

引用格式: HU Zi-qiang, WANG Dong, GONG Xiao-xue, *et al.* Parameter Compensation Algorithm of Flywheel Micro-vibration and Whole-satellite Coupling Characteristic[J]. *Acta Photonica Sinica*, 2020, 49(1): 0112001

胡自强,王栋,龚小雪,等.飞轮微振动与整星耦合特性参数补偿算法研究[J].光子学报,2020,49(1):0112001

飞轮微振动与整星耦合特性参数补偿算法研究

胡自强^{1,2},王栋^{1,2,3},龚小雪³,谭陆洋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 100049)

(3 长光卫星技术有限公司,长春 130102)

摘要:为了提高飞轮与整星耦合特性影响成像像移理论预估的精度,提出了一种星上飞轮安装刚度和阻尼参数的数值补偿算法.首先,建立补偿算法数学模型,基于飞轮径向摇摆模态以及线性整星微振动传递函数模型,通过联合飞轮在专用测量平台上的扰振实测数据以及星上安装后所致成像像移实测数据构建优化函数,实现对星上飞轮安装刚度以及阻尼参数的补偿.其次,采用该算法对某型号卫星上的飞轮安装刚度以及阻尼进行了补偿和估计,最后对参数补偿前后的飞轮扰振所致像移分别进行理论预估与对比.对比结果表明:参数补偿后的预估像移数据较补偿前预估像移数据更接近实测像移数据且径向摇摆模态固有频率曲线更加明显,证明此参数补偿算法可行.本研究显著降低了整星微振动分析过程中飞轮在星上安装刚度与测试平台安装刚度不一致所带来的分析误差,为飞轮与整星耦合特性安装等效参数求解提供了一种思路.

关键词:飞轮;微振动;补偿算法;安装刚度和阻尼;像移

中图分类号:V19

文献标识码:A

doi:10.3788/gzxb20204901.0112001

Parameter Compensation Algorithm of Flywheel Micro-vibration and Whole-satellite Coupling Characteristic

HU Zi-qiang^{1,2}, WANG Dong^{1,2,3}, GONG Xiao-xue³, TAN Lu-yang³

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

(2 University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

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

Abstract: In order to improve the theoretical prediction accuracy of the image motion which is affected by coupling characteristics of the flywheel and the satellite, a numerical compensation algorithm for the stiffness and damping parameters of the on-board flywheel installation is proposed. Firstly, the mathematical model of the compensation algorithm is established. Based on the radial swaying mode of the flywheel and the linear whole-wave micro-vibration transfer function model, and by combining the measured data of disturbances of flywheel on the dedicated measuring platform with jitter-affected image motion data of flywheel installed on the satellite to construct an optimization function to compensate for the installation stiffness and damping parameters of the flywheel on the satellite. Secondly, the algorithm is used to compensate and estimate the stiffness and damping of the flywheel installation in a certain type of satellite. Finally, the theoretical prediction and comparison of the jitter-affected image motion before

基金项目:国家重点研发计划(No.2016YFB0500904)

第一作者:胡自强(1993-),男,硕士研究生,主要研究方向为航天器微振动技术. Email: huziqiang17@mails.ucas.ac.cn

导师(通讯作者):王栋(1982-),男,副研究员,博导,主要研究方向为小卫星总体结构设计. Email: simest@163.com

收稿日期:2019-09-17;录用日期:2019-11-08

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

and after the parameter compensation are carried out. The comparison results show that the estimated image motion data after parameter compensation is closer to the measured image motion data than estimated image motion data after parameter compensation and the radial rocking mode natural frequency curve is more obvious, which proves that this parameter compensation algorithm is feasible. This study significantly reduces the analysis error caused by the inconsistent installation stiffness of the flywheel on the satellite and the installation stiffness of the test platform during the whole-wave micro-vibration analysis, and provides a new idea for solving the equivalent parameters of the coupling characteristics of the flywheel and the satellite.

