文章编号　1004-924X(2018)04-0825-09

空间目标近距离高灵敏度探测技术

杨秀彬*，刘春雨，范国伟，常　琳，王　旻
(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所，吉林 长春 130033；
2. 小卫星技术国家地方联合工程研究中心，吉林 长春 130033)

摘要：为实现高灵敏度条件下近距离空间目标的探测成像，通过设计惯性空间跟踪、terminal 滑模稳定控制指向方法和成像行频自主匹配技术，利用高灵敏度 CMOS 相机实现了对空间目标的稳定指向和高信噪比成像。最后，利用卫星三轴气浮姿控仿真系统、空间 LED 目标显示系统和高灵敏度 CMOS 相机成像系统，进行惯性空间跟踪稳定指向姿控仿真及外场高灵敏度成像试验。试验结果表明：对惯性空间目标稳定指向的过程中，稳像姿态控制优于 0.02° 与 0.001 5 (°)/s时，成像曝光 10 ms 可获得信噪比为 19 dB 的低照度图像；利用 F 数为 10 的 GSENSE400 CMOS 相机，在光照度为0.05 lx和行频自主匹配成像姿态的 10 ms 曝光时间条件下进行 20 km 近距离外场成像试验，能够获得 SNR 大于 18 dB 的高信噪比图像。

关　键　词：空间监视；空间目标；高灵敏度；低照度；智能匹配；信噪比
中图分类号：V443.5　　**文献标识码**：A　　**doi**：10.3788/OPE.20182604.0825

High-sensitivty detection of space targets at close range

YANG Xiu-bin*, LIU Chun-yu, FAN Guo-wei, CHANG Lin, WANG Min

(1. *Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun* 130033, *China*;
2. *National & Local United Engineering Research Center of Small Satellite Technology, Changchun* 130033, *China*)
* *Corresponding author, E-mail*: 181216014@*qq.com*

Abstract: In order to achieve high sensitivity space target imaging under the condition of close distance, the inertial space tracking and pointing model, terminal sliding mode control method which stabilize the image, imaging frequency independent matching technology were designed to achieve space target stable pointed and high signal-to-noise ratio imaging by high sensitivity CMOS camera. Finally, satellite three axis attitude control simulation system, space-based LED target display system and high sensitivity CMOS camera imaging system were used to simulate attitude control in inertial space tracking and stable point, and then high sensitivity imaging was tested in and out field. The results show that when the attitude of stabilize imaging is better than 0.02° and 0.001 5 (°)/s in the process of the stability of the inertial space target pointing, high SNR image which is 19 dB can obtain in 10 ms ex-

收稿日期：2017-07-18；**修订日期**：2017-08-23.
基金项目：国家自然科学基金资助项目(No. 61705222，No. 61503360)；科技部国家重点研发技术资助项目(No. SQ2016YFGX040149)

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

posure time; By using the GSENSE400 CMOS camera with F number of 10, out field experiment which has object distance about 20 km can obtain high SNR image more than 18 dB under the condition of low illumination about 0.05 lx and the exposure time about 10 ms.

Key words: space surveillance; space target; high sensitivity; low illuminance; intelligent matching; Signal Noise to Ratio(SNR)

1 引 言

随着全球太空资源探索热潮的高涨,地球外层空间中的航天飞行器、太空碎片和垃圾正在逐步增加,空间环境日趋恶化,对航天器和航天员的安全造成严重威胁,因此,需要对空间目标的特性进行探测与分析。针对航天器碰撞风险规避时太空目标特性(姿态、形貌、材质)的探测需求,天基目标近距离高清晰探测技术正在飞速发展。空间可见光相机成像由于不受地理位置和气象条件的限制,可实现全空域、全天候、全天时探测,因此成为空间目标近距离实时探测与跟踪监视的重要发展方向。然而,处于太空环境中的空间目标,在太阳光照区和地球阴影区内交替运行,由于目标、地球、太阳和探测飞行器的相对位置关系实时变化,待探测目标有近一半的时间运行在太阳光照强度低和无太阳光照等低照度条件下,在此条件下传统可见光学面阵和 TDI 相机获取图像信息的能力严重不足,大大限制了探测卫星与待探测目标之间交汇几率和可见光空间成像效率。

