\circ/2)} = 17.973 \text{ mm} \quad (15)$$

将 f' 取整为 18 mm, 则子系统在不同轨道高

表2 各轨高下子系统成像视场及成像尺寸

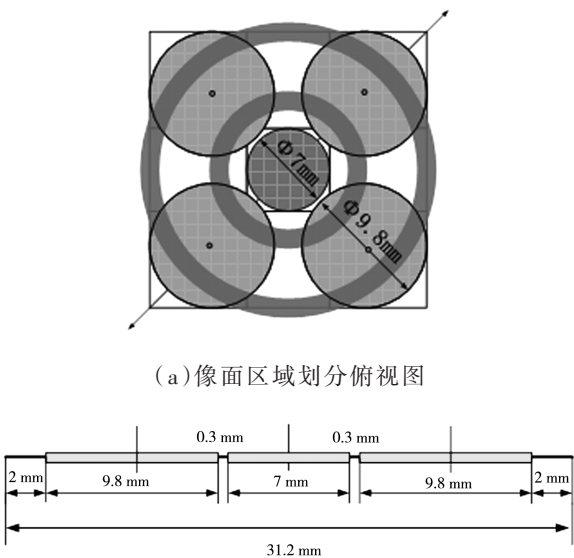
序号	1	2	3	4	5	6
轨道高度/km	4 000	8 000	10 000	16 000	20 000	36 000
地球张角/(°)	77.232	53.543	46.584	33.642	28.422	17.579
成像位置/mm	26.956	19.300	17.112	13.025	11.350	7.780
镜头视场/(°)	14.866	3.0215	-0.458	-6.929	-9.539	-14.960 5

表3 仿真试验结果

试验组别		地心位置均值 (x/y pixel)	地心位置标准差 σ_x/σ_y	地心矢量角测量误差 (2σ)
1	完整轮廓圆	452.125/447.021	0.088/0.066	0.007°
2	非对称2/3轮廓圆	452.357/447.340	0.307/0.359	0.033°
3	非对称1/2轮廓圆	452.060/443.035	0.278/1.220	0.096°
4	非对称1/3轮廓圆	447.499/452.447	3.306/7.968	0.597°
5	对称轮廓圆	452.022/447.015	0.075/0.053	0.006°

度对应的成像视场及成像尺寸计算结果如表2所示。

可抑制地气光对观星探测的影响,复合探测系统对角线截面视图如图10所示。



(a)像面区域划分俯视图

(b)像面区域划分对角线方向剖面图

图9 像面视场分区

经以上分析和计算,复合探测系统光学系统技术指标规划如下:

- (a)波段:270~300 nm;
- (b)焦距: $f'=18$ mm;
- (c)视场: $\Phi 30.5^\circ$ 。

3.4 复合探测自主导航方案设计

考虑复合探测系统子系统布局方式和观测角度,对观星系统和四个地球临边探测系统视轴方向相反,观星视轴方向为背对地球方向,不仅有效地避免了复合系统结构件干涉情况,还

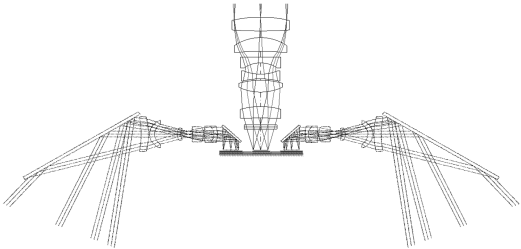


图10 复合探测光学系统组合示意图

4 复合导航探测精度分析与仿真试验

4.1 精度仿真分析

多孔径共焦面探测方式获得的地球临边为不完整的轮廓,仿真分析了轮廓完整程度对地心矢量测量精度的影响,临边图像处理过程如图11所示^[18]。

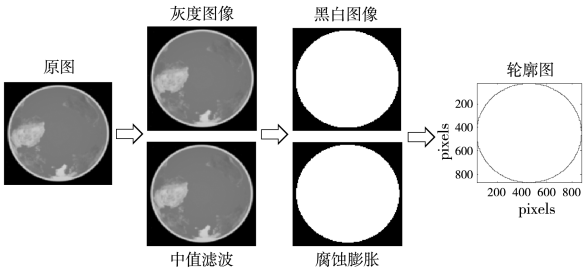


图11 临边图像处理过程

表3给出了当探测图像为完整圆、非对称分布圆和对称分布的部分圆的5组仿真结果。

从仿真试验结果可看出,采用非对称分布的

部分轮廓圆进行计算,随着轮廓圆完整程度的降低,地心矢量的计算精度随之降低。对称分布轮廓圆的地心矢量计算精度与完整轮廓圆的计算精度相当,因此采用对称式组合成像方案进行地球临边探测,可以保证地心矢量测量精度。

