引用格式: GONG Xiao-xue, ZHANG Lei, XUAN Ming. Modeling and Ground-based Experimental Jitter Researches on Earth Observation Satellite[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2019, **48**(3): 0312004 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):0312004

光学遥感卫星飞轮微振动仿真和地面实验研究

龚小雪^{1,2},张雷^{1,2,3},宣明^{1,2,3}

(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)
 (3长光卫星技术有限公司,长春 130102)

摘 要:为了对光学遥感卫星中飞轮微振动带来的成像像移进行精确预估,研究了飞轮微振动对成像影响的相关机理,建立了理论分析模型,搭建了高仿真度实验测量平台.研究微振动对成像影响机理,构建 从飞轮扰振特性到成像像移之间的传递函数表达式,理论证明了谐波特性和模态特性是飞轮微振动对 成像像移影响的两大重要特性.搭建高仿真度的实验平台对微振动影响下的图像像移进行精确测量.对 比理论模型分析所得像移和实验测量数据,分析两者结果不一致产生的原因.结果表明:理论与测量的 像移结果中谐波特性非常一致,两者具有几乎一致的典型的谐波因子;模态特性在低频段具有较高一致 性,中低频段误差在8%以内.

doi:10.3788/gzxb20194803.0312004

Modeling and Ground-based Experimental Jitter Researches on Earth Observation Satellite

GONG Xiao-xue^{1,2}, ZHANG Lei^{1,2,3}, XUAN Ming^{1,2,3}

 (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)

(3 Chang Guang Satellite Technology Co., Ltd., Changchun 130102, China)

Abstract: In order to evaluate the jitter affection brought up by flywheel in optical satellite, this paper studies the principles in the jitter affection, promotes a theoretical analytical model and constructs a testbed with high fidelity. By studying the principles in the jitter affection, the transfer fuctions between input disturbances and output image motion are achieved, meanwhile, the harmonical and modal characteristics are proved theoretically. Secondly, a testbed with high fidelity is constructed to measure the real affected image motion. Finally, this paper compares the analytical data and test data and analyzes the reasons that brings in the differences. The results indicate that the harmonic factors contained are almost the same. The modal characteristics are similar at low and medium frequencies within 8% error. **Key words**: Jitter; Optical remote sensing satellite; On-ground experiment; Flywheel; Image motion **OCIS Codes**: 120.4825; 120.5050; 120.4640; 120.6085

第一作者:龚小雪(1992一),男,博士研究生,主要研究方向为航天器中的微振动技术. Email:gxx@mail.ustc.edu.cn

通讯作者:张雷(1982一),男,副研究员,博导,主要研究方向为光学遥感卫星相机相关技术. Email:18686344285@163.com

导 师:宣明(1956一),男,研究员,博导,主要研究方向为遥感卫星相关技术和微机械相关技术.Email:xuanm@ciomp.ac.cn 收稿日期:2018-11-22;录用日期:2018-12-27

http://www.photon.ac.cn

基金项目:国家重点研发计划(No.2016YFB0500904)

0 引言

飞轮带来的微振动对高分辨率的光学遥感卫星产生不可忽视的影响.飞轮由于本身的固有缺陷(轴承微小的偏心、缺陷和质量不均匀等)将在卫星在轨成像任务过程中产生微小的扰动力并作用在星体上,导致整 星指向精度降低和敏感器件失稳,从而影响卫星的设计光学分辨率.微振动问题是制约光学遥感卫星分辨率 的关键因素之一,因此,针对微振动展开精确评估具有重要意义^[1-2].

