

DOI: 10.19650/j.cnki.cjsi.J2006378

用于高精度卫星姿态测量的大相对孔径 高杂光抑制比星敏感器光学设计*

朱杨,张帆,宋莹,张刘

(吉林大学仪器科学与电气工程学院 长春 130012)

摘要:星敏感器是卫星高精度空间姿态测量与飞行控制的关键仪器。针对低阈值星等、大视场等特殊需求,设计了焦距55 mm,相对孔径1/1.1,视场角 $17^\circ \times 17^\circ$ 的星敏感器光学系统。基于无热玻璃图方法,通过光学玻璃材料与机械结构材料的温度特性匹配优化,实现了光学被动式无热化设计。完成两级遮光罩与挡光环的消杂光结构设计,利用非序列光线追迹完成视场内成像光线鬼像分布与视场外杂散光仿真分析与计算。结果表明,星敏感器光学系统各视场弥散斑半径RMS小于 $4.5 \mu\text{m}$, 2×2 像元内能量集中度 $\geq 96\%$, $-35^\circ\text{C} \sim 45^\circ\text{C}$ 大温差下各视场的MTF在截止频率处均大于0.6,畸变优于0.05%。 45° 规避角外杂光PST达到 10^{-8} 量级,像面处各阶鬼像光斑半径均大于0.8 mm。星敏感器光学成像质量与杂光抑制满足高精度姿态测量要求。

关键词:星敏感器;光学设计;杂散光;无热化

中图分类号: TH74 文献标识码: A 国家标准学科分类代码: 460.4035

Optical design of large relative aperture and high stray light suppression ratio star sensor for high precision satellite attitude measurement

Zhu Yang, Zhang Fan, Song Ying, Zhang Liu

(College of Instrumentation & Electrical Engineering, Jilin University, Changchun 130012, China)

Abstract: Star sensor is the key instrument for high accurate satellite attitude measurement and flight control. Aiming at the special requirements of low star magnitude of threshold and large field of view, a star sensor optical system is designed, whose focal length is 55 mm, relative aperture is 1.1 and field of view is $17^\circ \times 17^\circ$. Optical passivity athermalization design is achieved through temperature property matching and optimization of optical glass material and mechanical structure material based on athermal glass map method. The stray light suppression design of two-stage shield and baffles are completed. The simulation analysis and calculation of the ghost distribution of imaging ray in view field and the stray light out of view field are completed with no-sequence ray tracing method. The results show that the RMS of the dispersion spot radius for each view field of the star sensor optical system is less than $4.5 \mu\text{m}$, the encircled energy within 2×2 pixels is larger or equal than 96%, the optical MTF in the field of view is larger than 0.6 at cut-off frequency in the large temperature difference from -35°C to 45°C and the distortion is better than 0.05%. The point source transmission ratio of stray light out of 45° avoided angle reaches 10^{-8} . The radius of every order ghost spot at image plane is greater than 0.8 mm. The optical imaging quality and stray light suppression of the star sensor can meet the requirements of high accurate attitude measurement.

Keywords: star sensor; optical design; stray light; athermalization

收稿日期: 2020-05-15 Received Date: 2020-05-15

* 基金项目: 国家自然科学基金青年科学基金(62105119, 61905243)、装备预研领域基金资助项目(305040506)、国防基础科研计划项目(JCKY2019110)资助

0 引言

星敏感器是实现卫星自主姿态测量与飞行控制的关键仪器,是迄今为止卫星姿态测量精度最高的敏感器^[1]。星敏感器是以恒星为探测对象的高精度空间姿态测量装置,其核心是光学成像系统^[2]。通过拍摄恒星星点图像,测量天区内的恒星位置信息并实时与已知精确位置的恒星图库匹配,获得航天遥感相机外方位元素,实现卫星姿态与地面遥感图像的无控制点高精度定位测量^[3-4]。随着敏捷光学遥感与测绘卫星对分辨率和姿态机动能力要求的不断提高,为获得更高的角秒级星敏感器角分辨率测量精度,对光学系统的相对孔径、焦距等光学参数及成像质量提出了更高要求^[5-6]。大相对孔径技术可以使星敏感器获得更高的星点目标能量,降低星敏感器观测的阈值星等,在相同的观测视场内提高可匹配恒星的数目,从而提高星图识别匹配与卫星姿态测量精度。当空间暗背景下的高探测灵敏度星敏感器的观测阈值星等降低后,对视场外部杂散光和被测恒星成像光线鬼像的影响更为敏感^[7-8],需要对遮光罩、挡光环等消杂光结构进行优化设计和仿真分析。

美国 GeoEye-1 立体测绘卫星搭载的 HAST 高精度星敏感器通过大相对孔径长焦距光学系统技术提高姿态测量精度,光学系统的焦距为 200 mm,口径达到 110 mm,视场角 8.8°,探测星等 6.9 等星^[9]。美国的 AST-301 星敏感器用于空间红外望远镜(SIRTF)系统的姿态测量,光学系统的焦距为 88 mm,口径 73 mm,视场角 5°,探测星等 6.9 等星^[10]。国内的学者针对星敏感器设计开展多年的研究工作,取得了显著的成果。杜康等^[11]实现了焦距 25 mm,相对孔径 1/1.3,17°全视场角实现 5.5 等星观测的星敏感器设计。巩盾等^[12]采用非球面设计的星敏感器光学系统,相对孔径达到 1/1.165,全视场角为 6.5°。然而总体而言仍难以同时兼顾星敏感器光学系统的超大相对孔径、大视场、长焦距、大温差环境、高杂光抑制比等要求,无法同时满足大天区、低阈值星等的高精度星图匹配需求。

