

文章编号 1004-924X(2017)08-1969-10

吉林一号轻型高分辨率遥感卫星光学成像技术

徐 伟*, 金 光, 王家骥

(中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所 小卫星技术国家地方联合工程研究中心, 吉林 长春 130033)

摘要: 为了实现吉林一号光学遥感卫星轻量化设计与高分辨率多光谱多模式成像, 采用星载一体化设计理念及敏捷多模式成像策略, 完成了吉林一号卫星的指标、方案及关键技术的设计与在轨多模式光学成像。吉林一号整星的质量为 450 kg, 有效载荷比高达 40%, 机动能力达 $2.1 (^{\circ})/\text{s}$, 可实现大侧摆、同轨立体与条带拼接等多模式成像, 结合星上 800 GB 的 FLASH 存储能力和 X 波段双通道 600 Mbps 的数据传输能力, 卫星每天可获取近 $150\,000\text{ km}^2$ 的图像数据。吉林一号轻型高分辨率光学卫星于 2015 年发射入轨, 运行在 656 km 太阳同步轨道, 地面全色和多光谱分辨率分别优于 0.72 m 和 2.88 m, 满足多行业应用及商业化运营的需求。

关 键 词: 光学遥感; 星载一体化; 吉林一号; 多模式成像; 轻型高分辨

中图分类号: V474.2; TH74 **文献标识码:** A **doi:** 10.3788/OPE.20172508.1969

Optical imaging technology of JL-1 lightweight high resolution multispectral remote sensing satellite

XU Wei*, JIN Guang, WANG Jia-qi

(National & Local United Engineering Research Center of Small Satellite Technology,
Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics,
Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China)

* Corresponding author, E-mail: xwciomp@126.com

Abstract: In order to realize light-weight design as well as multi-spectral and multi-mode imaging with high resolution of JL-1 optical remote sensing satellite, advanced integration design method and payload centric concept were adopted, thus indexes, scheme and key techniques of JL-1 were given and in-orbit multi-mode optical imaging was achieved. The mass of JL-1 is approximately 450 kg, the payload ratio reaches 40% and the attitude maneuver speed of JL-1 can be $2.1 (^{\circ})/\text{s}$, which enable stereo and piece imaging. With the capacity of 800 GB on-board FLASH storage and double X band 600 Mbps telemetry, JL-1 satellite can collect up image data over nearly $150,000\text{ km}^2$ daily. The satellite was launched in 2015, and can collect images with resolutions of 0.72 m (PAN) and 2.88 m (MS) in 656 km sun synchronous orbit, which meet the requirements of commercial movements.

Key words: optical remote sensing; platform and payload integration; JL-1; multi-mode imaging; lightweight high-resolution

收稿日期: 2017-02-22; 修订日期: 2017-04-14.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (No. 61503360); 吉林省自然科学基金资助项目 (No. Y7143UM170)

1 引言

纵观国际遥感卫星的发展趋势,小卫星正向高空间分辨率、高时间分辨率、高光谱分辨率、高机动能力和高集成化等方向发展^[1-2],同时当前新型小卫星的设计理念也已从原有的载荷适配平台的方式发展为以载荷为中心的整星一体化联合优化方式,具体实施方式为结构一体化^[3-5]、热控一体化和电子学一体化^[6-8]。该设计理念的突出特点是在设计过程中突破了卫星平台载荷相叠加的设计方式,将载荷和平台统筹考虑并实现有机结合,资源兼顾,达到系统最优组合^[9-10]。

吉林一号卫星以商用高分辨遥感卫星数据需求为切入点,采用“星载一体化”的设计理念进行研制,突出载荷优势,符合以载荷为中心的新技术体系卫星的发展趋势,满足机动性强、可靠性高、成本低、载荷比高的应用需求。吉林一号卫星凭借其分辨力高、成像谱段多、重访时间短、机动能力强等特点,在农林生产、资源管理、环境监测、土地规划、地理测绘等领域具有极高的民用及商用价值。

本文结合吉林一号卫星实际工程项目阐述了星载一体化的概念及实现方法,详细介绍了吉林一号卫星设计指标、特点、关键技术设计与遥感数据示例及应用^[11-14]。

2 吉林一号卫星指标及特点

吉林一号卫星技术指标如表 1 所示。

表 1 吉林一号卫星技术指标
Tab. 1 Technical index of JL-1 satellite

参数	指标
轨道高度/km	656(太阳同步轨道)
像元分辨率/m	≤0.72(全色) ≤2.88(多光谱)
幅宽/km	≥11.6
连续成像时间/	400(一个轨道周期)
最大侧摆角/(°)	±45
工作模式	常规推扫、大角度侧摆 条带拼接、立体成像

