

引用格式: GONG Xiao-xue, ZHANG Lei, XUAN Ming. Numerical Modeling Method for Evaluation of Image Motion Caused by Flywheel Disturbances[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2019, 48(5): 0528002

龚小雪, 张雷, 宣明. 一种飞轮扰振对成像像移影响的数值分析方法[J]. 光子学报, 2019, 48(5): 0528002

一种飞轮扰振对成像像移影响的数值分析方法

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: 为了实现像移大小的可靠预估, 建立了一种对从扰振源到成像像移的传递函数进行估算的数值分析方法. 首先利用 Kistler 微扰振测力平台对飞轮扰振进行测量, 获得了各向扰振的高精度实测数据. 将飞轮安装在高仿真度的整星样机中进行试验, 获得了受飞轮微振动影响的图像像移数据. 利用飞轮扰振数据和像移数据中的谐波数据建立并求解了一系列以传递函数为待求变量的线性方程组. 最后利用所得传递函数对相同批次不同飞轮产品扰振所致像移进行预估. 对比预估值和该飞轮实测像移值发现: 预估结果和实测结果中谐波特性一致. 相对于实测值, 预估值在典型响应处误差不高于 10%, 大部分预估值绝对误差不超过 0.1 个像素, 所得传递函数可较好的对成像像移进行预估. 相较于传统理论建模方法, 该方法具有更高的可信度和更快的分析速度.

关键词: 飞轮; 微振动; 光学遥感卫星; 像移; 数值分析

中图分类号: V19

文献标识码: A

doi: 10.3788/gzxb20194805.0528002

Numerical Modeling Method for Evaluation of Image Motion Caused by Flywheel Disturbances

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 image motion reliably, a numerical analysis method was promoted for calculations of jitter transfer functions between input disturbances and output image motion. Firstly, Kistler table is applied to measure the disturbances of flywheel and precise test data of each disturbances are achieved. Secondly, a flywheel is assembled in a high-fidelity satellite prototype and jitter-affected image motion data are obtained from the prototype. Thirdly, a series of Linear System of Equations (LSE) whose variables are the transfer functions are constructed and solved with the help of harmonic data of flywheel disturbances and image motion. At last, by applying the calculated transfer functions, the evaluation of image motion of another flywheel which comes from the same product series is completed. With the reference to the test data, the evaluated image motion performs the same harmonical characteristics, the relative errors of typical responses in evaluated image motion are less than 10% and

基金项目: 国家重点研发计划 (No. 2016YFB0500904)

第一作者: 龚小雪 (1992—), 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

导 师: 宣明 (1956—), 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

通讯作者: 张雷 (1982—), 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

收稿日期: 2019-01-20; 录用日期: 2019-02-28

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

most absolute errors of rest parts are no more than 0.1 pixel. Compared with theoretic modeling method, the numerical method is faster and more reliable.

Key words: Flywheel; Jitter; Optical remote sensing satellite; Image motion; Numerical analysis

OCIS Codes: 280.0280; 120.0280; 120.7280

0 引言

随着对地遥感技术的发展,光学遥感卫星尺寸越来越小而分辨率越来越高,飞轮的扰振对光学遥感卫星成像质量的影响越来越不可忽视.飞轮扰振由飞轮本身制造环节的固有缺陷(轴承的偏心、质量不均匀和圆度误差等)造成,将会在卫星对地成像环节中作用在星体上,导致整星指向精度的降低和光学组件的失稳,使得图像模糊退化,降低卫星的设计分辨率^[1].为了确保卫星在轨的正常工作,地面研发阶段对飞轮扰振所带来的影响进行建模评估具有重要意义.

目前国内外的学者均采用理论建模的方法对飞轮扰振的影响进行评估^[2~7].现有的理论建模方法往往将整星力学结构,光学系统,姿控环节纳入考虑,对三者进行集成建模以实现光学指标的预估.然而理论建模往往难以获得较高的精度,例如 LIU K C 等针对 Solar Dynamics Observatory (SDO) 航天器中飞轮扰振对光学载荷指向精度影响的理论建模评估^[4],其建模仿真结果幅值是实验结果的 1.5~2 倍,频率普遍有 5%~10% 的偏差.本文作者亦曾利用理论建模方法对某光学遥感卫星成像像移进行过建模评估,发现典型响应处仿真结果幅值比实验结果高 80%,频率误差可达 8%.受制于整星结构有限元模型精度,在高频段理论仿真结果不准确性尤为明显.此外,由于整星动力学响应涉及到大型复杂结构的有限元建模和计算,传统理论建模的方法往往十分费时.