Key words: Flywheel; Micro-vibration; Compensation algorithm; Stiffness and damping of installation; Image motion

OCIS Codes: 120.7280; 280.0280; 000.4430

0 引言

随着光学遥感卫星分辨率不断提高,相机的指向精度和稳定度越来越高,在轨工作性能对星上活动部件所引起的微振动也越来越敏感^[1].飞轮作为卫星微振动最主要的干扰源,其在转动过程中产生的微振动通过卫星平台传递到光学载荷上,使相机视线发生抖动,导致获取的图像产生扭曲、模糊等现象,降低了预期的分辨能力.为了保证高分辨率卫星在轨运行阶段达到预期的设计指标,需要在研制阶段对飞轮微振动所致程度进行评估以及进行精确建模计算.在微振动建模分析过程中,有限元模型简化、边界条件等效以及飞轮与整星耦合特性模拟误差均会使分析结果产生一定偏差.其中,飞轮与整星耦合特性模拟误差主要是由飞轮扰振测量平台刚度、阻尼系数与实际星上飞轮安装等效刚度、阻尼系数之间的差值所引起.在建模分析过程中,通常将飞轮实测数据作为微振动分析模型输入,通过有限元仿真得到扰振所致像移数据.然而,飞轮扰振力和力矩测量应基于飞轮安装在整星之上,星上飞轮安装与测量平台安装刚度并不相同,飞轮扰振与安装耦合特性也有差异,将测量平台得到的扰振数据直接作为模型输入进行计算,会带来较大的分析误差.

为了弥补专用测量平台所带来扰振输入不准确的情况,国内外一些学者对微振动源与支撑结构耦合特性进行了研究.ELIAS L M^[2]提出了一种基于反作用轮组件与航天器耦合扰动分析方法,来校正反作用轮扰动边界条件,以此准确地预测测量动态;ADDARI D^[3]研究了悬臂配置的反作用轮组件耦合扰动模型,通过刚性安装测量条件来估算反作用轮和支撑结构之间耦合动态关系;赵煜^[4]考虑反作用飞轮扰动与安装条件有关,对不同测试条件下飞轮扰振的差异性进行研究;张鹏飞^[5]应用“动质量测试法”定量考察测试台刚度对扰振力测试的影响,并建立动量轮力学模型.以上研究较好的解决了飞轮扰振与测量平台耦合特性影响扰振输入的问题,但只关注在飞轮与专用测试平台之间利用试验或理论方法对相关参数进行修正的过程,没有考虑飞轮与整星连接耦合特性带来的影响,在整星微振动分析环境下容易引入误差.

本文提出了一种基于数值分析的参数拟合方法,其主要思路为利用高精度成像像移数据,构建优化模型对星上飞轮安装刚度和阻尼参数进行最优估计,实现耦合特性补偿.可靠性验证表明,通过耦合特性补偿,所得整星微振动预估结果精度更高,且更好地反应了飞轮扰振中的模态特性相关响应.本研究中,为了达到所需实测数据的高精度要求,背景条件应满足以下几点要求:1)相关试验测量环境温度均应保持在20℃,湿度45%,环境噪声所致像移量需控制在0.02个像素以下.2)对于扰振测量平台,测试条件应满足分辨能力小于0.01 N,径向灵敏度为7.919 pc/N,轴向灵敏度为3.715 pc/N,且测量平台固有频率大于2 000 Hz.3)扰振数据和像移数据采样频率均至少大于分析频率的5倍.本文提出的相关算法,可较好地对应星上飞轮与整星耦合特性参数进行补偿,提高整星微振动建模分析精度.

1 算法理论概述

1.1 扰振源理论模型

本文提出的耦合特性参数补偿算法是以影响飞轮扰振中模态特性的星上飞轮安装耦合特性参数为输入,整星微振动传递函数求解算法过程作为算法框架基础,联合寻优算法为整体算法理论的一种数值拟合方法.

1.1.1 谐波特性模型

已有研究表明^[6],飞轮在工作期间,动静不平衡以及轴承噪声使飞轮扰振表现出谐波特性,其数值关系

表述为扰振谐波特性固有频率与转速成正比,幅值与转子转速的二次方成正比.在各个方向上的扰振力和扰振力矩可统一表述为

$$q_j(t) = \sum_{i=1}^n c_i \Omega^2 \sin(h_i \Omega t + \varphi_i) \quad j=1,2,3,4,5,6 \quad (1)$$

式中,下标 j 表示扰振向当前表示数, i 表示谐波因子当前表示数, n 表示谐波因子总数; t 表示飞轮转动时间; q_k 表示第 k 个方向上的扰振力或扰振力矩; h_i 表示第 i 次谐波的谐波因子; c_i 表示第 i 次谐波上的幅值系数; Ω 为转子转速; φ_i 为第 i 次谐波的初始相位.飞轮扰振坐标系如图 1 所示,其中 x, y 向为径向, z 向为旋转轴向.