续表 1

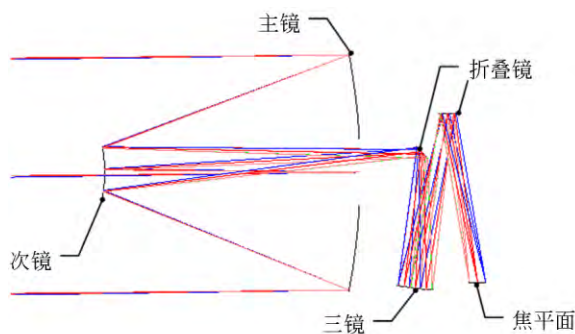
参数	指标
S 频段 测控系统	上行码速率:2 000 bps 下行码速率:4 096 bps
X 频段 数传系统	数传码速率:600 Mbps(双通道) 星上存储:800 Gbit(可随机按块读写) 480 GB SSD
姿态控制	姿态角确定精度:≤0.03°(3σ) 姿态角指向精度:≤0.05°(3σ) 姿态稳定度:≤0.001(°)/s(3σ)
电源系统	帆板面积:3.96 m ² 锂电池容量:20Ah(双组)
整星质量/kg	≤450
寿命/年	≥3

2.1 轻型高分辨相机

吉林一号卫星轻型高分辨相机采用同轴三反消像散光学系统。通过长焦距、大 F 数($F/13.3$)光学系统,配以全色/多光谱一体的时间延迟积分光电耦合探测器(Time Delayed and Integration Charge Coupled Device,TDI CCD),保证成像系统的信噪比。相机承力结构采用碳纤维增强复合材料(Carbon Fiber Reinforced Plastics,CFRP)与桁架式设计,光学反射镜采用 SiC 陶瓷材料与轻量化设计,上述两种途径实现了光机结构的超轻量化与高稳定性。

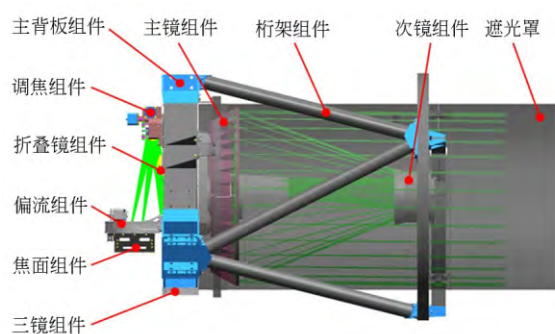
轻型高分辨相机光学系统的孔径光阑为主镜,口径为 $\Phi 600$ mm,为使光路紧凑,使用两片折叠镜对光路进行折叠。光机系统设计如图 1 所示。相机结构主要由主镜组件、次镜组件、三镜组件、折叠镜组件、调焦机构、调偏流机构、焦面组件、主背板组件、桁架组件及遮光罩组件等构成。相机含成像电子学的整备质量为 105 kg。

吉林一号卫星的焦平面组件由 4 片 TDI CCD 组成,采用交错拼接方式,在相机像面的视场中心线两侧分两行上下错开排列相邻 TDI CCD 器件。在焦平面基板上,加工 4 片 TDI CCD 对应的通光槽及高精度的定位平面,拼接时修研 TDI CCD 调整垫,保证各片 TDI CCD 拼接后共面(± 0.01 mm),然后再检测、调整各片 TDI CCD 器件的位置,保证两行 TDI CCD 器件的直线性(± 0.002 mm)、平行性(± 0.002 mm)以及



(a) 光学系统

(a) Schematic of optical system



(b) 相机结构

(b) Schematic of camera structure

图 1 吉林一号卫星的光机系统设计

Fig. 1 Opto-mechanical system of JL-1 satellite

像元搭接精度(± 0.002 mm)。吉林一号卫星焦平面示意图如图 2 所示。

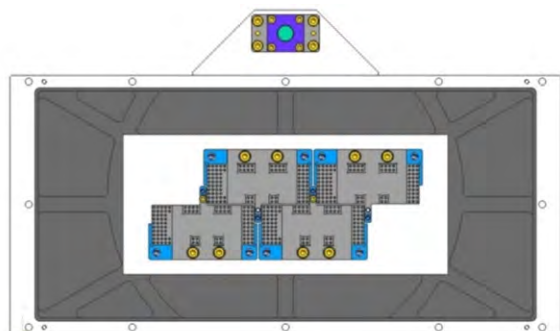


图 2 吉林一号卫星焦平面

Fig. 2 Focal plane of JL-1 satellite

相机的成像电路系统根据任务要求需实现对四片 TDI CCD 的驱动与信号处理,每片 CCD 成像电路的设计框架与组成如图 3 所示。

地物目标的光信号通过相机的光学系统入射到由 TDI CCD 传感器组成的焦平面上,CCD

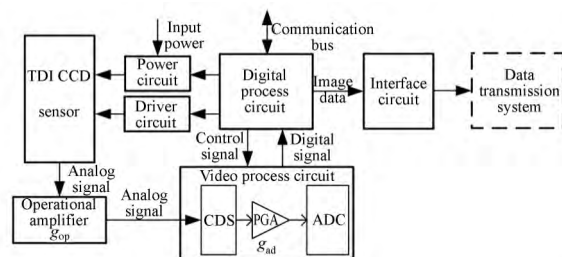


图 3 TDI CCD 成像电路系统示意图

Fig. 3 Sketch map of TDI CCD imaging circuit system

传感器对目标的光信号进行积分曝光,完成光电转换,并输出相应比例的模拟视频信号。经过预放单元的阻抗匹配与信号放大后输入到视频处理电路。

视频处理电路集成了相关双采样(Correlated Double Sample, CDS)、可编程增益放大器(Programmable Gain Amplifier, PGA)和模数转换器(Analog-to-Digital Converter, ADC),因此该电路模块的主要功能是完成 CCD 有效视频信号的提取、放大与数字量化处理,也是影响成像质量的关键环节之一。量化后的图像数据发送至数字处理电路进行缓存。

