

doi:10.3788/gzxb20174603.0311002

高分辨率 CMOS 相机沿轨长条带钟摆式 搜索成像设计

王亚敏^{1,2}, 杨秀彬¹, 金光¹, 徐伟¹, 王旻¹, 张钊^{1,2}

(1 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 长春 130033)

(2 中国科学院大学, 北京 100039)

摘 要:为实现面阵相机对沿轨方向长条带区域一定重叠率的推凝视成像, 设计了高分辨 CMOS 传感器的钟摆式搜索成像模型. 通过长条带逐层区域划分和成像重叠率渐近变化构建, 计算了钟摆式搜索成像参量和卫星实时推凝指向姿态, 并利用多次小幅逼近的 PD 控制器分析了搜索成像姿态控制精度与成像像移失配量. 利用高分 CMOS 原理样机和小卫星姿控仿真平台对 P5 型曲面 LED 靶标系统进行地面等比缩放的长条带钟摆式搜索成像仿真试验. 结果表明: 帧间重叠率大于 85% 的钟摆式搜索成像比全凝视成像区域扩大了 4 倍; 控制周期为 10 Hz 时, 其姿态控制精度优于 0.05° , 姿态稳定度优于 $0.003^\circ/\text{s}$, 搜索成像对应的图像传递函数能够达到 0.141 1.

关键词:成像模式设计; 钟摆式搜索; 姿态规划; 像移补偿; 地面缩比试验

中图分类号: A11

文献标识码: A

文章编号: 1004-4213(2017)03-0311002-10

Design of Pendulum Type Searching Imaging Along the Track Long-strip with High Resolution CMOS Camera

WANG Ya-min^{1,2}, YANG Xiu-bin¹, JIN Guang¹, XU Wei¹, WANG Min¹, ZHANG Zhao^{1,2}

(1 Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences,
Changchun 130033, China)

(2 University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100039, China)

Abstract: In order to realize the push-staring imaging with a certain overlap rate of the long-strip region along the track of plane array camera, a pendulum type searching imaging model was designed with a high resolution CMOS sensor. Based on the region division of the long-strip layer by layer and the construction of gradual change of imaging overlapping rate, the real-time push-staring pointing gesture of the satellite and the matching parameters of pendulum type searching imaging were calculated. Besides, a PD (Proportional and Derivative) controller with multiple small approaching was used to analyze the gesture control precision of searching imaging and image shift mismatch quantity. Finally, a ground geometric scaling simulation experiment of the long-strip pendulum type searching imaging of the system of P5 surface LED (Light Emitting Diode) targets was carried out through the CMOS (Complementary Metal Oxide Semiconductor) principle prototype and the small satellite gesture control simulation platform. The results show that, the area of pendulum type searching imaging is larger about four times than that of the staring imaging when the inter frame overlap ratio is more than 85%. The

基金项目: 国家自然科学基金青年科学基金(No. 61503360)资助

第一作者: 王亚敏(1988-), 女, 博士研究生, 主要研究方向为卫星多模式成像. Email: 493729483@qq.com

通讯作者: 徐伟(1981-), 男, 研究员, 博士, 主要研究方向为星载一体化卫星技术及高可靠性一体化航天电子学系统. Email: xwciomp@126.com

导 师: 金光(1958-), 男, 研究员, 博士, 主要研究方向为空间光学遥感器总体. Email: jing@ciomp.ac.cn

收稿日期: 2016-09-01; 录用日期: 2016-11-01

<http://www.photon.ac.cn>

gesture control accuracy is better than 0.05° , the gesture stability is better than $0.003^\circ/\text{s}$ and the corresponding transfer function can reach up to 0.141 1 when the control frequency is 10 Hz.

Key words: Imaging pattern design; Pendulum type searching; Gesture planning; Image shift compensation; Ground scaling experiment

OCIS Codes: 110.2960; 040.1490; 040.1520; 080.2740; 120.0280

0 引言

随着航天遥感的发展,低成本视频卫星正以其特殊的优势逐渐成为新发展方向之一.视频卫星的“凝视”成像模式是指卫星在沿轨道进动过程中,为了消除目标区域和卫星的相对位置之间的变化关系,通过调整卫星的姿态角和姿态角速度,使光学有效载荷的光轴始终动态指向地球上的指定目标区域,从而实现光学载荷对目标连续观测成像^[1].凝视成像可获得比推扫成像更多的动态信息,特别适用于观测动态目标的瞬时特性.然而,凝视成像覆盖面积完全取决于面阵 CCD 相机视场的范围,一般只有几公里,而目标所在城市、区域大都在 30 km 范围左右,凝视成像无法对长条带区域目标进行跟踪成像,成像覆盖范围大大影响了侦查效率,视频卫星窄幅宽对应的有限成像覆盖范围大大限制了其应用领域^[1-2].