2000 年起,国内外针对航天器中的微振动评估技术展开了深入研究^[3-7],目前常见的微振动的评估技术 主要包括理论建模评估和实验测量评估.理论建模评估能够快速的对飞轮微振动进行预估,指导结构设计和 优化.目前常见的理论建模方法有集成建模分析法和频域分析法.其中集成建模分析法由 MILLER D W^[3]提 出并应用在 SIM(Space Interferometry Mission) 航天器上.该方法能有效对整星力学结构,光学系统以及姿 控系统进行耦合建模,获得微振动对感兴趣的功绩函数的影响.此后多个航天器,例如詹姆斯韦伯空间望远 镜,SDO (Solar Dynamics Observatory)航天器均采用该方法对飞轮微振动影响进行评估.频域分析法依托 于航天器频域响应的特性,主要利用结构动力学中的频响分析获得航天器微振动频域响应特性.例如文献 [2]便利用了频域法获得了微振动对相机像质的影响.无论是集成建模法还是频域法,均需利用有限元方法 进行模态分析.然而受制于有限元模型精确度,理论建模评估往往难以具有令人满意的精度.例如文献[3]针 对 SDO 航天器的理论建模评估,其建模仿真结果是实验结果的 1.5~2 倍,频率普遍有 5%~10%的偏差,在 高频段理论仿真结果不准确性尤为明显.地面仿真实验测量法虽然较为复杂,实验成本较高,但其能获得精 度较高结果,因此其成为了在轨微振动评估的基准,并且能为理论模型的校核提供依据.

本文采用频域法对飞轮微振动影响特性进行理论建模分析并搭建具有高仿真度的地面实验平台进行测 量.理论分析和实验结果表明,谐波特性和模态特性是飞轮微振动影响下像移中存在的重要特性.理论分析 与实验结果谐波特性非常一致,而模态特性随着频率升高吻合度变差.受制于仿真分析中的模型不准确度, 与在轨情况相比,理论分析结果偏大.相反的,地面实验由于风阻的存在,与在轨情况相比,其实验结果偏小. 后期针对在轨微振动预估将以实验结果为基准,同时对理论模型展开校核与修正以提升其分析结果的准 确度.

1 飞轮微振动扰动特性简介

飞轮微振动主要由飞轮本身的动不平衡、静不平衡和轴承缺陷等导致^[8].其中飞轮动静不平衡对成像影响机理如图 1 所示.



图 1 飞轮动不平衡和静不平衡产生机理

Fig.1 The mechanism of static and dynamic imbalance of flywheel

飞轮制造,装配过程难免存在误差,这些误差将导致飞轮转子的质心与旋转轴心(图1中Z,轴)不重合, 从而在飞轮转动过程中产生位于转轴垂直平面内的离心力,显然该离心力是微振扰动力的来源之一,其离心 力大小为

$$F_{s} = m_{s} e \Omega^{2} \tag{1}$$

式中, m_s 为静不平衡等效质量点大小,e为其偏心大小, Ω 为飞轮转速.

式(1)给出的仅是静不平衡扰动力的标量表达,实际上这个离心力方向将会绕着轴心周期性变化,图 1 0312004-2 中 *x* 轴和 *y* 轴分量为

$$\begin{cases} F_x(t) = F_s \sin \left(\Omega t + \varphi_0\right) \\ F_y(t) = F_s \cos \left(\Omega t + \varphi_0\right) \end{cases}$$
(2)

式中, Ω 为飞轮转速, φ_0 为其初始相位.

飞轮的动不平衡是由于转子的中心轴与标称方向发生了偏离,从而使转子旋转角动量的矢量方向产生 偏移.由动量矩定理可知,飞轮安装处需向飞轮提供额外的力矩以平衡该动量矩变化.动不平衡所致扰动力 矩为

$$U_{\rm d} = m_{\rm d} rh \tag{3}$$

式中,*m*_a为动不平衡等效质量点大小,*r*为其等效质量点距离转轴的距离,*h*为轴向方向等效质量点距离转 子中心的轴向距离.