数字处理电路是成像电路系统的控制核心,负责输出满足 CCD 工作需求的原始驱动信号,控制偏置电源的上、下电顺序与视频处理电路的工作时序,利用通信总线接收控制指令,返回遥测参数,并将图像数据按照约定的图像传输格式经由接口电路输出到数传系统。

驱动放大电路将原始的 CCD 驱动信号进行功率放大,输出满足 CCD 工作需求的各路驱动信号,偏置电源电路则主要是提供 CCD 工作所需的各种稳定电源。

2.2 敏捷多模式成像技术

吉林一号卫星采用两套新型控制力矩陀螺(Control Moment Gyro, CMG)作为在轨快速机动试验模式的执行结构,使得整星俯仰轴角速度具备最快达 $2.1 (^{\circ})/s$ 的机动能力。结合 4 套反作用飞轮主执行机构,使吉林一号卫星具备常规推扫成像、大角度侧摆成像、同轨立体成像和条带拼接成像在内的多模式成像能力,如图 4 所示。其中,后两种工作模式为在轨试验模式。

吉林一号卫星所配备的控制力矩陀螺(Control Moment Gyroscope, CMG)由结构件和控制

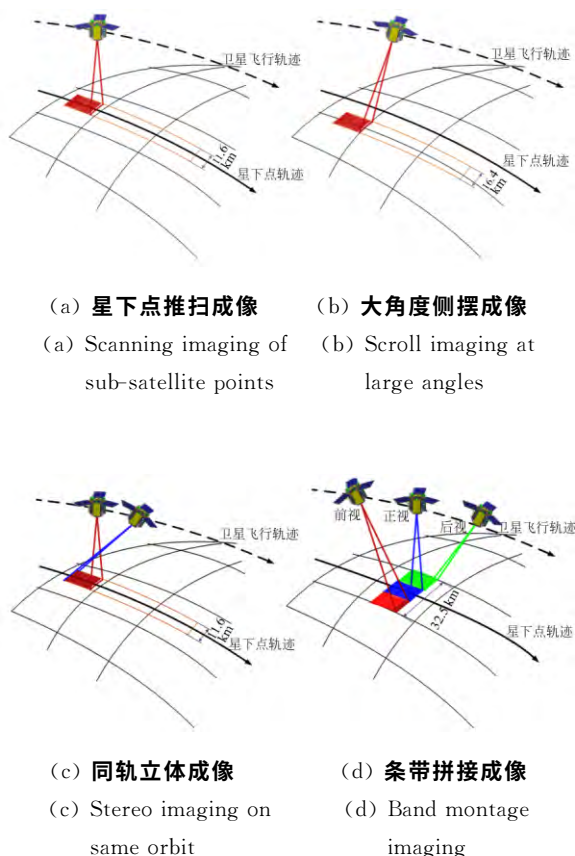


图 4 吉林一号卫星多模式成像示意图

Fig. 4 Multi-mode imaging of JL-1 satellite



图 5 控制力矩陀螺示意图

Fig. 5 Schematic diagram of CMG

器电箱组成。CMG 结构件由转子、框架轴承、框架伺服电机、框架编码器等组成,为控制器电箱提供转子角速度信号、框架角位置信号,并直接接收控制器电箱电机驱动单元的控制,使转子电机以恒定转速转动、框架伺服电机进行角度/角速度伺服跟踪,如图 5 所示。控制器电箱通过 CAN 总线接收控制指令,管理 CMG 组件内部的运行状态进行遥测量采集,并根据指令驱动转子电机和

框架伺服电机进行转动,此外还包含自身使用的二次电源转换和框架编码器处理电路。

2.3 基于固态盘的星上大容量存储系统

吉林一号卫星采用传统 FLASH 阵列存储高速图像数据的同时,创新性地采用了军工级大容量固态盘(Solid State Drive, SSD)作为星上高分辨遥感图像数据的备份存储单元。

从技术角度来说,商业/工业 SSD 的数据存储校验纠错和 FLASH 管理能力已远远超越传统大型卫星以 FLASH 为存储介质的定制大容量存储系统。以某公司 SSD 产品为例,它支持动态和静态的损耗均衡算法,能够自动完成 SSD 的坏块管理工作,大大提高了 Flash 寿命;采用 BCH ECC 校验算法,可在 512 byte 内纠正 24 bit 错误;采用 AES 128-bit 硬件加密引擎,并支持多种软件安全擦除算法。但它在轨宇宙辐照条件下应用的可靠性尚未验证。仅管如此,从未来低轨小卫星的发展来看,SSD 在星上大容量存储的应用有极大的需求及可行性,具体原因如下:

(1) SSD 成本极低,适合小卫星低成本的需求;

(2) 600 km 以下低轨的辐照强度迅速降低,同时现代半导体器件的总剂量阈值不断提高,且小卫星在轨寿命低,总剂量已不再成为影响系统在轨功能的主要因素;

