

高分 CMOS 相机垂轨引导凝视搜索成像设计

杨秀彬^{1,4}, 姜 丽², 王绍举^{1,4}, 王 旻^{1,4}, 范国伟¹, 王亚敏^{1,3,4}

¹中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 长春 130039;

²长春理工大学理学院, 吉林 长春 130000;

³中国科学院大学, 北京 100049;

⁴小卫星技术国家地方联合工程研究中心, 吉林 长春 130033

摘要 为实现高分面阵相机对垂直轨道方向的长条带区域一定重叠率的凝视搜索成像, 设计了凝视姿态与地速运动互补的垂轨凝视搜索模型。通过划分垂轨长条带区域与构建目标三维运动速度, 设计成像实时姿态变化与地球自转互补的引导策略, 计算垂轨自适应搜索成像参数与实时变化指向姿态, 并对卫星姿控精度对成像的影响进行了分析。最后, 利用姿控三轴气浮仿真系统与 CMOS 相机对曲面 LED 目标模拟系统进行等比缩放物理仿真实验。结果表明: 垂轨凝视自适应搜索成像参数为 0.95 时, 可实现垂轨方向边缘帧间重叠率为 85%、中心帧间重叠率为 100% 的渐变垂轨长条带成像区域, 比全凝视成像区域扩大近 4 倍, 姿控精度和姿态稳定性优于 0.05° 与 $0.003(^{\circ})\text{s}^{-1}$ 时, 像移失配量小于 0.9 pixel, 对应的调制传递函数值为 0.1559。

关键词 成像系统; 垂轨搜索; 推凝视; 重叠率; 像移量; 调制传递函数

中图分类号 V443.5 文献标识码 A

doi: 10.3788/AOS201737.0711002

Design of Pendulum Staring Search Imaging Along the Track with High Resolution CMOS Camera

Yang Xiubin^{1,4}, Jiang Li², Wang Shaoju^{1,4}, Wang Min^{1,4}, Fan Guowei¹, Wang Yamin^{1,3,4}

¹Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun, Jilin 130033, China;

²College of Science, Changchun University of Science and Technology, Changchun, Jilin 130000, China;

³University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

⁴National & Local United Engineering Research Center of Small Satellite Technology, Changchun, Jilin 130033, China

Abstract In order to realize the staring search imaging with a certain overlap of long strip area in the vertical direction of high resolution array camera, a pendulum staring search imaging model is designed with the staring gesture and earth movement complement. Based on the division of the strip layer by layer and the construction of three-dimensional movement rate, the guiding strategy of real-time posture change and earth rotation compensation is designed. Besides, the pendulum adaptive search imaging parameters and real-time variation point orientation are calculated, and the effect of attitude control precision on imaging is analyzed. Finally, a ground scaling simulation experiment is carried out through the CMOS prototype, the attitude control three-axis flotation simulation platform and curved LED target system. The result shows that a gradually variational strip area with the inter frame overlap ratio more than 85% can be obtained using the pendulum staring search imaging when the pendulum staring adaptive search imaging parameter is 0.95, which is enlarged by four times than the staring imaging area. When the attitude control precision is better than 0.05° and attitude stability is better than $0.003(^{\circ})\text{s}^{-1}$, the image motion mismatching quantity is less than 0.9 pixel and the corresponding modulation transfer function can reach up to 0.1559.

Key words imaging systems; pendulum type searching; push-staring; overlap ratio; image motion; modulation transfer function

OCIS codes 110.2960; 040.1490; 040.1520; 080.2740

收稿日期: 2017-02-06; 收到修改稿日期: 2017-02-26

基金项目: 国家自然科学基金青年基金(61503360)

作者简介: 杨秀彬(1982—), 男, 博士, 副研究员, 主要从事动态光学成像与成像任务规划方面的研究。

E-mail: 181216014@qq.com

1 引 言

随着全球高分辨率遥感推扫卫星全面进入亚米级分辨率时代,2013年,Skybox imaging 公司发射了首颗 SkySat 米级视频卫星,该卫星对地观测记录了运动目标信息,开创了动态遥感的新纪元。视频卫星正以其特殊的优势逐渐成为航天遥感的新发展方向。全凝视成像模式是指卫星通过调整卫星的姿态角和姿态角速度,消除沿轨道进动过程中目标区域和卫星的相对位置变化,使光轴始终动态指向目标区域,实现目标连续观测成像。视频图像比静止单幅图像包含更多信息,能够探测到动态事件的发生,并可以基于视频图像中的序列图像进行图像重构,以获得更高分辨率的图像,为抗灾救灾、战时监控、动态观测等提供第一手资料。

现阶段,目标的分布范围一般在几十千米,几何分布特征不规则,多为长条带区域目标,分布方向一般可以划分为沿轨方向和垂轨方向。由于高分辨率视频卫星面阵相机长焦距、小视场的局限性,凝视成像区域一般只有几千米(沿轨向)乘几千米(垂轨向),卫星沿着飞行方向推扫可以扩展沿轨向的成像范围,但全凝视或推扫成像模式的覆盖范围无法对垂轨长条带区域目标进行全覆盖,大大影响了侦察效率、限制了其应用领域。