同样,式(3)是动不平衡力矩的标量表达,该扰动力矩方向亦随轴心周期变化,其x轴 n_y 轴分量为

$$\begin{cases} M_{x}(t) = U_{d}\Omega^{2} \sin \left(\Omega t + \varphi_{0}\right) \\ M_{y}(t) = U_{d}\Omega^{2} \cos \left(\Omega t + \varphi_{0}\right) \end{cases}$$

$$\tag{4}$$

式(2)与式(4)为飞轮本身动静不平衡带来的扰动力和力矩一次谐波分量.现实中飞轮不仅会在一次谐波处 产生扰动,由于拍的效应,亦会出现高次谐波的共振,从而产生具有丰富谐波特性的扰动力和力矩.加上轴承 缺陷也会产生高次谐波扰动,这些具有谐波特性的扰动可统一用式(5)表示为

$$X_{j}(t) = \sum_{i=1}^{n} C_{ij} \Omega^{2} \cos \left(h_{ji} \Omega t + \varphi_{0j} \right) \quad j = 1, 2, \cdots, 6$$
(5)

式中, $X_j(t)$ 为三个坐标轴的扰动力或扰动力矩($i=1,\dots,6$ 分别对应 F_x , F_y , F_z , M_x , M_y , M_z 上的扰动 特性), C_{ij} 为各扰动力或者力矩的谐波幅值系数, h_{ij} 为对应的谐波因子.

对式(5)进行傅里叶变换并忽略 $\omega < 0$ 的部分便得到飞轮扰动数据在频谱上的表达

$$X_{j}(\boldsymbol{\omega}) = \sum_{i=1}^{n} \pi C_{ij} \Omega^{2} [\cos (\varphi_{0j}) + j\sin (\varphi_{0j})] \delta(\boldsymbol{\omega} - h_{ji} \Omega) \quad j = 1, 2, \cdots, 6$$

$$(6)$$

由式(6)可知,飞轮扰动力的幅频特性图将在 $\omega = h_{ji}\Omega$ 处有峰,这些峰的频率与转速成正比,幅值与转速 平方成正比.这样的特性在飞轮频率-速度-幅值瀑布图中体现为从原点出发的一系列谐波线.

针对本文研究卫星所用的飞轮,采用 Kistler 测力平台对各飞轮在 $0\sim2000$ 转工作状态下的扰动力和 力矩进行标定,通过对测试的时域数据进行傅里叶变换,得到单个飞轮各扰动力和力矩的速度-频率-扰动幅 值的瀑布图.图 2 为飞轮 2 径向力 F_x 的测量瀑布图结果作为示例.图 2(a)能看出非常显著的谐波 (Harmonic)特性,其中一次谐波幅值最大最为显著.本文并对瀑布图编写了程序识别其中的谐波因子,将幅 值较大的谐波进行了统计.各飞轮谐波统计结果如表 1 所示.



图 2 Y 向飞轮轴向力 F_x 测量结果 Fig.2 Measured data of radial force F_x at Y direction

Table 1			Harmonical factor of each reaction wheel	
	Item	Flywheel 1	Flywheel 2	Flywheel 3
	F_x	1, 4.3, 7.7, 9.0	1, 12.1	1
	F_y	1, 4.3, 7.7, 9.0	1, 12.1	1
	F_z	3.3	6.1, 7.9, 11.8, 12.1, 15.8, 18.2, 24.3	8.6, 12.1, 18.2
	M_x	1, 4.3, 7.7	1,12.1, 18.2	1
	M_y	1, 4.3, 7.7	1,12.1, 18.2	1
	M_{z}	/	1.12.0	1

表 1 各飞轮典型谐波因子统计 able 1 Harmonical factor of each reaction whe

此外,在飞轮的瀑布图中可知,400~500 Hz 的频带上,有不符合谐波特性的扰振特性,如图 2(b)所示. 该扰振特性是飞轮径向摇摆模态(Radial Rocking)与转子扰振力耦合放大导致的,在瀑布图中往往以 V 字 形出现.径向摇摆模态亦是飞轮典型的扰振特性,其出现频段由飞轮和安装基座的柔性共同决定.根据隔振 理论,安装基座越柔,其出现频段的频率值和幅值就越小.不同于谐波特性,其出现频率固定,带宽窄,能较易 的通过隔振装置予以消除.因此,飞轮中的谐波特性对成像影响往往更为棘手,本文主要针对谐波特性带来 的微振动影响展开深入研究.

