

文章编号 1004-924X(2017)08-1995-09

中高轨星光折射导航光学系统设计及杂散光抑制

李怀锋¹, 李志², 林亲^{2*}

- (1. 北京空间飞行器总体设计部, 北京 100094;
2. 中国空间技术研究院 钱学森空间技术实验室, 北京 100094)

摘要:为了实现基于大视场星光折射传感器的中高轨卫星全天时高精度星光折射导航,针对视场中亮地球引起的强杂散光抑制的技术难题,研究了内掩式星光折射传感器亮地球杂散光的有效抑制方法。通过构建星光折射传感器模型、搭建星光折射导航仿真观测环境以及原理计算得出了各级杂散光强度,并确定了相应的抑制方法。仿真结果表明,基于二次成像光学系统的内掩式星光折射传感器可将杂散光抑制在导航系统的最大可接受杂散光抑制值范围内,即抑制后 $1.003R_e$ (R_e 为地球半径)处杂散光亮度小于亮地球平均亮度的 1.10×10^{-3} 倍。最后,通过月球强背景下恒星探测外场试验验证了杂散光分析及抑制方法的可行性。研究成果为实现基于一个大视场星光折射传感器的中高轨卫星全天时高精度星光折射导航技术奠定了基础。

关键词:光学系统设计;自主导航;星光折射导航;内掩式传感器;杂散光抑制
中图分类号:TH74;V11 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20172508.1995

Optical system design and stray light suppression for medium-high orbit autonomous navigation system based on stellar refraction

LI Huai-feng¹, LI Zhi², LIN Qin^{2*}

- (1. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China;
 2. Qian Xuesen Laboratory of Space Technology, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)
- * Corresponding author, E-mail: linqin07@139.com

Abstract: In order to realize full-time-running and high-precision stellar refraction autonomous navigation of medium-high orbit satellites based on single star sensor with wide field of view, and to fix the suppression problem of strong stray light lead by illuminated earth in field of view, an internally occulting stellar refraction sensor and its stray light suppression were researched. Through the establishment of the model of stellar refraction sensor and the simulation test environment of stellar refraction navigation, the intensities of stray light for each level were determined by simulation analysis and numerical calculation, thus presenting the scheme for stray light suppression accordingly. The simulation results show that the internally occulting stellar refraction sensor with re-imaging optical system can suppress the stray light to the acceptable maximum capacity of the autonomous navigation system.

收稿日期:2017-03-09;修订日期:2017-04-14.

基金项目:国家 863 高技术研究发展计划资助项目(No. 2015AA2741)

The acceptable maximum capacity of stray light suppression is 1.1×10^{-3} in the field of $1.003R_e$ (R_e is the earth radius), which means that the stray light in the field of $1.003R_e$ should be suppressed under 1.1×10^{-3} of the average luminance value of the illuminated earth. Moreover, an field experiment for observing the stars with the moon in the field of view by the prototype of the stellar refraction sensor were performed. The results show that the methods for the stray light suppression and the intensity calculation of the stray light are effective and feasible, which lay a good foundation for the application of the stellar refraction autonomous navigation method for medium-high orbit satellites based on single star sensor with wide field of view.

Key words: optical system design; autonomous navigation; navigation by stellar refraction; internally occulting sensor; stray light suppression

1 引 言

中高轨卫星自主导航技术一直是制约航天装备发展的瓶颈。由光学传感器通过探测恒星星光经地球边缘大气层(20~80 km)所形成的折射角来间接敏感地平的星光折射自主导航法具有结构简单、成本低廉、导航精度高等特点,是一种很有前途的自主导航方法^[1-4]。然而,国内外开展的星光折射导航研究基本上都是基于低轨应用背景的^[5-9],因此,研究基于大视场星光折射传感器的中高轨卫星全天时高精度星光折射导航方法,对航天装备的发展具有重要的意义和价值。

相比于低轨星光折射导航,中高轨星光折射导航存在有效观测视场小(卫星离地球越远,大气层张角越小)和亮背景的问题。为实现高精度导航,需保证有效观测视场中有足够多的折射星和足够高的折射星位置测量精度^[10],其中由亮地球杂散光引起的亮背景是限制折射星有效提取的主要因素,因此,要实现基于一个大视场星光折射传感器的中高轨卫星全天时高精度自主导航,必须对亮地球杂散光进行有效抑制。