为解决上述星敏感器光学系统存在的问题,本文提出组合玻璃无热图方法来实现系统的无热化设计,通过调整组合玻璃材料的热光焦和色光焦,对初始玻璃材料进行优化和替换,突破玻璃材料的特定热光焦与色光焦的局限性。然后结合工程实际,完成了星敏感器光学参数计算,设计了焦距 55 mm,相对孔径 1/1.1,视场角 17°,畸变优于 0.05%,7 Mv 探测星等的星敏感器光学系统。完成了两级遮光罩与挡光环的消杂光设计,并利用非序列光线追迹完成视场内轴外成像光线鬼像分布与视场外杂散光仿真分析与计算。该光学系统成像质量优良、45°

太阳规避角外的点源透射比(PST)达到 10^{-7} 量级。满足大视场内 7 等星的探测要求。

1 光学系统设计

本星敏感器要求在 17°视场(field of view,FOV)内对 7 等星进行成像探测,其探测器像元尺寸为 $8\ \mu\text{m}$,通过探测器量子效率及光电信号噪声,确定光学系统口径为 50 mm,具体指标参数如表 1 所示。

表 1 星敏感器光学系统指标参数

Table 1 Specificatio parameters of star sensor optical system

设计参数	指标要求
口径/mm	50
焦距/mm	55
相对孔径	1.1
视场角/(°)	17
光谱范围/nm	550~750
能量集中度	2×2 像元≥90%
光学畸变/%	0.05
工作环境温度/°C	-35~45

按照光学系统的结构形式,可以分成反射式、折反式和透射式。对于同轴反射式和同轴折反式结构,其主镜为反射镜,可以突破透镜材料的限制,易于实现大口径,并通过光路折叠,以紧凑形式实现长焦距,但视场角往往很小,一般不超过 3°,因此大视场大相对孔径星敏感器一般采用透射式结构。慧差、像散、场曲等轴外像差会导致边缘视场的星点光斑圆整度下降,需要在光学优化设计的过程中进行控制。系统采用近像方远心可有效降低离焦造成的轴上轴外像差失衡的影响。

实验室洁净间光学系统装调与测试的环境温度一般为 20℃左右,而在轨工作时星敏感器安装在卫星舱隔板或相机背部支架上,直接暴露在空间环境中,对于 500~650 km 轨道高度的太阳同步轨道卫星而言,每天因日照区与阴影区交替导致的高低温循环多达 10 余次,温度环境极其恶劣。而光学玻璃折射率对温度变化非常敏感,光学元件会随温度变化而膨胀收缩,导致光学元件的曲率半径和厚度发生变化。镜筒机械结构材料随温度变化而膨胀收缩,导致光学元件的间隔发生变化。这些因温度变化而改变的参量将严重降低光学系统成像质量,需要通过光学材料、机械材料的热膨胀系数、折射率温度系数的合理匹配与优化,实现大温差下的无热化设计。无热化主要分为机械被动式和光学被动式。光学被动式无

热化设计是利用光学材料之间的热光学性能差异,来消除温度变化的影响,从而实现无热化设计,该方法无需额外运动调整机构,重量轻、成本低、可靠性高、环境适应性好,是星载光学系统的无热化设计的首选方法。

本节采用无热玻璃图方法来优化玻璃材料,实现光学系统的无热化。在光学系统中,对第 i 个透镜,其光焦度为 ϕ_i ,则其色光焦 ω_i 与热光焦 γ_i 的表达式为^[13]:

$$\begin{cases} \omega_i = -\frac{(\partial n_i / \partial \lambda) / \Delta \lambda}{n_i - 1} \\ \gamma_i = -\frac{\partial n_i / \partial T}{n_i - 1} - \alpha_i \end{cases} \quad (1)$$

其中, $\Delta \lambda$ 为成像谱段; n_i 为光学玻璃的折射率; α_i 为光学玻璃的热膨胀系数; T 为环境变化温度; $\partial n_i / \partial T$ 为光学玻璃的折射率温度系数; $\partial n_i / \partial \lambda$ 为表征光学玻璃色散特性的折射率波长系数。令光学系统总光焦度为 ϕ_T , 假设光学系统共包括 k 个透镜, 在无热化设计过程中, 应满足总光焦度、小色差与消热差约束条件^[13-14]:

$$\begin{cases} \phi'_T = \sum_{m=1}^k \phi'_m \\ \frac{d\phi_T}{d\lambda} \approx \sum_{m=1}^k \omega_m \phi'_m \\ \frac{d\phi_T}{dT} \approx \sum_{m=1}^k \gamma_m \phi'_m = -\alpha_H \phi_T \end{cases} \quad (2)$$