在广袤的三维空间中,为了探测位置矢量实时变化、表面光照强度不一的空间目标特性,需要探测卫星针对空间目标进行实时跟踪、稳定指向和适应大范围光照强度变化的高灵敏度可见光成像。目前,国内外在空间目标探测识别方面已开展了大量研究工作。美国研制的天基太空监视(SBSS)系统功能包括空间目标监视、跟踪和识别,该系统为远距离观测,大幅增强对空间战场态势的实时感知能力,像面显示多为点状目标,无结构、形状、纹理等信息,因此该系统是将目标的运动特征作为识别特性进行定轨设计[1-3]。在国内,赵彬和张伟等人根据近距离空间低照度目标的观测需求,采用可见光 CCD 相机和红外相机相结合的模式对光照度大范围变化的空间近距离目标进行多源载荷信息融合成像[4-5]。HOU W 等人针对如何提高空间光学监视对空间目标的观测效率,开展了空间光学监视指向策略的研究[6]。在空间目标定轨方面,周海银等人仿真实现了 SBSS 对空间目标的定轨功能,提出了基于拉格朗日 5 点法求状态转移矩阵的定轨算法等[7]。在针对空间目标监视过程中的稳像、凝视等关键技术的研究中,陈丁跃等人分析了随机振动对 CCD 成像的影响;刘兆军、孙志远等人对凝视成像的空间应用和对地观测进行了仿真分析;龚学艺等人对空间大面阵凝视成像的相关参数进行了研究和分析[8-13]。综上所述,关于远距离点目标空间监视探测及相关的稳像和定轨等关键技术已经较为成熟;针对近距离空间低照度目标的观测,采用可见光 CCD 相机和红外相机相结合的多源载荷信息融合探测模式,但该成像模式复杂、信息量大,导致遥感载荷成本倍增。相对于该技术,采用可见光至近红外谱段的高灵敏度、高动态范围、高增益的 CMOS 可见光相机成像技术具有空间目标近距离低照度探测的显著优势。

对天基空间目标进行成像时,空间目标亮度存在大动态范围变化,空间光学相机在目标光照度高的情况下可以缩短曝光时间进行高信噪比成像,但在光照度低的情况下,如果增大曝光时间,卫星平台姿态会在曝光过程中产生像移,使图像模糊,信噪比下降;因此,本文主要针对低照度条件下空间目标的光学特性进行研究。本文针对空间卫星对近距离空间目标的长时间低照度探测问题,通过构建惯性空间跟踪指向模型解决了空间目标之间的相对位置变化,利用 terminal 滑模控制方法进行长时间成像的姿态稳定控制,再利用低照度光学遥感技术获得较高分辨率、高信噪比的图像,解决了低照度条件下无法对空间近距离目标进行高信噪比探测的问题。该技术对未来空间目标低照度跟踪探测具有一定的借鉴意义。

2 惯性空间跟踪稳定控制与曝光自主匹配模型

2.1 参考坐标系定义

空间目标近距离探测需要建立惯性空间目

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

标、卫星和相机之间的关联。惯性空间目标在地球惯性坐标系内快速运动，卫星本体坐标系相对轨道坐标系、惯性空间坐标系和地球坐标系存在相对运动，对应相关的位置矢量与速度矢量均处在不同的三维坐标系下。为便于数学建模应用，建立对应的参考坐标系，如图 1 所示，地球惯性坐标系 $o_I x_I y_I z_I$、地球坐标系 $o_E x_E y_E z_E$、轨道坐标系 $o_o x_o y_o z_o$、卫星本体坐标系 $o_b x_b y_b z_b$，相机坐标系 $o_c x_c y_c z_c$，像面坐标系 $o_f x_f y_f z_f$ 的定义见文献[9]。定义参考目标固联坐标系为 $o_R x_R y_R z_R$，原点位于卫星质心，z_R 轴沿着卫星质心与目标点的连线并指向目标点，x_R 轴与 z_R 轴、光学系统光轴垂直，y_R 轴与 x_R 轴、z_R 轴构成右手正交坐标系。

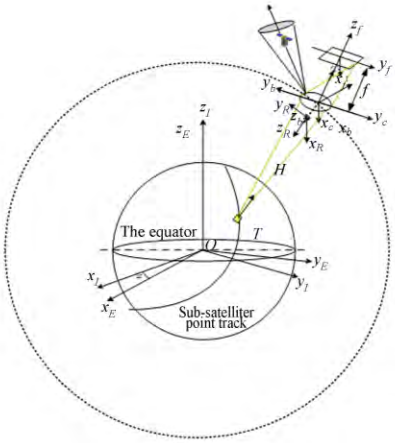

图 1　各参考坐标系示意图

Fig. 1　Schematic diagram of reference coordinate systems

2.2　惯性空间跟踪与稳定控制指向模型

空间监视目标的观测主要采用对某个惯性空间进行长时间跟踪与稳定控制指向探测。对于卫星而言，为了在卫星和目标惯性空间区域之间存在相对运动的情况下实现对区域的稳定指向，需要使卫星载荷的视场中心始终指向目标，即视场中心始终与观测矢量始终重合，这样可以保证星体最短的角距离跟踪目标区域，从而实现机动路径上的最优跟踪，如图 2 所示。

