

面向 GEO 目标探测的面阵 TDI 空间相机

何林¹, 邓武东², 宋立国¹, 张绪国¹, 黄业平², 刘雨晨¹, 雷文平¹

(1. 北京空间机电研究所, 北京 100094;
2. 上海卫星工程研究所, 上海 201109)

摘要: 为了提高远距离、暗弱目标探测灵敏度, 通常需要增大可见光相机口径, 这会显著增加相机的质量和体积, 无法适应卫星轻小型化要求。针对低轨探测地球同步轨道 (GEO) 目标需求, 利用低轨零倾角卫星与 GEO 目标相对速度恒定, 设计了面阵相机时间延迟积分 (面阵 TDI) 成像模式。与自然交会模式、面阵凝视模式相比, 在不增加相机口径的前提下, 大幅提高了相机探测灵敏度。阐述了面阵探测器 TDI 成像原理, 推导了相机信噪比计算模型, 对目标运动、积分时间、探测灵敏度和信噪比等主要成像参数进行了计算, 分析对点目标探测成像的影响。研制了一台原理样机, 在暗室条件下的实测结果表明, 相机 TDI 级数为 96 级, 可实现对 GEO 轨道目标探测能力优于 15 星等, 信噪比大于 5。

关键词: GEO 目标探测; 空间相机; 面阵 TDI 模式; 低轨零倾角; 星等

中图分类号: V447+.1 **文献标志码:** A **DOI:** 10.3788/IRLA20230022

0 引言

随着全球空间优势激烈争夺, 空间环境日益恶化, 空间态势感知作为开展各类空间活动的基础能力, 已经引起世界各国高度关注。美国用于空间目标探测识别的空间监视网络 (SSN) 是目前世界上最大的空间态势感知网, 包括地基系统和天基系统两部分, 每天进行 380 000~420 000 次空间观测。与地基监视手段相比, 天基观测不受地面布站限制, 通过高、低轨卫星组网可实现对地球同步轨道目标全面覆盖, 其中从低轨对 GEO 轨道目标进行探测和编目是天基空间目标观测领域的重要研究方向^[1-2]。

对于地球同步轨道 (GEO) 目标而言, 目前主要采用光学监视手段。GEO 轨道目标因距离远, 在光学相机焦面成像为点目标, 目视亮度相对较弱。庄绪霞、朱琳等提出了空间目标的可见光反射特性计算模型, 成像距离越远, 目标尺寸越小, 其太阳光反射截面积越小, 焦面处照度越低^[3-4]。1996 年, 美国发射了中段试验卫星 (MSX) 搭载的可见光载荷 SBV

(Space-Based-Visible) 相机口径 15 cm, 可实现对距离 30 000 km、直径 68 cm 的目标进行有效探测, 点目标探测灵敏度可达 15.7 星等。2010 年, 美国发射了首颗天基空间监视卫星 (SBSS), 工作于太阳同步轨道, 卫星搭载的可见光相机质量为 226.8 kg, 光学口径 30 cm, 通过二维转台保持相机与目标相对静止, 长时间凝视目标成像可达到 16.5 星等探测能力^[5-6]。2015 年, 美国发射了小型快响卫星 ORS-5, 工作于低轨零倾角轨道 (轨高 600 km、倾角 0° 的赤道圆轨道), 搭载可见光相机口径 10~20 cm, 采用面阵探测器 TDI 推扫成像模式, 相机口径减小后依然达到探测能力 16.5 星等^[7], 与太阳同步轨道的 SBSS 相当。2020 年, 张俊等^[8]人提出了一种背景稠密恒星同步剔除和空间目标证认方法, 利用目标短时间内规律运动特征, 对 14 星等弱目标进行捕获、分类和在线跟踪。2021 年, 白兴斌等提出了一种利用“猫眼”原理, 在可见光相机上集成激光主动探测系统的方法提高系统的抗干扰性能^[9]。

