

# 高分辨率遥感小卫星微振动 全链路集成建模与验证

段胜文<sup>1</sup>, 钟兴<sup>1</sup>, 陈善搏<sup>1\*</sup>, 张冰<sup>1</sup>, 韩霜雪<sup>1</sup>, 张雷<sup>1,2,3</sup>, 赵相禹<sup>1,2,3</sup>

(1. 长光卫星技术股份有限公司, 长春 130032; 2. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 长春 130032;  
3. 中国科学院大学, 北京 100049)

**摘要:** 为全面分析飞轮微振动对高分辨率光学遥感小卫星系统的不利影响, 建立遥感小卫星光学-姿态控制-结构全链路集成分析模型, 在设计阶段评估隔振系统对微振动的抑制程度, 计算相机综合像移结果。首先, 以飞轮扰振为输入建立两级隔振动力学模型; 然后建立线性光学系统像移与镜体自由度的函数关系, 构建卫星姿态控制系统简化模型, 计算卫星在隔振下的姿态角速度稳态误差和像移; 最后开展地面测量和在轨微振动校验。结果表明: 集成分析模型计算的相机最大像移为 0.129 8 px, 卫星在扰振力矩作用下姿态稳定度为  $7.5 \times 10^{-6}$  rad/s; 地面试验中相机像移频域单方向最大为 0.114 8 px, 姿态稳定度  $7.5 \times 10^{-6}$  rad/s; 在轨成像相机像移频域最大为 0.084 6 px, 期间姿态稳定度达到  $7.0 \times 10^{-6}$  rad/s。建模计算和实际测试结果处在同一水平, 验证了模型的有效性。

**关键词:** 光学遥感小卫星; 飞轮; 微振动; 集成分析模型; 成像试验

中图分类号: V443<sup>+</sup>.5

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2023)06-0587-11

DOI: [10.12126/see.2023035](https://doi.org/10.12126/see.2023035)

## Full-link integrated modeling and verification for micro-vibration of high-resolution remote sensing small satellite

DUAN Shengwen<sup>1</sup>, ZHONG Xing<sup>1</sup>, CHEN Shanbo<sup>1\*</sup>, ZHANG Bing<sup>1</sup>,  
HAN Shuangxue<sup>1</sup>, ZHANG Lei<sup>1,2,3</sup>, ZHAO Xiangyu<sup>1,2,3</sup>

(1. Changguang Satellite Technology Co. Ltd., Changchun 130032, China;

2. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130032, China;

3. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

**Abstract:** In order to comprehensively analyze the adverse effects of flywheel micro-vibration on high-resolution optical remote sensing small satellite system, a full-link integrated analysis model for optical-attitude control-structure was established to evaluate the suppression of micro-vibration by the vibration isolation system in the design stage and to calculate the integrated image offset of the camera. Firstly, a two-stage vibration isolation dynamics model was built with flywheel vibration as input. Then, the image offset of the linear optical system as a function of the mirror body's degrees of freedom was created, a simplified model of the satellite attitude control system was constructed, and the steady-state error of the satellite attitude angular velocity and image offset under vibration isolation were calculated. Finally, ground measurements and on-orbit micro-vibration verification were carried out. The results show that the maximum value of image offset calculated by the integrated analysis model is 0.129 8 px with a satellite attitude stability of  $7.5 \times 10^{-6}$  rad/s under the action of the disturbance moment; the maximum value of single-direction image offset of the ground measurement in the frequency domain is 0.114 8 px with a satellite attitude stability of  $7.5 \times 10^{-6}$  rad/s; and the maximum value of image offset of the on-orbit imaging in the frequency domain is 0.084 6 px with a satellite attitude stability of  $7.0 \times 10^{-6}$  rad/s. The modeling and testing results are at the same level, which verifies the effectiveness of the model.

**Keywords:** optical remote sensing small satellite; flywheel; micro-vibration; integrated analysis model; imaging test

收稿日期: 2023-03-25; 修回日期: 2023-12-08

基金项目: 中国博士后科学基金项目“地区专项支持计划”(编号: 2021MD703795)

**引用格式:** 段胜文, 钟兴, 陈善搏, 等. 高分辨率遥感小卫星微振动全链路集成建模与验证[J]. 航天器环境工程, 2023, 40(6): 587-597

DUAN S W, ZHONG X, CHEN S B, et al. Full-link integrated modeling and verification for micro-vibration of high-resolution remote sensing small satellite[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2023, 40(6): 587-597

## 0 引言

随着空间遥感技术的快速发展,高分辨率、高指向精度、高姿态稳定度的遥感卫星成为空间探测、地理测绘、目标监测的重要载体和实现手段。空间载荷,如高分辨率相机<sup>[1]</sup>、激光传感器<sup>[2]</sup>、高精度探测器<sup>[3]</sup>等,其性能的对其所处工作环境要求极高,对微振动环境尤为敏感<sup>[4]</sup>。对于高分辨率遥感卫星,振源产生的宽频域、小幅值扰振会引起卫星相机传递函数下降,从而造成图像质量下降<sup>[5]</sup>。

从系统的角度考虑,卫星图像扭曲是振源对卫星光学、控制、结构等系统综合作用的结果。目前国外多采用集成建模分析方法开展微振动分析,即应用不同学科工具建立微振动数学和物理模型,研究振源作用下各系统独立响应过程,最终得到其微振动传递规律<sup>[6]</sup>。国外已知的大型空间望远镜都开展了集成设计与验证工作,如ESA研制的超大口径望远镜(Thirty-Meter Telescope, TMT)、超大望远镜干涉仪(Very Large Telescope Interferometer, VLTI)<sup>[7]</sup>和下一代太空望远镜NGST<sup>[8]</sup>,以及NASA的Origins Plan项目<sup>[9]</sup>,均建立了综合集成分析系统并取得成功应用。已公开的资料显示,国外针对航天器的微振动研究主要集中在主动隔振系统对各类振颤抑制作用方面<sup>[10-11]</sup>。

近二三十年来,我国针对遥感卫星的微振动研究取得了一定进展。文献[12]中考虑飞轮转子轴承非线性因素,推导了多干扰源输入飞轮的解析动力学模型,可应用该模型对光学系统进行微振动行为预测。葛东明等<sup>[13]</sup>提出一种结构运动与姿态控制闭环的时域建模方法,可以较好地解决姿态“漂移”问题,计算系统时域稳态响应,但尚未阐述飞轮转速特性对系统稳态响应的影响。李林等<sup>[14]</sup>通过建立飞轮与卫星动力学模型,给出相机光轴晃动的仿真值,但没有进行相机光轴角位移与焦面成像像移的定量评价。文献[15-16]中建立了黏弹性材料传力路径下的动力学分析简化模型,计算飞轮隔振平台的动力学响应,以力的传递率为评价指标,但未明确给出评价指标与系统抑制能力的关系。刘瑞婧等<sup>[17]</sup>提取相机光学系统视轴敏感的关键模态信息,开展了遥感成像试验,并评估微振动设计的合理性。庞世伟等<sup>[18]</sup>对微振动集成技术进行深入研究,给出了微振动集成建模与综合评估技术的框架。关新等<sup>[19]</sup>提出采取相机隔振与控制律

一体化设计方案,实现隔振性能和控制性能兼备的系统方案。文献[20-22]建立了飞轮扰振动力学模型,分析飞轮谐波和结构扰振对光学系统的影响,并给出扰振对相机调制传递函数影响的定量结果;该方法从理论上给出了光学系统像移量与飞轮扰振的关系,但没有考虑扰振对控制系统的影响。文献[23]建立多系统仿真模型并给出模型之间数据交换方法;从时域角度分析了微振动对光轴的影响,但没有给出微振动指标的定量评价,结果不够直观。文献[24]分析了飞轮扰振力作用下有限元模型的动力学响应,对引起卫星微振动因素的考虑较单一。李青等<sup>[25]</sup>构建了载荷-本体隔振界面的航天器微振动集成动力学与控制模型,评价隔振前后航天器的姿态稳定性和姿态精度,得到微振动抑制结果。文献[26]建立飞轮与平台耦合振动力学模型,比较系统出力并计算平台传递性能,但隔振系统是否会影响飞轮姿态控制转矩的正常输出尚未得到研究和阐明。