像移是用于评估成像光学系统图像稳定度的一个重要指标,本文提出一种全新的数值建模思路以实现飞轮扰振所致像移的评估.由于飞轮的扰振、整星力学结构的响应与光学系统光学增益特性均满足线性叠加的原理,借助飞轮扰振和成像像移实测数据中的谐波特性构建一系列的线性方程组,通过求解方程组便可获得从扰振源到像移的传递函数.利用所得传递函数,可方便实现同一批次飞轮工作在任意转速下所导致成像像移的预估.相较于理论建模法,利用数值分析方法所得预估值具有更高精度且分析速度更快.本文提出的数值分析方法对卫星工程中的飞轮的筛选,整星结构优化和在轨飞轮的转速管理提供依据.

1 数值建模法理论基础

对于采用推扫成像模式的光学系统而言,在对地成像环节,整星平台姿控不稳定性与飞轮均存在引入像移的可能性,其中由整星平台姿态不稳定性引入的成像像移为

$$y = \Delta\beta \times \Delta t \times n \times f / l \quad (1)$$

式中, y 为成像像移, $\Delta\beta$ 为姿控精度, Δt 为 CCD 行转移时间, n 为 CCD 积分级数, f 为光学系统焦距, l 为 CCD 像元尺寸.

本文的研究对象轨姿控精度为 $0.001^\circ/\text{s}$, CCD 尺寸为 $4.25 \mu\text{m}$,行转移时间为 $100 \mu\text{s}$,积分级数为 10 级,光学焦距为 2 m,可得由姿态精度引入的成像像移为 0.008 像素,远小于由飞轮扰振引起的成像像移(0.1 像素量级),因此可认为整星像移完全由飞轮产生的扰振所致.

用于定义飞轮扰振的坐标系如图 1 所示,飞轮产生的扰振可解耦为沿各飞轮坐标系中各坐标轴方向上相互独立的扰振力 F_x, F_y, F_z 和扰振力矩 M_x, M_y, M_z .飞轮扰振将激起光学敏感组件在整星坐标系的各方向上的位移响应(包括线位移以及角位移).理论建模分析过程中,用于整星力学传递特性分析的有限元模型通常进行了线性近似,考虑到飞轮各向扰振彼此独立,满足叠加原理,飞轮扰振所

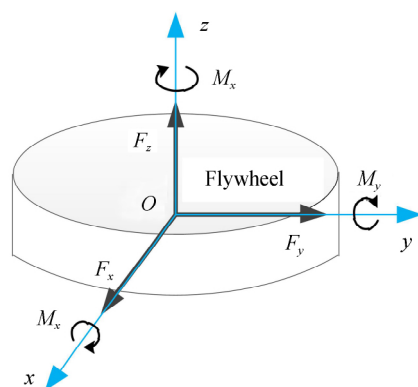


图 1 飞轮坐标系

Fig. 1 Coordinate of the flywheel

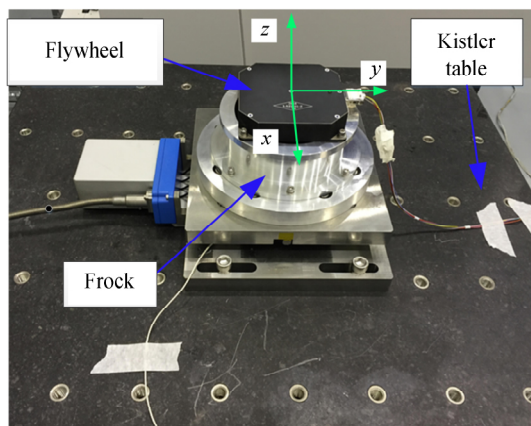
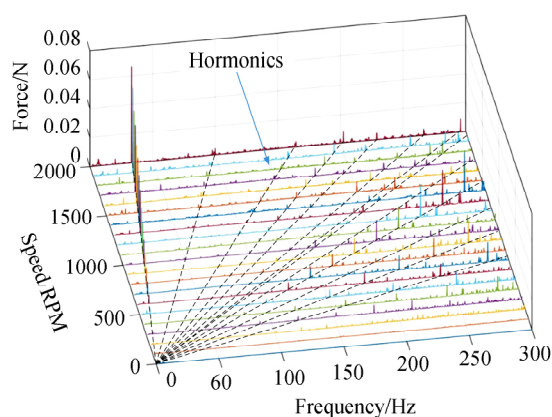