为了探测发现更小、更暗弱目标, 通常采用增加光学口径和积分时间的方法来提升相机的收光能

收稿日期: 2023-01-12; 修订日期: 2023-03-09

作者简介: 何林, 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事空间光学遥感器设计和空间态势感知方面的研究。

力。若增大口径,则相机质量和体积会大幅增加。若采用面阵凝视成像模式可增加积分时间,但需要二维转台机构来保证相机光轴与目标相对稳定,这无疑增加了系统的复杂度,降低了可靠性。

针对低轨观测 GEO 目标需求,文中根据低轨零倾角卫星轨道特点,设计了一种基于面阵相机时间延迟积分(面阵 TDI)的成像模式,利用低轨零倾角卫星与 GEO 轨道目标运动速度相对固定的特点,通过 TDI 积分时间增加曝光量,从而提高相机探测灵敏度。文中介绍了面阵 TDI 工作原理,推导了点目标探测相机信噪比计算模型,重点分析了目标运动、积分时间等参数,研制了原理样机并进行了地面试验验证。

1 工作原理

时间延迟积分技术在对地遥感相机中经常使用,基于对同一地物目标多次曝光,大大增加光能的收集,从而获得更高灵敏度、更宽动态范围。面阵 TDI 与线阵 TDI 工作原理类似,区别在于线阵 TDI 是每一行 CCD 像元逐行曝光输出,而面阵 TDI 是整幅图像同时曝光以面阵形式输出,这样可以获得同一曝光时刻的面阵图像,满足具有一定观测弧段长度的要求,方便地面系统对目标进行定轨^[10]。

面阵 TDI 模式通过帧转移 TDICCD 结构探测器实现,CCD 像素一半用于感光,一半遮光用于数据存储。帧转移 CCD 具有电子快门的特性,成像系统无需安装机械快门,降低了相机结构复杂性,提高了可靠性,非常适用于空间相机^[11]。由于目标运动会在 CCD 焦面上产生像移,对于面目标而言像移会影响图像 MTF^[12],对于点目标会影响点目标在探测器上的能量分布,最终影响信噪比。通过控制 CCD 工作时序,使目标相对运动速度与 CCD 电荷转移速度相匹配,不仅可以消除运动产生的目标拖尾和像移,而且实现了对目标信号的多次曝光累积增强。如图 1 所示,对于一个 $M \times N$ 面阵探测器,经过 n 次 TDI 后信号强度变为 nS ,输出图像大小为 $M \times (N - n)$ 。

卫星运行于低轨零倾角轨道,其轨道面与赤道面重合。如图 2 所示, XOY 形成的平面为地球赤道面, OZ 垂直于赤道面指向北。相机固定安装在低轨卫星上,观测卫星速度为 V_{LEO} , GEO 轨道带目标速度为 V_{GEO} 。由于两者之间的相对速度固定,可以采用