根据有效探测恒星等点目标时目标信噪比大于或等于 5 的原则^[11-14],得出杂散光抑制水平需达到 $1.003R_e$ (R_e 为地球半径)处杂散光亮度小于亮地球平均亮度 1.10×10^{-3} 倍的指标要求,记 $\rho_{\max} = 1.10 \times 10^{-3}$ 为星光折射传感器杂散光抑制水平的最大可接受值。目前,国际上没有直接针对该杂散光抑制指标的解决方案,较为类似的研究有日冕探测中日冕仪的杂散光抑制,其水平一般在 $1.1R_{\odot} \sim 2.5R_{\odot}$ (R_{\odot} 为太阳半径)处为太阳

光球辐射的 $10^{-6} \sim 10^{-8}$ 倍^[15],由此可见星光折射导航和日冕观测两者的杂散光抑制指标相差较大,其中星光折射导航时需探测的折射星离地球边缘非常近(达 $1.003R_e$),因此两者的杂散光分析及抑制不能一概而论。本文在开展中高轨星光折射导航光学系统设计的基础上,针对特有的杂散光抑制指标要求,提出了亮地球杂散光抑制方法,并完成了外场验证试验。

2 中高轨星光折射导航光学系统设计

首先,根据星光折射传感器口径为 100 mm,焦距为 240 mm,视场为 $25^\circ \times 25^\circ$ 的指标构建基于一次成像系统的星传感器,并开展杂散光分析(成像系统与星光折射传感器的前半部分一致,仿真分析方法也一致),获得 $1.003R_e$ 处仅由反射和散射引起的杂散光亮度与亮地球平均亮度的比值 $\rho_0 = 1.97 \times 10^{-2}$, $\rho_0 > \rho_{\max}$,说明采用该一次成像星传感器的杂散光强度超出了指标要求。此外,焦平面吸收率较低,易引起反射和散射杂散光,且地球像面信息并不用于解算卫星位置,因此,本文把该星传感器的焦平面设计成中空的特殊焦平面,使成像在中空部分的地球像光线直接透射出去,不在焦平面周边产生多次的反射和散射。经仿真分析获得由反射和散射引起的杂散光抑制值 $\rho_0 = 6.45 \times 10^{-3} > \rho_{\max}$,说明即使在焦平面特殊设计的情况下,基于一次成像系统的星传感器的杂散光强度仍不在可接受的范围内。

亮面源杂散光的抑制方法主要有外掩式遮挡亮面源和内掩式遮挡亮面源两种。其中,外掩式法的设备体积非常庞大^[15],极不利于星光折射传感器在航天器中的推广应用,因此采用内掩式的

方法。由于星光折射导航时需探测的折射星离地球边缘的距离(达 $1.003R_e$) 相比于日冕探测时日冕离太阳边缘的距离 ($1.1R_\odot \sim 2.5R_\odot$) 要近很多,因此,内掩式星光折射敏感器的杂散光分析方法不能等同于内掩式日冕仪的杂散光分析方法,需考虑亮地球像的衍射杂散光等问题。

为获得星光折射敏感器有效的杂散光抑制方法,首先建立起基于二次成像系统的内掩式星光折射敏感器系统,具体指标如表 1 所示。

表 1 内掩式星光折射敏感器的光学系统指标

Tab.1 Parameters of optical system of internally occulting stellar refraction sensor

项目	指标
光学系统	透射式二次成像光学系统
有效口径	100 mm
焦距	第一焦面处焦距:240 mm;第二焦面处焦距:-240 mm
光谱波段	600~700 nm
视场	$25^\circ \times 25^\circ$
能量集中度	第一焦面: $\geq 90\%$ (3×3 像元);第二焦面: $\geq 80\%$ (3×3 像元)
畸变	第一焦面: $\leq 0.2\%$;第二焦面: $< 2\%$

由于星光折射敏感器具有口径较小、视场大等特点,本文选用透射式光学系统,且该系统需在第一焦面处放置地球像的遮挡掩体,折射星离地球边缘又很近,因此,第一焦面需具有较好的成像质量,才可使内掩体在第一焦面处更好地遮挡亮地球。此外,第一焦面的成像质量应适当优于第二焦面,从而使后端系统的优化更容易,于是将敏感器第一次成像系统的指标也定为口径为 100 mm,焦距为 240 mm,视场为 $25^\circ \times 25^\circ$ 。根据该指标,为实现较高的成像质量,采用双高斯系统进行设计^[16-17],并在此基础上完成基于二次成像系统的内掩式星光折射敏感器系统设计。使用 ZEMAX 软件设计的内掩式星光折射敏感器光学系统光路如图 1 所示。