在视频卫星长条带凝视成像相关研究中,文献[3]介绍了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[4]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[5]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成像时相对轨道坐标系的姿态变化;文献[6]针对视频卫星对地凝视成像的姿态控制问题,提出了一种基于双框架控制力矩陀螺(Double Gimbal Control Moment Gyroscope, DGCMG)和反作用飞轮的卫星对地凝视姿态跟踪有限时间控制方法;文献[7]研究了基于双框架控制力矩陀螺的敏捷小卫星对地凝视成像过程中的姿态跟踪控制;文献[8]利用姿态的敏捷控制能力,研究提出了多点目标成像、立体成像、宽幅拼接成像、动态扫描成像等四种典型工作模式,完成了敏捷卫星主要工作模式的分析与设计;文献[9]通过分析飞行器姿态对像移补偿结果的影响,提出了空间相机对飞行器姿态精度的要求以实现高精度的像移补偿,并确定了允许的像移匹配误差.综上,虽然已有研究在姿态规划和像移方面已经做了很多工作,但是在扩大视频卫星凝视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对长条带凝视成像模式的设计尚待研究.

本文提出了一种视频卫星扩大凝视成像范围的沿轨长条带钟摆式搜索成像方法,攻克了如何通过归纳重叠率的变化规律降低扩大幅宽,在保证像移匹配的情况下实现动态目标的跟踪的难点和关键点^[10].通过划分成像条带区域、构建帧间重叠率及微调成像俯仰姿态等方法扩大卫星沿轨覆盖范围,并分析了凝视搜索成像对应的姿态控制精度及像移失配量,解决了窄视场视频卫星不能对长条带区域目标的动态观测问题.

1 高分 CMOS 相机长条带钟摆式搜索成像模式设计

1.1 参考坐标系定义

钟摆式搜索成像设计分析需要建立地面目标、卫星与成像像面之间的关联,卫星姿态的快速机动导致卫星本体坐标系相对轨道坐标系和惯性空间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^[11].如图 1,为便利后续数学建模,需要先定义以下对应的参考坐标系^[12]:

1) 地球惯性坐标系 $o_i x_i y_i z_i$

以地心为原点, X 轴沿地球赤道平面与黄道平面的交线指向春分点, Z 轴指向北极, Y 轴与 X 轴、 Z 轴构成右手正交坐标系;

2) 轨道坐标系 $o_e x_e y_e z_e$

以卫星质心为原点, X 轴指向卫星速度方向, Z 轴在轨道平面内与 X 轴垂直,并指向地球表面, Y 轴与 X 轴、 Z 轴构成右手正交坐标系,此坐标系在空间是旋转的;

3) 卫星本体坐标系 $o_b x_b y_b z_b$

以卫星质心为原点,以卫星惯量主轴 XYZ 为轴,也称主轴坐标系,定义为右手正交坐标系,初始时刻轨道角速度和本体坐标系重合;

4) 相机坐标系 $o_c x_c y_c z_c$

相机物镜的主点为原点,相机物镜的主点与卫星质心标定时尽量保持一致,由此从相机坐标系到卫星本体坐标系比例尺缩小了 f/h , f 是相机焦距, h 是地物物距;

5) 像面坐标系 $o_f x_f y_f z_f$

原点在像面中心,由相机坐标系沿 Z 轴平移焦距 f 得到.

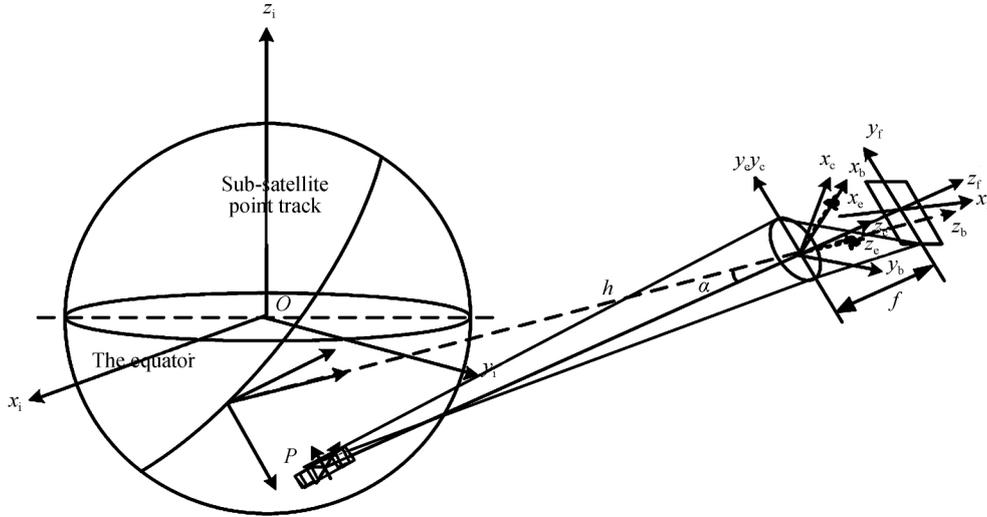


图 1 各参考坐标系示意图

Fig. 1 Schematic diagram of reference coordinate systems

1.2 钟摆式搜索成像模式原理

卫星在凝视成像时,卫星姿态控制系统实时调整星体的姿态,以克服卫星的轨道运动、姿态运动和地球自转带来的目标不断偏离光轴的影响,使光学遥感器的光轴始终对准目标,光学载荷的光轴始终对准地面目标区域进行不间断成像,成像过程如图 2,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,即沿轨方向和垂轨方向仅仅几公里范围^[13-14].

为了扩展传统窄视场面阵相机凝视成像覆盖范围,实现长条带大范围区域一定重叠率的推凝视成像,设计了一种视频卫星扩大沿轨方向凝视成像范围的钟摆式搜索成像模式.所谓钟摆式搜索成像,即在凝视过程中,光轴不再凝视一动不动,而是缓慢地向前推移,在保证帧间一定重叠率的条件下,使沿轨方向凝视幅宽增大,从而达到拍摄更大目标区域动态影像的目的,如图 3.