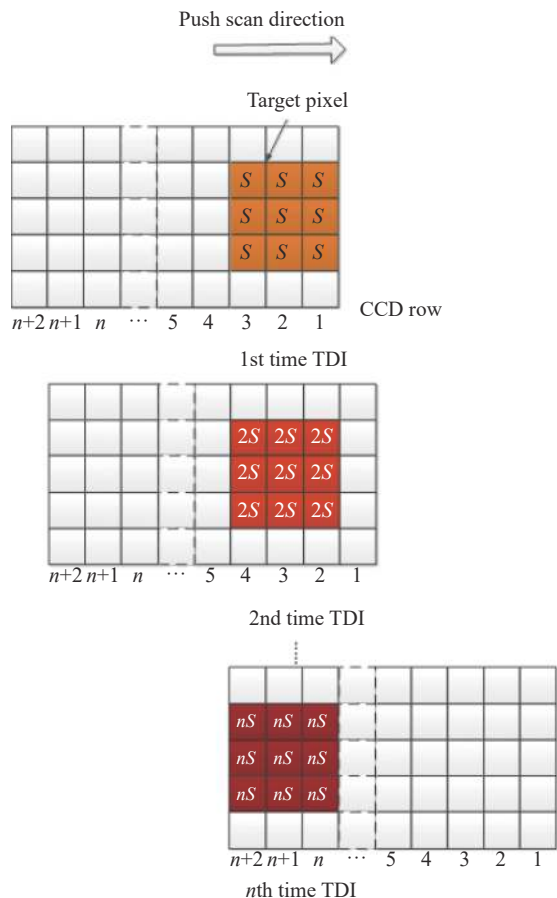


图 1 面阵 TDI 成像原理示意图

Fig.1 Schematic diagram of TDI imaging principle of area array

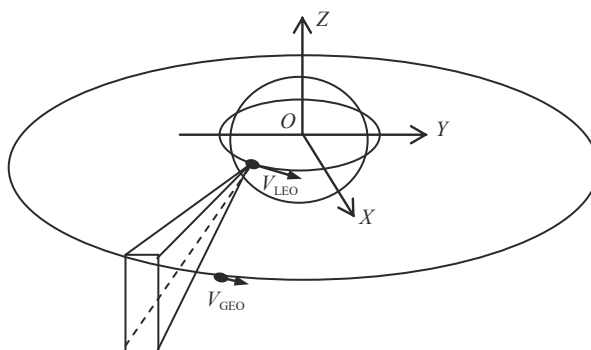


图 2 面阵 TDI 相机观测 GEO 目标示意图

Fig.2 Schematic diagram of GEO target observed by area array TDI camera

TDI 成像模式。相机光轴指向 GEO 带,通过推扫方式对 GEO 轨道带目标进行成像,视场东西方向为 TDI 推扫方向,南北方向为幅宽方向。根据分布统计,90% 以上 GEO 目标集中在 $\pm 15^\circ$ 倾角 of GEO 轨道带内^[2],相机南北方向视场设计为 15° 即可覆盖主要观测目标。

2 面阵 TDI 成像参数计算与分析

2.1 相对运动

如图 3 所示,低轨零倾角卫星速度为 V_{LEO} , GEO 目标速度为 V_{GEO} 。当目标轨道倾角为 0° 时, V_{LEO} 与 V_{GEO} 在同一轨道面内。当目标有轨道倾角时, V_{LEO} 与 V_{GEO} 存在夹角 φ , V_{GEO} 可分解为平行赤道面的速度分量 V_{GEOH} 和垂直赤道面速度分量 V_{GEOV} 。

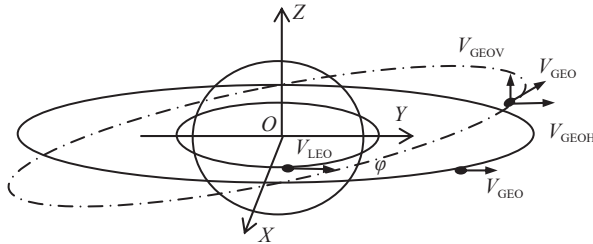


图 3 相机观测不同轨道倾角 GEO 目标

Fig.3 Camera observation of different inclination GEO target

以 600~900 km 轨道为例,卫星与典型倾角 GEO 目标的相对速度如表 1 所示。对于不同倾角 GEO 目标,其相对于相机的东西向角速度变化范围很小,可认为恒定为 0.065 ($^\circ$)/s,随着轨道倾角增加,南北向相对角速度增加, 15° 轨道倾角时,南北向相对角速度最大为 0.0013 ($^\circ$)/s,远小于东西向角速度。设计面阵 TDI 电路时序时,保证电荷转移速度与东西方向相对角速度严格匹配,以消除东西方向像移。假设相机像元角尺寸为 a ,相机焦距为 f ,此时焦面探测器 TDI 行频 f_T 需要满足:

$$f_T = \frac{V_{GEOH}}{a} \times f \quad (1)$$

表 1 低轨零倾角卫星与不同倾角 GEO 目标相对角速度

Tab.1 Angular velocity of low orbit zero inclination satellite and GEO target with different inclinations