目前,国内外凝视成像研究主要集中在成像技术、凝视姿态最优控制、成像速度匹配、卫星视频稳像和目标提取等方面。文献[1-5]介绍了 CMOS 成像特性及凝视型成像技术的特点、优势、现状和发展趋势,总结了面阵凝视型成像技术作为空间应用所涵盖的关键技术;文献[6-8]为了实现对地凝视成像,对视频卫星对地凝视时的数学模型、姿态跟踪控制器设计和全物理仿真进行了深入分析;文献[9-17]设计了数字域时间延迟积分传感器在凝视姿态下的成像匹配模型,推导了卫星凝视跟踪动态成像及空间相机对飞行器姿态精度的要求,并确定了允许的像移匹配误差;文献[18-19]介绍了视频卫星凝视成像后下传图像的不同帧间像面畸变的卫星视频稳像技术及凝视视频对空间运动目标的分析与检测技术。在对垂轨方向上的长条带区域目标进行凝视成像时如何扩大成像区域方面尚缺少系统性分析,视频卫星在成像姿态快速变化情况下如何最优实现垂轨区域成像的最优设计问题尚待研究。

本文通过划分成像条带区域、补偿地球自转和构建渐变帧间重叠率等方法,引导凝视成像横滚姿态调整,扩大卫星垂轨覆盖范围,在保证像移匹配的情况下,解决窄视场视频卫星不能对垂轨方向长条带区域目标进行动态观测的问题。

2 垂轨引导式搜索成像数学模型

2.1 坐标系定义

垂轨凝视搜索成像设计需要建立地面目标、卫星和相机之间的关联。地面目标随地球固联自转及卫星姿态快速机动,导致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产生相对运动,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,包括地球惯性坐标系 $o_i x_i y_i z_i$ 、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 $o_b x_b y_b z_b$ 和相机坐标系 $o_c x_c y_c z_c$,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 $o_r x_r y_r z_r$,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。

2.2 垂轨引导搜索原理

卫星对区域目标进行凝视成像时,由于二者之间存在轨道进动、姿态运动和地球自转等相对运动速度,卫星姿控系统需要实时调整星体姿态,使相机光轴始终指向目标中心进行不间断成像。成像过程如图 2 所示,整个凝视成像过程目标覆盖面积完全取决于面阵 CCD 相机视场范围,即垂轨方向成像区域仅仅几千米范围。

全凝视成像过程中,卫星与目标的相对静止,需要卫星姿态变化与地物三维运动速度相匹配,如图 3 所示,地物 E 点沿轨方向进动速度与卫星俯仰角速度相等 $V = \dot{\theta}L$, E 点垂轨自转速度分量与卫星横滚角速度相等 $\omega r = \dot{\varphi}L$ 。为了实现垂轨方向长条带大范围区域一定重叠率的凝视搜索成像,在卫星凝视成像过程中,保持俯仰角速度与卫星进动速度匹配,维持俯仰方向光轴凝视不动,将全凝视下横滚姿态角速度与地球自

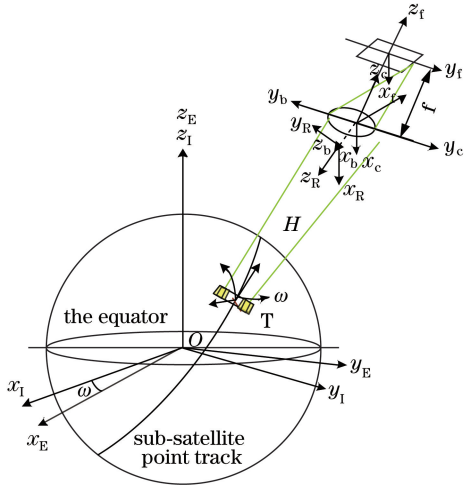


图 1 参考坐标系示意图

Fig. 1 Schematic of reference coordinate system

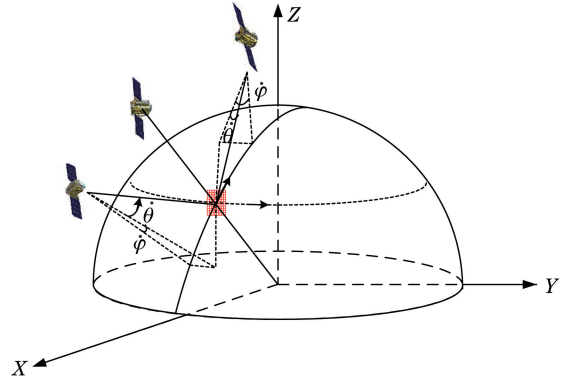


图 2 传统凝视成像模式示意图

Fig. 2 Sketch map of traditional staring imaging mode

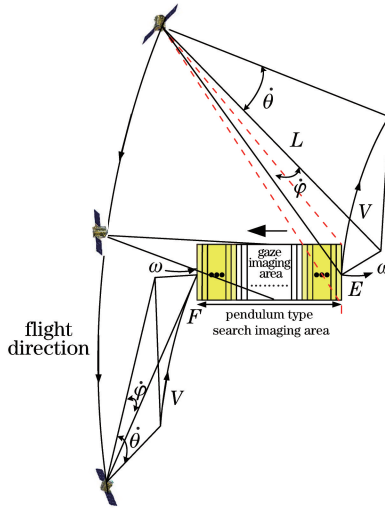


图 3 垂轨引导搜索成像模式示意图

Fig. 3 Schematic of pendulum search imaging mode

转速完全补偿变为在垂轨方向保持一个速度补偿偏差 $\dot{\varphi}L < \omega r$, 引导卫星在垂轨方向沿着横滚轴进行缓慢的垂向推凝视, 在保证帧间具有一定重叠率的情况下, 使垂轨方向凝视幅宽增大, 从而达到拍摄垂轨方向更广目标区域动态影像的目的, 即在凝视过程中通过改变帧间重叠率使成像沿垂轨方向推扫, 如图 3 所示。