4.2 轨高变化探测能力验证试验

在不同的轨道高度上对地球临边进行探测时,地球张角随着轨道高度的增加而减小,本文采用不同尺寸地球图像对轨道变化时地球张角的变化进行模拟^[19-20],不同轨高下的地球目标模拟图如图 12 所示,地球临边成像模拟图如图 13 所示。

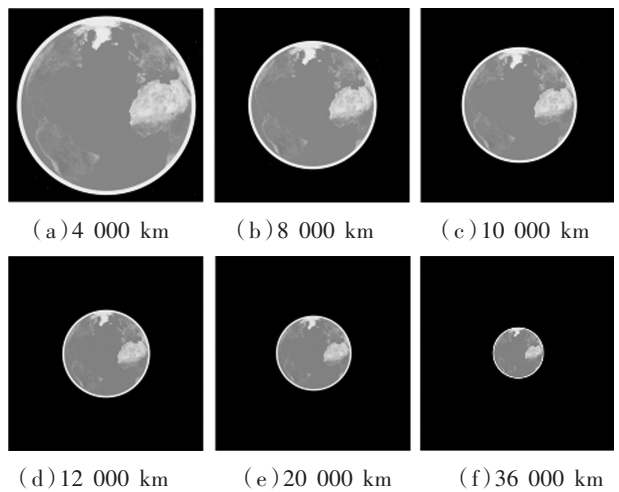


图 12 地球目标模拟图

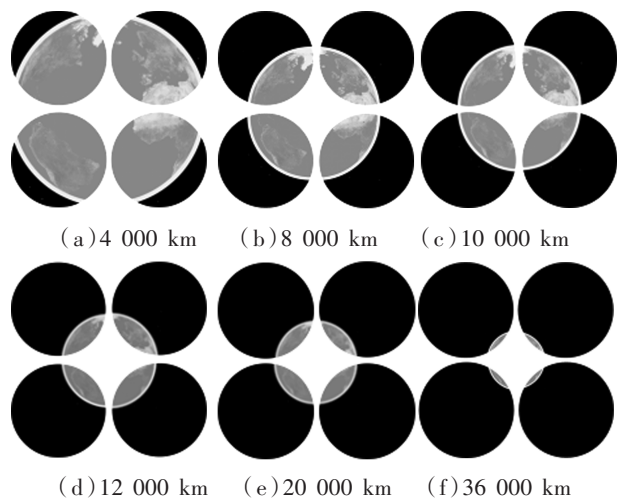


图 13 地球临边成像模拟图

4.3 仿真试验结果及分析

为获得准确的地心位置坐标,对地球临边图像进行了 500 次的椭圆拟合并计算地心位置坐标,采用 500 次拟合结果的均值作为准确地心位置坐标,地心矢量角测量误差计算结果如表 4 所示。

地心矢量角测量误差对定位精度有着直接的影响,在精度仿真分析时,取地心矢量角测量误差范围为:0.005°~0.010°进行仿真,仿真结果如表 5 所示。

由仿真结果可看出,地心矢量角误差越大直接定位误差也就越大;轨道高度越高,直接定位精度越差。当地心矢量角误差小于 0.005°时,各

表 4 地心矢量角测量误差

轨道高度/km	4 000	8 000	10 000	16 000	20 000	36 000
地心位置 x /pixels	1 216.591	871.472	772.714	588.780	512.759	352.187
地心位置 y /pixels	1 233.483	883.573	783.403	596.924	519.832	357.041
地心位置标准差 σ_x /pixels	0.065	0.075	0.071	0.071 2	0.046	0.064
地心位置标准差 σ_y /pixels	0.069	0.064	0.069	0.062	0.049	0.040
地心位置测量精度/ 3σ	0.263	0.268	0.162	0.263	0.186	0.208
地心矢量角测量误差/ $^{\circ}$	0.009 9	0.009 4	0.005 0	0.007 8	0.005 1	0.005 8