与国外研究相比,我国微振动研究多从卫星结构动力学响应、相机成像质量指标评价以及控制闭环的问题分析等分立角度出发,有关研究方法和结果不足以支撑系统级的建模分析;并且在公开文献中少见对整星级集成分析建模的实际工程应用案例,相关分析模型中缺少整星级隔振系统的建模,尚无从振源到光学系统像移的完整传递链路建模研究。为了在卫星设计早期阶段全面、定量分析飞轮扰振引起卫星图像抖动的原因,本文以“吉林一号”星座中的“高分04A”高分辨率商业遥感卫星为应用背景,建立时间延迟积分线阵体制的电荷耦合元件(time delay and integration-charge coupled device, TDI-CCD)遥感卫星的光学-姿控-结构全链路集成分析模型。在飞轮余弦谐波扰振作用下,该模型可在全频域范围定量评估飞轮各典型转速对卫星振动、控制和光学系统的作用,准确评估隔振系统传递特性;给出相机光轴运动与像移的转换公式,通过建模计算得出像移值。最后通过地面及在轨成像试验对模型计算结果进行校验。

## 1 卫星振源特性及隔振模型

### 1.1 飞轮扰振特性分析

遥感卫星在轨成像期间,飞轮作为星上主要姿态控制执行部件会产生宽频域、小幅值的扰振,其

对卫星的微振动激励随转子转速变化。飞轮本身由于内部转子动静不平衡会导致一次倍频谐波; 同时, 由于轴承缺陷等问题亦会出现超、次谐波共振。忽略轴承油脂润滑、轴承刚度的非线性作用, 飞轮扰振力/力矩可统一描述为<sup>[20]</sup>

$$X_j(t) = \sum_{i=1}^n C_{ij} \Omega^2 \cos(h_{ij} \Omega t + \varphi_{0j}), \quad j = 1, 2, \dots, 6, \quad (1)$$

式中:  $X_j(t)$  为坐标系六自由度扰振幅值;  $X_1(t) \sim X_6(t)$  依次代表  $x$ 、 $y$ 、 $z$  方向的扰振力/力矩  $F_x$ 、 $F_y$ 、 $F_z$ 、 $M_x$ 、 $M_y$ 、 $M_z$ ;  $\Omega$  为飞轮转速;  $C_{ij}$  对应各谐波幅值系数;  $h_{ij}$  为对应谐波因子;  $\varphi_{0j}$  为初始相位。

某型飞轮的典型转速-频率-扰振幅值分布如图 1 所示, 其中:  $x$ 、 $y$  向为飞轮横向,  $z$  向飞轮轴

向。由图可见, 飞轮扰振在  $0 \sim 50$  Hz 频率范围主要体现为一倍频(即扰振频率与飞轮转频相等)特性。图中还包括从原点出发且呈放射状分布的谐波, 在  $50 \sim 500$  Hz 频率范围, 存在飞轮结构模态放大等与转速无关的共振现象; 测试飞轮扰振力幅值可达到 0.125 N(频率 58.19 Hz 处)、0.845 N(频率 402.4 Hz 处)、1.286 N(频率 407.4 Hz 处)、0.453 N(频率 483.1 Hz 处), 扰振力矩幅值可达到 0.018 N·m(频率 58.19 Hz 处), 0.077 N·m(频率 483.1 Hz 处), 0.039 N·m(频率 384.6 Hz 处)。飞轮转速-频率-扰振幅值分布体现轴系及飞轮装配体的力学特性, 可为卫星动力学计算和有限元数值分析、飞轮姿态稳定度计算提供输入条件。

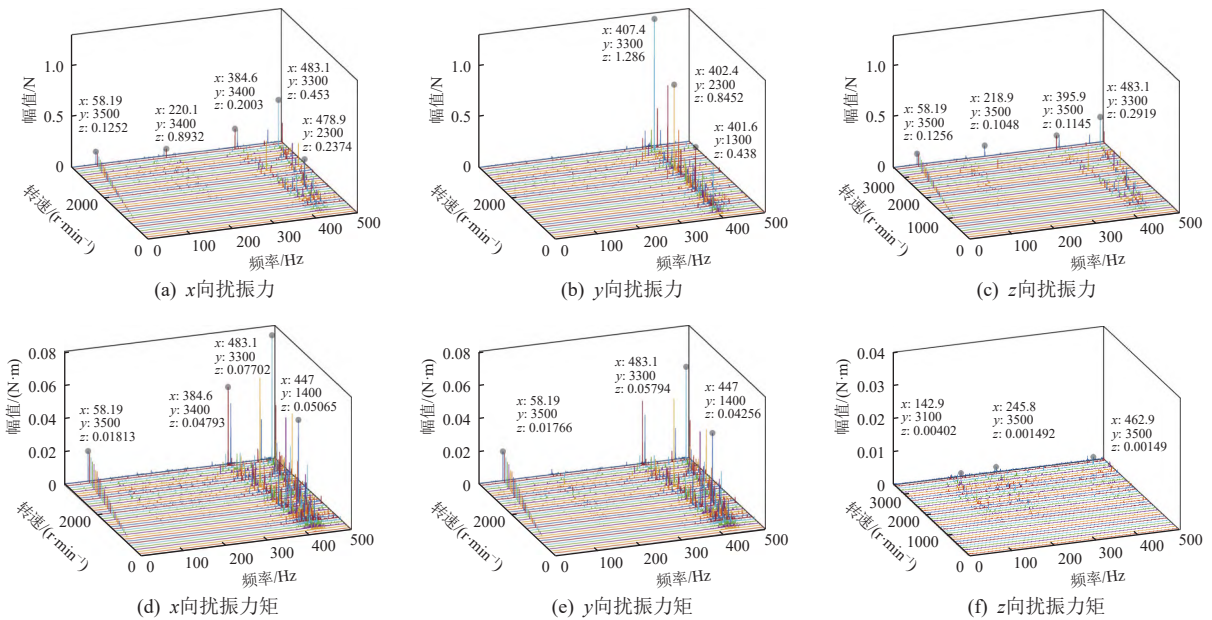


图 1 飞轮三方向扰振瀑布图  
Fig. 1 Waterfall plot of flywheel force and moment disturbances in three directions

### 1.2 卫星隔振系统建模

卫星上常采用黏弹性隔振器来降低微振动响应过大的问题<sup>[27-29]</sup>。在振源飞轮端和载荷相机端同时安装隔振器形成两级隔振系统(如图 2 所示)。建立小尺寸卫星模型时, 把飞轮、卫星平台、相机载荷作为各自独立的整体; 卫星、相机、飞轮三者质心距离较近(相机、飞轮质心分别与卫星质心的距离同卫星  $z$  向高度之比  $< 1/10$ , 两者的质心与卫星质心在  $x$ 、 $y$  向近似重合)。相机隔振器在卫星  $z$  向均布安装。因此, 在卫星三个方向上, 振源及相机隔振器均处在卫星质心附近, 三个方向耦合度较小, 可近似独立建模。