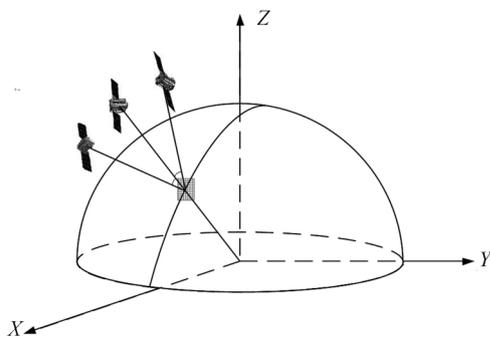


图 2 传统凝视成像模式示意图

Fig. 2 Sketch map of traditional staring imaging pattern

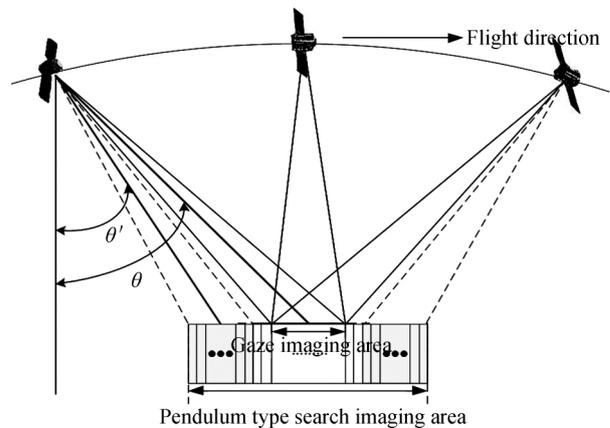


图 3 钟摆式搜索成像模式示意图

Fig. 3 Schematic diagram of pendulum type searching imaging pattern

1.3 钟摆式搜索成像参量计算

为了实现长条带一定重叠率的凝视成像,需要对长条带待成像区域进行划分,划分单元为面阵相机视场

幅宽为 $b \times b$, 即全凝视成像对应的区域 ($S_1 = b \times b$). 假设一定长条带长度为 L , 卫星的星下点为 O , 经划分成像初期期望扩大范围后边界视场中心为 B ; 期望扩大范围后条带视场中心为 A ; 成像末期期望扩大范围后边界视场中心对应的值为 C ; 与 B 相邻一帧的视场中心为 D . 以起始成像时刻为例, 如图4, 设卫星轨道高度为

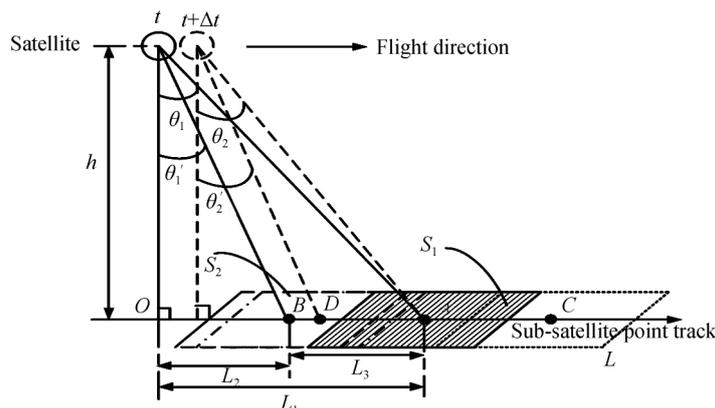


图4 钟摆式搜索成像几何关系

Fig. 4 Geometry relationship of pendulum type searching imaging

h , 视场角为 α , 起始成像时刻为 t , A 对应的俯仰角为 θ_1 , $t + \Delta t$ 时刻对应的俯仰角为 θ_2 , B 、 D 对应的俯仰角分别为 θ'_1 、 θ'_2 . 在不考虑地球曲率的前提下, 确定卫星钟摆式搜索成像的期望成像参量. 第 t 时刻, 幅宽 $= \frac{h}{\cos \theta_1} \alpha$; 第 $t + \Delta t$ 时刻, 幅宽 $= \frac{h}{\cos \theta_2} \alpha$. 假定 $\theta'_1 = K_1 \theta_1$, $\theta'_2 = K_2 \theta_2$, 相邻两帧间的重叠率为 η , 则

$$\eta = 1 - \frac{\frac{h}{\cos K_1 \theta_1} \alpha - \frac{h}{\cos K_2 \theta_2} \alpha}{\frac{h}{\cos K_1 \theta_1} \alpha} = \frac{\cos K_1 \theta_1}{\cos K_2 \theta_2} \quad (1)$$

由式(1)可见, 当 K_1 与 K_2 相等且都为常值 $K = \theta'_1 / \theta_1$, 如初始时刻重叠率为 85% 时, 随着成像推进重叠率将慢慢增大, 中心点重叠率达到最大值 100%, 最后再逐渐减小直至 85%, 在此过程中沿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.

扩大后视场长度为

$$L = 2h \cdot \tan(K \cdot \theta_1) \quad (2)$$

重叠率是微观量, 视场扩大量是宏观量, 视场的扩大是由相邻两帧之间不断变化的重叠率引起的, 两者的分类标准不同. 视场扩大是有极限的, 当两帧间的重叠率一直为零时, 成像效果等同于推扫成像.