由图可知,光学系统的第一焦面处设置了倾角为 45° 的圆锥形镜面反射掩体,用于将地球成像光线反射出主镜筒。为降低星光折射敏感器系统指向精度的要求,掩体底面应稍小于地球成像面,现设置为 99.7% 的地球像,并进一步完成了星光折射敏感器镜筒的设置,如图 2 所示。

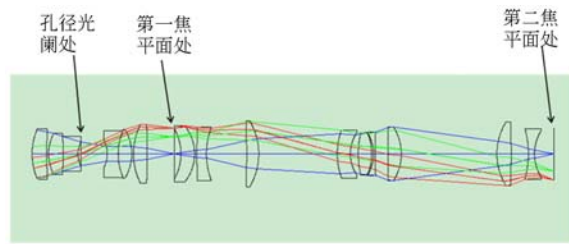


图 1 内掩式星光折射敏感器光学系统光路

Fig.1 Light path of optical system of internally occulting stellar refraction sensor

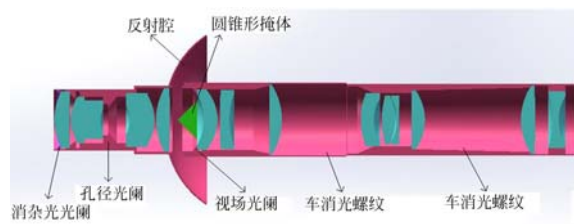


图 2 内掩式星光折射敏感器镜头剖面图

Fig.2 Lens profiles of internally occulting stellar refraction sensor

图 2 中,圆形反射腔将来自内掩体遮挡的亮地球光导出系统,以免造成杂光二次污染,反射腔为圆球的一部分。此外,设置了消杂光光阑和车消光螺纹来减弱杂散光。

根据实际情况,内掩式星光折射敏感器镜头各部分的材料特性设置见表 2。

表 2 内掩式星光折射敏感器镜头参数表

Tab.2 Lens parameters of internally occulting stellar refraction sensor

	吸收率	镜面反 射率	镜面透 射率	BRDF
透镜增透膜	0.001	0.005	0.994	0.000
掩体+反射腔内表面	0.050	0.800	0.000	0.150
镜筒壁+支撑结构	0.900	0.001	0.000	0.099
滤光片前/后面	0.000	0.001	0.900	0.099
石英窗前/后面	0.000	0.010	0.990	0.000
焦平面	0.800	0.000	0.000	0.200

此外,为后续亮地球杂散光抑制方法搭建仿真分析环境,还需准确描述亮地球光源。由于中高轨卫星星光折射导航在卫星运行于较高的地球静止轨道,地球被太阳全照亮的情况,是获取足够高信噪比折射星实现高精度星光折射导航最为

恶劣的观测环境,因此,以下杂散光抑制方法的研究均在该恶劣的观测环境下开展。从而在离星光折射敏感器入瞳面较远距离 $1000f$ (f 为光学系统焦距)处设置与地球像相应大小的圆平面,属性为漫反射白板,并在该圆平面的法线方向照射太阳平行光,用于模拟被太阳全照亮的亮地球,再结合 TracePro 中的重点采样功能,使在星光折射敏感器焦平面上成像出与实际地球大小和方位一致的像。

3 杂散光抑制方法

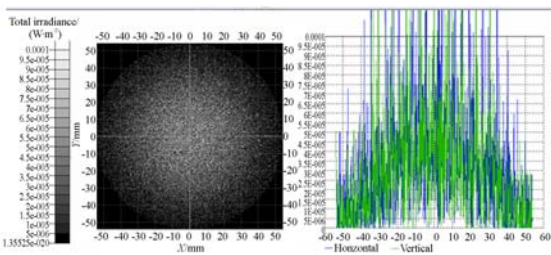
星光折射导航时,亮地球进入视场将引起三级杂散光。其中,一级杂散光是由地球直射光线进入光学系统后,由于透镜的透过率和筒壁的吸收率等都不为理想值,在镜筒内产生反射和散射而在地球成像区域周边引起的杂散光;二级杂散光是由亮地球经星光折射敏感器成像系统衍射而产生的;三级杂散光为剩余的其它杂散光。