其中, $\phi'_m = h_m \phi_m / h_1$; h_m 为第 m 个透镜的近轴光线的边缘高度; α_H 为镜筒机械结构材料的热胀系数。

我们提出组合玻璃无热图方法来实现系统的无热化设计, 首先设计出常温下具有良好像差特性的光学系统, 对不同色散特性的光学玻璃进行匹配设计可以有效消除系统色差, 当正负透镜阿贝数相差较大时有利于消除色差, 使色差也得到较好的校正。然后在无热化优化过程中, 根据经验选取需要替换的组合玻璃 L_i 和 L_j , 其热光焦分别为 γ_i 和 γ_j , 其色光焦分别为 ω_i 和 ω_j , 其余 $K-2$ 个透镜等效成一个组合单透镜 L_e , 则光学系统等效成 3 个光学透镜的组合。如图 1 所示, 在无热图上, 替换 L_i 和 L_j , 令右上方的两种玻璃 $L_i(\omega_i, \gamma_i)$ 和 $L_j(\omega_j, \gamma_j)$ 组合成假想玻璃 $L_{ij}(\omega_{ij}, \gamma_{ij})$, 与现有的单个玻璃替换方法相比, 本方法提供了更多的玻璃材料组合与优化的空间, 通过调整 i 和 j 的玻璃材料的热光焦和色光焦, 突破玻璃材料的特定热光焦与色光焦的局限性, 使这两种玻璃的组合等效玻璃 L_{ij} 与 $K-2$ 组合等效透镜玻璃 L_e 和镜筒机械结构的热胀系数 3 点满足线性关系, 提高 3 者匹配的概率, 同时实现系统的色差校正与无热化。

其余 $K-2$ 个组成的等效单透镜的等效光焦度 ϕ'_e 、等效色光焦 ω_e 、等效热光焦 γ_e 可根据式(1)和(2)推导计算求得:

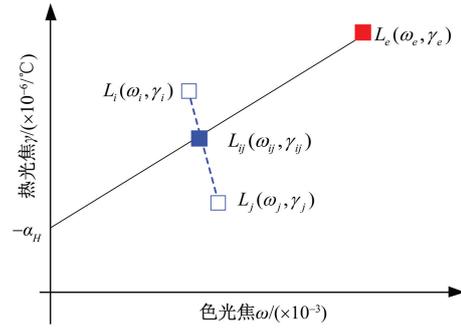


图 1 组合玻璃无热化原理

Fig. 1 Athermal principle of combination glass

$$\begin{cases} \phi'_e = \sum_{m=1}^k \phi'_m - \phi'_i - \phi'_j \\ \omega_e = \left\{ \sum_{m=1}^k (\omega_m \phi'_m) - \omega_i \phi'_i - \omega_j \phi'_j \right\} / \phi'_e \\ \gamma_e = \left\{ \sum_{m=1}^k (\gamma_m \phi'_m) - \gamma_i \phi'_i - \gamma_j \phi'_j \right\} / \phi'_e \end{cases} \quad (3)$$

通过对星敏感器光学系统各个透镜的热差贡献率进行分析, 发现透镜 1 和透镜 4 的贡献率较大, 因此考虑对透镜 1 和 4 的光学玻璃材料进行替换优化, 进一步校正热差。如图 2 所示, 给出了本系统的肖特玻璃的无热图。透镜 1 和 4 的无热化前的初始光学玻璃材料均为 NBK10, 其与 L_e 的连线在热光焦轴上的交点也即实现无热化条件是镜筒机械结构材料的热线膨胀系数为 $-3.2 \times 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$, 不存在这种热膨胀系数的机械材料。

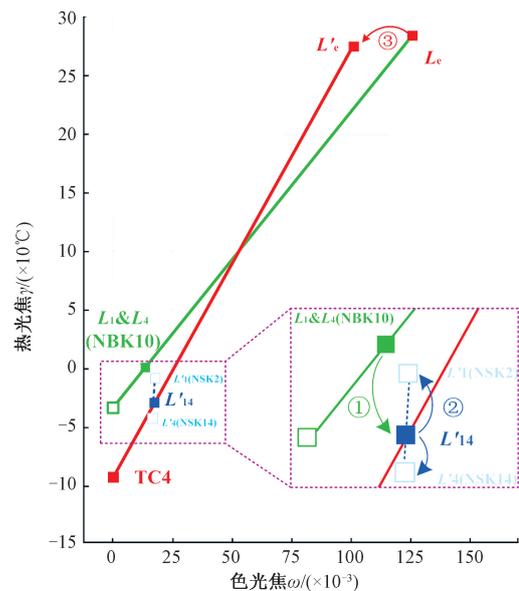


图 2 组合玻璃无热图优化过程

Fig. 2 Optimization process of combination glass athermalization map

为此综合考虑轻量化与消热差要求,选取热膨胀系数 $-9.1 \times 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$ 的钛合金(TC4)为镜筒材料,则消热差曲线发生变化,若仍保持NBK10材料不变,则等效镜组的光焦度改变很大,难以保证像差校正。因此需对玻璃材料进行替换,如图2中步骤1所示,将 L_1 和 L_4 组合等效玻璃的热光焦和色光焦向钛合金移动到 L'_{14} ;然后将 L'_{14} 在其附近分解成 L'_1 (NSK2)和 L'_4 (NSK14)两种玻璃组合,完成组合玻璃的等效与替换;最后利用光学设计软件对剩余 $K-2$ 个玻璃的等效玻璃的光焦度进行重新更新与优化,使之与TC4和 L'_{14} 共线,实现光学系统无热化。