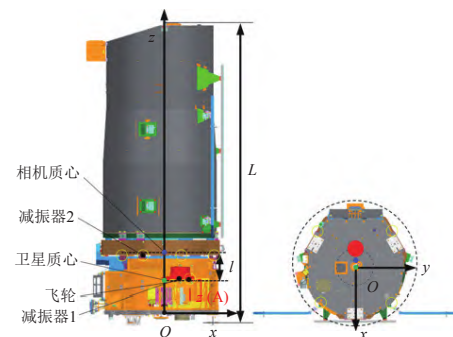


图 2 星上两级隔振系统  
Fig. 2 Two-stage vibration isolation system of satellite

对于整星  $z$  向, 卫星等效为由独立隔振器连接的隔振系统, 系统的运动方程为

$$\begin{cases} m_1 \ddot{x}_1 + c_{12}(\dot{x}_1 - \dot{x}_2) + k_{12}(x_1 - x_2) = F_1(t) \\ m_2 \ddot{x}_2 + c_{12}(\dot{x}_2 - \dot{x}_1) + k_{12}(x_2 - x_1) + c_{23}(\dot{x}_2 - \dot{x}_3) + \\ \quad k_{23}(x_2 - x_3) = F_2(t) \\ m_3 \ddot{x}_3 + c_{23}(\dot{x}_3 - \dot{x}_2) + k_{23}(x_3 - x_2) = F_3(t) \end{cases}, \quad (2)$$

式中： $m_1$ 、 $m_2$  和  $m_3$  分别为飞轮、卫星平台和相机的质量； $x_1$ 、 $x_2$  和  $x_3$  分别为飞轮、卫星平台和相机在飞轮扰动下的位移； $k_{12}$  和  $c_{12}$  分别为飞轮与卫星之间的相对刚度和阻尼系数； $k_{23}$  和  $c_{23}$  分别为卫星平台与相机之间的相对刚度和阻尼系数； $F_1$  为飞轮转动体输出扰振的叠加，作用在飞轮本体上； $F_2$  为经过减振器 1 后传递到卫星平台上的扰振力/力矩； $F_3$  为经过减振器 2 后传递到相机上的扰振力/力矩。系统简化模型如图 3 所示。

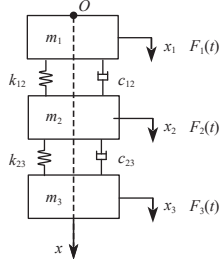


图 3 两级隔振系统动力学模型

Fig. 3 Dynamics model of two-stage vibration isolation system

对式(2)作变量代换，令 $\theta_1 = x_1 - x_2$ ， $\theta_2 = x_2 - x_3$ ，消除系统的“零”模态(自然频率为零)，从而消除刚性位移，变换为两级隔振系统。可计算出无阻尼时隔振系统的 2 个自然频率 $\omega_1$ 和 $\omega_2$ ，

$$\omega_{1,2} = n_1 \sqrt{\frac{1}{2} \left( \frac{n_2^2}{n_1^2} + 1 + \frac{k_{23}}{k_{12}} \right) \pm \sqrt{\frac{1}{4} \left( \frac{n_2^2}{n_1^2} + 1 + \frac{k_{23}}{k_{12}} \right)^2 - \frac{n_2^2}{n_1^2}}}, \quad (3)$$

式中： $n_1 = \sqrt{(k_{12} + k_{23})/m_2}$ 为当 $m_1$ 为固定值时子系统的自然频率； $n_2 = \sqrt{k_{12}k_{23}m_1/(k_{12} + k_{23})}$ 为 $m_2=0$ 时子系统的自然频率。此处 $\omega_1$ 比 $n_1$ 、 $n_2$ 小， $\omega_2$ 比 $n_1$ 、 $n_2$ 大。力绝对传递率 $\mu_F$ 为

$$\mu_F = \frac{1 + \delta^2/\pi^2}{\sqrt{\left( \frac{\beta \lambda e^4}{2 + \beta} - 2\lambda e + 1 - \delta^2/\pi^2 \right)^2 + (2\delta/\pi)^2(1 - \lambda e^2)^2}}, \quad (4)$$

式中： $\beta$ 为质量比， $\beta = m_2/m_1$ ； $\lambda$ 为质量系数， $\lambda = (1 + \beta)/(2 + \beta)$ ； $\delta$ 为对数衰减率， $\delta = 2\pi\zeta/\sqrt{1 - \zeta^2}$ ； $e$ 为频率比， $e = \omega/n_1$ 。

在两级隔振系统中， $k_{12}(c_{12})-m_2-k_{23}(c_{23})$ 代表了二级隔振和卫星平台质量系统 $m_2$ 组成的中间部

分。由式(4)可知，由于惯性力与弹性元件 $k_{12}$ 和 $k_{23}$ 产生的相互作用，传递率以激振力频率的 4 次方衰减，而对单级隔振系统来说，传递率只以激振力频率的 2 次方衰减，故而隔振器在激振力频率超过系统固有频率以后，具有更高的隔振效率。

以“吉林一号”星座中的“高分 04A”高分辨率商业遥感卫星为例。卫星质量为 90 kg，其中 $m_1=1.5$  kg， $m_2=43.5$  kg， $m_3=45$  kg。将卫星参数代入式(4)，可得到两种隔振系统传递率的对比结果，如图 4 所示。当 $m_2$ 趋向于 0 时，两级隔振系统趋向于单级隔振系统。由 1.1 节可知，飞轮扰振主要集中在 40~58 Hz、135~249 Hz 和 384~483 Hz 频率范围。相机前三阶固有频率分别为 103 Hz、108 Hz 和 120 Hz。为隔离飞轮扰振频率区间，避免固有频率与相机频率的耦合作用，将整星三向基频设计为 28 Hz(x 向)、29 Hz(y 向)和 86 Hz(z 向)。相机隔振器隔振频率分别为 39 Hz(x、y 向)和 118 Hz(z 向)，飞轮隔振器隔振频率为 25 Hz(x、y 向)和 80 Hz(z 向)，避开由两级隔振系统在 40~58 Hz 引入的共振放大效应，同时在 135~483 Hz 高频段起到更好的隔振效果。卫星对飞轮扰振的抑制能力最终通过集成分析模型验证。

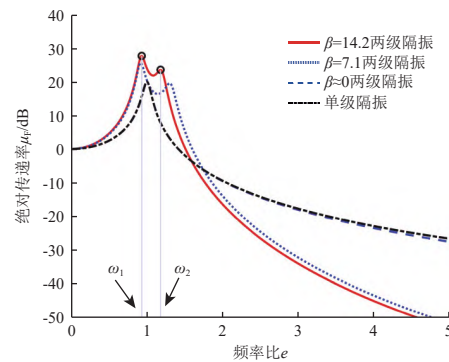


图 4 两级隔振系统绝对传递率计算

Fig. 4 Calculation of absolute transfer-rate of two-stage vibration isolation system

## 2 卫星结构、姿态学及光学建模

### 2.1 卫星结构模型

卫星结构由金属结构件、复合材料件经过螺钉装配而成，构成多自由度系统。飞轮安装在结构平台上，其产生的扰振力/力矩通过结构系统传递到相机焦面处，从而引起像移。通过计算从飞轮安装点到相机光路各镜体的位移响应，可在集成模型中将响应位移转换为像移。多自由度弹性阻尼系统的振

动微分方程为

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}\mathbf{x} = \mathbf{f}(t) \quad (5)$$

式中:  $\mathbf{M}$  为包含飞轮、结构平台和相机的卫星总体质量矩阵;  $\mathbf{C}$  为卫星总体阻尼矩阵;  $\mathbf{K}$  为卫星总体刚度矩阵;  $\mathbf{f}(t)$  为形如式 (1) 中描述的飞轮扰振力/力矩。其中  $\mathbf{C}$  采用 Rayleigh 黏性比例阻尼模型便于解耦。通过拉普拉斯变换, 并取  $s=j\omega$ , 得到频响函数矩阵

$$\mathbf{H}^{(d)}(\omega) = (\mathbf{K} - \omega^2 \mathbf{M} + j\omega \mathbf{C})^{-1}. \quad (6)$$

利用模态变换, 取位移频响函数的模态展开式

$$\mathbf{H}^{(d)}(\omega) = \sum_{i=1}^n \frac{\boldsymbol{\varphi}_i \boldsymbol{\varphi}_i^T}{-\omega^2 \mathbf{m}_i + j\omega \mathbf{c}_i + \mathbf{k}_i}, \quad (7)$$