1.4 卫星实时推凝指向姿态确定

钟摆式搜索成像是在卫星进动过程中满足帧间一定重叠率下的推凝式结合, 为满足卫星进动过程中对长条带目标的推凝视结合的长时间曝光成像, 需要将光学相机的光轴始终指向长条带划分区域的目标中心点, 即光轴 u^O 始终与观测矢量 u_{SG}^O 始终重合, 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 5.

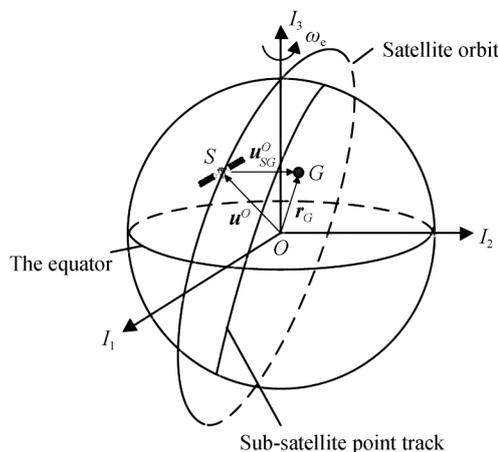


图5 凝视成像示意图

Fig. 5 Schematic diagram of staring imaging

卫星对地实时推凝指向成像时, 星体从对地三轴稳定到达到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 Q_c 可表示为

$$Q_c = \left[\cos \frac{\xi}{2} \quad e \sin \frac{\xi}{2} \right]^G = [q_{c0} \quad q_{c1} \quad q_{c2} \quad q_{c3}]^G \quad (3)$$

式中, ξ 为观测矢量 u_{SG}^O 与光轴 u^O 之间的夹角, e 为与 u_{SG}^O 、 u^O 垂直的单位矢量, 有

$$\begin{cases} \xi = \arccos \frac{\mathbf{u}^O \cdot \mathbf{u}_{SG}^O}{|\mathbf{u}^O| \cdot |\mathbf{u}_{SG}^O|} \\ \mathbf{e} = \frac{\mathbf{u}^O \times \mathbf{u}_{SG}^O}{|\mathbf{u}^O \times \mathbf{u}_{SG}^O|} \end{cases} \quad (4)$$

式中,光轴向量 \mathbf{u}^O 由 GPS 给出的卫星位置推算得出,在轨道坐标系下,沿观测矢量方向上的单位向量 \mathbf{u}_{SG}^O 可表示为

$$\begin{cases} \mathbf{u}_{SG}^O = \frac{\mathbf{r}_{SG}^O}{|\mathbf{r}_{SG}^O|} \\ \mathbf{r}_{SG}^O = \mathbf{A}_I^O (\mathbf{r}_G^I - \mathbf{r}_S^I) \end{cases} \quad (5)$$

式中, \mathbf{A}_I^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^I 为卫星在地球惯性坐标系中的位置矢量, \mathbf{r}_G^I 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 以及海拔高度 h 来表示,则目标点 G 在地球惯性坐标系 I 中可以表示为

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

式中, $|\mathbf{r}_G|$ 为目标点 G 到地心 O 的矢量 \mathbf{r}_G 的长度. 在 $a_e = 6\,378.137$ km (WGS84 坐标系下的地球长半轴); $b_e = 6\,356.752\,3$ km (地球短半轴) 时,地心半径由地心纬度唯一确定,即

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

期望四元数 Q_c 即为搜索成像星体需要机动的四元数,此类机动方式的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 1-2-3 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横滚角 φ 和期望俯仰角 θ ,即

$$\begin{cases} \varphi = \arcsin [2(q_{e0}q_{e2} + q_{e1}q_{e3})] \\ \theta = \arctan \frac{2(q_{e2}q_{e3} - q_{e0}q_{e1})}{q_{e0}^2 - q_{e1}^2 - q_{e2}^2 + q_{e3}^2} \end{cases} \quad (8)$$

在钟摆式搜索成像模式过程中,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,在凝视成像原有俯仰角度基础上加入搜索成像比例系数,即

$$\begin{cases} \varphi' = \varphi \\ \theta' = K \times \theta \end{cases} \quad (9)$$

卫星对沿轨长条带区域目标进行钟摆式搜索成像可扩大覆盖范围,并且 K 的值在每次任务规划时可以根据沿轨长条带成像范围进行选取. 当 $K < 1$ 时,卫星成像方向与沿轨道飞行方向一致;当 $K = 1$ 时,钟摆式搜索成像模式等同于传统凝视模式;当 $K > 1$ 时,卫星成像方向与沿轨道飞行方向相反.

2 卫星姿态控制模型和跟踪控制器设计

钟摆式搜索成像不仅需要姿态轨迹规划,还需要由姿态控制器的跟踪实现. 综合考虑卫星的机动能力和成像能力,分析卫星动态跟踪成像的姿态角和姿态角速度的变化及动态跟踪精度对成像的影响,实现沿轨长条带成像范围扩大.

为了指导卫星姿态跟踪控制器的设计,需要对钟摆式搜索成像的规划姿态轨迹进行特性分析. 采用频域分析的方法可以对姿态规划轨迹的频率范围进行刻画,其可将规划姿态轨迹分解为若干正弦信号的组合,即

$$u_i = \sum_{i=1}^{\infty} A_i \sin \omega_i t \quad (10)$$

正弦信号中的具有最高频率的信号反应了规划姿态轨迹的频域特性.