图2 飞轮扰振测试实物图

Fig. 2 The physical map of the test filed of flywheel

图3 飞轮 F_x 向扰振瀑布图Fig. 3 Waterfall plot of F_x disturbance of flywheel

飞轮的扰振具有显著的谐波特性^[9-10],即飞轮的扰振峰值出现在频率与转速成正比关系的一系列谐波线上,通常将这些谐波线的频率与转速比例因子称为谐波因子,其定义式为

$$h_i = \omega_i / v_i \quad (6)$$

式中, h_i 为第 i 次谐波的谐波因子, ω_i 和 v_i 为第 i 次谐波线上的某一频率和转速值。

从瀑布图可以看出,飞轮扰振在谐波线上有幅值较大的扰振分量,其信噪比较好。飞轮数据将采用谐波线上的试验数据构建线性方程组 $X_i(\omega, v)$ 的输入数据。

2.2 像移试验数据的获取

为了获得受飞轮扰振影响时精确的像移数据,利用卫星样机搭建具有高仿真度的成像像移测试平台,试验平台如图4所示。为了使整星样机地面工作特性与在轨工作特性一致,该平台设计需满足以下要求:

- 1) 样机与整星正样具有相同的动力学特性;
- 2) 样机需具备与正样一致的光学成像能力;
- 3) 样机在试验过程中由边界条件不同引入的误差对试验结果精度没有影响。

为满足以上要求,样机经过了模态试验、振动试验校核,其动力学特性与整星正样基本一致;样机上用于成像的相机分系统采用了正样相机备份件,其动力学、光学成像特性均与正样相机一致;整星采用柔性悬吊的方式以模拟在轨工作的自由边界条件。

实验过程中,样机被弹簧悬吊装置水平起吊,图2中的飞轮被安装在整星样机Y向飞轮安装位上并工作在稳定转速并进行成像图像采集。安装时,飞轮坐标系的X轴与整星坐标系Z轴(图4中蓝色标出)方向一致,Y轴与整星坐标系的X向一致,Z轴与整星坐标系的Y向一致。通过对所采集到的图像进行图像处理,得到飞轮工作在某一转速时产生的图像像移大小。

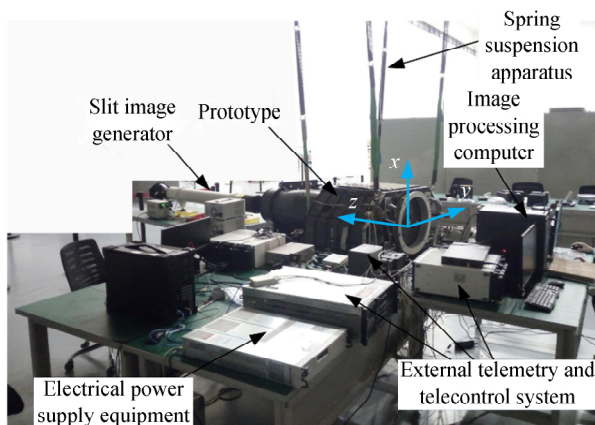


图4 高仿真度的成像像移测试平台

Fig. 4 Image motion testbed with high fidelity

最终获得飞轮在 0~2 000 RPM 每 50 RPM 为间隔的像移数据,通过对像移数据进行 FFT,亦获得了其频率-转速-幅值瀑布图,如图 5 所示。从图 5 可以发现,试验结果在 8 Hz 左右和 63.5 Hz 处有显著响应,经验证发现其分别由悬吊系统噪声和控温空调噪声导致的。考虑到整星样机基频较高(108 Hz),在该频段内不应有像移响应,因而可认为此频段内像移实际幅值为 0。