2.3 垂轨凝视搜索指向姿态与搜索拓展系数计算

垂轨凝视搜索成像, 是卫星凝视过程中通过改变帧间重叠率使成像沿垂轨方向推扫的拓展过程, 需要建立光学相机的光轴与长条带划分区域的目标的指向模型, 即光轴 \mathbf{u}^0 始终与观测矢量 \mathbf{u}_{SG}^0 重合, 从而保证卫星跟踪目标机动的角距离最短, 实现最优跟踪机动路径, 如图 4 所示。

卫星对地实时推凝指向成像时, 星体从对地三轴稳定至到达期望姿态有无数个机动路径, 根据四元数的定义选取最短机动路径。卫星本体坐标系相对轨道坐标系的期望四元数 \mathbf{Q}_c 可表示为

$$\mathbf{Q}_c = \left[\cos \frac{\xi}{2} \quad \mathbf{e} \sin \frac{\xi}{2} \right]^G = [q_{c0} \quad q_{c1} \quad q_{c2} \quad q_{c3}]^G, \quad (1)$$

式中 ξ 为观测矢量 \mathbf{u}_{SG}^0 与光轴 \mathbf{u}^0 之间的夹角, \mathbf{e} 为与 \mathbf{u}_{SG}^0 、 \mathbf{u}^0 垂直的单位矢量:

$$\xi = \arccos \frac{\mathbf{u}^0 \cdot \mathbf{u}_{SG}^0}{|\mathbf{u}^0| \cdot |\mathbf{u}_{SG}^0|}, \quad (2)$$

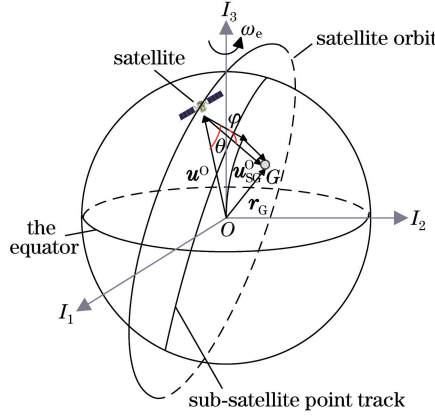


图 4 凝视成像示意图

Fig. 4 Schematic of staring imaging

$$\mathbf{e} = \frac{\mathbf{u}^O \times \mathbf{u}_{SG}^O}{|\mathbf{u}^O \times \mathbf{u}_{SG}^O|}, \quad (3)$$

式中光轴向量 \mathbf{u}^O 由卫星位置矢量计算得出;沿观测矢量方向的单位向量 \mathbf{u}_{SG}^O 可在轨道坐标系下表示为

$$\mathbf{u}_{SG}^O = \frac{\mathbf{r}_{SG}^O}{|\mathbf{r}_{SG}^O|}, \quad (4)$$

$$\mathbf{r}_{SG}^O = \mathbf{A}_1^O (\mathbf{r}_G^1 - \mathbf{r}_S^1), \quad (5)$$

式中 \mathbf{A}_1^O 为地球惯性坐标系到轨道坐标系的坐标转换矩阵, \mathbf{r}_S^1 为卫星在地球惯性坐标系中的位置矢量, \mathbf{r}_G^1 为目标点在地球惯性坐标系中的位置矢量。地球表面的观测目标由地心经度 α 、地心纬度 β 来表示,则目标点 G 在地球惯性坐标系 I 中可以表示为

$$\mathbf{r}_G^1 = \begin{bmatrix} x_G^1 \\ y_G^1 \\ z_G^1 \end{bmatrix} = |\mathbf{r}_G| \cdot \begin{bmatrix} \cos \beta \cos \alpha \\ \cos \beta \sin \alpha \\ \sin \beta \end{bmatrix}, \quad (6)$$

式中 $|\mathbf{r}_G|$ 为目标点 G 到地心 O 的矢量 \mathbf{r}_G 的长度。在 $a_e = 6378.137$ km (WGS84 坐标系下的地球长半轴), $b_e = 6356.7523$ km (地球短半轴) 时,地心半径由地心纬度唯一确定:

$$|\mathbf{r}_G| = \sqrt{\frac{a_e^2 \cdot b_e^2 \cdot (1 + \tan^2 \beta)}{b_e^2 + a_e^2 \cdot \tan^2 \beta}} = \frac{a_e \cdot b_e}{\sqrt{a_e^2 \cdot \sin^2 \beta + b_e^2 \cdot \cos^2 \beta}}. \quad (7)$$