最终采用9片全球面透镜的匹兹伐远摄复杂化结构,光学设计结果如图3所示,系统结构较为紧凑,后工作距为5 mm,可以保证探测器的正常安装与调整。

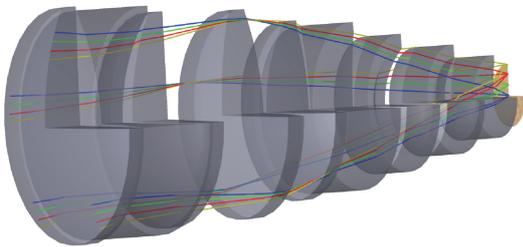


图3 星传感器光路图

Fig. 3 Optical path diagram of the star sensor

2 光学系统成像质量评价

星传感器采用像元尺寸为 $8 \text{ } \mu\text{m}$ 的CMOS探测器,从而求得系统截止频率为 62.5 lp/mm 。利用传递函数(modulation transfer function, MTF)可以综合评价光学系统的成像质量,标准温度 20°C 下的MTF曲线如图4所示,全视场下的MTF在 62.5 lp/mm 截止频率处均大于0.6, T表示子午面, S表示弧矢面。系统轴上波像差设计值为 0.068λ 。能量集中度曲线如图5所示, 2×2 像元对应的RMS光斑半径 $8 \text{ } \mu\text{m}$ 处的包围能量达到96%以上,各个视场能量集中度曲线较为一致。系统点列图如图6所示,各个视场下的星点弥散斑均方根半径(root mean square, RMS)优于 $4.5 \text{ } \mu\text{m}$,全视场内弥散斑分布较为均匀、圆整度较好,有利于提高恒星质心细分的提取精度。系统畸变曲线如图7所示,全视场各波长畸变均小于0.05%,有利于提高星传感器的测角精度。

在航天光学系统领域广泛采用热仿真分析来指导实际热控实施与光机装配,通过在光学设计软件中,将光学玻璃与机械结构材料的热膨胀系数、温度折射率系数、真空度大气压强等进行设置,利用设计软件中的多重结构,可以利用不同温度下的光学传递函数曲线来评价温度变化对于光学系统成像质量的影响。随着

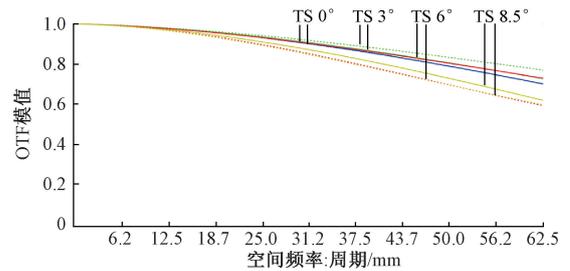


图4 20°C 光学系统传递函数曲线

Fig. 4 MTF curves of the optical system at 20°C

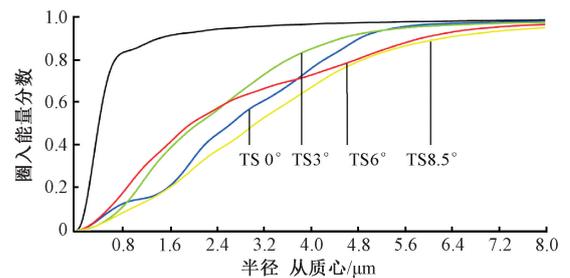


图5 光学系统能量集中度曲线

Fig. 5 Energy concentration curves of the optical system

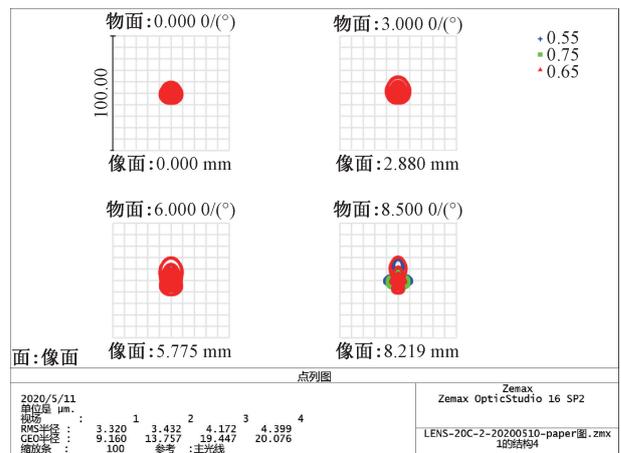


图6 光学系统点列图

Fig. 6 Spot diagram of the optical system

光机材料热特性的仿真建模精度的不断提高,与实测下的成像质量的误差已经满足实际工程应用要求^[15-17]。通过光学玻璃材料与机械结构材料的热膨胀系数差异以及不同光学玻璃的折射率温度系数进行匹配优化,使各因素对焦距的温度偏移量相互补偿,实现了 $-35^\circ\text{C} \sim 45^\circ\text{C}$ 的光学系统光学被动式无热化设计。如图8~10所示,同时包含了光学系统成像质量与无热化特性,在 80°C 的温差范围内,各温度下的光学传递函数与 20°C 相比,无明显下降,在 $550 \sim 750 \text{ nm}$ 波段范围内的光学成像质量基本保持不变。