基于对输入信号的频域特性分析,可以确定输入信号的频域范围. 在本文中设计的 PD 控制器为实现对

高精度快速跟踪,其控制带宽要高于输入信号最高频率,进而对输入信号进行复现.同时也可以以带宽高于输入信号最高频率这一约束来指导 PD 控制参数的设计.带宽频率为

$$\omega_b = \omega_n \sqrt{1 - 2\zeta^2} + \sqrt{2 - 4\zeta^2 + 4\zeta^4} \quad (11)$$

式中, ω_n 是自然频率, ζ 是阻尼比.

2.1 卫星姿态控制模型

在惯性系下,刚体卫星的姿态运动学和动力学方程可以表示为^[15]

$$\begin{cases} \dot{\boldsymbol{\rho}} = T(\boldsymbol{\rho})\boldsymbol{\omega} \\ \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{H}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{T} \end{cases} \quad (12)$$

式中, $\boldsymbol{\rho}$ 为卫星 Rodrigues 参量, \mathbf{J} 为卫星的转动惯量阵, \mathbf{T} 为执行机构控制力矩,表达式分别为

$$\mathbf{J} = \begin{bmatrix} J_{11} & J_{12} & J_{13} \\ J_{12} & J_{22} & J_{23} \\ J_{13} & J_{23} & J_{33} \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\mathbf{T}(\boldsymbol{\rho}) = \frac{1}{2} [\mathbf{I} + \boldsymbol{\rho}\boldsymbol{\rho}^T + \boldsymbol{\rho}^\times] \quad (14)$$

$$\mathbf{H} = [\mathbf{h}^\times] = \begin{bmatrix} 0 & -h_3 & h_2 \\ h_3 & 0 & -h_1 \\ -h_2 & h_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (15)$$

式中,上标 T 表示矩阵的转置, $^\times$ 表示矩阵的反对称.

2.2 执行机构动力学模型

采用的执行机构为反作用飞轮,只考虑静摩擦力矩和动摩擦力矩时,飞轮数学模型为

$$\begin{cases} \mathbf{T}_r = \mathbf{T}_c + \mathbf{T}_a + \mathbf{T}_f + \mathbf{T}_{md} \\ \mathbf{T}_a = K_a \boldsymbol{\Omega}^{3/2} \\ \mathbf{T}_{md} = K_{md} \boldsymbol{\Omega}^2 \sin(\boldsymbol{\Omega}t) \end{cases} \quad (16)$$

式中: \mathbf{T}_r 为星体受到的实际控制力矩; \mathbf{T}_c 为姿态控制器期望控制力矩; \mathbf{T}_a 为静摩擦力矩与动摩擦力矩之和; \mathbf{T}_f 为飞轮所受到摩擦力矩; \mathbf{T}_{md} 为动不平衡力矩.

2.3 控制器设计

传统 PD 控制器的响应速度与系统调量与调整时间将相互制约,本文采用多次小幅逼近的思想对传统的 PD 控制器进行改进,得到一种跟踪误差限幅的饱和 PD 控制器,即

$$\mathbf{T} = -\text{sat} [K_p \text{sat}(\boldsymbol{\rho} - \boldsymbol{\rho}_d) + K_d(\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}_d)] \quad (17)$$

$$\text{sat}(\boldsymbol{\rho} - \boldsymbol{\rho}_d) = \begin{cases} \boldsymbol{\rho} - \boldsymbol{\rho}_d, \max(|\boldsymbol{\rho} - \boldsymbol{\rho}_d|/1/50) \\ \boldsymbol{\rho} - \boldsymbol{\rho}_d / \max(|\boldsymbol{\rho} - \boldsymbol{\rho}_d|/50, \max(|\boldsymbol{\rho} - \boldsymbol{\rho}_d|/1/50)) \end{cases} \quad (18)$$

2.4 成像像移失配量计算

由于无法完全保证姿态跟踪稳定度,卫星成像存在像移问题.钟摆式搜索成像针对每个划分区域成像时,卫星通过姿态机动对自旋地面目标与卫星的相对运动进行相互补偿,卫星与区域目标点之间均可认为无相对运动,成像引起的像移量主要由卫星的实际姿态与期望姿态偏差引起^[17].成像时,卫星姿态角与姿态角速度共同对像面坐标系内的像移速度进行贡献,利用相机焦面矢量与卫星姿态变化关系建立钟摆式搜索成像像面像移量位置变化模型,如图 6.