3.1 一级杂散光抑制

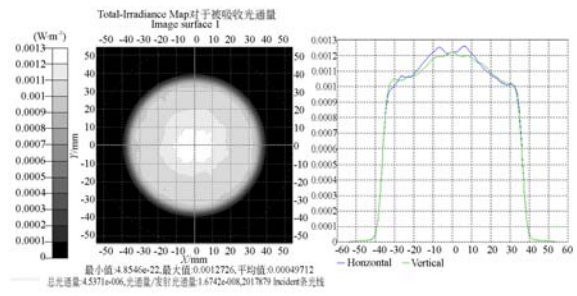
3.1.1 杂散光强度

基于以上构建的内掩式星光折射敏感器模型,以及搭建的星光折射导航观测环境,首先屏蔽第一焦面处的掩体,利用 TracePro 软件开始光线追迹,获得成像后第二焦面上的能量分布数据,如图 3(a)所示。为使各能量点更为明显,适当调整了亮度显示比例尺。图 3(b)对应图 3(a)在采样率较低,且对数据进行平滑化处理后的显示效果,图 3(b)中的数据不用于后续分析。

按实际探测器采样率从 TracePro 中导出仿真数据,再对仿真结果进行分析,得出地球表面的平均亮度值为 0.0011 W/m^2 ,以及离地球边缘



(a) 调整了亮度显示比例尺的显示效果
(a) Results of brightness range adjustment



(b) 经低采样和平滑化处理的显示效果

(b) Results of low sampling rate and smoothing processing

图 3 屏蔽掩体时第二焦平面的能量分布

Fig. 3 Energy distribution in second focal plane without internally occulting cone

$1.003R_c$ 处的杂散光平均亮度值为 $2.0825 \times 10^{-5} \text{ W/m}^2$ 。由于仿真时未考虑地球亮度的绝对值,因此若假设焦平面上地球表面平均亮度的实际值与仿真值的比例系数为 A ,则地球表面的平均亮度 i_b 的实际值可表示为 $0.0011A \text{ (W/m}^2)$,由于 $1.003R_c$ 处的杂散光平均亮度与地球表面平均亮度在同样的仿真环境下获得,则 $1.003R_c$ 处杂散光的平均亮度 i_{atm} 可表示为 $2.0825 \times 10^{-5} A \text{ (W/m}^2)$ 。从而可得比例值 $\rho_1 = i_{atm}/i_b = 2.0825 \times 10^{-5} A / 0.0011A = 1.89 \times 10^{-2} > \rho_{max}$,其中 $\rho_{max} = 1.10 \times 10^{-3}$,为杂散光抑制水平的最大可接受值。仿真结果说明,地球被全照亮的情况下星光折射敏感器的一级杂散光强度超出了指标要求。

3.1.2 杂散光抑制方法

在 TracePro 软件中使内掩式星光折射敏感器第一焦面处的掩体可用,开始光线追迹,获得成像后第二焦面上的能量分布,如图 4 所示。

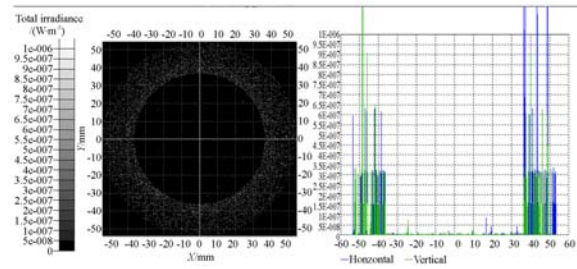


图 4 安装掩体后第二焦平面的能量分布效果图
Fig. 4 Energy distribution in second focal plane with internally occulting cone

由于本次仿真与前面对星光折射敏感器杂散光强度仿真计算相比,除加了掩体外,其它所用的光源、光学系统参数、光线追迹参数等都是相同的,因此,地球表面的平均亮度可采用不加掩体时分析所获得的值,从而得出加掩体后杂散光抑制值为 $\rho_1 = 2.08 \times 10^{-7} \ll \rho_{\max}$,说明在光学系统中加入掩体后,一级杂散光在焦平面 $1.003R_e$ 处形成的背景亮度将大幅度减少,杂散光抑制在可接受范围内。

3.2 二级杂散光抑制

3.2.1 杂散光强度

二级杂散光是由亮地球经星光折射敏感器成像系统衍射而产生的。星光折射敏感器开展星光折射导航时,由于光源属于非相干光源,整个过程属于非相干成像,因此基于式(1)和式(2)可求出亮地球经星光折射敏感器在焦面上形成的光强度分布。

$$h_1(r) = \left[\frac{\pi\omega^2}{\lambda f} \right]^2 \left[\frac{2J_1(k\omega r/f)}{k\omega r/f} \right]^2, \quad (1)$$