(3) 存储系统在轨为间歇式工作模式,只在成像和数传期间加电,工作时间短,可忽略单粒子效应的影响。

综上,SSD 完全满足未来低成本遥感小卫星海量存储的任务需求。

吉林一号卫星大容量存储系统由固态硬盘、现场可编程门阵列(Field-Programmable Gate Array, FPGA)、电源系统、控制器局域网络(Controller Area Network, CAN)总线通信模块、低电压差分信号(Low Voltage Differential Signal, LVDS)发送/接收模块组成,采用 4 层叠层化设计,每层处理一路 CCD 通道,相互独立,如图 6 所示。相机成像过程中,CCD 通道 n 通过 LVDS 电平接口发送图像数据,固存通道的 LVDS 接收模块将接收、解串图像数据并还原为并行数据。FPGA 内的图像数据接收模块接收图像数据,并由时序控制模块将数据发送给 SSD 控制器,SSD 控制器再按照 SSD 通信协议将数据写入 SSD。当收

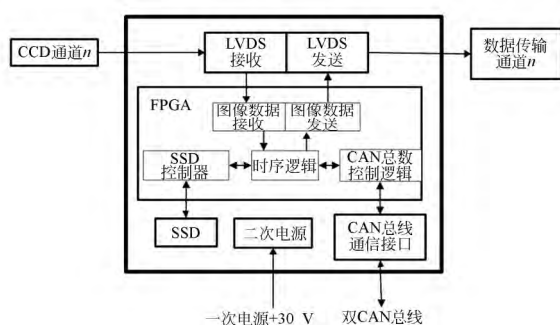


图6 大容量存储系统组成示意图(单通道)

Fig. 6 Schematic diagram of mass memory system (single channel)

到“数据下传”指令时,时序控制模块将控制SSD控制器按照SSD通信协议读取数据,并通过图像数据发送模块将并行图像数据发送给LVDS发送模块,转换为LVDS串行数据,发送给数传通道。

3 星载一体化光机结构

3.1 多学科联合优化设计

高分辨光学遥感卫星的光机结构是一个“光机-热”复杂耦合的综合体,其设计以满足光学系统性能为最终优化目标,需要运用多学科的理论 and 研制方法进行交叉研究和技术集成。

吉林一号卫星在星载一体化设计过程中采用光机热集成仿真设计方法,仿真评估需要统筹考

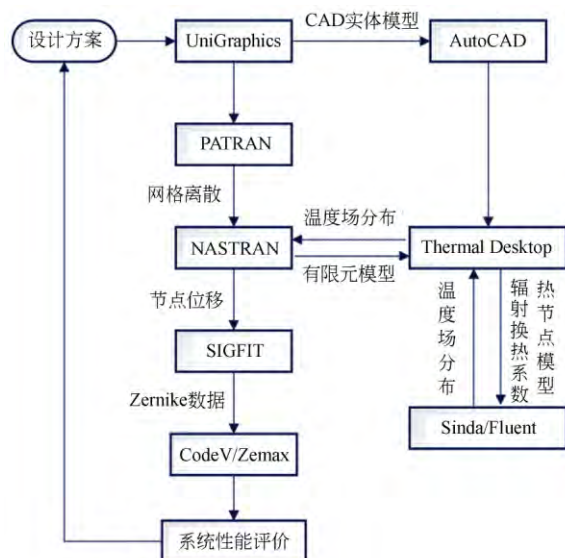


图7 一体化集成仿真设计与分析流程

Fig. 7 Integrated design and analysis process of opto-mechanical system

虑光学元件支撑结构、热光学效应与光学系统成像,将光学设计软件、结构设计与分析软件及热分析软件无缝集成,形成联合优化仿真平台。综合考察各种环境工况下产生的结构变形和光学表面变形对光学系统的影响,进而得出整个光机系统的刚体位移(离轴、倾斜和离焦等)、整体与局部的波前差(RMS值)、面型(PV值)及光学传递函数(MTF)等,评价成像质量,最终实现系统的最优设计。光机热一体化集成仿真设计及分析流程如图7所示。

3.2 星载一体化布局及光机结构设计

吉林一号卫星在总体布局上采用了以载荷为中心、单机围绕载荷布局的星载一体化方案。卫星承力结构采用中心承力筒加单机安装板的设计方案。为减轻卫星结构重量,中心承力筒采用碳纤维复合材料,单机安装板采用预埋热管的铝蜂窝夹层板,卫星结构主要由中心承力筒、5块单机安装板、中心承力筒支架、相机支架、碳纤维桁架杆和对接环组成。具体实施以有效载荷——高分辨光学相机为卫星中心,在卫星的 $-X$ 向、 $+Y$ 向与 $-Y$ 方向间隔 120° 均匀分布有3块单机安装板,这3块单机安装板通过 $+Z$ 向单机安装板、 $-Z$ 向单机安装板以及碳纤维桁架杆与相机结构相连,在卫星的 $-X$ 向、 $+Y$ 向与 $-Y$ 向均匀分布3块太阳帆板,如图8所示。对于天线、传感器等对视场有要求的设备,主要安装在卫星舱外的一 Z 、 $+Z$ 面以及相机遮光罩上端,舱内设备主要安装在5块单机安装板上。其中,中心承力筒兼顾相机遮光罩功能,一方面遮挡部分地球大气散射光和其它杂光进入相机镜头,并利用遮光罩长度和遮光罩内的挡光环及表面黑漆材料特性,最