Target orbital inclination/ $^\circ$	Relative angular velocity east to west/ $^\circ \cdot s^{-1}$	Relative angular velocity north to south/ $^\circ \cdot s^{-1}$
0	0.0653	0
1	0.0653	8.7371×10^{-5}
2	0.0653	1.7472×10^{-4}
5	0.0654	4.3632×10^{-4}
10	0.0654	8.6933×10^{-4}
15	0.0655	0.0013

2.2 最大积分时间

分析卫星、不同倾角 GEO 目标轨道速度影响下的像移速度,综合计算合理的积分时间。为了保证成像质量,在积分时间内像移量要小于一个像元。考虑水平和垂直两个方向速度分量,曝光时间要满足以下条件:

$$T_{exp} \leq \min \left[\frac{a}{f(V_{GEOH} - V_{LEOH})}, \frac{a}{f(V_{GEOV} - V_{LEOV})} \right] \quad (2)$$

水平方向相对速度通过电路设计进行 TDI 补偿后,可认为 $(V_{GEOH} - V_{LEOH})$ 几乎为零,可以忽略,像移主要由垂直方向相对速度决定。对于低轨零倾角卫星而言, V_{LEOV} 为零,故积分时间满足:

$$T_{exp} \leq \frac{a}{fV_{GEOV}} \quad (3)$$

当目标轨道倾角为 0° 时,南北向没有相对角速度,故没有像移。随着轨道倾角变大,南北向相对角速度逐渐增加,像移也相应增加。分析可知,满足像移要求下存在一个最大积分时间为:

$$T_{max} = \frac{a}{fV_{GEOV}} \quad (4)$$

假设相机角分辨率为 $15''$,在 TDI 模式下目标东西向相对速度被补偿为零,分别计算典型倾角目标南北向垂直像移和最大积分时间,积分时间越长,像移越大。极限情况下观测 15° 倾角目标时,相机允许的最大积分时间为 3.2 s,如表 2 所示。

表 2 不同倾角目标允许最大积分时间

Tab.2 Maximum integration time allowed for targets with different inclinations

Orbital inclination/ $^\circ$	North-south image motion/pixel	Maximum integration time allowed/s
2	≤ 1	23.84
4	≤ 1	11.93
6	≤ 1	7.96
8	≤ 1	5.98
10	≤ 1	4.79
12	≤ 1	4.05
15	≤ 1	3.2

2.3 探测灵敏度和信噪比

对空间点目标探测,通常采用天文学中的星等来描述目标亮度,星等的数字越小,目标越亮。用可探测目标星等数值来衡量相机的探测灵敏度。根据星

等计算公式:

$$m_2 - m_1 = 2.5 \log \frac{E_1}{E_2} \quad (5)$$

式中: m_2 和 m_1 分别为两个天体的星等; E_1 和 E_2 分别为两个天体的辐照度。取太阳作为基准星等-26.5, 太阳 0.4~0.9 μm 谱段积分辐照度 763.6 W/m^2 , 可求出观测目标在相机入瞳前产生的辐照度 E_{in} ^[13-14]。

目标能量通过相机收光后成像于焦面图像传感器上, 从目标的几何成像结果出发, 以目标像元为基本计算单元, 通过探测器时间积分后, 将光子信号转换成电子数后得到信号 S :

$$S = \frac{\pi D^2 (1 - \varepsilon) \tau_o E_{in} a^2 \eta T_{exp}}{4 S_{img} E_{ph}} \quad (6)$$