2 微振动理论模型

由于扰动力量级很小,从飞轮扰动力输入处到光学敏感器件刚体位移响应的结构传递函数以及光学敏 感器件刚体位移到最后成像像移的传递函数均近似为线性的.因此微振动理论建模可以通过有限元仿真和 光学软件计算的方法联合获得对成像影响的预估.其中结构传递函数可以通过模态叠加法,利用有限元软件 中的频响分析获得.

$$S_{ij}(\omega) = \sum_{i=1}^{n_m} \Phi_i \xi_i(\omega) \tag{7}$$

式中, $S_{ij}(\omega)$ 为结构传递函数, Φ_i 为感兴趣频谱内各模态的振型数据, $\xi_i(\omega)$ 为各模态增益函数. n_m 为感性趣频谱内模态数量.

光学传递系数通过光学软件 ZEMAX 获得,进而成像像移与飞轮六个方向输入的扰动力和力矩关系为

$$\mathrm{IM}(\boldsymbol{\omega},\boldsymbol{\Omega}) = \sum_{i=1}^{6} \sum_{j=1}^{n} \alpha_{j} [S_{ij}(\boldsymbol{\omega})X_{i}(\boldsymbol{\omega},\boldsymbol{\Omega})] = \sum_{i=1}^{6} [\sum_{j=1}^{n} \alpha_{j}S_{ij}(\boldsymbol{\omega})]X_{i}(\boldsymbol{\omega},\boldsymbol{\Omega}) = \sum_{i=1}^{6} H_{i}(\boldsymbol{\omega})X_{i}(\boldsymbol{\omega},\boldsymbol{\Omega})$$
(8)

式中 $_{i\alpha_{j}}$ 为从 ZEMAX 中获得的光学传递因子 $_{in}$ 为敏感光学器件个数(本文的同轴二反光学系统中影响成像主要为主镜,次镜和焦面 $_{in}=3$), $H_{i}(\omega)$ 为总体传递函数, $X_{i}(\omega,\Omega)$ 为飞轮本身扰动力数据.

将式(6)带入到式(8)可得

$$\mathrm{IM}(\boldsymbol{\omega},\boldsymbol{\Omega}) = \sum_{j=1}^{6} \sum_{i=1}^{n} \pi C_{ij} \boldsymbol{\Omega}^{2} \big[\cos \left(\varphi_{0j}\right) + \mathrm{jsin} \left(\varphi_{0j}\right) \big] \delta(\boldsymbol{\omega} - h_{ji}\boldsymbol{\Omega}) H_{j}(\boldsymbol{\omega}) \tag{9}$$

从式(9)可知,像移结果中亦将出现谐波特性,且对应谐波的谐波因子是飞轮扰动数据中各向扰动力与 扰动力矩所有谐波因子的集合.与飞轮谐波特性不同的是,像移结果中的谐波幅值与转速平方并非为正比关 系.由于在整星结构特征频率处,结构传递函数 *H_j*(ω)将会较大,因此像移瀑布图中将出现基于结构模态响 应的模态特性.在像移的频率-速度-幅值瀑布图中,谐波特性体现为从原点出发的一系列谐波线,而模态特性 体现为在固定频率附近的谐波幅值具有极大值.

显然,决定最后成像像移 IM(ω , Ω)幅值特性的因素主要是飞轮本身扰动力和力矩输入 $X_i(\omega,\Omega)$ 以及 结构传递函数 $S_{ij}(\omega)$.飞轮的扰动特性 $X_i(\omega,\Omega)$ 已通过 Kistler 平台高精度测量获得,而 $S_{ij}(\omega)$ 往往只能通 过有限元仿真的方法获得.受制于有限元模型的精确度,有限元分析所获得的结构传递函数 $S_{ij}(\omega)$ 往往难以 具备令人满意的精度.在低频段,有限元结构模态参数可以通过校核达到较好的精度,而在高频段由于模型 边界的模拟以及模态阻尼选择中存在的误差,结果可信度将会变低.本文感兴趣频率范围为 0~500 Hz,频 率上边界较高,因此采用理论建模分析的方法在高频段明显难以获得较为准确的结果.由文献[9-10]可知, 图像往往对高频的振动更为敏感,因而利用理论分析的方法对成像质量给出的预估其可信度往往难以保障. 为了获得卫星在轨微振动影响的精确评估,开展具有高仿真度的地面成像像移测量实验十分必要.