期望四元数 Q_e 即为星体凝视指向需要机动的四元数,机动欧拉轴垂直于观测矢量 \mathbf{u}_{SG}^O 和光轴 \mathbf{u}^O ,在 \mathbf{u}^O 和 \mathbf{u}_{SG}^O 方向上没有角速度分量,实现了卫星以最短的角距离跟踪目标,从而保证机动路径的最优跟踪。当卫星按照 2-1-3 转序旋转时,得到凝视时卫星本体坐标系相对于轨道坐标系的期望俯仰角 θ 和期望横滚角 φ 为

$$\begin{cases} \theta = \arctan \frac{2(q_{c1}q_{c3} + q_{c0}q_{c2})}{q_{c0}^2 - q_{c1}^2 - q_{c2}^2 + q_{c3}^2} \\ \varphi = \arcsin[2(q_{c0}q_{c1} - q_{c2}q_{c3})] \end{cases} \quad (8)$$

垂轨长条带区域的凝视搜索成像以全凝视成像对应的区域 ($S_1 = a \times a$) 为中心点进行垂轨方向延展划分,划分单元为面阵相机地面幅宽 $a \times a$,如图 5 所示,对长条带待成像区域进行划分,即由中心点 D 延伸至 B 。卫星的星下点为 O ,全凝视视场中心点为 D ,期望扩大范围后边界视场中心为 B ;与 B 相邻一帧的视场中心为 C 。以起始成像时刻为例,设卫星轨道高度为 h ,视场角为 α ,凝视一点时, t 时刻 A 对应的俯仰角与横滚角为 θ'_1, φ'_1 , $t + \Delta t$ 时刻对应的俯仰角与横滚角为 θ'_2, φ'_2 ;垂轨扩大视场进行凝视搜索时, B, C 点对应的俯仰角和横滚角分别为 θ_1, φ_1 和 θ_2, φ_2 。

卫星全凝视一点 A 成像对应参数计算,如图 6 所示,

$$\Delta d = \alpha_1 \times l_{OA} = (\varphi'_1 - \varphi'_2) \times l_{OA}, \quad (9)$$

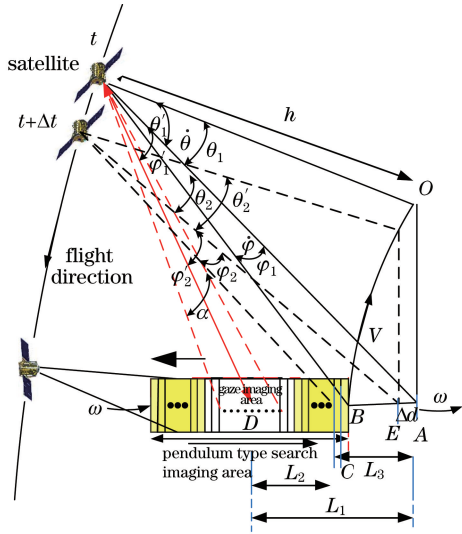


图 5 垂轨引导搜索成像几何关系图

Fig. 5 Geometric graph of pendulum search imaging

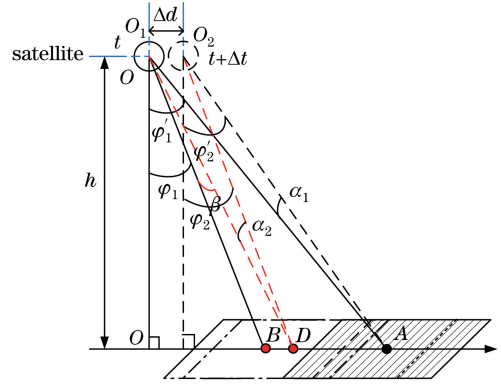


图 6 垂轨引导式搜索成像物像指向关系图

Fig. 6 Point relation of pendulum search imaging

卫星凝视搜索成像时

$$\begin{cases} \Delta d = \alpha_2 \times l_{OD} = (\varphi_1 + \beta - \varphi_2) \times l_{OD} \\ (K_1 \varphi'_1 + \beta - K_2 \varphi'_2) \times l_{OD} = (\varphi'_1 - \varphi'_2) \times l_{OA} \\ (K_1 \varphi'_1 + \beta - K_2 \varphi'_2) \times \frac{h}{\cos \theta \cos K_1 \varphi'_1} = (\varphi'_1 - \varphi'_2) \times \frac{h}{\cos \theta \cos \varphi'_1} \\ (K_1 \varphi'_1 + \beta - K_2 \varphi'_2) \times \cos \varphi'_1 = (\varphi'_1 - \varphi'_2) \times \cos K_1 \varphi'_1 \\ \beta = \frac{(\varphi'_1 - \varphi'_2) \times \cos K_1 \varphi'_1}{\cos \varphi'_1} - [K_1 \varphi'_1 - K_2 \varphi'_2] \end{cases} \quad (10)$$

取 $K_1 = K_2 = K$, 有

$$\beta = (\varphi'_1 - \varphi'_2) \left[\frac{\cos K \varphi'_1}{\cos \varphi'_1} - K \right]. \quad (11)$$

相机视场角为 γ , 相邻两帧间的重叠率为

$$\eta = 1 - \beta / \gamma. \quad (12)$$

垂轨凝视搜索成像延展距离为

$$L_2 = \frac{h}{\cos \theta_1} (\tan K_1 \varphi'_1 - \tan \varphi'_1). \quad (13)$$