式中: $h_1(r)$ 为点物经成像系统成像后的衍射图样上与目标像中心相距 r 处的光强,称为点扩散函数; ω 为成像系统口径(半径); f 为成像系统的焦距; λ 为光波波长; k 为波矢量; J_1 为一阶贝塞尔函数。

$$I(x, y) = I_0(x, y) * h_1(x, y), \quad (2)$$

其中 (x, y) 代表像面坐标,与式(1)中变量 r 的关系为 $r = \sqrt{x^2 + y^2}$, $I(x, y)$ 表示像光强分布, $I_0(x, y)$ 为物几何像的光强分布, $h_1(x, y)$ 表示点扩散函数, $*$ 是卷积符号。

星光折射敏感器光学系统的有效口径 $D = 2\omega = 100$ mm, 系统焦距 $f = 240$ mm, 光波平均波长 $\lambda = 650$ nm, 被太阳全照亮的地球经星光折射敏感器成像后的几何像光强分布 $I_0(x, y)$ 为一个圆域函数。基于以上公式和参数,使用 MATLAB 编写计算焦面上光强度分布 $I(r)$ 的程序,从而得出 $1.003R_e$ 处亮度与地球表面平均亮度的比值 $\rho_2 = 8.9910 \times 10^{-4}$,即为二级杂散光强度。程序中对圆域函数的数据采样等于星光折射敏感器系统的艾里斑半径 $1.22\lambda f/D = 1.22 \times 650$ nm \times 240 mm/ 100 mm $= 1.9$ μ m 的一半,即 0.8 μ m,满足采样要求。

3.2.2 杂散光抑制方法

由原理可知,对由衍射产生的二级杂散光抑制最为直接的方法为增大成像系统的有效口径或减少系统焦距。由于 $\rho_2 + \rho_1 = 8.99 \times 10^{-4} + 2.08 \times 10^{-7} \approx 8.99 \times 10^{-4} < \rho_{\max}$,因此可知设计的星光折射敏感器可将二级杂散光抑制在可接受范围内,无需再进行敏感器指标的总体调整。

3.3 三级杂散光抑制

3.3.1 杂散光强度

三级杂散光主要包含有未遮挡地球像边缘的衍射,以及鬼像引起的在 $1.003R_e$ 处的杂散光,该类杂散光强度值的量级为 10^{-7} ,远小于一级杂散光强度和二级杂散光强度。

3.3.2 杂散光抑制方法

三级杂散光强度比较弱,可以忽略,但也可通过在第一焦面上设置视场光阑来阻挡视场外的光线,以进一步抑制杂散光^[18]。

综上所述,采用基于二次成像光学系统的内掩式结构来抑制由反射和散射引起的杂散光,基于理论分析通过调整系统口径和焦距指标来抑制由衍射引起的杂散光。因此,实际分析过程中首先可基于初始系统进行各级杂散光抑制效果分析,若指标达不到要求,再调整系统的相关指标,重新分析各级杂散光抑制效果,循环往复,直至抑制指标满足要求。从以上对各级杂散光的分析可知,内掩式星光折射敏感器开展亮地球情况下的自主导航时在 $1.003R_e$ 处的杂散光总抑制值 $\rho = \rho_1 + \rho_2 \approx 8.99 \times 10^{-4} < \rho_{\max}$,达到了全天时高精度星光折射导航的杂散光抑制水平。

4 外场验证试验

基于对全天时高精度星光折射导航时使用内掩式星光折射敏感器实现杂散光有效抑制可行性的分析,这里结合月球强背景下恒星探测外场试验及仿真分析法验证以上仿真分析结果的正确性,进而验证星光折射敏感器系统可实现杂散光的有效抑制。试验中研制了一个星光折射敏感器原理样机,如图 5 所示,系统的有效口径 $D = 27$ mm,焦距 $f = 315$ mm,视场为 $2.5^\circ \times 3.0^\circ$,在二

次成像光学系统的第一焦面上设置月球像遮挡掩膜。由于月球的张角只有约 $30'$ ，比中高轨星光折射导航时视场中的地球张角小将近一个数量级，因此试验样机的视场设置成几度量级，由此可使试验时视场中的观测场景更接近星光折射导航时的观测场景。