式中:  $\mathbf{m}_i$ 、 $\mathbf{c}_i$  和  $\mathbf{k}_i$  分别为第  $i$  阶模态质量阵、比例模态阻尼阵和模态刚度阵。

相机镜体质心处的某自由度位移频响为

$$\text{Disp}^{(d,f,k)} = \mathbf{H}^{(d,k)}(\omega) \cdot \mathbf{F}_{jk}(\omega), \quad (8)$$

式中:  $k=1,2,\dots,6$  为自由度编号;  $\mathbf{H}^{(d,k)}(\omega)$  是从飞轮安装点到镜体在  $k$  自由度上的位移频响函数;  $\mathbf{F}_{jk}(\omega)$  为飞轮在安装点  $k$  自由度上的扰振力。于是得到编号  $j$  的扰振力/力矩在各自由度上的时域位移响应

$$\text{Disp}_j^{(d,t)} = \mathbf{F}^{-1} \left[ \sum_{k=1}^6 \text{Disp}^{(d,f,k)} \right]. \quad (9)$$

## 2.2 扰动力矩作用下姿态控制系统简化模型

在成像期间, 卫星姿态为三轴对日稳定状态。卫星控制器的设计中实际上还包含了耦合力矩项, 由于与卫星三轴运动的耦合力矩相抵消, 控制系统最终变为各个轴解耦的形式, 此时每个方向的控制参数根据该轴的主惯性矩大小确定。

建立在飞轮扰振力矩作用下的卫星姿态控制系统理论简化模型。按照式 (1) 给出的扰振模型, 计算卫星在扰动作用下的姿态角稳态误差值。控制系统框图如图 5 所示, 其中系统输入为卫星姿态角指令(期望值), 输出为卫星实际姿态角。

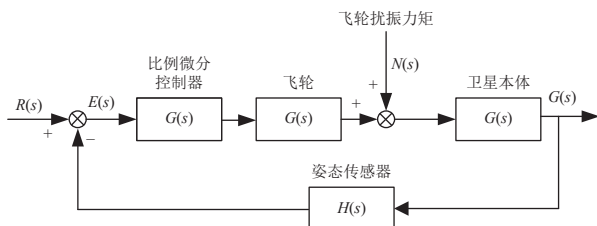


图 5 卫星控制系统框图

Fig. 5 Block diagram of satellite control system

比例微分控制器  $G_1(s) = K_P + K_D s$ , 其中:  $K_P$  为比例系数;  $K_D$  为微分系数;  $s$  为拉普拉斯算子。将飞轮视为二阶系统,  $G_2(s) = \omega_n^2 / (s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2)$ , 其中:  $\omega_n$  为系统固有频率;  $\xi$  为控制系统阻尼比。卫星本体  $G_3(s) = 1 / I_b s^2$ , 其中  $I_b$  为卫星转动惯量。此处只分析飞轮对姿态的影响, 忽略光纤陀螺、星敏等姿态测量传感器误差, 即认为  $H(s)=1$ 。将飞轮扰振视为正弦函数  $n(t) = K_n \sin(\omega t)$ , 其中:  $K_n$  为飞轮扰振力矩幅值;  $\omega$  为扰振频率;  $t$  为时间。其拉普拉斯变换为

$$N(s) = K_n \omega / (s^2 + \omega^2). \quad (10)$$

令期望值  $R(s)=0$ ,  $C_n(s)$  为输出姿态角, 则有误差信号

$$E_n(s) = R_n(s) - C_n(s) = -\frac{G_3(s)N(s)}{1 + G_1(s)G_2(s)G_3(s)}, \quad (11)$$

其中, 系统对扰振作用的误差传递函数为

$$\Phi_{en}(s) = -\frac{G_3(s)}{1 + G_1(s)G_2(s)G_3(s)}. \quad (12)$$

将各个传递函数的表达式代入式 (11) 中, 得到

$$E_n(s) = \frac{-(s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2)}{I_b s^2 (s^2 + 2\xi\omega_n s + \omega_n^2) + (K_P + K_D s)\omega_n^2} \cdot \frac{K_n \omega}{s^2 + \omega^2}. \quad (13)$$

时域稳态误差为

$$e_{ssn} = \lim_{t \rightarrow \infty} L^{-1} [E_n(s)]. \quad (14)$$

根据时域稳态误差公式, 计算获得卫星在飞轮扰振力矩作用下的稳态姿态角, 并进行数值差分, 求得对应稳定状态的姿态角速度。

将表 1 中卫星质量特性参数和控制器参数代入式 (14), 选取图 1 中  $x$ 、 $y$ 、 $z$  三向飞轮扰振力矩的较大值及对应频率, 将低频 0.001 33 N·m(频率 16.69 Hz 处)、中频 0.018 N·m(频率 58.19 Hz 处)、高频 0.077 N·m(频率 483.10 Hz 处)代入到控制系统, 计算得到卫星在轨姿态角稳态误差及姿态角速度稳态误差。由图 6 可知, 当卫星处于常规推扫模式下, 卫星姿态角稳态误差  $< 4.5 \times 10^{-6}$  rad, 姿态角速度稳态误差  $< 7.5 \times 10^{-6}$  rad/s。

表 1 飞轮及卫星参数表

Table 1 Table of the flywheel and the satellite parameters

参数	数值
飞轮阻尼比	0.707
飞轮无阻尼自然频率/Hz	2
卫星转动惯量 $I_b / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	15.52
比例系数 $K_P / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	2.483
微分系数 $K_D / (\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	10.864

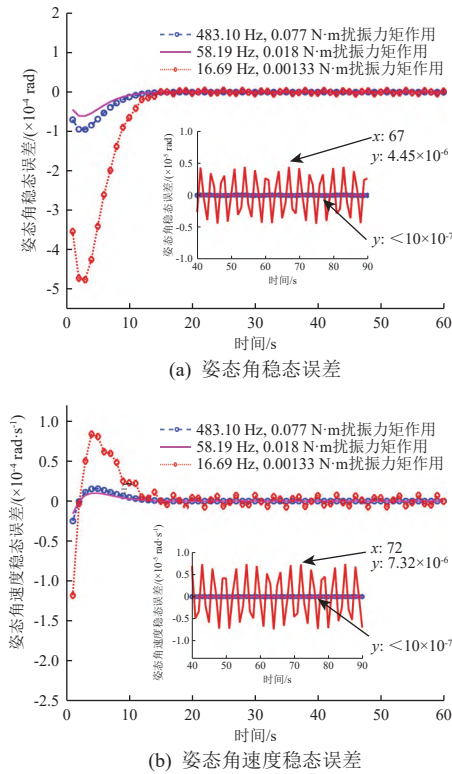


图6 典型扰振力矩作用下在轨卫星姿态稳态误差计算结果  
Fig. 6 Calculation results of attitude steady-state error of on-orbit satellite under typical disturbance moment

TDI-CCD相机的成像过程采用逐级积分形式,获得目标总体灰度值图像为探测器各行灰度值叠加之和<sup>[30]</sup>。卫星在轨成像时,飞轮微振动造成卫星姿态在其理想位置附近微小摆动,引起相机光轴晃动。假定卫星俯仰角速度、滚动角速度及偏航角速度等3个方向姿态稳定度为同一数值 $\theta'$ ,取焦面法线与视轴重合且平行于整星坐标系 $z$ 轴(偏航轴)、积分方向与整星坐标系 $x$ 轴(滚动轴)平行的一片CCD计算,

$$\begin{cases} d_{\text{pitch}} = f' \cdot \tan(\theta' \cdot \tau) \\ d_{\text{yaw}} = d_{\text{TDI}} \cdot \tan(\theta' \cdot \tau) \\ d_{\text{all}} = d_{\text{pitch}} + d_{\text{yaw}} \end{cases}, \quad (15)$$