在地球惯性坐标系下，在轨飞行的观测目标均可以由坐标 $G(x,y,z)$ 来表示，则目标点 G 在地球惯性坐标系 I 中可以表示为：

$$\boldsymbol{r}_G^I=\begin{bmatrix}x\\y\\z\end{bmatrix}.$$

在轨道坐标系下，沿观测矢量方向上的单位向量 $\boldsymbol{u}_{SG}^O$ 可以表示为：

$$\boldsymbol{r}_{SG}^O=\boldsymbol{A}_G^O(\boldsymbol{r}_G^I-\boldsymbol{r}_S^I)=\boldsymbol{A}_I^O(\boldsymbol{A}_E^I\boldsymbol{r}_G^E-\boldsymbol{r}_S^I),$$

$$\boldsymbol{u}_{SG}^O=\frac{\boldsymbol{r}_{SG}^O}{\|\boldsymbol{r}_{SG}^O\|},$$

式中：$\boldsymbol{r}_S^I$ 为卫星在地球惯性坐标系中的位置矢量，可由全球定位系统（Global Positioning System，GPS）给出；$\boldsymbol{A}_I^O$ 为地球惯性坐标系到轨道坐标系的坐标转换矩阵，可以表示为：

$$\boldsymbol{A}_I^O=\boldsymbol{R}_{I_2}(-\pi/2)\boldsymbol{R}_{I_1}(-\pi/2)\boldsymbol{R}_{I_3}(u)\boldsymbol{R}_{I_1}(i)\boldsymbol{R}_{I_3}(\Omega),$$

式中：Ω 为升交点赤经，u 为历元时刻的升角角距，i 为轨道倾角，$\boldsymbol{R}_{I_3}(\Omega)$ 表示绕 I_3 轴旋转 Ω 角度的坐标转换矩阵。

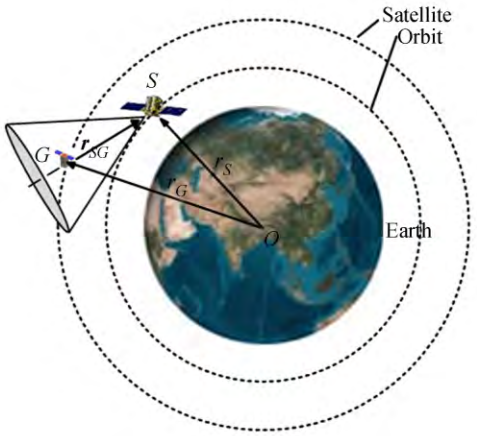

图 2　惯性空间稳定指向示意图

Fig. 2　Schematic diagram of inertial space stabilization

考虑对地三轴稳定卫星，星体可以有无数个机动路径。根据四元数的定义选取最短机动路径，为了实现稳定指向，卫星本体坐标系相对轨道坐标系的期望四元数 Q_c 可表示为：

$$Q_c=\left[\cos\frac{\xi}{2}\quad \boldsymbol{e}\sin\frac{\xi}{2}\right]^G=[q_{c0}\quad q_{c1}\quad q_{c2}\quad q_{c3}]^G,\tag{1}$$

其中：ξ 为观测矢量 $\boldsymbol{u}_{SG}^O$ 与光轴 $\boldsymbol{u}^O$ 之间的夹角，$\boldsymbol{e}$ 为与 $\boldsymbol{u}_{SG}^O$、$\boldsymbol{u}^O$ 垂直的单位矢量，可以分别表示为：

$$\xi=\arccos\frac{\boldsymbol{u}^O\cdot\boldsymbol{u}_{SG}^O}{\|\boldsymbol{u}^O\|\cdot\|\boldsymbol{u}_{SG}^O\|},$$

$$\boldsymbol{e}=\frac{\boldsymbol{u}^O\times\boldsymbol{u}_{SG}^O}{\|\boldsymbol{u}^O\times\boldsymbol{u}_{SG}^O\|}$$

其中光轴向量 $\boldsymbol{u}^O$ 可由 GPS 给出。

2.3　Terminal 滑模控制方法

为实现惯性空间跟踪与稳定控制条件下的近距离探测，采用 Terminal 滑模姿态稳定指向跟踪

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

控制器算法，改变了传统滑模变结构控制选用线性滑模面的策略，在滑动超平面的设计中引入了非线性函数，使得滑模面上系统跟踪误差能够在有限时间内收敛到零。

建立的系统动力学和运动学模型方程为：

$$\dot{\rho}=\frac{1}{4}[(1-\rho^{\mathrm{T}}\rho)I_{3\times3}+2\tilde{\rho}+2\rho\rho^{\mathrm{T}}]\omega=F(\rho)\omega=f_1(\rho,\omega),$$

$$\dot{\omega}=-J^{-1}\omega\times(J\omega)+J^{-1}u+J^{-1}T_{\mathrm{ext}}=f_2(\rho,\omega)+Bu+J^{-1}T_{\mathrm{ext}},$$