从图 5 可发现,像移结果亦有显著的谐波特性,与飞轮谐波特性类似,谐波线上的像移试验数据将被用于构建线性方程组 $IM(\omega, v)$ 的输入数据。

2.3 飞轮扰振与像移数据插值以及关联

由于本文飞轮扰振 M_z 很小,不予以考虑,在待求频点所需的飞轮扰振和像移数据最少组数降低为 5 组。然而飞轮扰振和像移中的谐波仅在被测转速有实测值,这意味着 0~300 Hz 内大部分频点都难以找到 5 组有效的实测数据来实现线性方程组的构建。为解决数据量不足的问题,分别对飞轮扰振数据以及像移数据中的谐波数据进行插值,利用插值数据作为各频点线性方程组构建所需的扰振以及像移数据。由于经过 FFT 后的频域数据往往存在虚数,插值需围绕数据的幅值以及相位分别展开。图 6(a)和(b)给出了飞轮扰振 F_x 瀑布图中 6.118 次谐波和像移结果中 6.070 次谐波的幅频特性以及相频特性的插值示例。

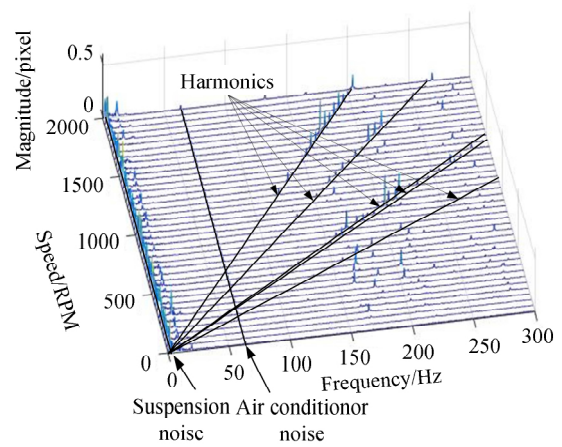


图 5 像移测试数据

Fig. 5 The test data of image motion

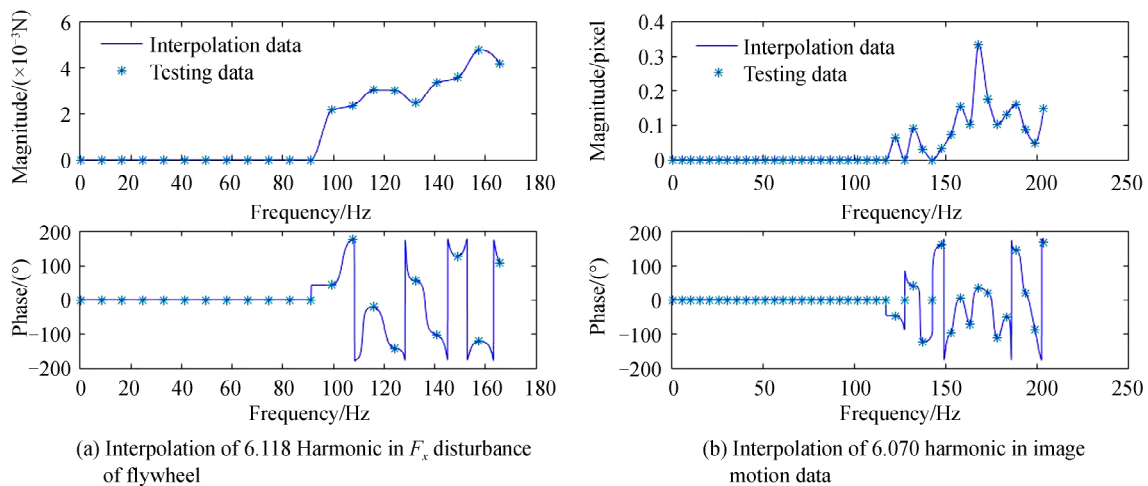


图 6 飞轮扰振 F_x 和像移数据谐波插值示例

Fig. 6 Interpolation sample of harmonics in data of image motion and F_x disturbance of flywheel