取当 K_1 与 K_2 相等且都为常值 $K = \theta'_1 / \theta_1$, 搜索成像在垂轨方向相邻帧间的重叠率会出现一定变化。当 $K = 1$ 时, 垂轨凝视搜索成像模式等同于传统全凝视模式; 当 $0 < K < 1$ 时, 卫星成像相邻帧间的重叠率会呈现抛物线变化, 如 $K = 0.95$, 初始时刻重叠率为 85% 时, 随着垂轨成像推进重叠率将慢慢增大, 中心点重叠率达到最大值 100%, 最后再逐渐减小至 85%, 在此过程中垂轨方向的幅宽增大了, 卫星达到了对凝视更大目标区域动态成像的目的。

在凝视引导搜索成像过程中, 卫星本体坐标系相对于轨道坐标系的偏航角和横滚角与凝视成像过程中卫星本体坐标系相对于轨道坐标系的偏航角和横滚角保持不变, 在凝视成像原有横滚角度基础上加入搜索拓展成像系数, 即:

$$\begin{cases} \varphi' = K \times \varphi \\ \theta' = \theta \end{cases}. \quad (14)$$

垂轨凝视引导搜索成像可实现中心视场区域全凝视及垂轨方向扩大视场的一定重叠率的推凝视区域成像。

2.4 垂轨引导搜索成像像移计算

垂轨凝视引导搜索成像针对每个划分区域进行动态跟踪成像时,卫星通过姿态机动实现目标与卫星在沿轨方向的速度抵消、垂轨方向的相互补偿,在某一成像时刻,二者可认为相对静止。垂轨凝视搜索成像时,需要综合考虑卫星的机动能力和成像能力,并分析卫星动态跟踪成像的姿态角速度跟踪精度对成像的影响。

垂轨凝视搜索成像时,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量,利用相机焦面矢量与卫星姿态变化关系建立垂轨搜索成像像移量计算模型,如图 7 所示,其中 f 为焦距, a 为单位像元尺寸。

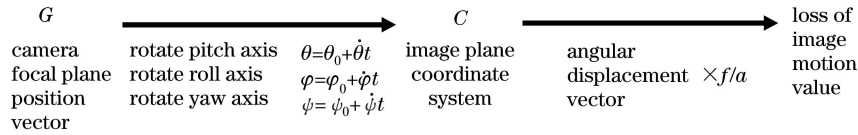


图 7 成像姿态引起的速度矢量求解

Fig. 7 Solution of velocity vector induced by imaging attitude

垂轨凝视搜索成像像移量位置变化 dA 为

$$dA = \begin{bmatrix} \Delta A_1 \\ \Delta A_2 \\ \Delta A_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/a \\ 1/a \\ 1/a \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} f \\ f \\ f \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos(\psi_0 + \dot{\psi}t) & \sin(\psi_0 + \dot{\psi}t) & 0 \\ -\sin(\psi_0 + \dot{\psi}t) & \cos(\psi_0 + \dot{\psi}t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\varphi_0 + \dot{\varphi}t) & \sin(\varphi_0 + \dot{\varphi}t) \\ 0 & -\sin(\varphi_0 + \dot{\varphi}t) & \cos(\varphi_0 + \dot{\varphi}t) \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos(\theta_0 + \dot{\theta}t) & 0 & -\sin(\theta_0 + \dot{\theta}t) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta_0 + \dot{\theta}t) & 0 & \cos(\theta_0 + \dot{\theta}t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}. \quad (15)$$

由此可见,在 $K < 1$ 时,垂轨凝视搜索成像比传统凝视成像的横滚姿态角速度小,卫星平台动态跟踪稳定度相同条件下,垂轨凝视搜索成像速度失配量大,因此,垂轨凝视搜索成像对卫星平台和成像系统成像参数的要求提高。

3 物理仿真实验与分析

为实现高精度、高保真的垂轨凝视搜索成像地面演示验证,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 地球动态目标模拟系统进行等比缩放的垂轨引导式长条带凝视搜索成像仿真实验。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 地球动态靶标、Matrox Imaging 图像采集软件等构成。

3.1 实验等比缩放

将 500 km 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 原理样机选择像元尺寸为 $7 \mu\text{m}$,焦距为 7 mm,曝光时间为 40 ms,帧频为 25 frame/s。LED 地球目标模拟系统尺寸为 $6 \text{ m} \times 5 \text{ m}$,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 $\pm 30^\circ$ 、横滚 $\pm 25^\circ$ 范围内的成像。定义三轴气浮转台坐标系, z 轴指向 LED 大屏方向, y 轴由轴心指向台面方向, x 轴与 y 、 z 轴成右手坐标系。在仿真实验过程中,利用小卫星姿控仿真平台使高分 CMOS 相机对速度为 $16 \text{ pixel} \cdot \text{s}^{-1}$ 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 8 所示,其中 GSD 为地面分辨率,仿真实验设备如图 9 所示。

3.2 凝视跟踪与垂轨搜索成像仿真分析

垂轨凝视搜索成像仿真分析,设置 P5 型球面 LED 动态靶标按照地球速度进行缩比运动,高精度卫星姿控系统从俯仰方向 30° 开始对动态靶标区域进行垂轨动态跟踪搜索成像,控制系统采用多次小幅逼近的 PD 控制器和刚体卫星的姿态运动学和动力学方程。图 10 给出了控制周期为 10 Hz 时物理仿真实验实际得到