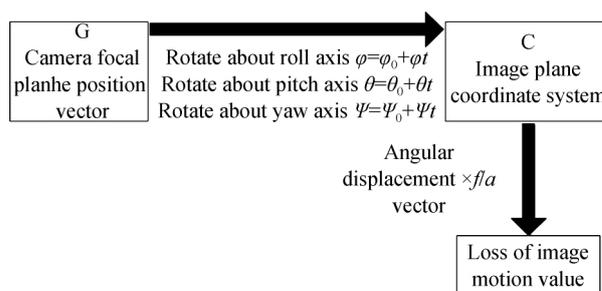


图 6 成像姿态引起的速度矢量求解
Fig. 6 Solution of velocity vector induced by imaging attitude

$$c = \begin{bmatrix} c_1 \\ c_2 \\ c_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\psi_0 + \dot{\psi}t) & \sin(\psi_0 + \dot{\psi}t) & 0 \\ -\sin(\psi_0 + \dot{\psi}t) & \cos(\psi_0 + \dot{\psi}t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos(\theta_0 + \dot{\theta}t) & 0 & -\sin(\theta_0 + \dot{\theta}t) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta_0 + \dot{\theta}t) & 0 & \cos(\theta_0 + \dot{\theta}t) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\varphi_0 + \dot{\varphi}t) & \sin(\varphi_0 + \dot{\varphi}t) \\ 0 & -\sin(\varphi_0 + \dot{\varphi}t) & \cos(\varphi_0 + \dot{\varphi}t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (19)$$

将角位置矢量方程两边乘以焦距 f 除以单位像元尺寸 a , 则可得到钟摆式搜索成像像移量变化为

$$dA = \frac{c}{a} \times f \quad (20)$$

在物面上, 像移量可近似表示为

$$\Delta A = \frac{h \cdot \omega \cdot t \cdot \pi}{180} \quad (21)$$

式中, h 为轨道高度, ω 为姿态稳定度, t 为曝光时间. 由此可见在实际飞行工况下, $K < 1$ 时, 钟摆式搜索成像较传统凝视成像的俯仰姿态角整体变小, 姿态机动变化更慢, 为了使帧间不漏缝卫星相机的帧频要大, 从而导致像移量更小, 对卫星平台和成像系统成像参量的要求更低. 相反, 当 $K > 1$ 时, 钟摆式搜索成像的姿态机动变化更快, 相机的帧频更小, 所以产生的像移更大, 对卫星平台和成像系统成像参量的要求更高. 当像移量小于一个像元时, 不影响图像清晰度.

3 全物理仿真试验与分析

成像卫星制作具有高投入与高风险, 需要在地面进行严密的仿真实验验证成像技术的正确性. 本文利用高分 CMOS 原理样机和小卫星姿控仿真平台对 P5 型曲面 LED 靶标系统进行等比缩放的长条带钟摆式搜索成像仿真试验.

3.1 仿真实验等比缩放设计

为在地面验证成像原理, 采用地面等比缩放将 500 km 成像卫星参量进行缩放, 小卫星姿控仿真平台主要由三轴气浮转台、反作用飞轮、光纤陀螺、台上控制计算机、动态靶标、Matrox Imaging 图像采集软件等构成. 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 50 ms. P5 型曲面 LED 靶标系统尺寸 $6 \text{ m} \times 4 \text{ m}$, 曲率半径为 32 m, LED 像元尺寸 5 mm, 三轴气浮转台对 LED 目标成像可实现俯仰 $\pm 30^\circ$ 和横滚 $\pm 25^\circ$ 范围内的成像. 定义三轴气浮转台坐标系, x 指向 LED 大屏方向, z 轴由轴心指向台面方向, y 轴与 x, z 轴成右手坐标系, 仿真实验过程, 利用小卫星姿控仿真平台使高分 CMOS 相机对速度为 13 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量与在轨卫星成像参量缩放匹配, 相应的缩放原理如图 7, 对应的缩放参量见表 1 和表 2, 仿真实验设备如图 8.

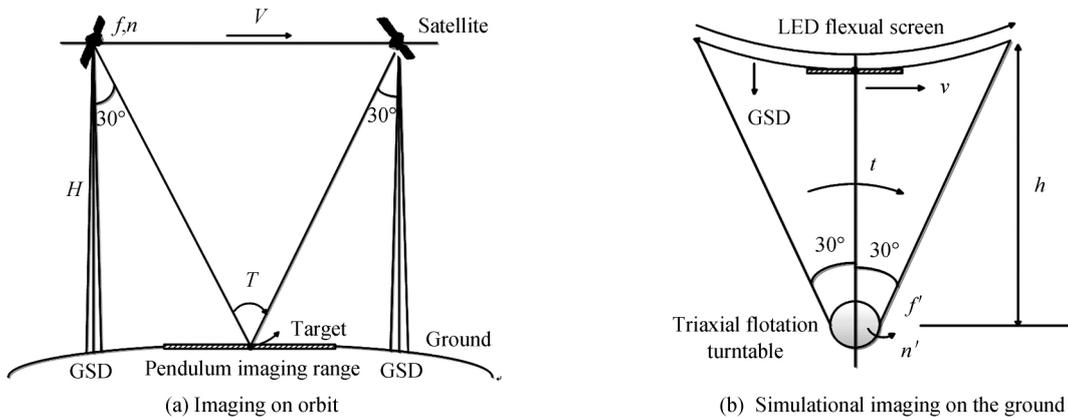


图 7 钟摆搜索成像地面缩放原理图

Fig. 7 Ground scaling map of pendulum searching imaging

表 1 在轨成像参量

Table 1 Imaging parameters on orbit

Serial number	Imaging parameters on orbit	Value
1	Earth radius	6 400 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	±30°
7	Satellite velocity relative to the ground	7.5 km/s
8	Length of imaging time	75s

表 2 地面仿真实验参量

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	±30°
7	Target movement speed	13 pixels/s
8	Length of imaging time	75 s
9	K	0.98