尽管像移数据中的谐波特性与飞轮扰振数据中的谐波特性非常吻合,然而其谐波因子实际上有非常细微的差别。我们发现像移中的谐波因子为扰振中对应的谐波因子的 1.008 倍,这样的现象可能为整星安装柔性及飞轮扰振测试安装工装柔性的不同所致。构建线性方程组之前需将飞轮扰振和像移中的谐波的插值数据进行关联,否则将会导致所构建的方程组奇异。例如,飞轮扰振 F_x 的瀑布图中位于 6.070 次谐波上的数据点(202.3 Hz, 2 000 RPM, 0.007 945 N)。经过关联后,将变为(204.2 Hz, 2 000, 0.007 945 N),位于 6.118 次谐波上,与像移中对应谐波的对应位于 6.118 次谐波上的数据(204.2 Hz, 2 000, 0.333 7 pixel)完全关联。经过插值与谐波数据的关联后,线性方程组构建的准备工作便已经完成,接下来将进行线性方程组的构建与求解。

3 线性方程组的构建与求解

通过试验数据发现,与飞轮扰振数据相比,像移数据中谐波数量少一些且完全被后者包含,线性方程组

的构建将以像移数据中的谐波数据为基础. 图 7 给出了利用像移数据为基础构建线性方程组的原理示例图. 在任意待求频率 $\bar{\omega}$ 处, 可用于线性方程组构建的数据组数由像移数据中穿过该频率的谐波线个数决定. 对于图中示意的频率处, 显然有 9 组数据可用于线性方程组的构建. 由于数据幅值越大, 其信噪比越高, 本文将使用待求频点处前 7 组幅值最大的像移插值数据以及所对应的飞轮扰振插值数据进行线性方程组的构建.

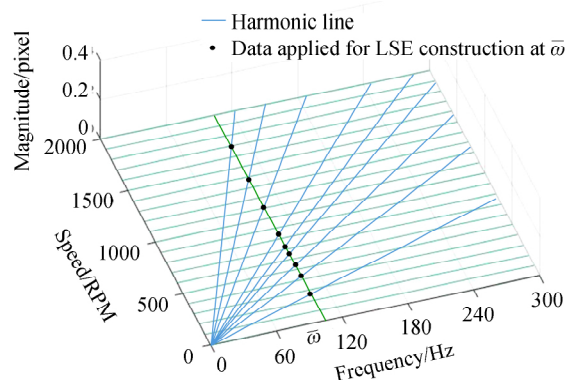
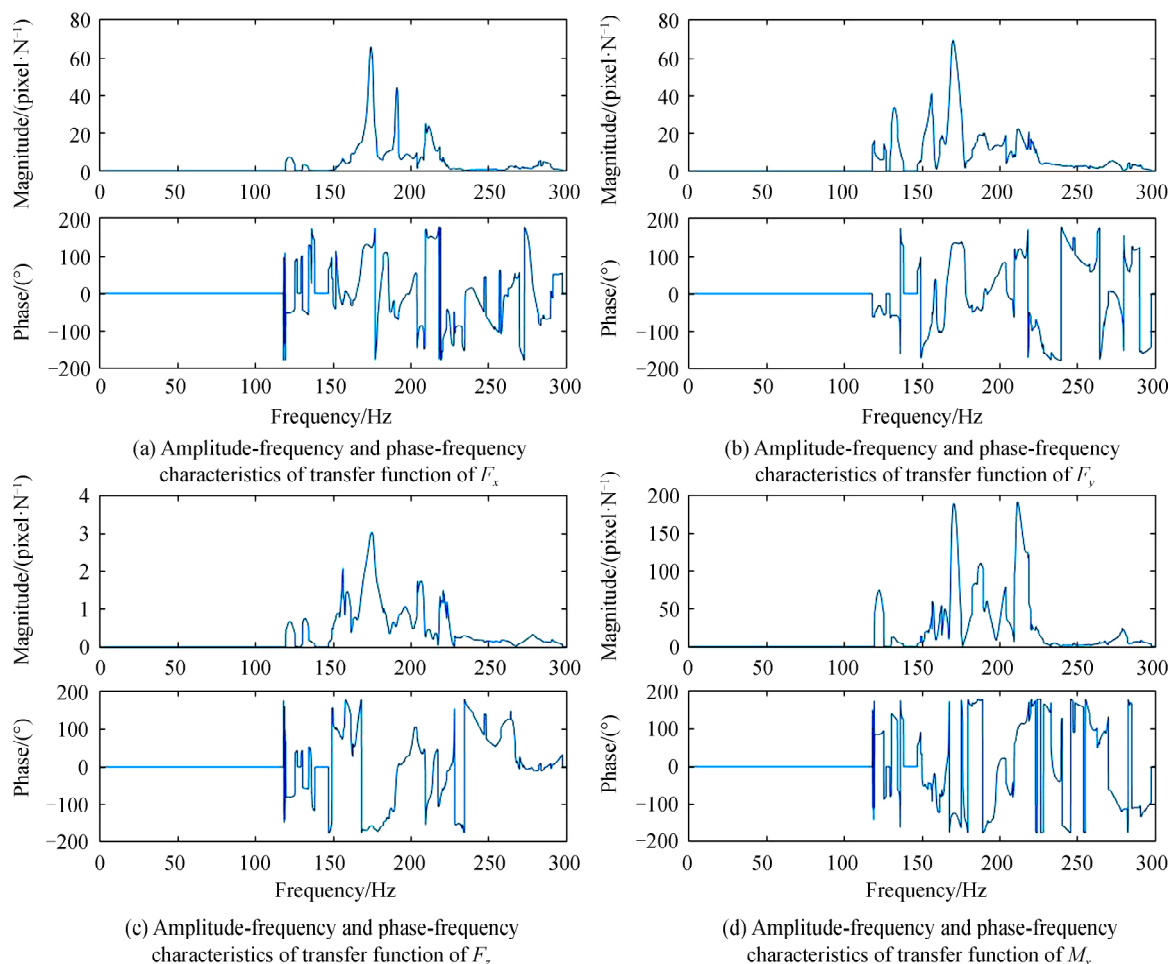