表 5 地心矢量误差对定位精度影响仿真结果

地心矢量角 误差/ $^{\circ}$	轨道高度/km					
	4 000	8 000	10 000	16 000	20 000	36 000
0.001	0.208	0.288	0.327	0.446	0.524	0.834
0.005	0.903	1.075	1.247	1.419	1.676	1.931
0.008	1.389	1.654	1.919	2.183	2.579	2.971
0.010	1.805	2.150	2.495	2.838	3.353	3.862

个轨高下的直接定位精度均优于 2 km;当矢量角误差达到 0.01°时,各轨高最大直接定位误差为 3.862 km。

5 结论

本文根据空间变轨飞行对高精度自主导航的需求,提出地球/恒星敏感器共焦面复合探测的自主导航方法,建立地球临边探测和恒星探测,阐述了地心矢量求解方法和飞行器位置计算方法,设计了共焦面复合探测系统,通过仿真试验,验证了共焦面复合自主导航系统可应用于 4 000 km~36 000 km 轨道的导航和定位,直接定位精度优于 4 km,可满足空间变轨飞行器的自主导航需求。

参考文献

- [1] 王鹏,张迎春.基于信息融合的自主天文导航方法[J].系统工程与电子技术,2012,34(5):1001-1006.
- [2] 王鹏,张迎春.基于多传感器信息融合的卫星自主导航方法研究[J].系统工程理论与实践,2013,33(12):3256-3264.
- [3] Wang H, Wang Z Y, Wang B D, et al. Infrared Earth sensor with a large field of view for low-Earth-orbiting micro-satellites[J]. Frontiers of Information Technology & Electronic Engineering, 2018, 19(1): 1-5.
- [4] Gou B, Cheng Y M, Anton H J. INS/CNS navigation system based on multi-star pseudo measurements[J]. Aerospace Science and Technology, 2019(95): 1-8.
- [5] Wang Y, Xie Z Y, Zhang J J. Design of real-time simulation method for infrared earth sensor signal based on FPGA architecture[J]. Journal of Physics: Conference Series, 2019, 1213(4): 1-10.
- [6] 潘晓刚,矫媛媛,周海银.基于多传感器天文信息的自主导航算法及可观测性分析[J].空间科学学报,2014,34(1):116-126.
- [7] 王常虹,王存连,李葆华.一种实现 GEO 卫星自主导航的方法[J].导航定位与授时,2014,1(2):11-18.
- [8] 孙琦.基于地磁/天文的飞行器自主导航方法研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2016.
- [9] 杨博,俞雪瑶,苗峻.一种利用地球敏感器的星光导航方法[J].宇航学报,2016,37(9):1089-1097.
- [10] 薛晴.卫星自主导航中的地物方位测量方法[D].长沙:国防科学技术大学,2016.
- [11] 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.
- [12] 管乐鑫,魏春岭.基于紫外敏感器和星敏感器的卫星自主导航[J].空间控制技术与应用,2008(3):37-41.
- [13] 封天明,李润青,高长生,等.考虑地球敏感器误差的自主导航方法研究[J].上海航天,2017,34(2):112-119.
- [14] 詹盛能.HONEYWELL 地球基准姿态确定系统(ERADS)的研制[J].控制工程,1994(3):45-50.
- [15] 尉志军,刘晓军.三轴紫外光学成像敏感器[J].光电工程,2008(11):86-90.
- [16] 宋琛,张蓬蓬,张剑波,等.基于紫外敏感器的卫星自主导航[J].计算机仿真,2010,27(11):14-17+40.
- [17] 杨松洲,岳世新,张健,等.大视场高精度紫外地球模拟器光学系统设计[J].长春理工大学学报(自然科学版),2020,43(2):14-19.
- [18] 蒲俊宇,郑勇,陈少杰,等.月球车地球敏感器图像地心位置提取算法[J].空间科学学报,2018,38(2):239-248.
- [19] 吴小婧,彭超.基于地平/恒星的 GEO 航天器自主导航仿真分析[J].计算机仿真,2012,29(12):85-89.
- [20] 张笃周.地球敏感器成像仿真与检测方法[J].哈尔滨工业大学学报,2016,48(4):42-47.