图 5 星光折射传感器原理样机实物图

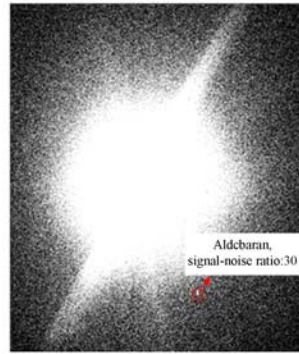
Fig. 5 Picture of stellar refraction sensor prototype

2016 年 8 月 26 日凌晨 1 点 25 分，使用该原理样机开展了月球强背景下恒星探测的外场试验。在曝光 1s 的情况下，未加掩膜时获得的观



(a) 亮度显示域值较高时

(a) Result under high brightness threshold



(b) 亮度显示阈值较低时

(b) Result under low brightness threshold

图 6 曝光 1 s 未加掩膜的观测图像

Fig. 6 Observation images with 1-second exposure without internally occulting mask

测图像如图 6 所示，加掩膜后获得的观测图像如图 7 所示。图 7 亮度显示范围与图 6(b)一致。

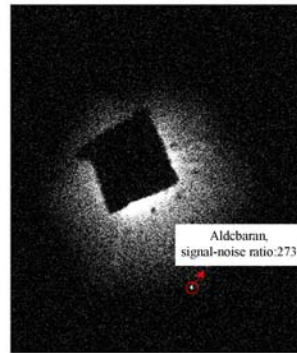


图 7 曝光 1 s 加掩膜的观测图像

Fig. 7 Observation image with 1-second exposure and internally occulting mask

图中探测到的恒星毕宿五视星等为 0.85。基于孔径测光原理获得未加掩膜和加掩膜情况下毕宿五恒星的信噪比分别为 30 和 273。

信噪比公式可表示为：

$$\frac{S}{N} = \frac{I_0 \cdot \pi \cdot \left(\frac{D}{2}\right)^2 \cdot t \cdot 10^{-\frac{m_s}{2.5}} \cdot \tau_{atm} \cdot \tau \cdot QE}{\sqrt{I_0 \cdot \pi \cdot \left(\frac{D}{2}\right)^2 \cdot t \cdot 10^{-\frac{m_s}{2.5}} \cdot \tau_{atm} \cdot \tau \cdot QE + Bn + RN^2 + d \cdot n \cdot t}}, \quad (3)$$

式中： I_0 为 Johnson 系统 V 波段 0 等星的光子流量， D 为传感器的有效口径， t 代表曝光时间， m_s 为目标星视星等， τ_{atm} 代表大气透过率， τ 代表传感器的系统效率， QE 是探测器在 V 波段的平均

量子效率， B 代表目标像元中的平均观测背景亮度， n 代表目标星所占像元数， RN 代表探测器的读出噪声， d 代表探测器暗电流。

由于月球亮度较大，曝光时间较长，恒星背景

亮度主要来自于亮月球引起的杂散光,因此式(3)可简化为:

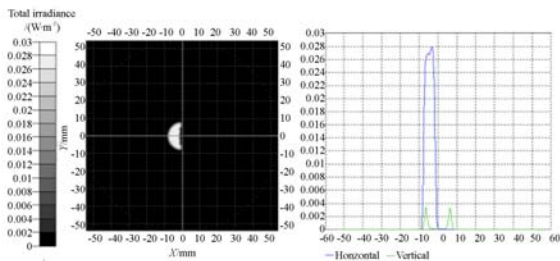
$$\frac{S}{N} = \frac{I_0 \cdot \pi \cdot \left(\frac{D}{2}\right)^2 \cdot t \cdot 10^{-\frac{m_s}{2.5}} \cdot \tau_{atm} \cdot \tau \cdot QE}{\sqrt{I_0 \cdot \pi \cdot \left(\frac{D}{2}\right)^2 \cdot t \cdot 10^{-\frac{m_s}{2.5}} \cdot \tau_{atm} \cdot \tau \cdot QE + Bn}} \quad (4)$$

式中: $I_0 = 8.66 \times 10^5$ 光子数/($\text{cm}^2 \cdot \text{s}^{-1}$), $D = 2.7 \text{ cm}$, $t = 1 \text{ s}$, $m_s = 0.85$, $\tau = 70\%$, $QE = 50\%$; 另外,根据当时的观测环境取 $\tau_{atm} = 68\%$ 。