图 7 线性方程组构建原理图示例

Fig. 7 A sample for linear system of equations construction

本文最终在 0~300 Hz 范围内完成了所有待求频点(频率求解步长为 0.076 3 Hz)的线性方程组的构建. 由于每个待求频点都有 7 组数据, 大于待求变量的个数, 本文采用最小二乘解作为各频点传递函数 $H_i(\omega)$ 的最佳预估. 最后求解结果如图 8(a)~(e)所示, 整个求解时间在 10 min 以内.



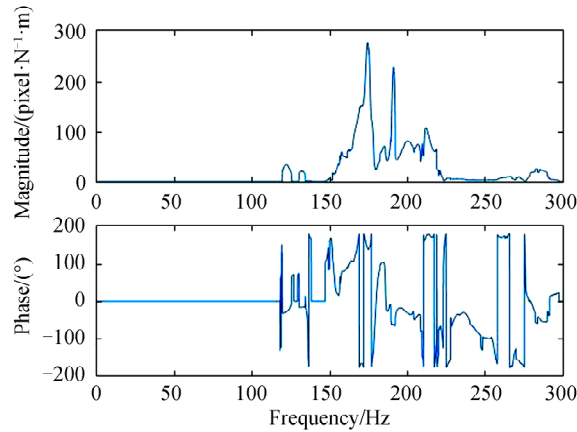

 (e) Amplitude-frequency and phase-frequency characteristics of transfer function of M_y

图 8 各向扰振传递函数幅频以及相频特性

Fig. 8 Amplitude-frequency and phase-frequency characteristics of transfer function of each disturbances

4 可靠性验证

根据图 8 中各向扰振传递函数的求解结果不难发现,传递函数在 $0 \sim 120$ Hz 之间基本为 0,这是由于在次频段范围内,飞轮扰振幅值太低(幅值几乎为 0),无法激发整星的动力学模态,导致用于构建求解方程组的扰振和像移数据几乎全部为 0. 显然,该频段内,所求传递函数存在误差大的可能. 采用在该频段内扰振特性丰富的其他型号飞轮对传递函数进行联合求解,可获得在该频段内传递函数较为准确的预估.