其中：J 表征包含反作用飞轮的整星转动惯量，T_{ext} 是空间外干扰力矩，$\rho=[\rho_1,\rho_2,\rho_3]$ 是表征系统姿态信息的修正罗德里格斯参数，$\omega=[\omega_x,\omega_y,\omega_z]$ 是卫星姿态角速度，$u=(u_1,u_2,u_3)$ 为反作用飞轮三轴输出的控制力矩。

取外干扰有界，即 $\|T_{\mathrm{ext}}\|\leqslant D$，设计的姿态跟踪控制规律如下：

$$\sigma=CE-W(t),$$

$$E=\begin{pmatrix}\rho_e\\ \dot{\rho}_e\end{pmatrix}=(\rho_{1e},\rho_{2e},\rho_{3e},\dot{\rho}_{1e},\dot{\rho}_{2e},\dot{\rho}_{3e})^{\mathrm{T}},$$

$$W(t)=CP(t),P(t)=\begin{pmatrix}p\\ \dot{p}\end{pmatrix},p=(p_1,p_2,p_3)^{\mathrm{T}},$$

$C=(C_1,C_2)$，$C_i=diag(c_{i1},c_{i2},c_{i3})$，$c_{ij}(i=1,2;j=1,2,3)$ 是正常数。

$$f=\frac{\partial f_I(\rho,\omega)}{\partial\rho}f_I(\rho,\omega)+\frac{\partial f_I(\rho,\omega)}{\partial\omega}f_2(\rho,\omega),$$

$$b=\frac{\partial f_I(\rho,\omega)}{\partial\omega}B,$$

$$u=-b^{-1}[f-\ddot{\rho}_d-\ddot{p}+C_2^{-1}C_1(\dot{\rho}_e-\dot{p})]-b^{-1}\left(K\frac{\boldsymbol{C}_2^{\mathrm{T}}\sigma}{|\boldsymbol{C}_2^{\mathrm{T}}\sigma|+\delta_0+\delta_1|\rho_\varepsilon|}+\frac{\partial f(p,\omega)}{\partial\omega}J^{-1}D\right),$$

其中：δ_0,δ_1,K 是正常数，$\delta_0+\delta_1\|\rho_\varepsilon\|$ 的加入是为了减弱 $\frac{\boldsymbol{C}_2^{\mathrm{T}}\sigma}{\|\boldsymbol{C}_2^{\mathrm{T}}\sigma\|}$ 的抖振作用。

上述控制规律保证系统具有全局渐近稳定性，能够有效控制卫星指向目标的姿态敏捷机动及稳定。

2.4 高灵敏度曝光自主匹配成像模型

卫星在惯性空间长周期稳定指向成像的过程中，仍然存在一定的姿态控制误差，该姿态误差导致光轴与目标之间存在无效的相对运动，高灵敏度长积分时间曝光导致成像积分周期内的像元偏差，为此，这里建立了高灵敏度长积分时间与光学图像的高稳定度智能匹配模型。

像面产生的像移主要由实际姿态与期望姿态偏差引起。卫星动态跟踪单帧成像时间内，卫星姿态角与姿态角速度共同影响像面坐标系内的像移，利用相机焦面矢量与卫星姿态变化关系建立惯性空间稳像指向成像像移量的计算模型，如图 3 所示，其中 f 为焦距，a 为单位像元尺寸。

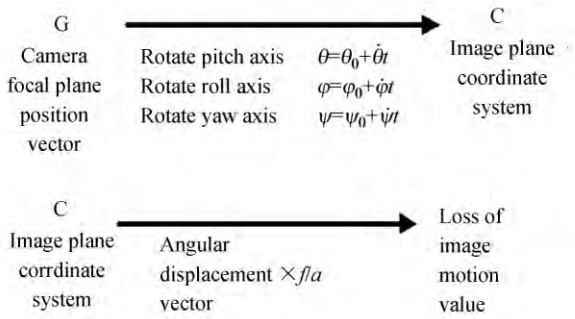

图 3 成像姿态引起的速度矢量求解

Fig. 3 Solution of velocity vector caused by imaging attitude

垂轨凝视搜索成像像移量的位置变化 dA 为：

$$\mathrm{d}A=\begin{bmatrix}\Delta A_1\\ \Delta A_2\\ \Delta A_3\end{bmatrix}=\begin{bmatrix}1/a\\ 1/a\\ 1/a\end{bmatrix}\times\begin{bmatrix}f\\ f\\ f\end{bmatrix}\times\begin{bmatrix}\cos(\psi_0+\dot{\psi}t) & \sin(\psi_0+\dot{\psi}t) & 0\\ -\sin(\psi_0+\dot{\psi}t) & \cos(\psi_0+\dot{\psi}t) & 0\\ 0 & 0 & 1\end{bmatrix}\times\begin{bmatrix}1 & 0 & 0\\ 0 & \cos(\varphi_0+\dot{\varphi}t) & \sin(\varphi_0+\dot{\varphi}t)\\ 0 & -\sin(\varphi_0+\dot{\varphi}t) & \cos(\varphi_0+\dot{\varphi}t)\end{bmatrix}\times$$

$$\begin{bmatrix}\cos(\theta_0+\dot{\theta}t) & 0 & -\sin(\theta_0+\dot{\theta}t)\\ 0 & 1 & 0\\ \sin(\theta_0+\dot{\theta}t) & 0 & \cos(\theta_0+\dot{\theta}t)\end{bmatrix}\begin{bmatrix}0\\ 0\\ 1\end{bmatrix}. \tag{3}$$