式中: $d_{\text{TDI}}$ 为像元尺寸; $f'$ 为光学系统焦距; $d_{\text{pitch}}$ 和 $d_{\text{yaw}}$ 分别为俯仰和偏航方向扰振力矩产生的像素偏移; $d_{\text{all}}$ 为由姿态变化产生的总像素偏移。

将相机参数和计算所得卫星姿态稳定度最大值 $7.5 \times 10^{-6}$  rad/s代入式(15),可得像素偏移值 $< 0.03$  px。

### 2.3 光学系统模型

卫星姿控系统产生的微小抖动会导致光学系统各组件产生微小刚体位移,从而偏离光学设计理想位置,引起光学成像模糊、扭曲,进一步导致像

质变差。在进行微振动分析时,将光学系统沿光轴入射的均匀光线展开成以各刚性件自由度为自变量的Taylor级数形式,即

$$\begin{aligned} L(\Delta u) &= L_0 + \frac{\partial L}{\partial u_j} \cdot \Delta u_j + \frac{1}{2} \left( \frac{\partial L}{\partial u_j} \right)^2 \cdot \Delta u_j^2, \\ j &= 1, 2, \dots, n, \end{aligned} \quad (16)$$

式中: $L(\Delta u)$ 为相机受到扰振作用时,一组光线经过光学系统中各镜面后达到焦面的光程; $j$ 为组件编号; $\Delta u$ 为光学组件在各自由度上的位移; $\partial L / \partial u_j$ 为光学组件在其各自由度上产生单位位移时光程的变化。

有研究表明,航天器承受由飞轮引起的微振动量级普遍小于 $10^{-2}g$ <sup>[31]</sup>。相机在轨受到此微小扰振时,光学组件的刚体位移亦为小量,因此,可建立基于近似线性光学系统像移与刚体自由度的像移函数。受到扰振的光学系统,其中心像点像移可等效为各光学组件线位移和角位移的函数,即

$$\begin{cases} \Delta P_{\text{cx}} = \sum_{j=1}^n \frac{\partial L_x}{\partial T_j} \cdot \frac{\Delta T_j}{d_{\text{TDI}}} + \sum_{j=1}^n \frac{\partial L_x}{\partial R_j} \cdot \frac{\Delta R_j}{d_{\text{TDI}}} \\ \Delta P_{\text{cy}} = \sum_{j=1}^n \frac{\partial L_y}{\partial T_j} \cdot \frac{\Delta T_j}{d_{\text{TDI}}} + \sum_{j=1}^n \frac{\partial L_y}{\partial R_j} \cdot \frac{\Delta R_j}{d_{\text{TDI}}} \end{cases} \quad (17)$$

式中: $\Delta P_{\text{cx}}$ 为微振动引起的焦面 $O_{\text{fp}}x_{\text{fp}}$ 像移值; $\Delta P_{\text{cy}}$ 为微振动引起的焦面 $O_{\text{fp}}y_{\text{fp}}$ 像移值; $\Delta T_j$ 和 $\Delta R_j$ 分别为光学组件的平动位移和转动位移; $\partial L_x / \partial T_j$ 和 $\partial L_y / \partial T_j$ 为光学组件平动放大系数; $\partial L_x / \partial R_j$ 和 $\partial L_y / \partial R_j$ 为光学组件转动放大系数。

图7为反射镜等光学组件受到扰动激励产生位移示意图。使用镜面上3点组成平面代替镜体,通过求解三角形质心处的位移和平面法向量的夹角在坐标系的投影,来计算镜体的刚性位移。

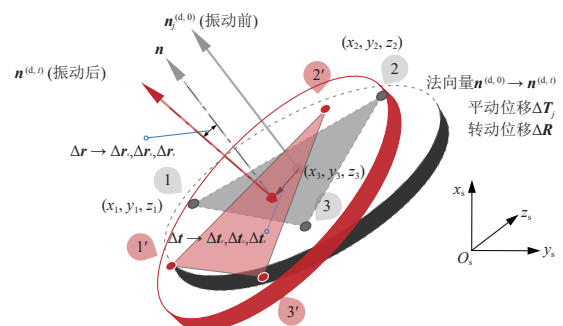


图7 光学组件空间位移

Fig. 7 Spatial displacement of optical components

其平动位移和转动位移为

$$\begin{bmatrix} \Delta T_j^{(t)} \\ \Delta R_j^{(t)} \end{bmatrix} = \text{Proj}_j[(\text{Disp}_j^{(d,t)} - \text{Disp}_j^{(d,0)}); \alpha_j], \quad (18)$$

式中:  $\text{Disp}_j^{(d,t)}$  和  $\text{Disp}_j^{(d,0)}$  分别为编号  $j$  镜体质心在  $t$  时刻和 0 时刻的位移;  $\alpha_j$  是  $\mathbf{n}_j^{(d,0)}$  与  $\mathbf{n}_j^{(d,t)}$  的夹角, 其中  $\mathbf{n}_j^{(d,0)}$  和  $\mathbf{n}_j^{(d,t)}$  分别表示编号  $j$  镜体在 0 时刻和  $t$  时刻的镜体法向量,  $\mathbf{n}_j^{(d,t)}$  可由式 (19) 求得,

$$\begin{cases} \mathbf{n}_j^{(d,t)} = (a^{(j)}, b^{(j)}, c^{(j)}) \\ (x_i - x_k)a^{(j)} + (y_i - y_k)b^{(j)} + (z_i - z_k)c^{(j)} = 0 \\ (i, k = 1, 2, 3; i < k) \end{cases} \quad (19)$$

式中,  $(x, y, z)$  为镜体上点的空间坐标。

法向量的夹角公式为

$$\cos \alpha_j = \mathbf{n}_j^{(d,t)} \cdot \mathbf{n}_j^{(d,0)} / (|\mathbf{n}_j^{(d,t)}| \cdot |\mathbf{n}_j^{(d,0)}|). \quad (20)$$

微振动对光学系统全链路的影响原理如图 8 所示。系统为同轴三反光学系统, 由主镜、次镜、三镜、折叠镜、调焦镜组成。O'x' 为沿轨方向, O'y' 为垂轨方向, Oxyz 为相机本体坐标系。利用线性叠加方法建立线性光学系统像移与刚体自由度的函数关系, 从而可以定量评估飞轮微振动对相机像移的影响。

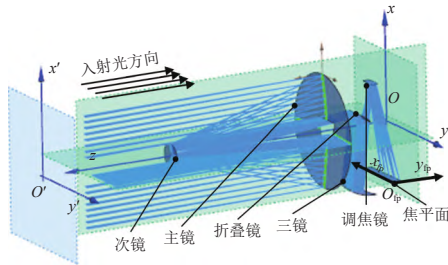


图 8 微振动对光学系统影响原理示意

Fig. 8 Schematic diagram of micro-vibration influence on optical system

### 3 集成分析模型及计算结果

建立光学-姿控-结构集成分析模型如图 9 所示。卫星控制系统根据目标姿态指令控制飞轮转速<sup>[32]</sup>。飞轮扰振力矩会引起卫星姿态抖动, 因而需要保证在成像期间卫星具有足够的姿态稳定度。飞轮扰振通过结构系统传递到光学系统, 飞轮的谐波扰振和结构扰振在与结构系统耦合的频率点引起共振, 激发光学组件抖动, 从而造成焦平面像素偏移。集成分析模型的输入为飞轮的扰振, 输出为焦面像素偏移值。

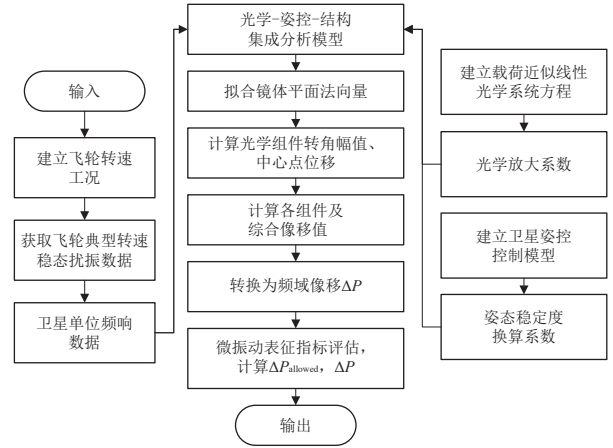


图 9 卫星光学-姿控-结构集成分析模型

Fig. 9 Integrated analysis model of optical-attitude control-structure for the satellite