然而对于同一卫星而言,备用的飞轮往往为同一型号产品,这些飞轮尽管扰振幅值差异较大,但典型扰振所处的频率范围基本一致. 本文使用的飞轮备份件在 $0 \sim 120$ Hz 均无明显的扰振,对应在该频段所致像移也基本为 0. 因此对于同一批次的飞轮而言,尽管图 8 中传递函数在部分频段的求解结果可能存在一定误差,但并不影响利用该传递函数所得的像移预估的准确性.

为验证传递函数对同一批次飞轮像移预估的准确性,本文将传递函数和另外一个飞轮(该飞轮与图 1 中飞轮同型号但扰振幅值差异性较大)的各向扰振实测数据利用式(4)相乘并叠加,获得基于新飞轮的像移预估瀑布图,如图 9 所示. 将该飞轮置换先前的飞轮进行像移测量,获得该飞轮扰振加载下的像移实测值,如图 10 所示.

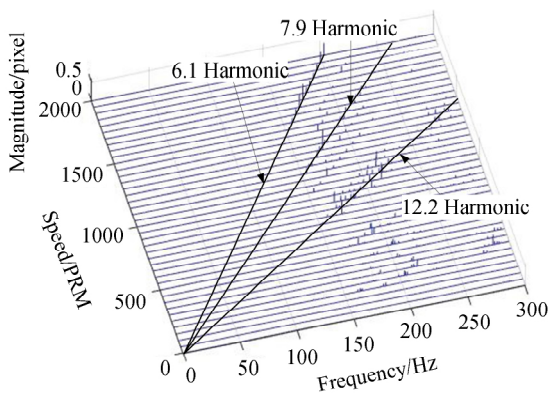


图 9 基于新飞轮的像移预估瀑布图

Fig. 9 Waterfall plot of predicted image motion of a new flywheel

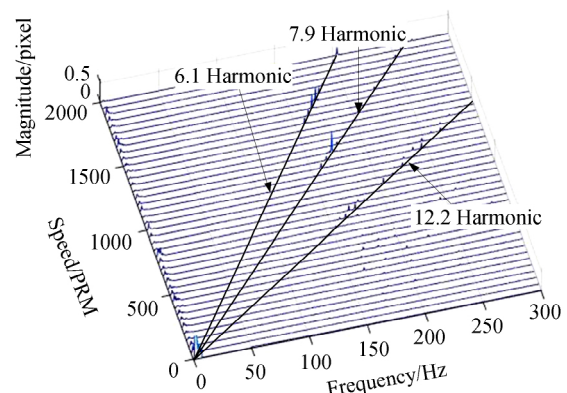


图 10 基于新飞轮的像移实测瀑布图

Fig. 10 Waterfall plot of measured image motion of a new flywheel

将图 9 与图 10 进行比较,发现两者典型的谐波特性一致,两者均在 6.1, 7.9 和 12.2 次谐波线上具有较大幅值,将该三个谐波上的像移数据抽取出来进行更为细致的对比,其对比结果如图 11 所示. 从图中可以看出,大部分预估值与实测值误差较小,特别是对于幅值较大(> 0.3 pixel)的典型数据点,其误差基本小于 10%. 这是因为幅值大的数据点处具有较高的信噪比,试验数据精度高,因而误差小,而对于幅值较小

(<0.3 pixel)的数据点处,其绝对误差基本大部分不大于 0.1 pixel. 在谐波外的其他区域,预估值往往偏大,但整体绝对误差大部分仍不大于 0.1 pixel,可认为利用所求传递函数可得到可靠的预估结果.