图8 吉林一号卫星结构照片

Fig. 8 Photograph of JL-1 satellite structure

大限度地吸收杂散光,保证成像信噪比;另一方面也是卫星的主承力结构,承受大部分力学载荷,一体两用,减少了构件的数量与质量,提高了卫星的功能密度比。

4 星载一体化多模式敏捷成像

4.1 敏捷成像策略

为提高吉林一号卫星姿态控制系统的姿态机动及稳定能力,吉林一号卫星姿控系统配置了沿卫星 Z 轴平行安装的双 CMG 以及高精度的反作用飞轮系统。双 CMG 主要完成卫星俯仰轴的快速大角度机动,反作用飞轮系统主要完成卫星三轴姿态的高精度控制。

在多模式成像卫星姿态机动及稳定阶段,为充分发挥双 CMG 的大力矩输出特性及反作用飞轮系统的高精度控制特性,设计了一种基于切换思想的控制策略。该策略通过设计高效的卫星姿态机动及稳定控制律和双 CGM 的操纵律,实现吉林一号卫星的敏捷成像任务。

4.2 基于剪刀律的双控制力矩陀螺操纵律设计

吉林一号卫星采用两只平行安装的 CGM,框架轴均平行于卫星 Z 轴,所以能够在卫星 X/Y 平面上输出大力矩。为保证两只 CGM 输出的合力矩方向始终平行于指令力矩方向,设计“剪刀”式角位置控制操纵律,如图 9 所示。

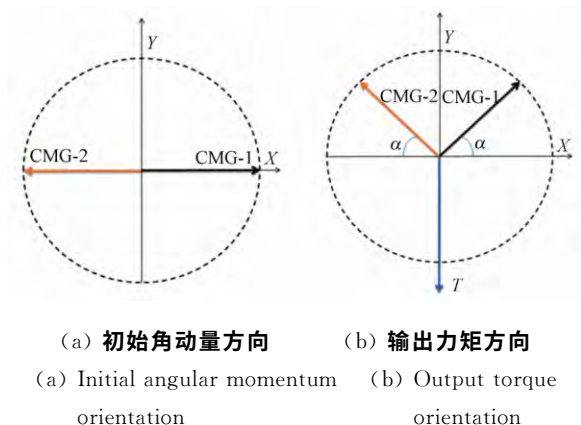


图 9 剪刀式角位置控制操纵律输出力矩示意图

Fig. 9 Output torque of steering law for scissor style

这种双控制力矩陀螺剪刀式角位置控制操纵律具有以下优点:

- (1) 减小了在其它方向输出的干扰力矩;
- (2) 减小两台 CMG 框架伺服系统性能差异

的影响;

(3) 始终保证两台 CMG 输出的合角动量在固定方向,便于动量管理。

4.3 反作用飞轮系统的高精度控制律设计

根据控制需求,为提高姿态控制精度,必须对空间干扰力矩和反作用飞轮的摩擦力矩进行估计和补偿。借鉴在轨卫星的成熟经验,设计了 PD 控制加估计补偿器的控制方案。该方案的原理如图 10 所示。

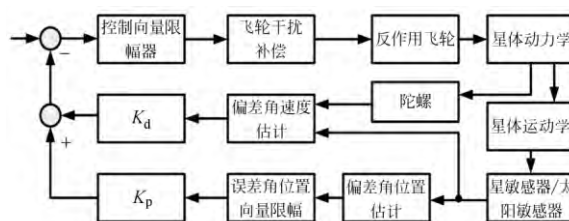


图 10 PD+补偿控制律示意图

Fig. 10 Block diagram of PD + compensation control law

在本控制方案中,将卫星姿态误差及角速度误差输入控制器,进而形成控制指令,实现高精度和高稳定度的姿态控制。其中,飞轮角动量卸载采用磁卸载方式。当系统角动量超过后控阈值时,启动磁卸载;当角动量低于给定的脱控阈值时,断开磁卸载控制。

4.4 敏捷成像仿真

采用以上设计的敏捷成像控制策略,在考虑各种误差及不确定性的影响下,吉林一号卫星同轨立体成像的第二段(卫星俯仰轴机动约为 50° ,滚动轴机动为 2.5°)及拼接成像的第三段(卫星俯仰轴机动约为 30° ,滚动轴机动为 0.5°),仿真结果分别如图 11 和图 12 所示。从仿真图可以看出,同轨立体成像第二段的卫星姿态机动及稳定时间可在 50 s 内完成,拼接成像第三段的卫星姿态机动及稳定时间可在 30 s 内完成,满足多模式成像的设计需求。