模型首先确立飞轮转速工况, 计算结构系统在飞轮扰振作用下各光学组件位移响应结果; 随后将响应矩阵等参数导入集成分析模型中进行数值计算; 最后拟合光学组件的平动位移和转动位移, 计算卫星姿态稳定度及姿态变化引起的像移值, 得到由飞轮微振动引起的综合像移分布。

计算结果如图 10 所示。

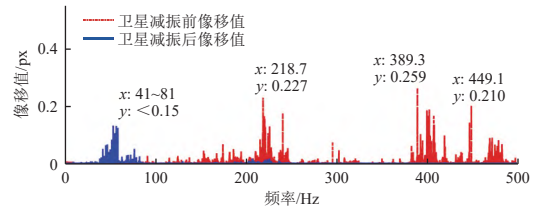


图 10 卫星减振前后光学-姿控-结构集成分析模型计算的像移值

Fig. 10 Calculation results of image offset by optical-attitude control-structure integrated analysis model before and after the satellite vibration reduction

隔振前, 卫星在频率 218 Hz、240 Hz、389 Hz、449 Hz 处像移值超过 0.1 px, 最大为 0.26 px (频率 389.3 Hz 处)。隔振后, 飞轮在频率 41~81 Hz 频率处引起的像移值比隔振前略有增大, 由式 (4) 可知, 这是由于卫星各向一阶固有频率分布在 28~86 Hz, 飞轮扰振频率与系统固有频率接近引起共振放大所导致; 卫星最大像移为 0.129 8 px, 发生在飞轮转速为 3500 r/min、58.21 Hz 处。

### 4 微振动抑制校验

#### 4.1 地面试验验证

“吉林一号”星座中“高分 04A”高分辨率商业遥感卫星在地面研制阶段开展了整星微振动测试,

试验由低频悬吊系统、卫星主体、微振动测试仪、飞轮电源及其控制软件组成。光学-姿控-结构集成分析系统与地面试验系统的组合如图 11 所示。试验前,在主镜、次镜、折叠镜、三镜、调焦镜处安装高精度加速度传感器,每个组件粘贴 3 个传感器以测量刚体运动;为了保证镜体具有较小的法向量拟合误差,同一镜体上的传感器相对均匀地粘贴在镜

体边缘位置。测量时,对各飞轮进行 100 r/min 间隔转速控制,按照采样频率 4096 Hz 采集星体各测点响应数据,转速范围为 0~±3500 r/min;待卫星在扰振作用下达到稳态,开启振动测量系统,记录相机镜头体的时域响应数据。最后通过软件积分变换得到位移响应,代入式 (9)~式 (15),可得到综合像移值试验结果。

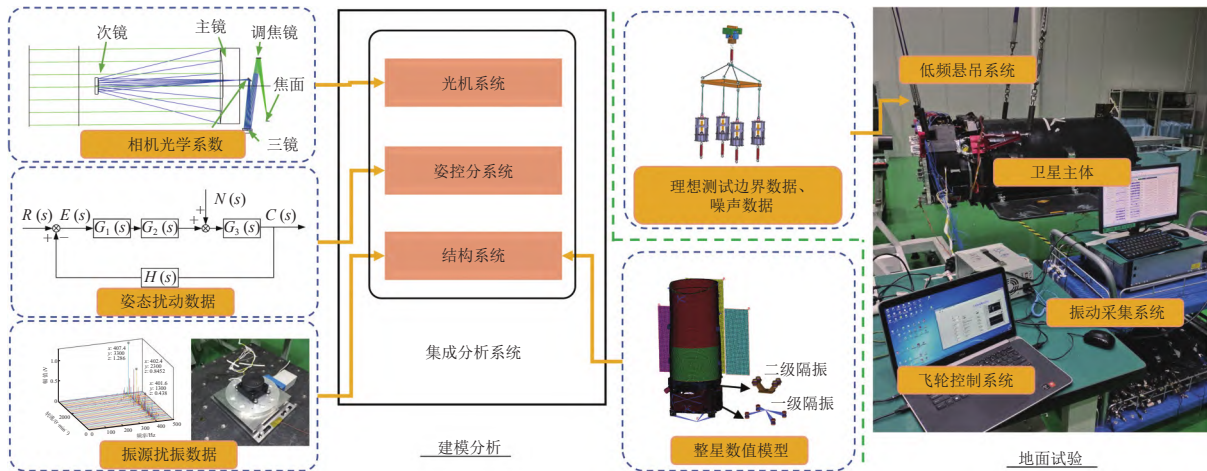


图 11 光学-姿控-结构集成分析系统与试验装配图

Fig. 11 Integrated analysis system and test assembly of optical-attitude control-structure

地面试验像移测量结果如图 12~13 所示。隔振前,卫星在频率 153、220、402、408、483 Hz 处像移值超过 0.1 px, 最大为 0.49 px(频率 402.4 Hz 处);隔振后,整体上看,对于飞轮在频率大于 81 Hz 的

隔振效率均超过 70.0%, 全频域像移实测值最大为 0.114 8 px( $O_{fp}y_{fp}$  方向@3500 r/min)和 0.066 55 px ( $O_{fp}x_{fp}$  方向@3500 r/min), 与图 10 的模型计算结果接近,均发生在飞轮转速为 3500 r/min、58.21 Hz 处。

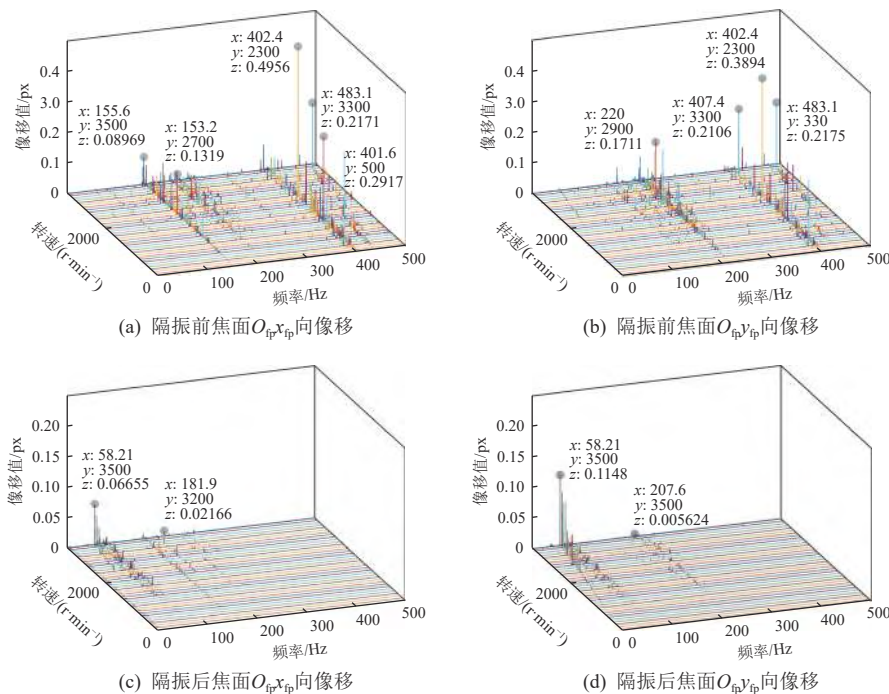


图 12 地面试验像移测量结果

Fig. 12 Measured results of image offset in ground test



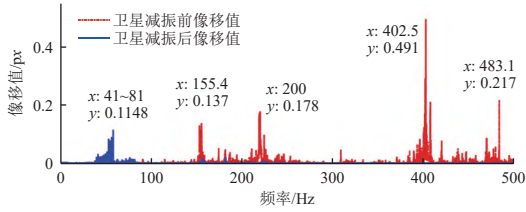


图 13 卫星减振前后地面试验测量的像移值

Fig. 13 Image offset measurements in ground test before and after the satellite vibration reduction