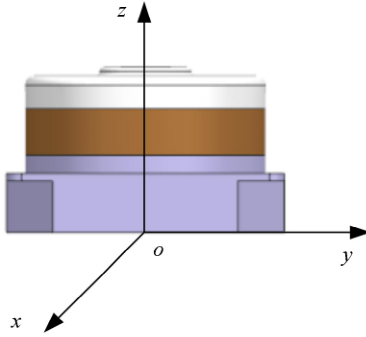


图 1 飞轮坐标系

Fig.1 Coordinate of the flywheel

1.1.2 动力学特性模型

带有柔度特性的飞轮安装结构会与飞轮自身结构耦合激起一系列扰振动力学特性^[7],根据飞轮动力学方程可列出 x, y, z 向平动模态方程为

$$\begin{cases} m^W \ddot{u}_x + c_{11} \dot{u}_x + k_{11} u_x = q_1 \\ m^W \ddot{u}_y + c_{22} \dot{u}_y + k_{22} u_y = q_2 \\ m^W \ddot{u}_z + c_{33} \dot{u}_z + k_{33} u_z = q_3 \end{cases} \quad (2)$$

式中, m^W 为飞轮质量; $k_{11}, k_{22}, k_{33}, c_{11}, c_{22}, c_{33}$ 为 x, y, z 向三个平动自由度上的刚度系数和阻尼系数; u_x, u_y, u_z 为飞轮质心在 x, y, z 向的位移; q_i 为飞轮动静不平衡和轴承缺陷所带来的扰振力.

将式(2)进行拉普拉斯变换并求解方程可得

$$\begin{cases} u_x = \frac{q_1}{m^W s^2 + c_{11} s + k_{11}} \\ u_y = \frac{q_2}{m^W s^2 + c_{22} s + k_{22}} \\ u_z = \frac{q_3}{m^W s^2 + c_{33} s + k_{33}} \end{cases} \quad (3)$$

式中, s 为拉普拉斯复变量.

对式(3)各分母求特征值得平动模态固有频率为

$$\begin{cases} \omega_1 = \sqrt{k_{11}/m^W} \\ \omega_2 = \sqrt{k_{22}/m^W} \\ \omega_3 = \sqrt{k_{33}/m^W} \end{cases} \quad (4)$$

式中, ω_1, ω_2 为 x, y 向径向平动模态固有频率, ω_3 为 z 向轴向平动模态固有频率.

依据转子动力学表述,飞轮动力学特性可分为平动模态特性和径向摇摆模态特性.根据飞轮动力学方程可列出扰振力矩摇摆模态动力学方程,其动力学特性体现在 x, y 向扰振力矩自由度上.在实际情况中, x, y 向扰振力自由度上同样存在摇摆模态动力学特性,且其表现形式与扰振力矩自由度上的摇摆模态动力学特性大体一致,可认为扰振力中的摇摆模态由扰振力矩中的摇摆模态所激发.依据扰振力矩摇摆模态动力学方

程,列出飞轮 x, y 向摇摆模态动力学方程为

$$\begin{bmatrix} I_x^W & 0 \\ 0 & I_y^W \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\theta}_x & \ddot{u}_x \\ \ddot{\theta}_y & \ddot{u}_y \end{bmatrix} + \left\{ \begin{bmatrix} c_{44} & 0 \\ 0 & c_{55} \end{bmatrix} + \Omega \begin{bmatrix} 0 & -I_z^R \\ I_z^R & 0 \end{bmatrix} \right\} \begin{bmatrix} \dot{\theta}_x & \dot{u}_x \\ \dot{\theta}_y & \dot{u}_y \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_{44} & 0 \\ 0 & k_{55} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta_x & u_x \\ \theta_y & u_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_4 & q_1 \\ q_5 & q_2 \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中, I_x^W, I_y^W 为飞轮 x, y 向转动惯量; I_z^R 为飞轮转子 z 向转动惯量; $k_{44}, k_{55}, c_{44}, c_{55}$, 为 x, y 向两个转动自由度上的刚度系数和阻尼系数; 基于飞轮的对称结构, 式中 $k_{44} = k_{55} = k_{\text{rock}}, c_{44} = c_{55} = c_{\text{rock}}, q_4 = q_5 = q$.

对式(5)中扰振力矩摇摆模态动力学方程进行拉普拉斯变换并求解可得

$$\begin{cases} \theta_x(s) = \frac{A(s) + B(s)}{A(s)^2 + B(s)^2} q_4 \\ \theta_y(s) = \frac{A(s) - B(s)}{A(s)^2 + B(s)^2} q_5 \end{cases} \quad (6)$$

式中, $A(s) = I_x^W s^2 + c_{\text{rock}} s + k_{\text{rock}}, B(s) = I_z^R \Omega s$.