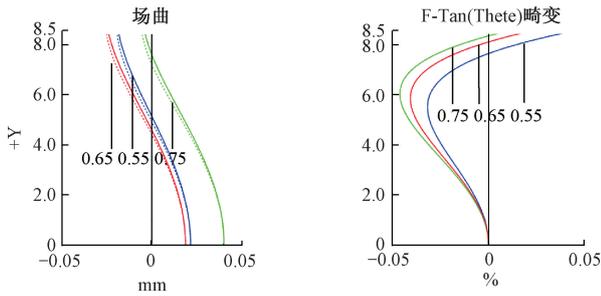


图 7 光学系统场曲及畸变曲线

Fig. 7 Field curvature and distortion curves of the optical system

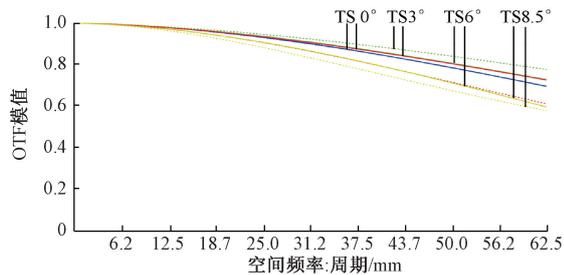


图 8 -35°C 光学系统传递函数曲线

Fig. 8 MTF curves of the optical system at -35°C

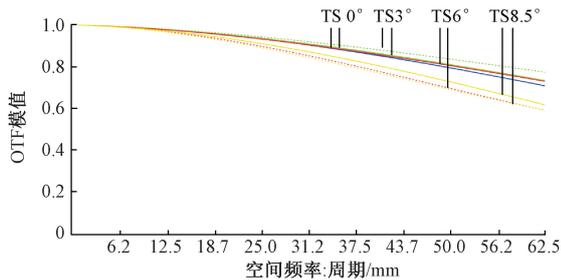


图 9 0°C 光学系统传递函数曲线

Fig. 9 MTF curves of the optical system at 0°C

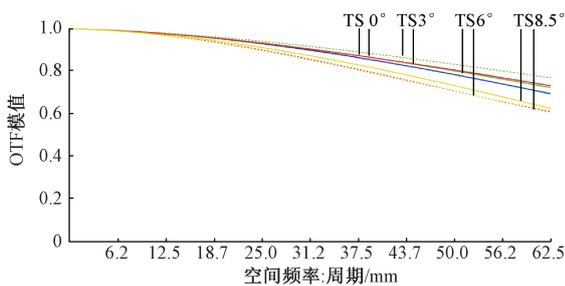


图 10 45°C 光学系统传递函数曲线

Fig. 10 MTF curves of the optical system at 45°C

本星敏感器采用的全球面设计,其光学加工、检测与装调方法为常规成熟的方法^[18],已广泛运用在透镜的批量生产中。光学系统的透镜曲率半径的加工公差为 0.02~0.05 mm,厚度加工公差为 0.02 mm,透镜表面的加工面型误差为 $1/50\lambda$,通过较为成熟的定心车方法可

实现倾斜公差 20"、偏心公差 2 μm 的装调精度。通过蒙特卡罗随机方法对光学公差进行分析,加工装调公差对光学系统成像质量的影响如图 11 所示,90% 的概率下光学系统 MTF 高于 0.537。综上所述,该星敏感器光学系统成像质量较好,符合设计指标与工程可实现性的相关要求。

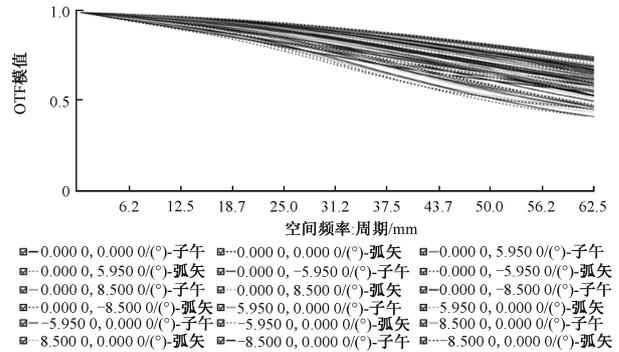


图 11 基于蒙特卡洛法的传递函数曲线公差分析

Fig. 11 MTF tolerance analysis of the optical system based on Monte Carlo method

3 光学系统杂散光抑制与仿真分析

杂散光是指所有到达探测器上的非成像光线,主要包括视场外外部杂散光和目标成像光线经非成像光路形成的鬼像。中低轨卫星由于轨道变化速度较快,每天在日照区与阴影区之间切换 10 余次,造成星敏感器的外部杂光环境十分复杂,且星敏感器属于暗弱目标探测,杂散光会降低探测星点目标信噪比甚至淹没低阈值星等的信号,严重影响星图识别天区范围与精度。因此,星敏感器的杂散光抑制设计与分析十分关键。随着计算机性能与杂散光仿真精度的不断提高,一般采用大量非序列光线追迹进行仿真,通过光机系统三维建模与表面散射特性建模,可模拟出较为真实的空间光学系统杂散光抑制特性^[6-7,19]。

本星敏感器的探测星等为 7 等星,需要进行二级遮光罩设计,实现规避角外杂散光至少进行两次郎伯散射衰减,避免一次杂光直接进入光学系统,并尽量降低二次散射杂光与关键表面的投影面积,实现 10^{-7} 量级的杂散光衰减。星敏感器采用两级遮光罩与挡光环设计完成视场外杂散光的抑制,星敏感器机身较为紧凑。透镜之间的机械结构材料为钛合金,在与光学玻璃热胀系统匹配设计后,可实现消热差。对杂散光进行的计算,主要是基于光线随机模拟的蒙特卡洛方法并利用几何光学原理进行非序列杂散光光线追迹。所有机械结构表面阳极氧化处理并喷涂消光黑漆,根据以往的实测结果,喷涂有消光黑漆后的结构表面散射特性在 $0^\circ \sim 80^\circ$ 入射角内均接近