3.2 姿态控制仿真分析

设在初始时刻, P5 型 LED 靶标持续运动, 小卫星姿态仿真平台提前从俯仰 30° 开始对靶标上被视目标进行跟踪成像, 三轴气浮转台的实际转动惯量

$$I = \begin{bmatrix} 7.5 & -0.2 & 0.1 \\ -0.2 & 10.3 & -0.15 \\ 0.1 & -0.15 & 11 \end{bmatrix}$$

图 9 给出了控制周期为 10 Hz 时基于 XPC 的物理仿真实验实际得到的三轴欧拉角跟踪曲线, 图 10 则给出了控制周期为 10 Hz 时基于 XPC 的物理仿真实验三轴姿态角速度跟踪误差曲线. 经分析, 物理仿真实验可实现姿态稳定度为 0.003°/s, 指向精度优于 0.05° 的跟踪效果, 并且需要的实际控制力矩幅值也较小, 可以满足实验验证任务需求.

期为 10 Hz 时基于 XPC 的物理仿真实验实际得到的三轴欧拉角跟踪曲线, 图 10 则给出了控制周期为 10 Hz 时基于 XPC 的物理仿真实验三轴姿态角速度跟踪误差曲线. 经分析, 物理仿真实验可实现姿态稳定度为 0.003°/s, 指向精度优于 0.05° 的跟踪效果, 并且需要的实际控制力矩幅值也较小, 可以满足实验验证任务需求.



图 8 小卫星全物理仿真系统实物图

Fig. 8 Practicality of small satellite physical simulation system

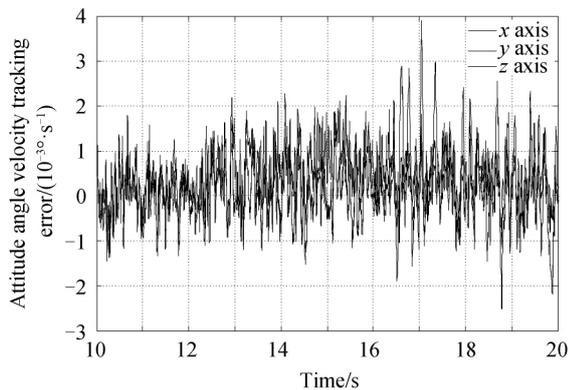


图 9 三轴姿态角跟踪误差半物理仿真结果

Fig. 9 Semi-physical simulation results of three axis attitude angle tracking error

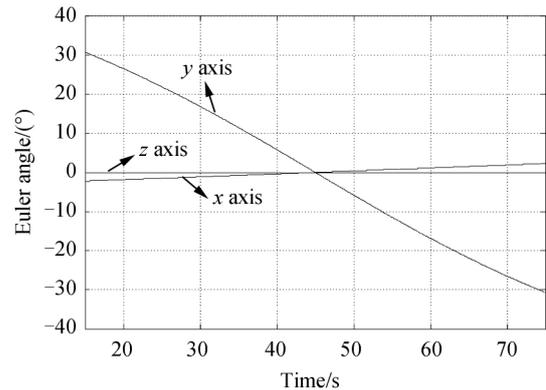


图 10 三轴欧拉角半物理仿真跟踪结果

Fig. 10 Three-axis Euler angle semi physical simulation tracking results

3.3 成像仿真分析

高分 CMOS 原理样机置于姿态角控制精度与姿态稳定度优于 0.05°, 0.003°/s 的小型三轴气浮转台对 P5 型曲面 LED 靶标系统进行等比缩放的凝视跟踪成像与长条带钟摆式搜索成像仿真试验. 图 11 为靶标系统运动图像, 相机在实现帧间重叠率 > 85% 的情况下, 随着小型三轴气浮转台对它从俯仰角 30° 开始进行成像, 图 12 为凝视跟踪成像的实验成像结果, 图 13 为长条带钟摆式搜索成像图.

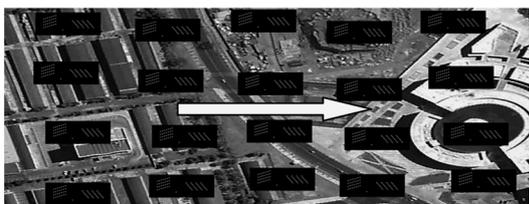


图 11 靶标系统运动图像

Fig. 11 Moving image of target system

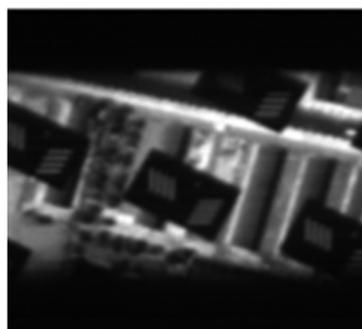


图 12 凝视跟踪成像图像

Fig. 12 Image of staring imaging

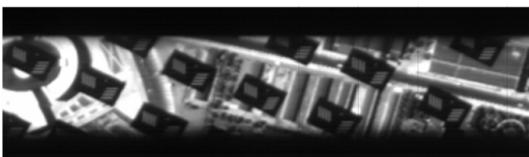


图 13 长条带钟摆式搜索成像图像

Fig. 13 Image of pendulum type searching imaging

分析原始图像^[13],根据厂家提供的参量,10%亮度 LED 大屏的目标对比度为 1:4,对应的传递函数为

$$\begin{cases} \text{MTF} = \frac{\pi}{4} \times \frac{4-1}{4+1} = 0.59 \\ \text{MTF}_{\text{image plane}} = M_{\text{target}} \times M_{\text{camera}} \times M_{\text{CCD}} = 0.59 \times 0.3 = 0.177. \end{cases}$$