5 高精度像移补偿技术

为实现吉林一号卫星的高分辨成像,在轨针对 TDI CCD 相机多级积分成像进行高精度像移补偿设计。

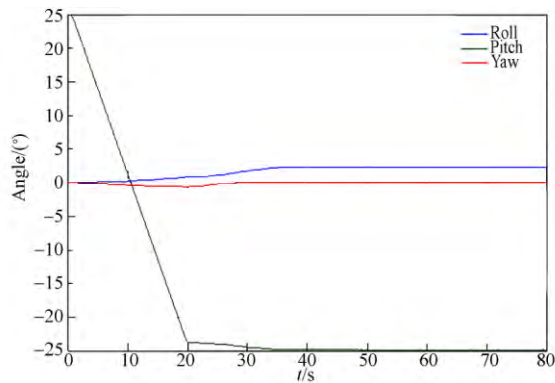


图 11 同轨立体成像第二段仿真结果

Fig. 11 Second segment simulation result of same orbit stereo imaging

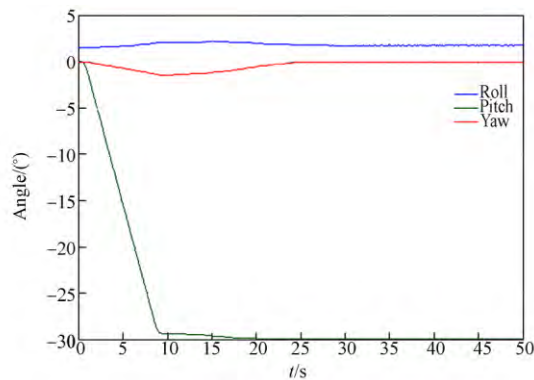


图 12 条带拼接成像第三段仿真结果

Fig. 12 Third segment simulation result of band montage imaging

5.1 高精度像移数学模型建立

高分辨多模式成像像移计算需要建立地面目标、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,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,建立对应的参考坐标系,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 $O_b x_b y_b z_b$ 、卫星本体坐标系 $O_s x_s y_s z_s$ 、相机坐标系 $O_c x_c y_c z_c$ 和像面坐标系 $O_p x_p y_p z_p$ 。图 13 为吉林一号卫星 TDI CCD 相机成像的几何关系示意图。其中, R 为地球半径, Ω 为卫星轨道角速率, H 为轨道高度, i_0 为轨道倾角, γ_0 为拍照时刻轨道平面内降交点到卫星之间对应的中心角, f 为相机焦距, φ_0 为横滚角, $\dot{\varphi}$ 为横滚角速度。

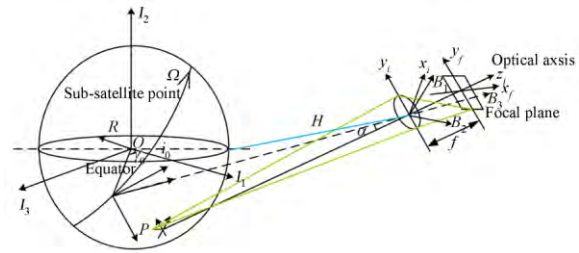


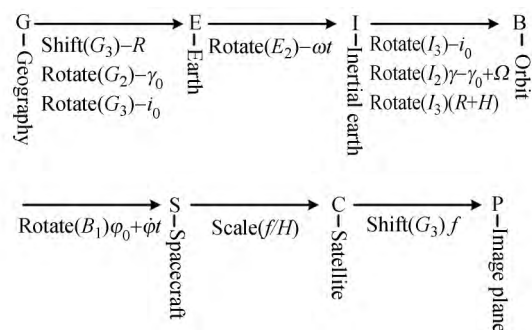
图 13 JL-1 卫星 TDI CCD 相机成像几何关系

Fig. 13 Geometrical relationship of TDI CCD imaging of JL-1 satellite

成像目标的物方光线追迹是指目标在相机坐标系内进行观测时光线方向和位置的确定。从地理坐标系到像面坐标系需要经过 7 个坐标系的转换。 P 为目标光线与地理坐标系的交点,由 P 发出的光线矢量 $(g_1, g_2, 0, 1)$ 经过坐标转换最终到达像面上。由地理坐标系到轨道坐标系的转换公式为:

$$OP' = \begin{bmatrix} -f/H & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -f/H & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -f/H & -f \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\varphi_0 + \dot{\varphi}t) & \sin(\varphi_0 + \dot{\varphi}t) & 0 \\ 0 & -\sin(\varphi_0 + \dot{\varphi}t) & \cos(\varphi_0 + \dot{\varphi}t) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} OP. \quad (1)$$

吉林一号卫星成像时,垂直轨道方向上姿态指向不断变化,卫星飞行过程中存在横滚角,导致轨道坐标系相对于卫星本体坐标系发生旋转。光线矢量 OP' 经过从轨道坐标系到卫星本体坐标系的坐标转换(如式(2))到达卫星本体,得到矢量 OP'' 。



$$\begin{aligned}
 OP'' = & \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -(R+H) \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos(\gamma_0 + \Omega t) & 0 & -\sin(\gamma_0 + \Omega t) & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \sin(\gamma_0 + \Omega t) & 0 & \cos(\gamma_0 + \Omega t) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos i_0 & \sin i_0 & 0 & 0 \\ -\sin i_0 & \cos i_0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \\
 & \begin{bmatrix} \cos \omega t & 0 & \sin \omega t & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\sin \omega t & 0 & \cos \omega t & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos i_0 & -\sin i_0 & 0 & 0 \\ \sin i_0 & \cos i_0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos \gamma_0 & 0 & \sin \gamma_0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\sin \gamma_0 & 0 & \cos \gamma_0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \times \\
 & \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & R \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} OP'. \quad (2)
 \end{aligned}$$