对式(6)各分母求特征值得得径向摇摆模态固有频率为

$$\omega = \frac{1}{2I_x^W} (\sqrt{4k_{\text{rock}} I_x^W + (\Omega I_z^R)^2} \pm \Omega I_z^R) \quad (7)$$

飞轮给予安装的扰振力(力矩)与安装回复力(力矩)为一对相互作用力, 飞轮扰振力和力矩可由式(8)给出.

$$F = KX + C \dot{X} \quad (8)$$

式中, F 为扰振力, K 为刚度矩阵, C 为阻尼矩阵, X 为扰振响应矩阵.

根据式(8)可得到飞轮扰振力、力矩具体表达式为

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \\ M_x \\ M_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{11} + c_{11}s & & & & \\ & k_{22} + c_{22}s & & & \\ & & k_{33} + c_{33}s & & \\ & & & k_{\text{rock}} + c_{\text{rock}}s & \\ & & & & k_{\text{rock}} + c_{\text{rock}}s \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_x \\ u_y \\ u_z \\ \theta_x \\ \theta_y \end{bmatrix} \quad (9)$$

由式(4)和式(7)得到频率-转速图为

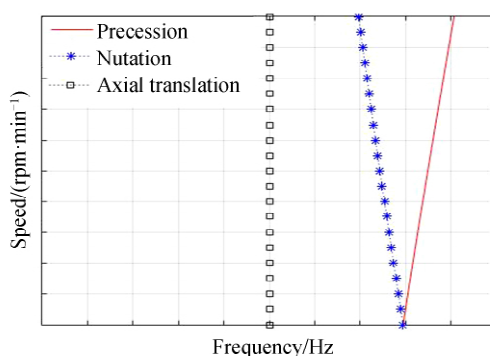


图2 飞轮动力学模态固有频率-转速曲线

Fig.2 Flywheel dynamics mode natural frequency-speed curve

由图2和式(4)、式(7)可知, 飞轮扰振平动模态固有频率与转速无关, 其在频率-转速图上表现为一条与转速轴平行的直线. 在飞轮质量不变前提下, 平动模态固有频率由等效刚度系数 k_{11}, k_{22}, k_{33} 决定; 飞轮扰振径向摇摆模态固有频率则与安装结构刚度系数 k_{rock} 和飞轮转子转速 Ω 有关, 在频率-转速图上表现为近似“V”字形曲线. 依据陀螺力学表述, 图2中径向摇摆模态固有频率曲线可分为两部分: 曲线左半边对应的转子运动称为章动, 频率曲线代表的是章动固有频率曲线; 曲线右半边对应的转子运动称为进动, 频率曲线则代表的是进动固有频率曲线. 在飞轮转速一定的情况下, 径向摇摆模态固有频率与 k_{rock} 成正比. 因此, 平动模态固有频率线与径向摇摆模态固有频率“V”字形曲线会随 k_{11}, k_{22}, k_{33} 和 k_{rock} 的改变在频率轴上出现位置漂移现象. 由式(6)和式(9)可知, 当原径向摇摆模态固有频率曲线漂移到现径向摇摆模态固有频率范围内时, 范

范围内的扰振谐波数据点幅值会有所改变:在原扰振谐波数据点幅值基础之上,受刚度系数 k_{rock} , 阻尼系数 c_{rock} 以及原扰振谐波数据点频率 $\omega (s = \omega i)$ 影响的系数 $A(s), B(s)$ 与原扰振谐波数据点幅值相乘,进而使 x, y 向转动角度 $\theta_x(s), \theta_y(s)$ 发生改变,并通过式(9)对现径向摇摆模态固有频率范围内的扰振谐波数据点幅值产生影响,使原扰振谐波数据点不再满足幅值与转速平方成正比的特性。