表 1 在轨成像参数表
Table 1 Imaging parameters on orbit

Serial number	Imaging parameters on orbit	Value
1	Earth radius	6400 km
2	Camera focal length	7 m
3	Camera pixel size	7 μm
4	Orbit altitude	500 km
5	Ground resolution	0.5 m
6	Pitch angle	$\pm 30^\circ$
7	Roll angle	$\pm 25^\circ$
8	Satellite velocity relative to the ground	7.5 $\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$
9	Earth velocity	0.46 $\text{km}\cdot\text{s}^{-1}$
10	Imaging time	75 s

表 2 地面仿真实验参数表
Table 2 Ground simulation parameters

Serial number	Ground simulation parameters	Value
1	Curvature radius of LED	32 m
2	Camera focal length	7 mm
3	Camera pixel size	7 μm
4	Object distance	5 m
5	Imaging resolution	5 mm
6	Pitch angle	$\pm 30^\circ$
7	Roll angle	$\pm 25^\circ$
8	Target movement x speed	16 $\text{pixel}\cdot\text{s}^{-1}$
9	Target movement y speed	1 $\text{pixel}\cdot\text{s}^{-1}$
10	Imaging time	75 s
11	K	0.95

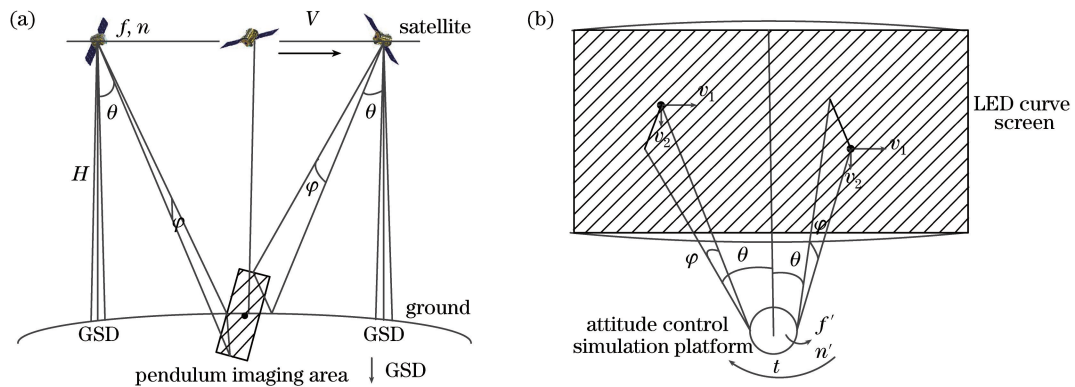


图 8 垂凝视搜索成像地面缩放原理图。(a)在轨成像;(b)地面仿真成像

Fig. 8 Ground scaling map of pendulum staring search imaging. (a) On orbit imaging; (b) on the ground imaging

的三轴欧拉角跟踪曲线,图 11 给出了控制周期为 10 Hz 时物理仿真实验三轴姿态角速度跟踪误差曲线。经分析,高精度卫星姿控系统可以实现沿轨精确凝视跟踪和垂轨方向搜索的姿态控制能力,对应姿态控制误差为:姿态稳定度优于 $0.003(^{\circ})\cdot\text{s}^{-1}$,指向精度优于 0.05° 。图 12 为 P5 动态球面 LED 靶标运动图像,实验采用搜索拓展系数为 1 时,得到全凝视区域图像,如图 13 所示;实验采用自适应搜索拓展系数为 0.95 时,获取垂轨长条带凝视搜索成像区域,如图 14 所示。

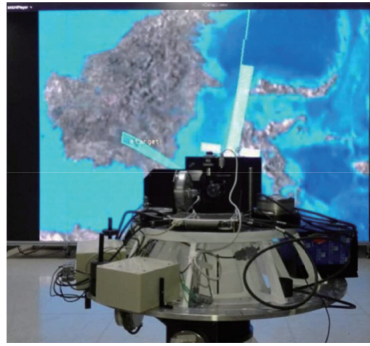


图 9 垂轨凝视搜索成像全物理仿真系统实物图

Fig. 9 Physical map of pendulum staring search imaging physical simulation system

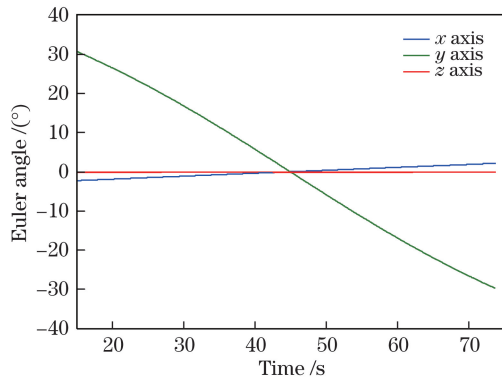


图 10 垂轨引导凝视搜索成像物理仿真三轴欧拉角
Fig. 10 Three-axis Euler angle of physical simulation of pendulum staring search imaging