对时间 t 微分后,即可得到像面上各点的像移方程:

$$\frac{dOP'}{dt} = \begin{bmatrix} dOP_1'/dt \\ dOP_2'/dt \\ dOP_3'/dt \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_{p1} \\ V_{p2} \\ V_{p3} \end{bmatrix}$$

$$V_p = \beta \sqrt{V_{p1}^2 + V_{p2}^2} = \arctan \frac{V_{p2}}{V_{p1}}, \quad (3)$$

其中: V_p 为像面对应的像移速度矢量, β 为成像补偿偏流角。

5.2 像移补偿实现

像移速度补偿采用相机偏流机构调整和整星姿态调整互补互备的策略。其中偏流机构调整是在拍照前,根据影像的移动速度转动 TDI CCD 所在焦面,使影像在 TDI CCD 上的像移量为零。卫星姿态调整是根据卫星与相机的固结情况,通过卫星的姿态角运动实现像移补偿,影像在 TDI CCD 上的像移量为零。偏流机构实现像移补偿的优势在于像移参数调整速度快、精度高,卫星姿态调整实现像移补偿的优势在于仅依靠卫星平台,像移补偿角度范围大。吉林一号卫星在轨完成了多模式成像像移速度和行转移时间的快速补偿,偏流角补偿精度优于 $11'$,像移速度补偿精度优于 0.3% 。

6 遥感数据示例与应用

依据获取的在轨图像,建立了地面标定 CCD 增益/级数参数修正表,实现了 CCD 级数与增益的正确设置,图像灰度层次丰富,动态范围适中;对图像的成像分辨率、传递函数和信噪比进行了

测试评估,其中全色沿轨与垂轨方向的分辨率实测值为 0.71 m ,幅宽 11.7 km ,多光谱沿轨与垂轨方向的分辨率分别为 2.85 m 和 2.86 m ,幅宽 11.78 km ;在轨 MTF 的实际测量值为 0.086 ;全色信噪比为 42 dB ,多光谱信噪比达到 45 dB 。通过综合测试,吉林一号卫星的光学系统设计正确,一体化结构设计合理,成像图像清晰、质量好、噪声低、分辨率高,在轨成像满足商业需求。

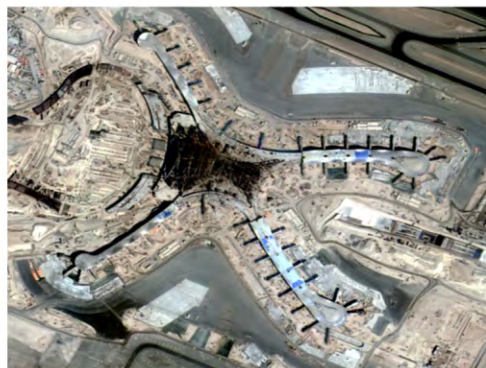


图 14 社会经济(阿布扎比)

Fig. 14 Community economy (Abu Dhabi)



图 15 城市规划(埃尔帕索生活区)

Fig. 15 Town planning (El Paso living quarters)

高时间分辨率和高空间分辨率的吉林一号卫星,可提供全覆盖、高精度、实时的卫星遥感数据,广泛应用于国土资源监测、土地测绘、矿产资源开发、智慧城市建设、交通设施监测、农业估产、林业



图 16 城市交通(阿布扎比)

Fig. 16 Urban communications (Abu Dhabi)



图 17 智慧生活(法拉利主题公园)

Fig. 17 Smart living (Ferran theme park)

参考文献:

- [1] 徐伟,朴永杰.从Pleiades剖析新一代高性能小卫星技术发展[J].中国光学,2013,6(1):9-19.
XU W, PIAO Y J. Analysis of new generation high-performance small satellite technology based on the Pleiades[J]. Chinese Optics, 2013, 6(1): 9-19. (in Chinese)
- [2] 王家骥,金光,曲宏松,等.星载一体化初步构想与展望[J].光学精密工程,2007,10(15):1-26.
WANG J Q, JIN G, QU H S, et al.. Notion and expectation of conspectus of incorporate design of satellite platform and payload[J]. Opt. Precision Eng., 2007, 10(15): 1-26. (in Chinese)
- [3] 金光.《星载一体化》专题文章导读[J].光学精密

资源普查、生态环境监测、防灾减灾、公共应急卫生等领域。高精度、高分辨率的图像不仅是进一步实现遥感数据深度挖掘的基础,还是促进商业航天发展的重要因素。吉林一号获取的遥感图像示例如图14~图17所示。

7 结 论

吉林一号为高性能小卫星,其功能集成度和复杂度大大提高,以体积、重量和功耗等设计指标为约束,采用星载一体化的设计理念进行研制,本文分别从光机结构设计、综合电子设计、多模式敏捷成像以及高分辨成像像移补偿4个方面,论述了星载一体化设计理念的实现过程。其中,星载一体化光机结构设计具有结构紧凑、体积小、质量轻、功能密度高、刚度高以及可靠性高等特点;星载一体化整星综合电子系统实现了平台与载荷电子学系统的集成,在有效降低电子学系统规模及重量的同时,提高了系统的可靠性;采用CMG作为姿控部件,大幅提升了整星的机动能力,可单星实现多模式成像,扩展了卫星在轨成像效能及应用领域;通过高精度像移实时补偿技术保证了卫星在轨高分辨成像的质量。

目前,吉林一号卫星在轨运行良好,投入运营后获取了大量高分辨率可见光及多光谱图像数据,服务于中国各民用部门,并为积极探索国产化卫星的商业应用价值奠定了基础。

工程,2008,16(8):1515.