一般认为高灵敏度成像曝光时间内像移在 n 个像元之内不影响图像质量，求得偏差像移量在 n 个像元之内的曝光时间 T_G 为：

$$T_G=\frac{na}{\boldsymbol{V}}. \tag{4}$$

其中 a 为像元尺寸。

3 姿控仿真与高灵敏度成像实验

为实现高精度、高保真的空间目标近距离高灵敏度探测地面演示验证，采用惯性空间跟踪与稳定控制指向模型控制卫星三轴气浮姿控仿真系统，使装载高灵敏度 CMOS 相机的转台对空间

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

LED 目标显示系统进行惯性空间跟踪与稳定控制指向，利用高灵敏度 CMOS 相机成像系统进行室内和外场高灵敏度成像试验。成像过程中，采用高灵敏度曝光自主匹配成像模型进行曝光时间与姿态稳定度的智能匹配。成像仿真包括小卫星姿控三轴气浮仿真系统、高分辨率 CMOS 相机、空间曲率球面 LED 动态目标模拟系统、姿轨任务规划软件、反作用飞轮、光纤陀螺、星务姿控计算机和 Matrox Imaging 图像采集软件等构成。

3.1　惯性空间跟踪与稳定控制仿真

将空间在轨卫星成像参数进行等比缩放，对应的在轨参数如表 1 所示，缩放参数如表 2 所示。高分 CMOS 原理样机的像元尺寸为 7 μm，焦距为 7 mm，曝光时间为 40 ms，帧频为 25 帧。空间 LED 目标模拟系统尺寸为 6 m×5 m，曲率半径为 32 m，LED 像元尺寸为 5 mm，三轴气浮转台对 LED 目标成像可实现俯仰±30°和横滚±25°的惯性稳定成像，卫星在轨成像距离为 500 km，地面等比缩放物距为 5 m。定义三轴气浮转台坐标系：z 指向 LED 大屏方向，y 轴由轴心指向台面方向，x 轴与 y 轴、z 轴成右手坐标系。仿真实验中，利用小卫星姿控仿真平台使高分 CMOS 相机对速度为 16 个/s 的靶标进行凝视成像与搜索成像，使地面全物理仿真实验参数与在轨卫星成像参数缩放匹配，相应的缩放原理如图 4 所示，仿真实验设备如图 5 所示。

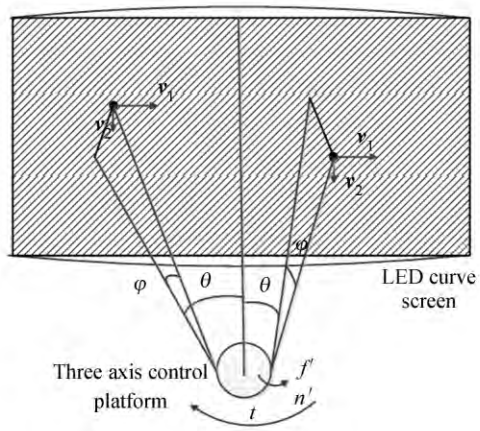

图 4　惯性空间地面仿真成像

Fig. 4　Simulation imaging of inertial space

本文利用小卫星姿控三轴气浮仿真系统和高分辨率 CMOS 相机对 P5 型球面 LED 空间动态目标模拟系统进行等比缩放的惯性空间稳像指向成像仿真试验。成像系统主要由姿轨任务规划软件、三轴气浮仿真转台、反作用飞轮、光纤陀螺、星务姿控计算机、LED 空间动态靶标、Matrox Imaging 图像采集软件等构成。

表 1　在轨成像参数表

Tab. 1　Imaging parameters on orbit

Serial number	Imaging parameters on orbit	Value
1	Camera focal length/m	7
2	Camera pixel size/μm	7
3	Object distance/km	500
4	Resolution/m	0.5
5	Pitch angle/(°)	±30
6	Roll angle/(°)	±25
7	Satellite velocity relative to target/(km·s^{-1})	7.5
8	Exposure time/ms	10

表 2　地面仿真实验参数表

Tab. 2　Parameters of ground simulation

Serial number	Ground simulation parameters	Value
1	Camera focal length/mm	7
2	Camera pixel size/μm	7
3	Object distance/m	5
4	Imaging resolution/mm	5
5	Pitch angle/(°)	±30
6	Roll angle/(°)	±25
7	Target movement x speed/(pixel·s^{-1})	16
8	Exposure time/ms	10