当信噪比为 30 时,可得 $B_1 n = 3.22 \times 10^8$ 光子数;当信噪比为 273 时,可得 $B_2 n = 3.36 \times 10^6$ 光子数。得 $B_1/B_2 = 3.22 \times 10^8$ 光子数/ 3.36×10^6 光子数 = 96,从而可见加掩膜后的杂散光亮度要比未加掩膜时的降低了 96 倍。

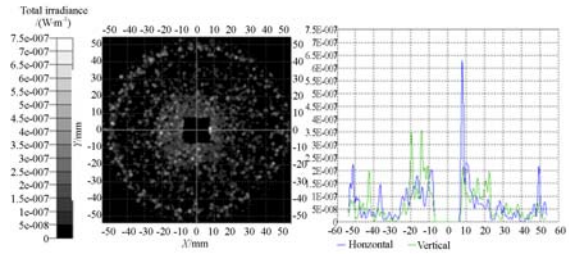
在获得实测结果的基础上,本文采用第 3 部分中介绍的杂散光抑制方法,基于星光折射敏感器原理样机设计系统,在 TracePro 软件中开展仿真分析,获得未加掩膜和加掩膜后的焦平面能量分布效果图,如图 8 所示。

根据外场试验时月亮和毕宿五恒星的位置关系,使用 matlab 分析数据,获得在图 8(a)中毕宿五位置处的亮度值为 2.28×10^{-6} ,图 8(b)中毕宿五位置处的亮度值为 3.40×10^{-8} , $2.28 \times 10^{-6} / 3.40 \times 10^{-8} = 67$,说明加掩膜后的杂散光亮度要比未加掩膜时降低了 67 倍,与外场试验获得的数据 96 在量级上是一致的。因为仿真分析对星光折射敏感器原理样机和观测环境的模拟不可能与实际情况完全一样,允许结果存在一定的误差。



(a) 未加掩膜的成像效果

(a) Results without internally occulting mask



(b) 加掩膜后的成像效果

(b) Results with internally occulting mask

图 8 星光折射敏感器原理样机观测月亮时焦平面能量分布效果图

Fig. 8 Energy distribution in focal plane for observation of illuminated moon by prototype of stellar refraction sensor

通过以上分析可知,文中第 3 部分对一级杂散光抑制效果的分析结果 $\rho_1' = 2.08 \times 10^{-7}$ 在量级上是可信的,而二级杂散光 $\rho_2 = 8.9910 \times 10^{-4}$ 是直接根据理论计算的精确结果,三级杂散光又比较弱,因此,验证了内掩式星光折射敏感器可将杂散光控制在杂散光抑制水平的最大可接受值 $\rho_{max} = 1.10 \times 10^{-3}$ 范围内,从而说明基于一个大视场星光折射敏感器实现中高轨卫星全天时高精度星光折射导航是可行的。

5 结 论

本文开展了中高轨星光折射导航光学系统设计及其杂散光抑制的研究,针对特有的杂散光抑制指标要求,即亮地球杂散光抑制后 $1.003R_e$ 处杂散光亮度小于亮地球平均亮度的 1.10×10^{-3} 倍,分三个等级对杂散光抑制方法进行了确定,得出基于二次成像光学系统的内掩式星光折射敏感器可将视场中亮地球引起的强杂散光抑制在该最大可接受杂散光抑制值的范围内,并通过月球强背景下恒星探测的外场试验验证了杂散光分析及抑制方法的正确和有效,不仅为实现基于一个大视场星光折射敏感器的中高轨卫星全天时高精度星光折射导航技术奠定了基础,也为其它亮源下暗目标探测的杂散光抑制提供了技术参考。

参考文献:

[1] LAIR J L, DUCHON P. Satellite navigation by stellar refraction[J]. Acta Astronautica, 1988, 17

(10): 1069-1079.

[2] WHITE R L, GOUNLEY R B. Satellite autonomous navigation with SHAD, AD-A184-988[R].