在实际情况下,飞轮扰振以星上测量最为准确。飞轮扰振数据通过专用测量平台得到时,为适应扰振测量,避免所测频段与平台安装部件产生耦合影响测试结果,专用测量平台设计为高结构刚度。星上飞轮由于安装在整星结构板上,飞轮与整星衔接安装部分具有一定柔度,星上飞轮安装结构等效刚度必定小于专用测量平台等效刚度。因此,由前述扰动源建模可知星上 x, y 向飞轮扰振力、力矩径向摇摆模态和 x, y, z 向扰振力平动模态定会由于耦合效应的影响出现频率前漂现象,且其扰振点幅值也会改变。本研究主要关注的是受星上飞轮安装刚度和阻尼影响的径向摇摆模态相关特性,对于平动模态而言,径向平动模态固有频率在所关注频率段 $0\text{Hz}\sim 500\text{Hz}$ 之外,另外,因平动模态在成像像移数据中几乎无体现,相关数据被背景噪声覆盖,数据信噪比差,所以不予以考虑。

1.2 整星微振动传递函数模型

数值补偿算法基于整星微振动传递函数求解过程^[8],本节将对其理论方法进行说明。

飞轮扰振可解耦为六个方向扰振力和扰振力矩,这些相互独立的扰振力和扰振力矩将通过传递路径激起敏感光学组件在整星坐标系各个方向上的位移响应,且满足叠加原理,飞轮扰振所致敏感光学组件位移响应为

$$Y_k^p(\omega, \Omega) = \beta_k^p \sum_{j=1}^6 \sum_{r=1}^m \Phi_j \xi_j(\omega) X_j(\omega, \Omega) = \sum_{j=1}^6 \left[\sum_{r=1}^m \beta_k^p \xi_j(\omega) \right] X_j(\omega, \Omega) = \sum_{j=1}^6 S_{jk}^p(\omega) X_j(\omega, \Omega) \quad (10)$$

式中,下标 j 为扰振向当前表示数, k 为敏感光学组件当前表示数, m 为所感兴趣频段内结构模态的总数, p 为整星坐标系方向当前表示数; ω 为扰振频率, Ω 为飞轮转子转速; $Y_k^p(\omega, \Omega)$ 为第 k 个敏感光学组件在整星坐标系 p 方向上的位移响应; β_k^p 为选择矩阵,是第 k 个光学镜面节点在 p 方向上的响应值; Φ_j 为整星第 j 阶阵型, $\xi_j(\omega)$ 为模态增益函数; $X_j(\omega, \Omega)$ 为扰振输入; $S_{jk}^p(\omega)$ 为光学组件节点在 p 方向上对飞轮第 j 向扰振的单位频响。

另外飞轮扰振量级很小,各光学组件在各个方向上的位移所致像移满足线性叠加原理^[9],成像像移与各组件位移响应之间的关系为

$$\text{IM}(\omega, \Omega) = \sum_{z=1}^n \sum_{p=1}^6 \alpha_z^p Y_z^p(\omega, \Omega) \quad (11)$$

式中, α_z^p 为各组件在各方向上的光学增益因子, $\text{IM}(\omega, \Omega)$ 为成像像移, n 为光学系统敏感光学组件的个数。

结合式(10)和式(11)可得飞轮扰振到成像像移关系式为

$$\text{IM}(\omega, \Omega) = \sum_{z=1}^n \sum_{p=1}^6 \alpha_z^p \sum_{j=1}^6 S_{jk}^p(\omega) X_j(\omega, \Omega) = \sum_{j=1}^6 H_j(\omega) X_j(\omega, \Omega) \quad (12)$$

式中, $H_j(\omega)$ 为飞轮扰振到成像像移传递函数。

由式(12)可利用飞轮不同转速、频率下扰振数据与成像像移实测数据构建如式(13)所示的线性方程组,对传递函数进行求解。

$$\begin{cases} X_1(\bar{\omega}, \Omega_1) H_1(\bar{\omega}) \cdots + X_6(\bar{\omega}, \Omega_1) H_6(\bar{\omega}) = \text{IM}(\bar{\omega}, \Omega_1) \\ X_1(\bar{\omega}, \Omega_2) H_1(\bar{\omega}) \cdots + X_6(\bar{\omega}, \Omega_2) H_6(\bar{\omega}) = \text{IM}(\bar{\omega}, \Omega_2) \\ \vdots \qquad \qquad \qquad \vdots \qquad \qquad \qquad \vdots \\ X_1(\bar{\omega}, \Omega_v) H_1(\bar{\omega}) \cdots + X_6(\bar{\omega}, \Omega_v) H_6(\bar{\omega}) = \text{IM}(\bar{\omega}, \Omega_v) \end{cases} \quad (13)$$