### 4.2 在轨验证

“吉林一号”星座中的“高分 04A”高分辨率商业遥感卫星于北京时间 2022 年 4 月 30 日 11 时 30 分发射并成功在轨运行, 其影像分辨率大于 0.5 m, 地面幅宽优于 15 km。该卫星采用“三正交”卫星姿

态控制策略, 即  $x$ 、 $y$ 、 $z$  飞轮轴向与卫星坐标系三轴分别平行。

该卫星进行了在轨成像试验, 提取遥感影像中的微振动幅值。卫星推扫模式下, 对直线目标(如笔直的道路、桥梁或机场)进行成像, 图像处理得到目标高对比度的灰度图; 随后采用均值法提取到目标图像质心典型曲线后, 进行多项式曲线拟合, 再利用傅里叶计算方法对曲线进行频域处理, 最终得到卫星成像时刻的振动频率与像移幅值关系曲线。获得卫星微振动测量结果如图 14 所示。由卫星辅助数据可知, 在成像时刻, 3 个飞轮的转速分别为  $x$  飞轮 -316.30 r/min、 $y$  飞轮 1 265.18 r/min、 $z$  飞轮 -2 000.48 r/min。

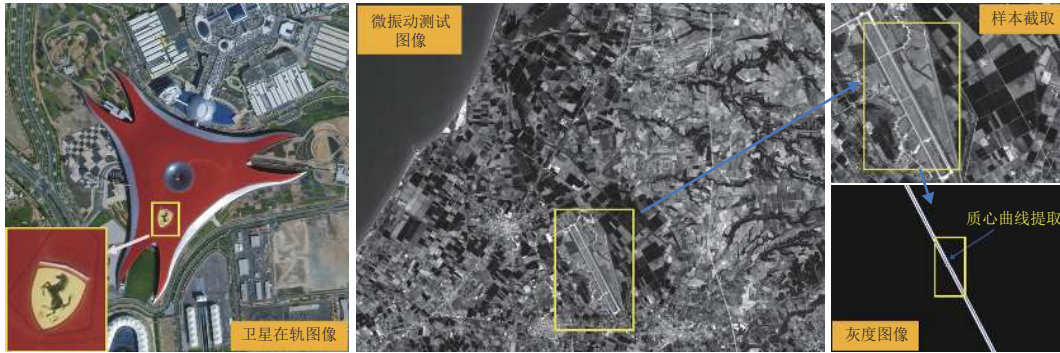


图 14 在轨图像与试验

Fig. 14 On-orbit images and tests

按照 4 Hz 采样率得到成像期间 10 s 内卫星三轴姿态稳定度遥测数据, 如图 15(a) 所示, 姿态稳定度最大幅值绝对值  $< 7.0 \times 10^{-6}$  rad/s, 与仿真结果在同一水平。

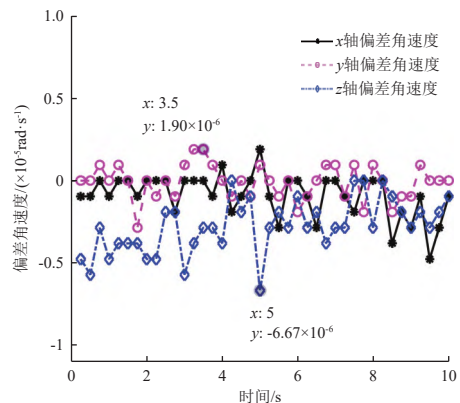
卫星光学系统像移允许值的确立, 仅考虑正弦振动下成像最模糊时的调制传递函数(MTF), 由式 (21)<sup>[33]</sup> 求得满足奈奎斯特采样频率下 MTF 降低  $< 3\%$  的成像质量条件下微振动振幅容限。对于既定的 CCD, 动态 MTF 仅为正弦像移振动幅值  $D$  和曝光时间  $t_e$  的函数。

$$MTF(f, D, t_e) = \left| J_0(2\pi f D) + 2 \sum_{k=1}^{+\infty} J_{2k}(2\pi f D) \frac{\sin\left(2k\pi \frac{t_e}{T}\right)}{2k\pi \frac{t_e}{T}} \right|, \quad (21)$$

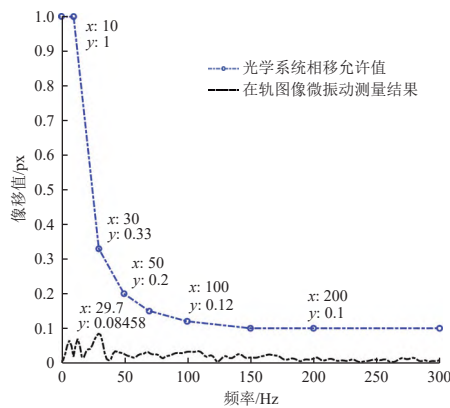
式中:  $T$  为振动周期;  $t_e/T$  为振动频率;  $f$  为奈奎斯特频率;  $J_0(2\pi f D)$  和  $J_{2k}(2\pi f D)$  分别为第一类贝塞尔

函数。

卫星遥感图像下传后, 提取图像 1200 行数据进行分析。在 0~300 Hz 范围内, 由 3 个飞轮扰振叠加造成的像移最大值为 0.084 6 px(频率 29.7 Hz, 卫星一阶固有频率附近), 测量结果与允许值曲线如图 15(b) 所示。集成分析模型计算像移结果在同一水平, 证明了模型的有效性。



(a) 卫星在轨姿态稳定度测量



(b) 机场跑道图像频域像移提取

图15 卫星在轨微振动试验结果

Fig. 15 Result of micro-vibration test of satellite on orbit

## 5 结论

本文以飞轮为振源,建立了一种光学-姿态-结构集成分析模型,模型以飞轮扰振为输入,输出光学系统综合像移值。该模型可考虑飞轮典型转速特性,定量给出飞轮扰振力矩对卫星姿控系统稳定度的影响,计算定幅、定频扰振下的相机像移;给出相机光轴平动、转动位移与焦面成像像移的定量关系,具有快速、精确的特点。最后开展了全面的微振动地面与在轨试验验证。建模及校验结果表明:全频域像移实测值最大值为0.1148 px,在轨成像期间姿态稳定度达到 $7.0 \times 10^{-6}$  rad/s;集成模型计算像移值为0.1298 px,卫星在扰振力矩作用下姿态稳定度为 $7.5 \times 10^{-6}$  rad/s。卫星在轨测试结果表明,在频率0~300 Hz像移值为0.0846 px。集成分析模型计算与试验结果一致。

本文的光学-姿控-结构集成分析模型可用于评估整星隔振状态的微振动抑制能力以及在卫星设计阶段预测微振动成像结果,为定量评价振源对卫星光学、姿控、结构系统综合影响提供了有效方法,具有工程应用价值。