3 地面实验平台搭建

为了保证实验结果的精确度,实验过程需实现对在轨工作状态的高度仿真.因此实验平台需要遵循以下 设计原则:

1)实验样机的热力学特性需与正样一致;

2)实验样机参与成像和控制环节的软硬件需能实现类似于正样在轨成像功能;

3)实验环境对卫星带来的影响需与在轨环境一致.

根据以上原则,本文完成了能测量成像像移的实验平台的设计以及搭建.其中,整星样机整机结构以及 各关键单机经过模态实验以确保其热力学特性与正样一致;样机的光学系统采用正样备份相机,相机为一个 同轴二反卡塞格林光学系统,成像元件为积分级数为 10 级,行转移时间为 100 μm 的 TDICCD;姿控系统中 飞轮采用正样飞轮备份件,其他部件(比如中心机,磁力矩器等)均采用电信件以确保其软件功能可以实现. 实验平台主要由卫星样机、狭缝靶标、电源设备、遥测遥控设备,图像处理电脑和弹簧悬吊装置组成,整个实 验平台如图 3 所示,平台工作原理如图 4 所示.



图 3 实验平台概览图 Fig.3 Overview photograph of the testbed



Fig.4 Block diagram of the testbed

实验过程中,样机被弹簧悬吊装置水平起吊,在狭缝靶标正前方进行成像.实验过程,表1的飞轮1、2和 3分别安装在 Z向、Y向和 X向飞轮安装位上.本文实验均在飞轮处于稳定转速状态下进行,为了使实验转 0312004-5 速尽可能均匀覆盖飞轮工作的转速区间,利用姿控系统分别驱动 $X \ Y$ 和 Z 向飞轮分别独自以 50 转为步长 工作在 0 到 2 000 转之间以获得不同转速下的图像数据^[11].

然而在地面实验平台中,很难使狭缝靶标与卫星对地推扫成像过程中的地面物体具有一致的运动状态. 为了使实验结果能反应在轨图像中的微振动,本文开发了一种新的地面成像模式.实验过程中,整个 TDI CCD 像面每 100 µs(在轨成像过程的行转移时间)曝光一次,每次曝光后对 CCD 全部 10 级图像亮度求和, 将求和后的亮度作为当前时刻的图像.将所有求和后的图像按时间组合在一起,便得到狭缝在采样时间内的 最终输出图像.这样的成像方式虽然有别于在轨成像,但是最终图像中像移的幅值信息是等价的.唯一的区 别在于地面成像过程是 10 级 CCD 求和,这对于图像本身来说是一种平滑滤波处理,能有效提升图像的信噪 比,然而却将原有图像采样频率从 10 000 Hz 降低为 1 000 Hz.本文研究的微振动的频段为 0~500 Hz,因此 尽管采样频率被降低,但仍能满足需求.图 5 为一张对比度增强后的实验结果示例,图中黄色区域为狭缝靶 标对应的图像.为了获得图像中的像移信息,本文采用狭缝图像的质心来求解时域的像移,通过傅里叶变换, 得到各频段的像移信息.

本文实验平台的环境与在轨区别之处主要来自重力、整星约束边界,阻尼差异以及环境噪声.为了验证 重力对实验结果影响很小,设计并完成了一组不同重力方向下的平行实验,实验结果表明重力影响很小(具 体实验数据在下一章给出);整星约束边界同样影响很小,通过对整星悬吊频率的计算,发现弹簧悬吊系统特 征频率为 8Hz 左右,而整星一阶为 108 Hz 左右,可以认为弹簧系统对整星的典型影响很小;由于实验平台 所处环境温度为 22±2℃,温度噪声影响可以忽略,实验过程中的环境噪声主要来自机械噪声,电子学噪声 与光学噪声.为了弄清噪声的频段和量级,在各飞轮转速均为 0 时进行噪声标定实验,实验结果如图 6 所示.