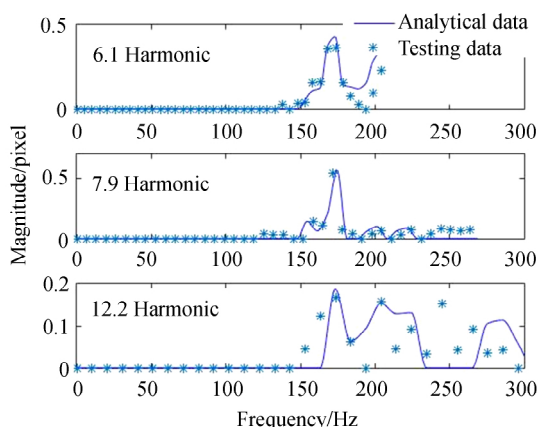


图 11 谐波预估值与实测值比较

Fig. 11 Comparison of analytical and measured harmonic values

与文献[11]相比,本文飞轮扰振测量平台和成像像移测量平台均为相同实验平台,此外,图 3 的飞轮扰振数据和图 5 的像移瀑布图亦使用了同一原始数据. 本文与文献[11]研究对象均包括了飞轮扰振输入,成像像移输出和从扰振到成像像移的传递函数,且提出的方法均可用于飞轮扰振所致像移的预估. 然而本文与文献[11]采用了两种完全不同的建模分析方法,其差异性主要体现在以下几点.

1) 研究方法不同. 本文提出的建模方法是一种数值分析法,利用试验数据构建线性方程组,各向扰振的传递函数可通过求线性方程组的最小二乘解获得,传递函数的求解完全依赖于试验数据. 文献[11]则采用了传统建模分析的思路,通过有限元建模后的动力学分析,联合线性光学增益系数来获得该传递函数,传递函数的求解完全依赖于有限元模型和光学模型.

2) 试验数据用途不同. 本文使用飞轮和像移数据主要是为了构建用于传递函数求解的线性方程组. 文献[11]中飞轮数据是用于与传递函数一起求最后所致像移,而像移试验数据是为了对通过理论建模获得的像移进行验证.

3) 方法精度、计算速度和适用面不同. 本文方法精度更高,误差更小,计算速度更快,文献[11]所提方法精度低一些,计算过程繁琐,较慢. 本文的方法适用于整星结构定型后,需对同型号飞轮进行更为精细的筛选,像移预估,转速规划的情况;文献[11]的建模方法则适用于整星结构未定型,研制初期飞轮扰振所致像移的预言,结构还需进一步优化的情况.

5 结论

本文针对光学遥感卫星飞轮扰振所致成像像移的评估提出一种数值分析方法. 该方法以某一飞轮扰振和整星成像像移的试验数据为输入,构建了一系列的线性方程组,求解线性方程组即可获得在感兴趣频段内从飞轮扰振到成像像移的传递函数. 对所研究的方法进行验证发现,该方法可很好对相同批次飞轮所致的整星像移结果中的谐波特性进行预估,预估结果中典型的像移响应预估值相对误差不高于 10% ,大部分响应绝对误差不超过 0.1 个像素. 该方法具有分析速度快,各频段精度都较高的优点,可在卫星研制环节中对相同批次飞轮的筛选,整星结构优化和在轨飞轮的转速管理提供依据.

参考文献

- [1] LI Lin, WANG Dong, XU Jing. 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] 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.
- [3] PANG Shi-wei, YANG Lei, QU Guang-ji. New development of micro-vibration integrated modeling and assessment technology for high performance spacecraft[J]. *Structure and Environment Engineering*, 2007, **34**(6): 1-9.

- 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.
- [4] LIU K C, MAGHAMI P, BLAUROCK C. Reaction wheel disturbance modeling, jitter analysis, and validation tests for solar dynamics observatory[C]. AIAA, 2013.
- [5] WANG Hong-juan, WANG Wei, WANG Xin. Space camera image degradation induced by satellite micro-vibration[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2013, **42**(10): 1212-1217.
- 王红娟,王伟,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.
- [6] 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.
- [7] 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.
- [8] OPPENHEIM A V, WILLSKY A S, NAWAB S H. Signal and systems[M]. New Jersey: Prentice Hall, 2009.
- [9] MASTERSON R A, MILLER D W, GROGAN R L. Development and validation of reaction wheel disturbance models: empirical model[J]. *Journal of Sound & Vibration*, 2002, **249**(3): 575-598.
- [10] 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.
- [11] 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.