对图 12 测量传递函数得

$$\text{MTF} = \frac{\pi}{4} \times \frac{61.2-41.6}{61.2+41.6} = 0.1497.$$

对图 13 测量传递函数得

$$\text{MTF} = \frac{\pi}{4} \times \frac{60.4-42}{60.4+42} = 0.1411.$$

理论条带长度计算

$$L = 2 \times 5 \times \tan(30^\circ) = 5.774 \text{ m}.$$

经计算,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原始图像略微下降,凝视成像区域能够对某一区域进行实时动态成像,钟摆式搜索成像实现在 K 为 0.98 的情况下,实际凝视成像条带长度为 1.443 1 m,实际钟摆式搜索成像条带长度为 5.762 m,像移量不超过一个像元,较全凝视成像模式成像区域实现了长条带凝视搜索,搜索成像长度扩大了 4 倍,条带长度实际与理论计算一致性良好.

受限于实验条件约束,实验结果图像清晰度较差,究其原因有:在成像实验过程中采用的是低成本的工业相机,其自身的成像质量相对较低;三轴气浮转台稳定性受外界环境干扰大,影响实验效果.可行的改进建议有:1)采用高质量高分辨率的成像相机;2)改善实验环境,防震防风,减小对转台稳定性的影响.虽然实验条件有限,但实验结果依然可说明本文算法的正确性.

4 结论

本文在先前已有研究成果的基础上,设计了高分辨 CMOS 传感器的钟摆式搜索成像模式,揭示了钟摆式搜索成像的成像原理,理论上解决了先前未曾涉及的视频卫星在成像姿态快速变化和保证像移匹配的情况下对长条带凝视成像问题,扩大了视频卫星凝视成像区域,可实现动态目标的快速跟踪,并在最后利用小卫星姿控仿真平台和高分 CMOS 原理样机对 P5 型曲面 LED 靶标系统进行全物理仿真实验,验证了本文方法的可行性,具有一定的工程指导意义.

参考文献

- [1] GERALD L, JAN B, GUY M. Time-delay-integration architectures in CMOS image sensors[J]. *IEEE Transactions on Electron Devices*, 2009, 56(11): 2524-2532.
- [2] LIU Zhao-jun, 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.
- [3] SUN Zhi-yuan, ZHANG Liu, JIN Guang, *et al.* Study and experiment on attitude tracking control of small TV satellite [J]. *Infrared and Laser 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.
- [4] YANG Xiu-bin, JIANG Li, JIN Guang, *et al.* 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,等. 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.
- [5] FENG Yu-shu, LIU Kun, ZHANG Wen-dun, *et al.* 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,等. 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): 2715-2723.
- [6] HUANG Qun-dong, YANG Fang, ZHAO Jian, *et al.* 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,等. 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.
- [7] ZHANG Xin-wei, DAI Jun, LIU Fu-qiang, *et al.* 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,等. 敏捷遥感卫星工作模式研究[J]. 航天器工程,2011,**20**(4):32-38.
- [8] YAN De-jie, XU Shu-yan, HAN Cheng-shan, *et al.* 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,等. 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.
- [9] ZHANG Liu, SUN Zhi-yuan, JIN Guang, *et al.* 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,等. 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.
- [10] GONG Xue-yi. The key technology research of space staring imaging with a large area array image sensor[D]. Shanghai: Shanghai Institute of Technical Physics, 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] ZHI Xi-yang, ZHANG Shu-qing, ZHANG Wei, *et al.* MTF space-variant blurring resulted from platform vibration of TDICCD camera[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2016, **24**(6): 1432-1438.
智喜洋,张树青,张伟,等. TDICCD 相机平台振动所致的 MTF 空间移变降质[J]. 光学精密工程, 2016, **24**(6): 1432-1438.
- [12] ZHANG Yan-chao, WANG Fang, ZHAO Jian, *et al.* Fast digital image stabilization based on characteristic peak of projection matching[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2015, **23**(6): 1768-1773.
张艳超,王芳,赵建,等. 投影特征峰匹配的快电子稳像[J]. 光学精密工程, 2015, **23**(6): 1768-1773.
- [13] ZHAO Gui-jun. 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.
- [14] ZHANG Jing-yang, CHANG Hai-ping, SHEN Wei-min, *et al.* 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,等. 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.
- [15] ZHANG Liu, DAI Lu, XU Kai. A kind of emulator for dynamic imaging of TDI CCD; China, cn200910067547. 2[P]. 2009.
张刘,戴路,徐开. 一种 TDI CCD 相机动态成像的模拟装置:中国,cn200910067547. 2[P]. 2009.
- [16] ZHU Jun-qing, SHA Wei, CHEN Chang-zheng, *et al.* Frequency response of imaging quality by micro-vibration for large-aperture space-borne telescope[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2016, **24**(5): 1118-1127.
朱俊青,沙巍,陈长征,等. 大口径空间相机像质的微振动频率响应计算[J]. 光学精密工程, 2016, **24**(5): 1118-1127.
- [17] GUO Qiang, ZHANG Xiao-hu. 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.