图 5 对比度增强后实验结果图例 Fig.5 A sample of contrast-enhanced images





从图 6 可以看出,实验存在两个典型的噪声:一个是在 10 Hz 以内,由悬吊系统带来的悬吊噪声;另一个 在 63.5 Hz 左右,该噪声由空调工作时的机械振动引起,空调关掉(实验中空调需保持运作以恒定实验环境 温度)后将会消失.由于这两个噪声频率固定且后续实验结果表明其并没有与实验结果中微振动响应频段耦 合,因此其影响可以通过数据处理的方式予以消除.其他频段上的噪声普遍小于 0.01 个像素,表现为高斯白 噪声的特性,这些噪声对实验结果影响可以忽略.由于风阻等因素,地面阻尼相较于在轨阻尼偏高,因此地面 实验结果幅值相较于在轨偏低.后期将依托卫星在轨微振动像移数据对地面实验阻尼影响展开进一步研究.

4 实验内容及结果分析

4.1 不同飞轮稳定转速下微振动实验

在该实验平台上,从正样飞轮备份件中随机选三个飞轮(表 1 中的飞轮 1、2 和 3)完成针对各飞轮的狭 缝成像实验.为了与飞轮扰动瀑布图形成对比,实验结果亦以频率-飞轮转速-结果幅值的瀑布图方式给出.每 个飞轮在 0~2 000 rpm 内每 50 转为步长各自独立地进行了一系列实验测量.因此对于三个飞轮而言,总共 进行了 123 次成像采集.每个飞轮的实验结果瀑布图由图 7~9 给出.





从实验结果不难看出,X 和 Z 向飞轮对成像影响很小,而 Y 向飞轮对成像影响较大,频域最高可达 0.2 像素,通过平行实验发现这主要是因为 Y 向飞轮扰动量级大于其余两飞轮.各飞轮实验结果瀑布图都具有和 0312004-7 飞轮扰动类似的谐波特性,其中 X 和 Z 飞轮由于影响过小,谐波特性不明显.对 Y 向飞轮实验结果瀑布图中 谐波因子进行总结,可以发现其典型谐波的谐波因子为 6.1,7.9,12.1,18.2 和 24.3,这些谐波因子与表 1 中 2 号飞轮输入数据中的谐波因子几乎完全一致.此外,Y 向飞轮实验结果瀑布图同样能发现显著的模态特性, 在某些频率附近(如 185 Hz 左右,203 Hz 左右和 275 Hz 左右),各谐波线上的像移幅值出现极大值.

4.2 重力方向改变后的平行实验

为了考察地面实验中的重力对实验结果的影响,将整星样机绕 Z 轴旋转 90°进行悬吊并针对 Y 向飞轮 完成 41 组平行实验,实验结果如图 10 所示.从实验结果可知,重力影响改变后,实验结果变化很小.因此重力 对实验结果的影响可以忽略.



图 10 整星重力方向改变后 Y 向飞轮试验结果 Fig.10 Experimental results of flywheel with Y configuration and changed gravity direction

4.3 仿真结果与实验结果对比

由于 Y 向飞轮像移结果中信息丰富,幅值显著,本文对 Y 向飞轮的理论建模分析和实验结果进行比对, 图 11 为飞轮 2 在整星 Y 安装位时基于式(9)得到的仿真分析结果,结果中频域最高幅值为 0.36 个像素,比 地面实验最高幅值大了 80%.从结果可以看到显著的谐波特性和模态特性.对图中典型谐波进行统计,其谐 波因子为 6.1、7.9、11.9、12.2 和 18.3.典型的结构模态频率为 182 Hz 和 218 Hz.将理论仿真得到的结果与实 验结果进行对比,其结果比对情况如表 2 所示.