各项均匀郎伯体散射。通过建立星敏感器光机模型,并对各个光机表面透射、反射、散射和吸收特性进行赋值。将外遮光罩和挡光环的吸收率设为 0.98,表面散射特性设置为郎伯散射。其余机械结构表面的吸收率设为 0.9。星敏感器光学表面镀介质增透膜,单个光学表面的透过率 t 为 0.99。以 60° 杂光入射角为例,其杂散光仿真分析如图 12 所示。

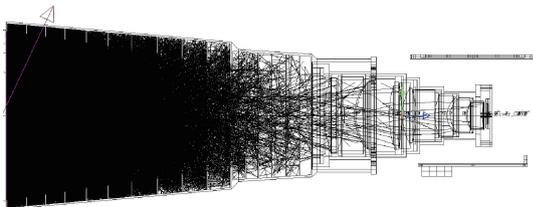


图 12 杂散光仿真分析示意图

Fig. 12 Schematic diagram of stray light simulation analysis

国际上以美国欧盟等为代表的研究机构多以点源透射比(point source transmission, PST)来评价空间光学系统杂散光抑制水平,PST 越小表面系统杂散光抑制能力越好。该评价方法便于地面大动态范围杂光测试系统的搭建与数据处理,采用可覆盖被测谱段范围的太阳模拟器作为杂光源,通过高精度转台控制地面测试杂光源的入射角^[20-21]。PST 的定义为,光学系统视场外入射角 θ 的杂光光源经光学系统后,在像面处的辐照度 $E_d(\theta)$ 与该点源在入瞳处的辐照度 $E_i(\theta)$ 的比值。

$$PST(\theta) = \frac{E_d(\theta)}{E_i(\theta)} \quad (4)$$

对于透射式旋转对称光学系统,其子午方向和弧矢方向的杂光特性一致,通过大量随机光线追迹,各杂光入射角度下的 PST 仿真结果如图 13 所示。在杂光规避角 45° 以外,系统 PST 达到 10^{-8} 量级,可确保星敏感器在外部太阳光照射下,星点图像不被杂散光淹没,能够正常工作,符合实际工程应用的要求。

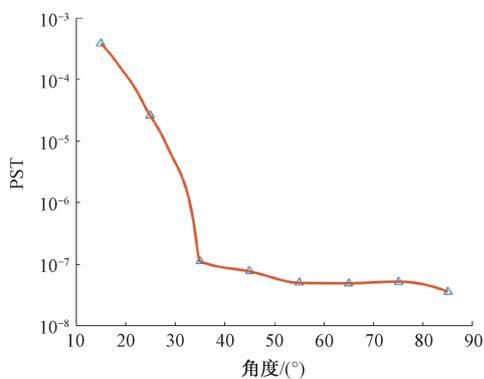


图 13 星敏感器点源透射比曲线

Fig. 13 The PST ratio curve of the star sensor

4 星敏感器系统集成与性能测试

星敏感器光学透镜加工及镜头装配结构如图 14 所示,包括 9 片透镜、1 片窗口玻璃和结构对接环。通过含有叉丝靶标的平行光管、精密平移台、双轴转台和分辨率板对光学系统的主点、主距和畸变进行测量与标定,实测光学系统焦距为 54.94 mm,后工作距为 4.995 mm,边缘视场畸变为 0.048%。利用 Zygo 干涉仪和平面反射镜建立自准相干光路,对星敏感器光学系统的波像差进行检测,如图 15 所示,系统波像差均方根值 RMS 为 0.079 λ ,峰值值为 0.395 λ (干涉仪检测波长 $\lambda = 632.8 \text{ nm}$),光学检测结果表明镜头成像质量较好。



图 14 光学系统镜片加工实物

Fig. 14 Optical system lens after processing

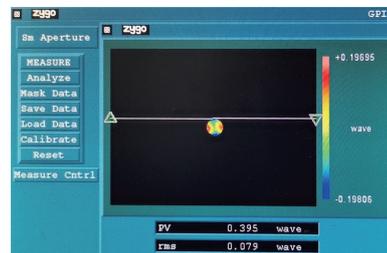


图 15 星敏感器光学系统波像差检测

Fig. 15 Wavefront aberration testing of the star sensor optical system

星敏感器角分辨率检测装置由目标鉴别率板、平行光管、均匀面光源等组成。图 16 为 3 号分辨率板在面阵 CMOS 探测器上的实测图像,可知第 12 号线条(线宽 d_l 为 $21.2 \mu\text{m}$,空间频率为 25 lp/mm)可以在水平、垂直与左右倾斜 4 个方向上均能分辨,平行光管焦距 f_l 为 139.44 mm,则星敏感器的空间分辨率为:

$$d_{\text{star_sensor}} = d_l f_{\text{star_sensor}} / f_l = 8.36 \mu\text{m} \quad (5)$$