图 5　跟踪与稳定控制成像全物理仿真图

Fig. 5　Physical simulation system for tracking and stability control imaging

成像实验首先利用球面 LED 显示系统实时显示目标，同步开启三轴姿控气浮成像仿真平台进行机动控制与稳像控制，利用低照度计实时测

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

量显示目标的光照度，卫星平台在轨运行时存在一定的控制误差。该误差对成像的影响需要利用曝光时间进行控制，在成像仿真平台稳定时，根据稳像姿态计算曝光时间（见式(4)），高分 CMOS 相机开始加电并在一定曝光时间内对目标进行成像，成像完成后存储并下传图像进行信噪比计算，将照度信息、曝光时间与成像信噪比一一对应进行分析。

仿真时间 0～150 s 为卫星从空间某一状态进行对日三轴稳定控制的过程。仿真时间 150～400 s 为卫星从对日状态向凝视目标点机动及稳像的过程，仿真成像对应整个姿态过程中惯性系下的姿态四元数变化，如图 6 所示。稳像指向过程中姿态角误差优于 0.02°，姿态角速度跟踪误差优于 0.001 (°)/s。仿真结果见图 7～图 9。

在稳像过程中，通过高分 CMOS 相机对 LED 地球目标模拟系统进行一定时间的曝光成像，图 10 所示为实验曝光 10 ms 完成的信噪比为 19 dB 的低照度成像图像。

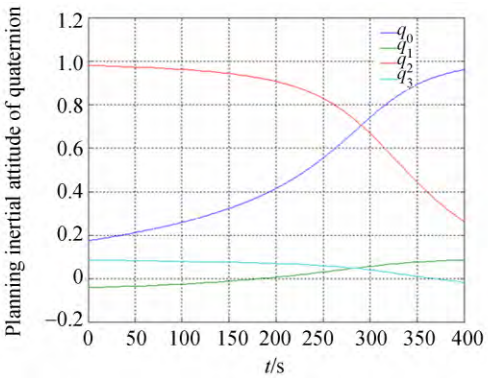

图 6 规划的惯性系下姿态四元数

Fig. 6 Planned inertial attitude of quaternion

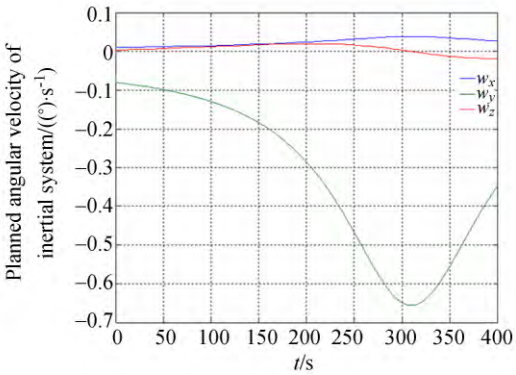

图 7 规划的惯性系下角速度

Fig. 7 Planned angular velocity of inertial system

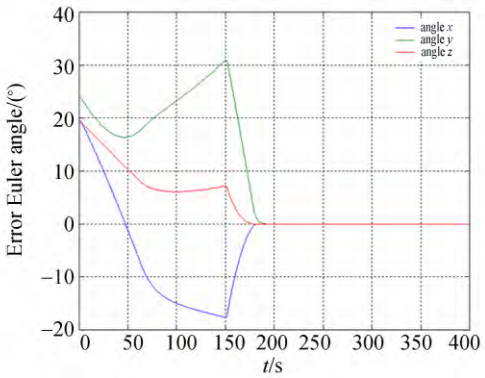

图 8 误差欧拉角

Fig. 8 Error Euler angle

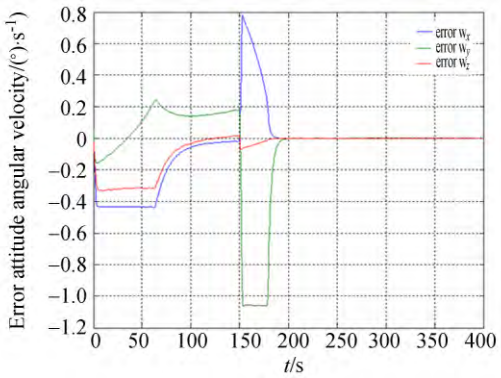

图 9 误差姿态角速度

Fig. 9 Error attitude angular velocity

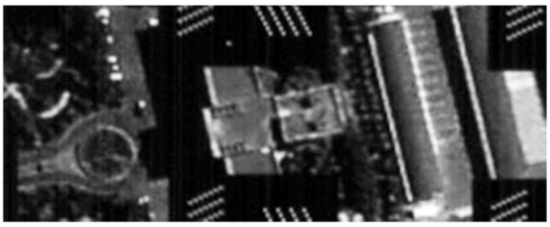

图 10 低照度图像(19 dB，10 ms)