JIN G. Introduction to special features on integration design of satellite platform and payload[J]. Opt. Precision Eng., 2008, 16(8): 1515. (in Chinese)

- [4] 金光,谢晓光,谷松,等.卫星太阳帆板展开的动力学仿真分析与应用[J].光学精密工程,2014,22(3):745-753.

JIN G, XIE X G, GU S, et al.. Dynamic simulation and application of deployable mechanism of satellite solar panels[J]. Opt. Precision Eng., 2014, 22(3): 745-753. (in Chinese)

- [5] 谢晓光,杨林.对地观测敏捷小卫星星载一体化结构设计[J].红外与激光工程,2014,43(S):53-58.
XIE X G, YANG L. Spaceborne integration design of smart small earth observation satellite structure

- [J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(S): 53-58. (in Chinese)
- [6] XU W, PIAO Y J. Bootstrap loader design of aerospace payload controller based on TSC695F[C]. 2010 *Second International Conference on Computational Intelligence and Natural Computing Proceedings (CINC)*, IEEE, 2010: 60-64.
- [7] 徐伟, 朴永杰. 航天相机控制器在轨软件重注[J]. *光电工程*, 2013, 40(4): 65-71.
XU W, PIAO Y J. Re-injection technology for software in aerospace camera controller on orbit[J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2013, 40(4): 65-71. (in Chinese)
- [8] 王绍举, 徐伟. 基于 CAN 总线的小卫星即插即用技术研究[C]. 中国空间科学学会空间机电与空间光学专业委员会 2012 年学术交流会, 2012: 351-354.
WANG SH J, XU W. Research of plug-and-play technology based on CAN bus[C]. *China Space Science Learn 2012 Meet of Exchange*, 2012: 351-354. (in Chinese)
- [9] 李宗轩. 主反射镜组件柔性环节随机振动响应分析与试验[J]. *红外与激光工程*, 2014, 43(S): 101-107.
LI Z X. Analysis and test on the response of primary mirror flexure under random vibration[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(S): 101-107. (in Chinese)
- [10] 闫勇, 姚劲松. 光学小卫星振动夹具设计及动特性分析[J]. *红外与激光工程*, 2014, 43(S): 43-48.
YAN Y, YAO J S. Design and analysis of dynamic characteristics of the optical satellite vibration fixture[J]. *Infrared and Laser Engineering*, 2014, 43(S): 43-48. (in Chinese)
- [11] 李宗轩, 陈雪, 张雷, 等. 大口径空间反射镜 Cartwheel 型柔性支撑设计[J]. *光学学报*, 2014, 34(6): 0622003.
LI Z X, CHEN X, ZHANG L, *et al.*. Design of Cartwheel flexural support for a large aperture space mirror[J]. *Acta Optica Sinica*, 2014, 34(6): 0622003. (in Chinese)
- [12] 徐振. 空间相机偏流机构轴系的分析与设计[C]. 中国空间科学学会 2013 年空间光学与机电技术研讨会会议论文集, 中国空间科学学会, 2013: 78-85.
XU ZH. Analysis and design of shafting system in drift adjusting mechanism of space camera[C]. *Symposium on Space Mechanism and Optics, Chinese Society of Space Science*, 2013: 78-85. (in Chinese)
- [13] 杨秀彬, 贺小军, 张刘, 等. 偏流角误差对 TDI CCD 相机成像的影响与仿真[J]. *光电工程*, 2008, 35(11): 45-50, 56.
YANG X B, HE X J, ZHANG L, *et al.*. Effect and simulation of the deviant angle error on TDI CCD cameras image[J]. *Opto-Electronic Engineering*, 2008, 35(11): 45-50, 56. (in Chinese)
- [14] 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]. *Acta Optica Sinica*, 2012, 32(9): 0911004. (in Chinese)
- [15] 范国伟, 常琳, 戴路, 等. 敏捷卫星姿态机动的非线性模型预测控制[J]. *光学精密工程*, 2015, 23(8): 2318-2327.
FAN G W, CHANG L, DAI L, *et al.*. Nonlinear model predictive control of agile satellite attitude maneuver[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2015, 23(8): 2318-2327. (in Chinese)

作者简介:



徐伟(1981—),男,黑龙江大庆人,博士,研究员,博士生导师,2003 年于吉林大学获得学士学位,2008 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,主要从事星载一体化卫星技术及高可靠一体化航天电子学系统等方面的研究。E-mail: xwciomp@126.com