星敏感器光学系统分辨率为 $8.36 \mu\text{m}$,接近探测器像素尺寸 $8 \mu\text{m}$,表明像差对光学系统分辨率影响较小,光学系统分辨率满足设计要求。星敏感器的星点检测如图 17 所示,采用星模拟器和靶标实现 7 等星的星点生

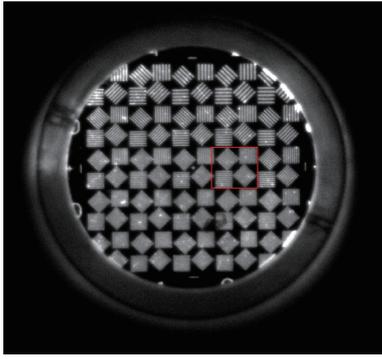


图 16 基于 CMOS 探测器的鉴别率板实测图像
Fig. 16 Actually tested image of the resolution board based on CMOS detector

成。通过面光源照亮星点靶标板,再经星模拟器准直后,以平行光出射到星敏传感器入瞳。通过星敏传感器镜头及探测器实现星点的获取,利用光学调整架将探测器调至最佳焦面处。然后再适当离焦,使星点光斑均匀弥散地分布在 3×3 个像元内,如图 18 所示,可知实测星点较为均匀,且质心位于弥散斑中心,有利于提高星点质心提取精度。星敏传感器单星测量精度为^[11]:

$$\varepsilon = \delta \times \sigma = (d_{star_sensor} / f_{star_sensor}) \times \sigma \quad (6)$$

其中, δ 为星敏传感器实测空间分辨率; σ 为质心细分内插精度。当星点所占像元数为 3×3 时,质心细分



图 17 星敏传感器星点检测系统
Fig. 17 Spot detection system of the star sensor

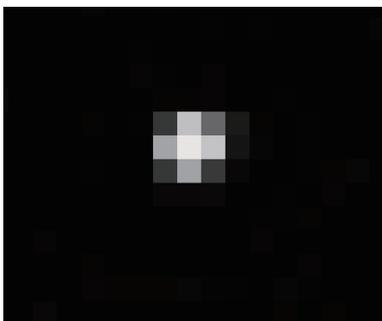


图 18 实测星敏传感器星点图
Fig. 18 The actually tested star sensor spot diagram

的内插精度可以达到 0.003 5 个像元以上,则此时的单星测量精度为 $1.1''$,满足高精度姿态测量与解算的要求。

5 结 论

针对大视场下、低阈值探测星等、大相对孔径、高杂光抑制比等恒星探测成像需求,完成焦距 55 mm,相对孔径 $1/1.1$,视场角 17° ,畸变优于 0.05%,7 Mv 探测星等的星敏传感器光学系统设计。各视场成像弥散斑均方根半径小于 $4.5 \mu\text{m}$,在 2×2 像元内能量集中度达到 90% 以上。通过光学玻璃材料与机械结构材料的温度特性匹配优化,实现了光学系统的被动式无热化设计,在 $-35^\circ\text{C} \sim 45^\circ\text{C}$ 大温差下各视场的 MTF 在截止频率处均大于 0.6。通过二级遮光罩杂光结构的优化设计,实现 45° 规避角外杂散光至少进行两次郎伯散射衰减, PST 达到 10^{-8} 量级。通过非序列光线追迹对轴外高阶鬼像进行仿真分析,得知像面处的鬼像光斑半径均大于 0.8 mm,满足鬼像抑制要求。加工装调后的星敏传感器光学系统的焦距、畸变、后截距等符合设计要求,且具有较好的成像质量,满足高精度卫星姿态测量的要求。

参考文献

- [1] 邢飞,尤政,孙婷,等. APS CMOS 星敏传感器系统原理及实现方法[M]. 北京:国防工业出版社,2017:1-2.
XING F, YOU ZH, SUN T, et al. Principle and implementation of APS CMOS star tracker[M]. Beijing: National Defense Industry, 2017:1-2.
- [2] 黄秋实,张雅声,冯飞. 分布式星敏传感器下空间目标同步关联方法[J]. 仪器仪表学报, 2019, 40(7): 106-113.
HUANG Q SH, ZHANG Y SH, FENG F. Space target synchronization association method under distributed star sensor[J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2019, 40(7): 106-113.
- [3] 伍雁雄,吴洪波,张继真,等. 亚秒级甚高精度星相机光学系统设计[J]. 中国激光, 2015, 42(7): 320-329.
WU Y X, WU H B, ZHANG J ZH, et al. Optical system design of star camera with high precision better than second level[J]. Chinese Journal of Lasers, 2015, 42(7): 320-329.
- [4] 易敏,邢飞,孙婷,等. 高精度星敏传感器标定方法研究[J]. 仪器仪表学报, 2017, 38(9): 2154-2160.