Fig. 10 Low-illumination image (19 dB，10 ms)

3.2 近距离高灵敏度地面探测试验

现阶段天基目标近距离成像主要是针对 10～30 km 的目标进行近距离观测。根据外场实验条件约束，外场实验主要针对 20 km 外的目标进行低照度近距离成像。由于空间目标无法准确测量光照度信息，对空间目标进行成像后得到的信噪比信息与光照度信息无法一一对应；所以外场实验采用 20 km 外的地面目标进行光照度测量与高灵敏度成像试验；外场试验采用长光辰芯光

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

电技术有限公司自主研发的一款具有 400 万像素的 GSENSE400 CMOS 图像传感器，其像素尺寸为 11 μm×11 μm，具有高动态范围、低噪声等特点，其指标如表 3 所示，传感器实物如图 11 所示。

表 3　GSENSE400 传感器指标

Tab. 3　Parameters of GSENSE400 sensor

Serial number	Parameter	Value
1	Resolution	2048(H)×2048(V)
2	Pixel size	11 μm×11 μm
3	Read noise	1.5e⁻
4	Sensitivity	27 V/lus·s @600nm
5	Dynamic range	96 dB
6	Dark current	<1 $e^{-}\cdot s^{-1}$ pixel @0℃
7	Full well	116 ke⁻
8	Frame frequency	48 frame/s
9	Quantized output width	12 bit

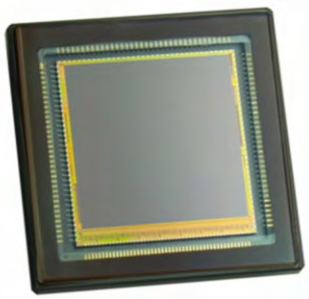

图 11　GSENSE400 图像传感器实物图

Fig. 11　Physical map of image sensor GSENSE400

在高灵敏度下进行外场成像试验，选取在凌晨 01:00～03:00，排除城市生活灯光对目标照度的影响，采用照度计测定夜光环境下自然光照的光照度，待光照度低于 0.05 lx 时，通过望远镜确定 20 km 外拍摄目标的方位，采用稳定指向成像模式，通过调节相机曝光时间和增益等成像参数，获取不同目标在不同成像参数下的高灵敏度成像图像。外场成像试验设备连接如图 12 所示，夜晚高灵敏度成像试验如图 13 所示，高灵敏度外场成像结果如图 14 所示。

经测试，夜晚黑暗环境(图 14 中红色框区域)照度低于 0.05 lx 时，完成了 20 km 外目标的高灵敏度成像试验，高灵敏度 CMOS 相机的拍摄曝光时间为 10 ms，图像信噪比达到 18.5 dB。

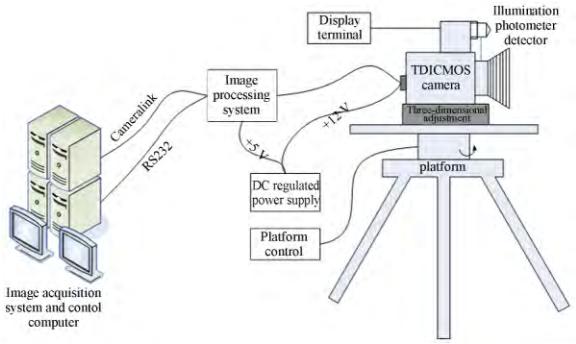

图 12　外场成像试验设备连接框图

Fig. 12　Schematic diagram of field imaging test equipment

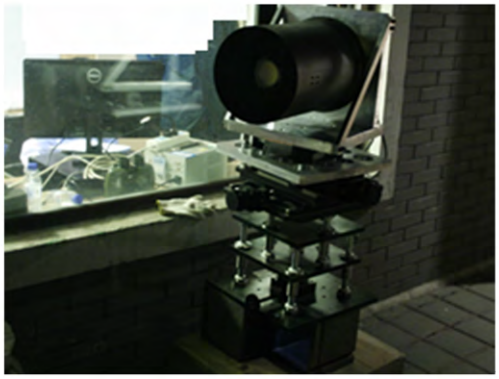

图 13　夜晚高灵敏度成像试验

Fig. 13　High-sensitivity imaging test at night

图 14　夜晚高灵敏度图像(18.5 dB,10 ms)

Fig. 14　High-sensitivity image at night(18.5 dB,10 ms)

4　结　论

本文通过设计卫星惯性空间稳定指向、terminal 滑模稳像控制方法和高灵敏度成像行频自主匹配稳像姿态技术，实现了空间目标稳像探测。

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net

最后，通过卫星三轴气浮姿控仿真系统和空间LED目标显示系统进行了惯性空间稳像姿控仿真验证，最后利用高灵敏度CMOS相机成像系统进行外场高灵敏度成像试验。实验结果证明，采用惯性空间稳像指向和高灵敏度行频自主匹配技术，能够对距离20 km范围外照度低于0.05 lx的目标进行探测成像，曝光时间为10 ms时图像信噪比可以达到18.5 dB。

参考文献：

[1] LEPAGE G, BOGAERTS J, MEYNANTS G. Time-delay-integration architectures in CMOS image sensors[J]. *IEEE Transactions on Electron Devices*, 2009, 56(11): 2524-2532.