- Cambridge, Massachusetts; The Charles Stark Draper Laboratory, Inc. 1987.
- [3] 田金文, 王黎, 郑胜. 基于恒星识别的微型航天器自主导航技术研究[J]. 红外与激光工程, 2006, 35(S): 336-342.
- TIAN J W, WANG L, ZHENG SH. Researching about automatic mini-aircraft navigation based on star recognition[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2006, 35(S): 336-342. (in Chinese)
- [4] 宣明, 王家骥. 长春光机所航天光学遥感器研制基地建设进展[J]. 中国光学, 2015, 8(1): 1-16.
- XUAN M, WANG J Q. Current status of space remote sensing equipments research base in CIOMP[J]. *Chinese Optics*, 2015, 8(1): 1-16. (in Chinese)
- [5] 温永智, 吴杰. 基于卫星导航数据在线拟合星光折射模型方法[J]. 国防科技大学学报, 2011, 33(1): 7-10.
- WEN Y ZH, WU J. Fitting starlight atmosphere refraction model on line using satellite navigation data [J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2011, 33(1): 7-10. (in Chinese)
- [6] GOUNLEY R, WHITE R, GAI E. Autonomous satellite navigation by stellar refraction[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1984, 7(2): 129-134.
- [7] NING X L, WANG L H, BAI X B, *et al.*. Autonomous satellite navigation using starlight refraction angle measurements[J]. *Advances in Space Research*, 2013, 51(9): 1761-1772.
- [8] NING X L, FANG J C. An autonomous celestial navigation method for LEO satellite based on unscented Kalman filter and information fusion[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2007, 11(2-3): 222-228.
- [9] FANG J C, NING X L. Installation direction analysis of star sensors by hybrid condition number[J]. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, 2009, 58(10): 3576-3582.
- [10] LIN Q, LI Z, LI H F, *et al.*. Simulation analysis and research on key technology for a full-time-running stellar refraction autonomous navigation[C]. *China Satellite Navigation Conference (CSNC) 2015 Proceedings*, Springer, 2015: 449-461.
- [11] 魏合理, 陈秀红, 余凯, 等. 白天 CCD 观星可探测极限星等值分析[J]. 强激光与粒子束, 2007, 19(2): 187-192.
- WEI H L, CHEN X H, YU K, *et al.*. Analysis of the detectable stellar magnitude limit using CCD camera in daytime sky background[J]. *High Power Laser and Particle Beams*, 2007, 19(2): 187-192. (in Chinese)
- [12] DIETZ K L, RAMSEY B D, ALEXANDER C D, *et al.*. Daytime aspect camera for balloon altitudes[J]. *Optical Engineering*, 2002, 41(10): 2641-2651.
- [13] 梁斌, 朱海龙, 张涛, 等. 星敏传感器技术研究现状及发展趋势[J]. 中国光学, 2016, 9(1): 16-29.
- LIANG B, ZHU H L, ZHANG T, *et al.*. Research status and development tendency of star tracker technique[J]. *Chinese Optics*, 2016, 9(1): 16-29. (in Chinese)
- [14] 潘波, 杨根庆, 刘勇. 星点质心定位算法最优门限研究[J]. 光学精密工程, 2008, 16(9): 1787-1792.
- PAN B, YANG G Q, LIU Y. Study on optimization threshold of centroid algorithm[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(9): 1787-1792. (in Chinese)
- [15] 卜和阳. 地基日冕仪杂散光抑制的关键技术研究[D]. 长春: 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 2012: 1-12.
- BU H Y. *The Key Technique for Suppressing the Stray Light of Ground-based Coronagraph*[D]. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2012: 1-12. (in Chinese)
- [16] 韩昌元. 高分辨力空间相机的光学系统研究[J]. 光学精密工程, 2008, 16(11): 2164-2172.
- HAN CH Y. Study on optical system of high resolution space camera[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2008, 16(11): 2164-2172. (in Chinese)
- [17] 李葆华, 刘国良, 刘睿, 等. 天文导航中的星敏感

器技术[J]. 光学精密工程, 2009, 17(7): 1615-1620.

LI B H, LIU G L, LIU R, *et al.*. Key techniques of star sensors for celestial navigation[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009, 17(7): 1615-1620. (in Chinese)

[18] 钟兴, 贾继强. 空间相机消杂光设计及仿真[J]. 光学精密工程, 2009, 17(3): 621-625.

ZHONG X, JIA J Q. Stray light removing design and simulation of spaceborne camera[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2009, 17(3): 621-625. (in Chinese)

作者简介:



李怀锋(1976—),男,河南焦作人,博士,高级工程师,1998年于河南理工大学获得学士学位,2003年于国家天文台获得博士学位,主要从事天文导航和空间碎片监视方面的研究。E-mail: li-huaifeng@gmail.com

通讯作者:



林亲(1985—),女,浙江台州人,博士,工程师,2007年于浙江工业大学获得学士学位,2013年于国家天文台获得博士学位,主要从事天文导航和光学载荷设计方面的研究。E-mail: lin-qin07@139.com