式中: D 为相机光学口径; ε 为相机遮拦比; τ_o 为光学系统透过率; a 为像元尺寸; S_{img} 为像斑尺寸; η 为探测器量子效率; T_{exp} 为相机积分时间; E_{ph} 为光子能量^[15]。可以得出, 当其他量不变的情况下, 信号强度与积分时间成线性关系。面阵 TDI 模式下, 相机总积分时间等于探测器单个像元积分时间与 TDI 级数 N 的乘积。

噪声 σ_{noise} 为各个噪声综合得到总的噪声, σ_{noise} 单位为电子数 e^- 。

$$\sigma_{noise} = \sqrt{S_b^2 + (I_d \times T_{exp})^2 + N_r^2 + N_q^2} \quad (7)$$

式中: S_b 为背景噪声电子数, $S_b^2 = S$; I_d 为暗电流; N_r 为读出噪声; N_q 为量化噪声。

相机信噪比计算如下:

$$SNR = \frac{S}{\sigma_{noise}} \quad (8)$$

经过 N 次 TDI 积分后的信噪比:

$$SNR_{TDI} = \frac{NS}{\sqrt{NS + N^2(I_d \times T_{exp})^2 + N_r^2 + N_q^2}} \quad (9)$$

假设 GEO 目标目视星等为+15 Mv, 通常要求信噪比大于 5 才能保证有效探测。由以上分析可知, 在系统噪声(包括探测器噪声、电路噪声、背景杂光噪声)一定的前提下, 为了提高信噪比需要加大相机口径或者延长积分时间。假设相机谱段 450~900 nm, 光学透过率 70%, 平均量子效率 60%, 能量集中度为 90%, 探测器读出噪声 $5e^-$, 暗电流噪声 $1e^-/s$, 电路噪声 $6e^-$, 计算探测 15 星等目标所需的相机光学口径和积分时间如表 3 所示。综合以上分析, 最终设计光学口径为 160 mm, 积分时间 3 s。

表 3 相机光学口径和积分时间对比

Tab.3 Different parameters of optical aperture and integration time of camera

Optical aperture/mm	Integration time/s	SNR	Magnitude
140	3.9	5.09	15
150	3.4	5.10	15
160	2.9	5.00	15
170	2.6	5.05	15
180	2.3	5.02	15
190	2.1	5.09	15
200	1.9	5.11	15

3 实验及结果

为验证面阵 TDI 成像模式和相机设计指标, 研制了一台原理样机, 相机镜头采用无光学遮拦的离轴三反式光学系统, 以获得更高的光学透过率。相机采用帧转移型面阵 CCD 探测器, 像元尺寸 13 μm 。为了剔除 CCD 器件噪点和瞬态像元对点目标检测识别的影响, 采用 3 pixel×3 pixel 合并使用。相机东西视场 2°, 南北视场 15°, 为了提高对杂光的抑制能力, 设计了非对称挡光环结构遮光罩消除视场外杂光, 在反射式光学系统中设计多级挡光板、消光光阑控制视场内杂光, 相机杂光抑制系数 PST 为 2.5×10^{-9} 。

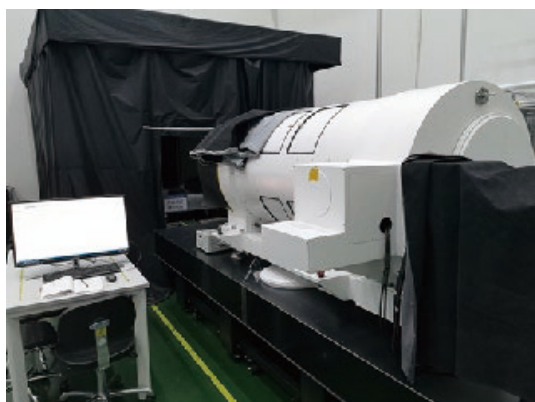
在暗室环境下对相机进行了探测性能和信噪比测试。通过采用“可调光阑积分球+长焦距准直系统”的方式构建星模拟器作为靶标, 以模拟无穷远星点目标^[14], 通过光学衰减片等效模拟+15 Mv 目标。将相机置于高精度转台上, 转台按照 0.065 (°)/s 的角速度匀速转动模拟卫星与目标之间的相对角速度, 设置 CCD 行周期为 32 ms 与转台速度匹配, TDI 级数可调, 相机开机对靶标成像并实时采集图像。选取点目标周围 50 pixel×50 pixel 区域均匀背景, 根据点源目标信噪比公式计算^[16-18]:

$$SNR = \frac{I_{max} - u}{\sigma_n} \quad (10)$$

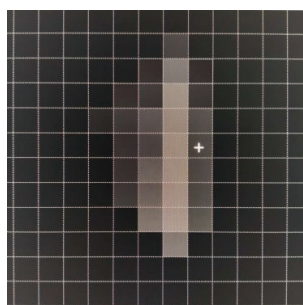
式中: I_{max} 为目标信号最亮像元 DN 值; u 为区域内背景图像均值; σ_n 为背景噪声标准差。

按照上述方法采集 50 幅图像计算信噪比取平均, 得到相机在面阵 TDI 模式下的信噪比。实验室测试结果如下: 如图 4(b) 所示, 相机工作在面阵凝视模

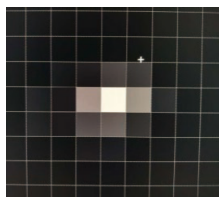
式下,由于积分时间长,目标运动导致在 CCD 上出现拖尾。如图 4(c) 所示,相机工作在面阵 TDI 模式下,对靶标点目标成像,TDI 级数为 96 级,积分时间 3.072 s,获得点目标图像信噪比为 6.9,满足信噪比大于 5。相机在不同积分时间下的响应曲线如图 5 所示,测试结果(表 4)与设计指标基本相符。



(a) 相机性能测试现场
(a) Camera performance test site



(b) 点目标运动成像拖尾(无 TDI)
(b) Moving point target imaging smear (no TDI)



(c) 点目标面阵 TDI 成像
(c) Moving point target imaging of area array-TDI mode

图 4 相机成像测试

Fig.4 Camera imaging test

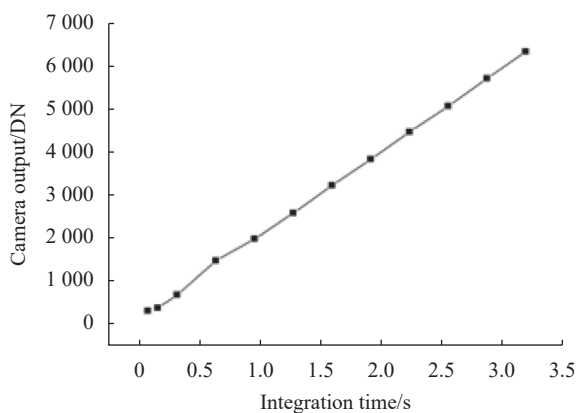


图 5 相机响应曲线

Fig.5 Camera response curve

表 4 相机随积分时间响应线性度测试

Tab.4 Camera response linearity test with integration time

Integration time/s	Average DN value of 50 images
0.08	310
0.16	382
0.32	685
0.64	1471
0.96	1978
1.28	2579
1.6	3217
1.92	3829
2.24	4461
2.56	5056
2.88	5694
3.0	6321

4 结 论

空间目标探测技术发展的关键问题之一是在满足卫星和载荷轻小型化要求下,如何探测更小尺寸、更高星等暗弱目标。文中研究了一种基于面阵 TDI 成像模式的可见光相机用于从低轨零倾角卫星观测 GEO 轨道目标,在不增加相机光学口径和二维转台机构的前提下,通过时间延迟积分来增加曝光时间,从而提高相机探测灵敏度。与传统的成像模式相比,其优点是一方面采用面阵 TDI 技术,使用较小的相机口径获得了更高的探测灵敏度,实现载荷轻量化;另一方面是相机采用面阵输出的方式,可以保证目标定轨所需的观测弧长要求。结合面阵 TDI 原理,将相机主要成像参数计算和分析方法应用到相机方案设计中,研制了原理样机进行实验验证,实测相机探测灵敏度优于 15 星等,信噪比大于 5,为实现对 GEO 目标更高灵敏探测提供了一种新的技术途径。