[2] XU Y H, ZHANG J H, WEI Y. Recent patents on real-time deep space target track system based on Dual-DSP[J]. *Recent Patents on Computer Science*, 2013, 6(3): 227-232.

[3] TANG J, GAO X, JIN G. Dim and weak target detection technology based on multi-characteristic fusion[C]. *Proceedings of the 26th Conference of Spacecraft TT&C Technology in China*, *Springer-Verlag*, 2013: 271-277.

[4] 赵彬. 空间近距离非合作目标光学主被动复合探测技术研究[D]. 北京：北京理工大学，2010：48-66.
ZHAO B. *Active-passive Hybrid Detection of Short-Distance Noncooperative Space Targets*[D]. Beijing: Beijing University of Technology, 2010: 48-66. (in Chinese)

[5] 张伟. 空间目标探测与识别方法研究[D]. 北京：北京邮电大学，2011：22-56.
ZHANG W. *Research on Space Target Detection and Identification*[D]. Beijing: Beijing University of Posts and Telecommunications, 2011: 22-56. (in Chinese)

[6] HOU W, LONG G C, LEI ZH H, *et al*.. The small target detection based on maximum likelihood estimation and spot detection operator[J]. *SPIE*, 2014, 9142: 914207.

[7] 周海银，潘晓刚，李董辉. 基于天基空间目标监视系统的定轨技术研究[J]. 系统仿真学报，2008，20(13)：3538-3541，3547.
ZHOU H Y, PAN X G, LI D H. Research on orbit determination algorithm based on SBSS[J]. *Journal of System Simulation*, 2008, 20(13): 3538-3541, 3547. (in Chinese)

[8] 陈丁跃，周仁魁，李英才. 随机振动对星载TDICCD影响分析[J]. 光子学报，2004，33(10)：1247-1250.
CHEN D Y, ZHOU R K, LI Y C. Influence analysis of random vibration on TDICCD camera[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2004, 33(10): 1247-1250. (in Chinese)

[9] 朱娟娟，郭宝龙，冯宗哲. 一种基于灰度投影算法的电子稳像方法[J]. 光子学报，2005，34(8)：1266-1269.
ZHU J J, GUO B L, FENG Z ZH. An electronic image stabilization method based on projection algorithm[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2005, 34(8): 1266-1269. (in Chinese)

[10] 刘兆军，陈伟. 面阵凝视型成像空间应用技术[J]. 红外与激光工程，2006，35(5)：541-545.
LIU ZH J, CHEN W. Space applications of staring imaging technology with area FPA[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2006, 35(5): 541-545. (in Chinese)

[11] 孙志远，张刘，金光，等. 视频小卫星凝视姿态跟踪的仿真与实验[J]. 光学 精密工程，2011，19(11)：2715-2723.
SUN ZH Y, ZHANG L, JIN G, *et al*.. Simulation and experiment on attitude tracking control of small TV satellite[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2011, 19(11): 2715-2723. (in Chinese)

[12] 杨秀彬，姜丽，金光. 数字域时间延迟积分时间CMOS相机高分"凝视"成像设计分析[J]. 光学学报，2012，32(9)：0911004.
YANG X B, JIANG L, JIN G. Design and analysis of CMOS camera based on TDI in digital domain to realize high-resolution staring imaging[J].

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved. http://www.cnki.net

Acta Optica Sinica, 2012, 32(9): 0911004. (in Chinese)

[13] 龚学艺. 空间大面阵凝视成像若干关键技术研究[D]. 上海：中国科学院上海技术物理研究所，2014.

GONG X Y. *The Key Technology Research of Space Staring Imaging with a Large Area Array Image Sensor*[D]. Shanghai: Shanghai Institute of Technical Physics, Chinese Academy of Sciences, 2014. (in Chinese)

作者简介：

杨秀彬(1982－)，男，吉林白山人，副研究员，2011 年于中科院长春光机所获得博士学位，主要从事动态光学成像与任务规划设计方面的研究。Email: 181216014@qq.com

刘春雨(1982－)，男，吉林四平人，博士，副研究员，2011 年于中科院长春光机所获得博士学位，主要从事空间光学系统设计。E-mail: mmliucy @ 163.com.

(C)1994-2019 China Academic Journal Electronic Publishing House. All rights reserved.　http://www.cnki.net