表 2 仿真结果与实验结果对比 Table 2 Comparison of analytical results and test results

Item	Harmonic factor summary	Typical modal frequencies/Hz $$	Max image motion/pixel
Analytical results	6.1, 7.9, 12.1, 18.2, 24.3	182,218	0.36
Experimental results	6.1, 7.9, 11.8, 12.1, 18.2	185, 203, 275	0.20

从表 2 对比数据可知,典型的谐波在仿真和实验结果中均能得到很好的体现.模态特性也较为一致,频 率较低的模态(例如实验中的 185 Hz)由于经过了模态试验的校核,精度在 2%以内,频率较高(例如实验中 的 203 Hz)时,模态误差将会增大(7.5%),甚至无法捕捉(例如实验结果中的 275 Hz 模态).此外,与地面试 验结果相比,仿真结果普遍偏大,这可能是由于模态阻尼设置偏小(0.3%~0.5%)的缘故.

理论分析结果和实验结果产生差异的主要原因是:1)理论仿真过程中有限元模型建模误差.2)理论仿 真过程中频响分析环节的模态阻尼设置偏小.3)实验边界和阻尼带来的误差.4)实验过程中数据处理的 误差.

5 结论

分析了飞轮微振动对光学遥感卫星成像影响机理,证明成像像移在微振动影响下将具有谐波特性和模态特性.建立了理论仿真分析模型并搭建了高精度地面仿真实验平台对该影响进行分析和测量.对比理论分析结果和实验测量结果,发现理论分析结果在谐波特性上与实验结果高度一致,而模态特性受制于有限元模型准确度,低频段具有较好的一致性而高频段一致性变差.与实验结果相比,理论分析结果偏大,后期将以实验结果为基准对理论模型展开进一步校核,同时依托在轨微振动针对地面实验阻尼对实验结果展开进一步研究.

参考文献

- [1] LI Lin, WANG Dong, XU Jing, et al. Influence of micro-vibration of flywheel components on optical axis of high resolution optical satellite[J].Optical and Precision Engineering, 2016, 24(10): 2515-2522.
- 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. [2] WANG Hong-juan, WANG Wei, WANG Xin, *et al.* Space camera image degradation induced by satellite micro-vibration [J]. Acta Photonica Sinica, 2013, 42(10): 1212-1217.

王红娟,王炜,王欣,等. 航天器微振动对空间相机像质的影响[J]. 光子学报,2013,42(10):1212-1217.

- [3] MILLER D W, de WECK O L. Integrated dynamics and controls modeling for the Space Interferometry Mission (SIM)
 [C]. Aerospace Conference, IEEE Proceedings, 2002, 4(4):2089–2102.
- [4] HYDE T T, KONG Q H, HOWARD J M, *et al.* Integrated modeling activities for the james webb space telescope: optical jitter analysis[C]. SPIE, 2004, **5487**:588-599.
- [5] LIU K C, MAGHAMI P, BLAUROCK C. Reaction wheel disturbance modeling, jitter analysis, and validation tests for solar dynamics observatory[C]. AIAA, 2013.
- [6] YOSHIDA N, TAKAHARA O, KOSUGI T, et al. Systematic approach to achieve fine pointing requirement of SOLAR-B[C]. IFAC Proceedings, 2004, 37 (6): 101-106.
- [7] WANG Ze-yu, ZHOU Yuan-jie, JIAO An-chao, et al. The jitter measurement and analysis for a remote sensing satellite platform[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2015, 32(3):278-285.
 王泽宇, 邹元杰, 焦安超, 等. 某遥感卫星平台的微振动试验研究[J]. 航天器环境工程, 2015, 32(3):278-285.
- [8] 关新. 高分辨率遥感卫星隔振与姿态控制一体化设计[D]. 北京,清华大学,2012.
- [9] ZHANG Bo-wen. Analysis on effect of micro-vibration on rigid-body space camera imaging[J]. Bulletin of Surveying & Mapping, 2014, S0:65-69.

张博文. 微振动对刚体空间相机图像质量的影响分析[J]. 测绘通报, 2014, S0:65-69

- [10] HADAR O, KOPEIKA N S. Image resolution limits resulting from mechanical vibrations. Part III: numerical calculation of modulation transfer function[J]. *Optical Engineering*, 1992, **31**(3): 581-589.
- [11] OPPENHEIM V A, WILLSKY A S, NAWAB S H. Signal and systems[M]. New Jersey: Prentice Hall, 2009.

Foundation item: National Key Research and Development Program of China (No.2016YFB0500904)