- YI M, XING F, SUN T, et al. Calibration method of high-accuracy star sensor [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2017, 38(9): 2154-2160.
- [5] 孙向阳, 张国玉, 王大轶, 等. 大尺寸高精度星模拟器光机结构设计 [J]. 仪器仪表学报, 2011, 32(9): 2121-2126.
- SUN X Y, ZHANG G Y, WANG D Y, et al. Opto-mechanical structure design of large-scale and high precision star simulator [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2011, 32(9): 2121-2126.
- [6] 薛庆生. 折反式大口径星敏传感器光学设计及杂散光分析 [J]. 光学学报, 2016, 36(2): 179-185.
- XUE Q SH. Optical design and stray light analysis for large aperture catadioptric star sensor [J]. Acta Optica Sinica, 2016, 36(2): 179-185.
- [7] 李洋, 廖志波, 穆生博, 等. 星敏传感器杂散光抑制方法及仿真分析 [J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(12): 2620-2624.
- LI Y, LIAO ZH B, MU SH B, et al. Stray light suppressing technique and simulation for star sensor [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(12): 2620-2624.
- [8] WANG G, XING F, WEI M S, et al. Optimization method of star tracker orientation for sun-synchronous orbit based on space light distribution [J]. Applied Optics, 2017, 56(15): 4480-4490.
- [9] DAN M, JAMES S. New ball aerospace star tracker achieves high tracking accuracy for a moving star field [J]. Proceedings of SPIE, 2004, 5430: 43-52.
- [10] AMANDA K M, ERICK T Y. On-orbit performance testing of the pointing calibration & reference sensor for the spritzer space telescope [J]. Proceedings of SPIE, 2004, 5487: 93-100.
- [11] 杜康, 刘春雨, 谢运强, 等. 基于非球面的大相对孔径微型星敏传感器镜头设计 [J]. 仪器仪表学报, 2019, 40(6): 96-103.
- DU K, LIU CH Y, XIE Y Q, et al. Lens design of micro star sensor with large aperture based on aspheric surface [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2019, 40(6): 96-103.
- [12] 巩盾, 田铁印, 王红. 含有非球面的宽波段大相对孔径星敏传感器光学系统设计 [J]. 光学学报, 2013, 33(8): 196-201.
- GONG D, TIAN T Y, WANG H. Design of wide band and large relative aperture star sensor optical system with asphere [J]. Acta Optica Sinica, 2013, 33(8): 196-201.
- [13] XIE N, CUI Q F, WANG J F. Optical athermalization in the visible waveband using the $1+\Sigma$ method [J]. Applied Optics, 2019, 58(3): 635-641.
- [14] LIM T Y, PARK S C. Achromatic and athermal lens design by edistributing the element powers on a thermal glass map [J]. Optics Express, 2016, 24(16): 18049-18058.
- [15] 孙明超, 熊文卓, 刘剑. 机载中波红外两档变焦光学系统 [J]. 仪器仪表学报, 2013, 34(12): 36-39.
- SUN M CH, XIONG W ZH, LIU J. Airborne mid-wavelength infrared switch-zoom optical system [J]. Chinese Journal of Scientific Instrument, 2013, 34(12): 36-39.
- [16] 伍雁雄, 乔健, 王丽萍. 长焦距无热化星敏传感器光学系统设计 [J]. 红外与激光工程, 2020, 49(8): 283-292.
- WU Y X, QIAO J, WANG L P. Optical system design of star sensor with long focal length and athermalization [J]. Infrared and Laser Engineering, 2020, 49(8): 283-292.
- [17] ZHU J CH, SHEN W M. Analytical design of athermal ultra-compact concentric catadioptric imaging spectrometer [J]. Optics Express, 2019, 27(21): 31094-31109.
- [18] 韩光宇. 地基光学特性测量系统光机结构设计 [J]. 电子测量与仪器学报, 2013, 27(1): 45-51.
- HAN G Y. Design of opto-mechanical structure of ground optical measurement system [J]. Journal of Electronic Measurement and Instrumentation, 2013, 27(1): 45-51.
- [19] XU ZH M, HU CH H, YAN CH X, et al. Van structure optimization method for stray light suppression in a space-based optical system with wide field of view [J]. Optical Engineering, 2019, 58(10): 105103.
- [20] 张宁, 叶露, 宋莹. 用于点源透射比测试的光电探测装置设计及检测 [J]. 仪器仪表学报, 2018, 39(1): 92-99.
- ZHANG N, YE L, SONG Y. Design and detection for the photoelectric device used in the point source transmission testing [J]. Chinese Journal of Scientific

Instrument, 2018, 39(1): 92-99.

- [21] 朱杨,张新,伍雁雄,等. 紫外星敏感器光学系统设计及其鬼像分析[J]. 红外与激光工程, 2016, 45(1): 127-132.

ZHU Y, ZHANG X, WU Y X, et al. Optical system design and ghost analysis for ultraviolet star sensor[J].

Infrared and Laser Engineering, 2016, 45(1): 127-132.

作者简介



朱杨, 2011 年于哈尔滨工业大学获得学士学位, 2016 年于中国科学院长春光学精密机械与物理研究所获得博士学位, 现为吉林大学仪器科学与电气工程学院讲师, 主要研究方向为光学仪器设计。

E-mail: zhuyang@jlu.edu.cn

Zhu Yang received his B.Sc. degree in 2011 from Harbin Institute of Technology and Ph.D. degree in 2016 from Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences. Now, he is a lecturer in College of Instrumentation & Electrical Engineering, Jilin University. His main research interests includes optical instrument design.



张刘(通信作者), 2007 年于哈尔滨工业大学获得博士学位, 现为吉林大学仪器科学与电气工程学院教授, 主要研究方向为航天控制技术。

E-mail: zhangliu@jlu.edu.cn

Zhang Liu (Corresponding author) received his Ph.D. degree in 2007 from Harbin Institute of Technology. Now, he is a professor in College of Instrumentation & Electrical Engineering, Jilin University. His research interest includes aerospace control technology.