参考文献:

[1] Wang Xueyao. Development status research of foreign space target detection and identification systems [J]. *Spacecraft Engineering*, 2018, 27(3): 86-94. (in Chinese)

[2] Niu Zhaodong, Wang Lin, Duan Yu, et al. Review of foreign space-based optical surveillance strategies for GEO objects [J]. *Chinese Optics*, 2017, 10(3): 310-319. (in Chinese)

- [3] Zhuang Xuxia, Ruan Ningjuan, Zhao Sisi. Characterization techniques of space objects based on point target information [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2016, 45(S1): S126001. (in Chinese)
- [4] Zhu Lin, Wu Shuang, Tong Qi, et al. Analysis of target optical characteristics for space detection and recognition [J]. *Aerospace Electronic Warfare*, 2022, 28(3): 13-16. (in Chinese)
- [5] Stokes G H, Von Braun C, Sridharan R. The space-based visible program [J]. *Lincoln Laboratory Journal*, 1998(2): 205-229.
- [6] Gaposchkin E M, Von Braun C. Space-based space surveillance with the space-based visible [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2000, 23(1): 148-152.
- [7] eoPortal. ORS-5 (Operationally Responsive Space-5)/SensorSat [EB/OL]. (2018-04-10) [2023-03-09]. <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/o/ors-5>.
- [8] Zhang Jun, Zhang Hongjian, Sun Dakai, et al. High sensitive automatic detection technique for space objects [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2020, 49(5): 20201008. (in Chinese)
- [9] Bai Xingbin, Zhang Zhuo, Zhang Zhenyu, et al. An anti-interfering "cat-eye" target detection method based on intelligent sight [J]. *Opto-electronic Engineering*, 2021, 48(9): 210115. (in Chinese)
- [10] Wu Lianda. The Orbit and Detection of Artificial Satellites and Space Debris[M]. Beijing: Science and Technology of China Press, 2011: 266-293. (in Chinese)
- [11] Zhang Yuheng, Yan Yihua. Design of frame transfer area CCD imaging system for dark objects [J]. *Acta Astronomica Sinica*, 2015, 56(3): 295-304. (in Chinese)
- [12] Dong Long, Liang Nan. Research of CCD sequential transfer technology [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2015, 36(3): 33-39.
- [13] Meng Qingyu, Zhang Wei, Long Funian. Analysis on detection ability of space-based space target visible camera [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2012, 41(8): 2019-2083. (in Chinese)
- [14] Feng Guangjun, Ma Zhen, Li Yingcai. Design and performance analysis of standard starlight simulator [J]. *Journal of Applied Optics*, 2010, 31(1): 39-42. (in Chinese)
- [15] Han Yi, Chen Ming, Xie Jianfeng, et al. Simulation & validation of ground-based optical—telescope imaging on target craft [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2019, 48(12): 1214002. (in Chinese)
- [16] Han Luyao, Tan Chan, Liu Yunmeng, et al. Research on the on-orbit real-time space target detection algorithm [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2021, 42(6): 122-131. (in Chinese)
- [17] Zhang Wenyu. Point target imaging simulation and experiment based on temporal-spatial oversampling system [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2015, 44(10): 3124-3129. (in Chinese)
- [18] Li Yinlong, He Haiyan, Zhang Feng, et al. Space multi-target star extraction algorithm based on line data scanning [J]. *Spacecraft Recovery & Remote Sensing*, 2019, 40(2): 79-88. (in Chinese)