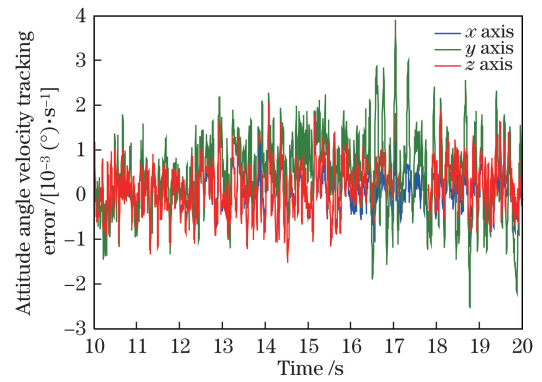


图 11 垂轨引导凝视搜索成像三轴姿态角速度跟踪误差
Fig. 11 Three-axis attitude angle tracking error of pendulum staring search imaging

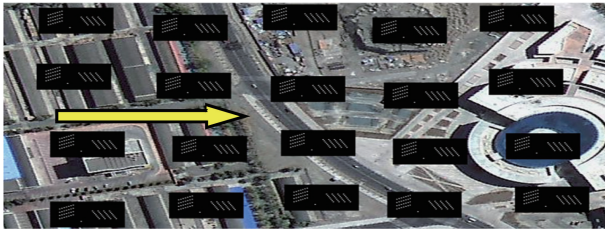


图 12 靶标系统运动图像
Fig. 12 Moving images of target system

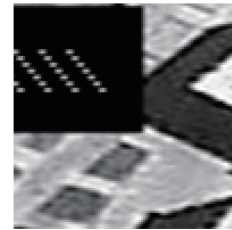


图 13 凝视跟踪成像图像
Fig. 13 Image of staring imaging



图 14 垂轨搜索成像图像
Fig. 14 Images of pendulum search imaging

1) 像移量分析

利用垂轨凝视搜索成像像移量公式计算,垂轨凝视搜索成像姿态稳定度优于 $0.003(^{\circ})\cdot\text{s}^{-1}$,指向精度优于 0.05° 时,单位曝光时间像元失配量小于 0.9 个,满足单帧成像图像质量。

2) 仿真成像传递函数分析

分析原始图像,根据厂家提供的参数,10%亮度 LED 大屏的目标对比度为 1:4,对应的传递函数为

$$X_{\text{MTF}_{\text{target}}} = \frac{\pi}{4} \times \frac{4-1}{4+1} = 0.47, \quad (16)$$

$$X_{\text{MTF}_{\text{plane}}} = M_{\text{target}} \times M_{\text{lens}} \times M_{\text{CCD}} = 0.47 \times 0.35 = 0.1645. \quad (17)$$

对图 12 测量传递函数得: $X_{\text{MTF}} = \frac{\pi}{4} \times \frac{61.8-41.5}{61.8+41.5} = 0.1543$ 。

对图 13 测量传递函数得: $X_{\text{MTF}} = \frac{\pi}{4} \times \frac{61.9-41.4}{61.9+41.4} = 0.1559$ 。

3) 搜索成像区域分析

搜索拓展系数为 1,全凝视成像区域理论长度通过视场角计算 $L = 7 \times \tan 6^{\circ} = 0.735 \text{ m}$;搜索拓展系数为 0.95,垂轨搜索扩大成像范围测算为 3.12 m。

经测试与计算,高精度三轴气浮控制系统可以实现沿轨精确凝视跟踪和垂轨方向搜索成像姿态控制,对应姿态控制误差可实现 10 Hz 控制周期姿态稳定度优于 $0.003(^{\circ})\cdot\text{s}^{-1}$,指向精度优于 0.05° ,对应成像像元失配量小于 0.9 个;由于存在靶标与转台安装误差、成像与靶标的时钟误差等,实际成像的传递函数相比较原始图像略微下降,全凝视成像区域范围为 $0.74 \text{ m} \times 0.74 \text{ m}$,成像调制传递函数(MTF)值为 0.1543,搜索拓展系数为 0.95 时,可实现垂轨向边缘帧间重叠率为 85%、中心帧间重叠率为 100%的渐变垂轨长条带区域成像,区域范围为 $0.74 \text{ m} \times 3.12 \text{ m}$,搜索成像长度扩大了 4 倍,仿真成像对应的图像 MTF 值为 0.1559。

4 结 论

针对垂轨区域目标分布进行层叠划分,通过降低帧间重叠率的方式使高分面阵相机实现垂轨区域凝视成像范围拓展,比全凝视成像大大扩大了成像范围,搜索成像需要较小的姿态控制精度即可实现成像像移匹配。受限于实验条件,实验结果图像清晰度下降,但实验结果依然可说明本文算法的正确性。整个垂轨搜索成像物理仿真满足面阵 CMOS 相机高质量成像的要求,可大范围进行动态信息获取,大幅提高成像侦察效率。

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): 2524-2533.
- [2] Triharjanto R H, Widipaminto A. Video camera system on LAPAN-TUBSAT micro-satellite[C]. Proceeding of Asian Space Conference, Singapore, 2007: 1-5.
- [3] Zhang Jingyang, Chang Haiping, Shen Weimin. Design of miniaturized spaceborne staring CCD remote sensor with visible light bands[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2012, 33(2): 23-27.
张镜洋, 常海萍, 沈为民. 一种星载微型凝视式可见光 CCD 遥感器设计[J]. 航天返回与遥感, 2012, 33(2): 23-27.
- [4] Liu Zhaojun, Chen Wei. Space applications of staring imaging technology with area FPA[J]. Infrared and Laser Engineering, 2006, 35(5): 541-545.
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.
- [5] Zhao Xuemin, Ma Wenpo, Liu Zhaojun. Study on area array staring imaging technology for LEO satellite[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2007, 28(2): 10-14.
赵学敏, 马文坡, 刘兆军. 低轨卫星面阵凝视成像技术研究[J]. 航天返回与遥感, 2007, 28(2): 10-14.
- [6] Sun Zhiyuan, Zhang Liu, Jin Guang, et al. Study and experiment on attitude tracking control of small TV satellite[J]. Optics and Precision Engineering, 2011, 19(11): 2715-2723.