### 参考文献 (References)

- [1] WU Y, J Y, SUN X. Micro-vibration test and analysis of refrigeration for visible and infrared integrated space camera[J]. SPIE, 2020, 11570: 216-223
- [2] 李浩. 航空激光氦气泵磁传感器光机系统设计及抗振动性能研究[D]. 北京: 中国科学院大学, 2022: 5
- [3] WANG X, LI C, JIA J. Angular micro-vibration of the Micius satellite measured by an optical sensor and the method for its suppression[J]. *Applied Optics*, 2021, 60(7): 1881-1887
- [4] LI L, WANG L, YUAN L. Micro-vibration suppression methods and key technologies for high-precision space optical instruments[J]. *Acta Astronautica*, 2021, 180: 417-428
- [5] ZHAO B, LIANG W, LIU E H, et al. Astronomical survey camera shutter locking mechanism design, analysis, and testing[J]. *Journal of Optical Technology*, 2020, 87(9): 527
- [6] GENBERG V L, MICHELS G J, DOYLE K B. Integrated modeling of jitter MTF due to random loads[C]// *Optical Modeling and Performance Predictions V*, SPIE, 2011, 8127: 157-165
- [7] GLINDEMANN A, ALBERTSEN M, ANDOLFATO L, et al. VLTI technical advances: present and future[C]// *New Frontiers in Stellar Interferometry*, SPIE, 2004, 5491: 447-453
- [8] DE WECK O L. Integrated modeling and dynamics simulation for the next generation space telescope[D]. Massachusetts: Massachusetts Institute of Technology, 1999: 12
- [9] MILLER D W, DE WECK O L, MOSIER G E. Framework for multidisciplinary integrated modeling and analysis of space telescopes[C]// *Integrated Modeling of Telescopes*. SPIE, 2002, 4757: 1-18
- [10] LEE D O, YOON J S, HAN J H, et al. Integrated framework for jitter analysis combining disturbance, structure, vibration isolator and optical model[J]. *Proceedings of SPIE: The International Society for Optical Engineering*, 2012, 8341: 61
- [11] REMEDIA M, AGLIETTI W, LEPAGE B, et al. A general methodology for analysis of structure-borne micro-vibration[C]// *54th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. 2013: 105-109
- [12] ALKOMY H, SHAN J. Modeling and validation of reaction wheel micro-vibrations considering imbalances and bearing disturbances[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2020, 8(37): 115766
- [13] 葛东明, 邹元杰, 张志娟, 等. 基于全柔性卫星模型的控制闭环微振动建模与仿真[J]. *航天器工程*, 2012, 21(5): 58-63
- [14] GE D M, ZOU Y L, ZHANG Z J, et al. Control closed-loop micro-vibration modeling and simulation based on flexible satellite model[J]. *Spacecraft Engineering*, 2012, 21(5): 58-63
- [14] 李林, 王栋, 徐婧, 等. 飞轮组件微振动对高分辨率光学卫星光轴的影响[J]. *光学精密工程*, 2016, 24(10): 2515-2522
- [14] LI L, WANG D, XU J, et al. Influence of micro-vibration of flywheel components on optical axis of high resolution

- optical satellite[J]. *Optics and Precision Engineering*, 2016, 24(10): 2515-2522
- [15] XU C, XU Z D, HUANG X H, et al. Modeling and analysis of a viscoelastic micro-vibration isolation and mitigation platform for spacecraft[J]. *Journal of Vibration and Control*, 2018, 24(18): 4337-4352
- [16] XU Z D, XU Y, YANG Q, et al. Tests and modeling of a new vibration isolation and suppression device[J]. *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, 2017, 139(12): 121011
- [17] 刘瑞婧, 金光, 郭金生, 等. 飞轮扰动下大口径长焦距光学成像系统的视轴误差的分析与试验[J]. *机械工程学报*, 2020, 56(11): 151-160
- LIU R J, JIN G, GUO J S, et al. Analysis and test of line-of-sight error of large-aperture long focal length optical imaging system under reaction wheel disturbance[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2020, 56(11): 151-160
- [18] 庞世伟, 杨雷, 曲广吉. 高精度航天器微振动建模与评估技术最近进展[J]. *强度与环境*, 2007, 34(6): 1-9
- PANG S W, YANG L, QU G J. New development of micro-vibration integrated modeling and assessment technology for high performance spacecraft[J]. *Structure & Environment Engineering*, 2007, 34(6): 1-9
- [19] 关新, 郑钢铁. 空间相机隔振与姿态控制一体化设计[J]. *宇航学报*, 2013, 34(2): 214-221
- GUAN X, ZHENG G T. Integrated design of space telescope vibration isolation and attitude control[J]. *Journal of Astronautics*, 2013, 34(2): 214-221
- [20] 龚小雪, 张雷, 宣明. 光学遥感卫星飞轮微振动仿真和地面实验研究[J]. *光子学报*, 2019, 48(3): 138-146
- GONG X X, ZHANG L, XUANG M. Modeling and ground-based experimental jitter researches on earth observation satellite[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2019, 48(3): 138-146
- [21] CHEN S B, XUAN M, ZHANG L, et al. Simulating and testing micro-vibration on an optical satellite using acceleration sensor-based jitter measurements[J]. *Sensors*, 2019, 19(8): 1797
- [22] DENG C, MU D, JIA X, et al. Effects of rubber shock absorber on the flywheel micro-vibration in the satellite imaging system[J]. *Photonic Sensors*, 2016, 6(4): 372-384
- [23] YONG L, YUTING L, LINGYAN G. Full path analysis of impact on MTF of remote sensing camera by jitter spectrum[C]//5th International Symposium of Space Optical Instruments and Applications, 2018: 59-68
- [24] LIN L, TAN L, LIN K, et al. The influence of flywheel micro vibration on space camera and vibration suppression[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2018, 100: 360-370
- [25] 李青, 李静, 冯咬齐, 等. 航天器微振动一体化建模与控制研究[J]. *机械科学与技术*, 2017, 36(9): 1464-1471
- LI Q, LI J, FENG Y Q, et al. Integrated micro-vibration modeling and control investigation of spacecrafts[J]. *Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering*, 2017, 36(9): 1464-1471
- [26] WEI Z, LI D, LUO Q, et al. Performance analysis of a flywheel microvibration isolation platform for spacecraft[J]. *Journal of Spacecraft & Rockets*, 2015, 52(4): 1-6
- [27] HAMDI S, BERKANI A. A new stability result for a flexible satellite system with viscoelastic damping[J]. *Mathematical Methods in the Applied Sciences*, 2022, 45(16): 10070-10098
- [28] SAFARABADI M, HAGHSHEENAS H, KELARDEH H. Design of micro-vibration isolation system for a remote-sensing satellite payload using viscoelastic materials[J]. *Engineering Solid Mechanics*, 2020, 8(1): 69-76
- [29] ZHAO D X, CHAO X, YE S X. Microscopic molecular chain structure model of viscoelastic damper under micro-vibration excitations[J]. *Theoretical and Applied Mechanics*, 2016, 48(3): 675-683
- [30] 陶淑苹, 冯钦评, 陈晓龙, 等. 数字域时间延迟积分 CMOS 遥感相机动态传函建模分析[J]. *中国光学*, 2022, 15(5): 983-991
- TAO S P, FENG Q P, CHEN X L, et al. Dynamic MTF modeling and analysis of digital TDI CMOS remote sensing camera[J]. *Chinese Optics*, 2022, 15(5): 983-991
- [31] 杨鸿杰, 刘磊, 李新国. 超静空间科学卫星分离式主动隔振技术[J]. *中国空间科学技术*, 2021, 41(4): 102-110
- YANG H J, LIU L, LI X G. Separated active vibration isolation technology for ultra-quiet scientific satellite[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2021, 41(4): 102-110
- [32] YU Y, GONG X, ZHANG L, et al. Full-closed-loop time-domain integrated modeling method of optical satellite flywheel micro-vibration[J]. *Applied Sciences*, 2021, 11(3): 1328
- [33] 杜言鲁, 丁亚林, 许永森, 等. 正弦振动下动态调制传递函数分析与研究[J]. *光学学报*, 2015, 35(7): 127-134
- DU Y L, DING Y L, XU Y S, et al. Dynamic modulation transfer function analysis and research under sinusoidal vibration[J]. *Acta Optica Sinica*, 2015, 35(7): 127-134

(编辑: 许京媛)

一作简介: 段胜文, 工程师, 主要从事卫星结构与机构设计、动力学仿真建模等方面的研究。

\*通信作者: 陈善搏, 工程师, 主要从事光学遥感卫星相机等方面的研究。