Area array TDI space camera for GEO target detection

He Lin¹, Deng Wudong², Song Ligu¹, Zhang Xuguo¹, Huang Yeping², Liu Yuchen¹, Lei Wenping¹

(1. Beijing Institute of Space Mechanics and Electricity, Beijing 100094, China;

2. Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China)

Abstract:

Objective Space target detection is the basis of space situation awareness, and space-based space target observation can be independent of the geographical location of ground-based observation stations, with unique advantages. For geosynchronous orbit (GEO) targets, the current space-based system mainly uses optical observation means. In order to improve the detection sensitivity of distant and dim targets, it is usually necessary to increase the aperture of the visible light camera to increase the light collecting capacity. As a result, the weight and volume of the camera will be significantly increased, and the resource occupation and development cost of the satellite platform will be greatly increased. Therefore, it is necessary to study a new camera observation method, which can not only achieve higher sensitivity detection, but also meet the requirements of small and light payload for satellites.

Methods In order to meet the requirements of observation GEO target from LEO, the time delay integration (TDI) push-scanning image technology of linear array CCD usually used in the earth observation camera is applied to the area array CCD, and the time delay integration (TDI) imaging mode of the area array camera is designed (Fig.2). According to the orbit characteristics of low-orbit zero inclination satellite, the GEO target speed with different inclination angles is analyzed (Tab.1), and the CCD charge transfer speed is designed to match the target speed. The point target signal is enhanced through charge accumulation, so as to improve the detection sensitivity of the camera. The principle of TDI imaging with area array is described, the calculation model of camera signal to noise ratio is derived, the main imaging parameters such as target motion, integration time, detection sensitivity and signal to noise ratio are calculated, and the influence on point target detection imaging is analyzed. In TDI mode, the east-west relative velocity of the target is compensated to zero (Fig.3), the north-south vertical image movement and the maximum integration time of the typical inclination target are calculated (Tab.2). It can be concluded that the longer the integration time is, the greater the north-south vertical image movement is. The larger the target dip angle is, the greater the north-south velocity component is, and the greater the image movement is. The maximum integration time allowed by the camera is 3.2 s when observing a target at an inclination of 15° under extreme conditions (Tab.2). Finally, the design parameters of the camera are determined. The angular resolution of the camera is $15''$, the aperture is 160 mm, the integration time is 3 s, and the detection sensitivity is 15 Mv (Tab.3).

Results and Discussions A principle prototype is developed. The star simulator is used as the dim point target in the darkroom. The principle prototype is installed on a high-precision turntable to image the point target. The turntable is used to simulate the relative speed of the camera and the target. The turntable speed is adjusted to match the charge transfer speed of the camera. The camera works in the area array TDI mode to image the target and collect images. The point target image signal-to-noise ratio formula is used to calculate the camera SNR, and then complete camera sensitivity and signal-to-noise ratio index tests. Different TDI stages are adjusted to complete the camera response linearity test under different integration times. The test results show that the camera has 96 TDI stages, the sensitivity is better than 15 magnitude, the signal-to-noise ratio is greater than 5 (Fig.4), and the linearity response is good (Fig.5), which verifies the correctness of the camera design indicators.

Conclusions A visible light camera based on the area array TDI imaging mode is studied for observing GEO targets from low-orbit zero inclination satellites. Compared with the natural rendezvous and array staring imaging modes, area array TDI mode can increase exposure time through time delay integration without increasing the camera optical aperture or adding gimbal, so as to improve the camera detection sensitivity. On the one hand, it improves the camera detection sensitivity when the camera aperture is unchanged; On the other hand, the camera adopts the area array output mode, which can ensure the observation arc length requirements and facilitate the ground system to determine the target orbit. It provides a new technical approach for realizing higher sensitivity detection of GEO target from LEO.

Key words: GEO target detection; space camera; TDI mode of area array; low-orbit with 0-degree inclination; magnitude