- 孙志远, 张 刘, 金 光, 等. 视频小卫星凝视姿态跟踪理论分析与实验[J]. 光学 精密工程, 2011, 19(11): 2715-2723.
- [7] Feng Yushu, Liu Kun, Zhang Wendun. Simulation of staring imaging attitude tracking finite time control of TV satellite[J]. Journal of System Simulation, 2016, 28(1): 226-234.
冯昱澍, 刘 昆, 张文敦. 视频卫星凝视姿态跟踪有限时间控制仿真研究[J]. 系统仿真学报, 2016, 28(1): 226-234.
- [8] Huang Qundong, Yang Fang, Zhao Jian. Research on attitude guidance technology for agile satellite wide regional dynamic imaging[J]. Spacecraft Engineering, 2013, 22(4): 17-22.
黄群东, 杨 芳, 赵 键. 敏捷卫星宽幅动态成像姿态调整技术研究[J]. 航天器工程, 2013, 22(4): 17-22.
- [9] Yang Xiubin, Jiang Li, Jin Guang. Design and analysis of CMOS camera based on TDI in digital domain to realize high resolution staring-imaging[J]. Acta Optica Sinica, 2012, 32(9): 0911004.
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.
- [10] Gong Xueyi. 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: 30-41.
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: 30-41.
- [11] Zhang Xinwei, Dai Jun, Liu Fuqiang. Research on working mode of remote sensing satellite with agile attitude control[J]. Spacecraft Engineering, 2011, 20(4): 32-38.
张新伟, 戴 君, 刘付强. 敏捷遥感卫星工作模式研究[J]. 航天器工程, 2011, 20(4): 32-38.
- [12] Yan Dejie, Xu Shuyan, Han Chengshan. Effect of aircraft attitude on image motion compensation of space camera[J]. Optics and Precision Engineering, 2008, 16(11): 2199-2203.
闫得杰, 徐抒岩, 韩诚山. 飞行器姿态对空间相机像移补偿的影响[J]. 光学 精密工程, 2008, 16(11): 2199-2203.
- [13] Zhang Liu, Sun Zhiyuan, Jin Guang. Design of physical simulation system for TDI CCD dynamic imaging[J]. Optics and Precision Engineering, 2011, 19(3): 641-650.
张 刘, 孙志远, 金 光. 星载 TDI CCD 动态成像全物理仿真系统设计[J]. 光学 精密工程, 2011, 19(3): 641-650.
- [14] Zhao Guijun. Study on dynamic imaging on push-broom TDICCD optical remote sensor[J]. Optics and Precision Engineering, 2006, 14(2): 291-296.
赵贵军. 推扫型 TDICCD 光学遥感器动态成像研究[J]. 光学 精密工程, 2006, 14(2): 291-296.
- [15] Zhang Liu, Dai Lu, Xu Kai, *et al.* A kind of emulator for dynamic imaging of TDI CCD: 200910067547.2[P]. 2010-03-03.
张 刘, 戴 路, 徐 开, 等. 一种 TDI CCD 相机动态成像的模拟装置: 200910067547.2[P]. 2010-03-03.
- [16] Xu Bin, Lei Bin, Fan Chengcheng, *et al.* Internal error compensation method based on high-frequency angular displacement for high-resolution optical satellite images[J]. Acta Optica Sinica, 2016, 36(9): 0928002.
许 斌, 雷 斌, 范城城, 等. 基于高频角位移的高分光学卫星影像内部误差补偿方法[J]. 光学学报, 2016, 36(9): 0928002.
- [17] Guo Qiang, Zhang Xiaohu. Image shift compensation modeling and analysis for two-dimensional scanning on geostationary orbit[J]. Acta Optica Sinica, 2007, 27(10): 1779-1787.
郭 强, 张晓虎. 地球同步轨道二维扫描像移补偿技术建模与分析[J]. 光学学报, 2007, 27(10): 1779-1787.
- [18] Wang Xia, Zhang Guo, Shen Xin, *et al.* Satellite video stabilization with geometric distortion[J]. Acta Geodaetica et Cartographica Sinica, 2016, 45(2): 194-198.
王 霞, 张 过, 沈 欣, 等. 顾及像面畸变的卫星视频稳像[J]. 测绘学报, 2016, 45(2): 194-198.
- [19] Fan Chengcheng, Wang Mi, Yang Bo, *et al.* A method of high-precision ground processing for star sensor and gyro combination and accuracy verification[J]. Acta Optica Sinica, 2016, 36(11): 1128002.
范城城, 王 密, 杨 博, 等. 一种星敏传感器/陀螺地面高精度组合定姿与精度验证方法[J]. 光学学报, 2016, 36(11): 1128002.