式中, $X_j(\bar{\omega}, \Omega_j)$ 为飞轮扰振数据, $H_j(\bar{\omega})$ 为传递函数, $\text{IM}(\bar{\omega}, \Omega_j)$ 为像移数据, $\bar{\omega}$ 为给定频率, v 为像移数据与飞轮扰振数据相对应的谐波因子总数。值得注意的是飞轮扰振特性体现在谐波数据上,因此,线性方程组中带入的是飞轮扰振和成像像移谐波数据。

1.3 联合寻优算法

由 1.1 节可知飞轮扰振径向摇摆模态特性数据幅值是耦合特性参数 $k_{\text{rock}}, c_{\text{rock}}$ 以及 ω 的函数,可由式

(14)给出.

$$X_j(\omega, k_{\text{rock}}, c_{\text{rock}}) = (k_{\text{rock}} + c_{\text{rock}}\omega i) \frac{A(\omega i) \pm B(\omega i)}{A(\omega i)^2 + B(\omega i)^2} q_{(\omega, \Omega)}^j \quad (14)$$

式中, ω 为当前扰振数据频率, i 为虚数单位, j 为扰振向当前表示数, $q_{(\omega, \Omega)}^j$ 为飞轮扰振谐波数据幅值, Ω 为当前扰振数据对应飞轮转子转速.

此外, 由 1.2 节可知成像像移是飞轮扰振的函数, 可由式(15)给出.

$$\text{IM} = \sum_{j=1}^6 H_j(\omega) \cdot X_j(\omega, \Omega) \quad (15)$$

式中, j 为扰振向当前表示数.

联立式(14), (15)可得

$$\text{IM} = \sum_{j=1}^6 H_j(\omega) \cdot X_j(\omega, k_{\text{rock}}, c_{\text{rock}}) \quad (16)$$

由式(16)可知频率一定的情况下成像像移是 $k_{\text{rock}}, c_{\text{rock}}$ 的函数, $k_{\text{rock}}, c_{\text{rock}}$ 影响飞轮扰振输入, 最终将改变成像像移值. 在实际情况下, $k_{\text{rock}}, c_{\text{rock}}$ 与星上真实值之间存在一定误差. 另外, 由于线性方程组的非齐次性, 求解所得到传递函数的最小二乘解同样存在一定误差. 因此, 式(16)可改写成误差形式的表达式为

$$\text{IM}^{\text{estimate}} + \Delta \text{IM} = \sum_{j=1}^6 (H_j^{\text{estimate}} + \Delta H_j) \cdot (X_j^{\text{estimate}} + \Delta X_j) \quad (17)$$

式中, ΔIM 为像移误差, ΔH_j 为传递函数误差, ΔX_j 为飞轮扰振数据误差. 可设想当 $k_{\text{rock}}, c_{\text{rock}}$ 接近星上真实数值时, 飞轮扰振数据在频率、幅值上会接近于星上飞轮扰振数据, 进而 ΔH_j 与 ΔX_j 将会趋近于零, 所对应的像移误差 ΔIM 也将趋近于零, 此时预估像移数据在频率、幅值上则会无限接近实测像移数据. 因此, 可以以预估像移幅值与实测像移值误差均方根最小为优化目标, 以耦合特性参数 $k_{\text{rock}}, c_{\text{rock}}$ 为设计变量, 引入非线性规划方法, 实现对耦合特性参数的最优估计.

参数估计优化函数为

$$\min f(k_{\text{rock}}, c_{\text{rock}}) = \min \sqrt{\sum_{k=1}^n \left(\sum_{j=1}^5 (k_{\text{rock}} + c_{\text{rock}}\omega_k i) \frac{A(\omega_k i) \pm B(\omega_k i)}{A(\omega_k i)^2 + B(\omega_k i)^2} q_{(\omega_k, \Omega)}^j \right) H_j(\omega) - u_{(\omega_k, \Omega)}^{\text{re}} \right)^2 / n} \quad (18)$$

$$\text{s.t. } f_{\text{low}} < \omega_k < f_{\text{up}}$$

式中, 下标 k 为实测像移谐波数据点当前表示数, n 为所寻找的像移谐波数据点总个数, j 为扰振向当前表示数; $f(k_{\text{rock}}, c_{\text{rock}})$ 为实测像移谐波数据点幅值与预估像移谐波数据点幅值误差均方根; $q_{(\omega_k, \Omega)}^j$ 为第 j 个方向上频率 ω 、转速 Ω 处第 k 个原扰振谐波数据点幅值; $H_j(\omega)$ 为第 j 个方向上传递函数; $u_{(\omega_k, \Omega)}^{\text{re}}$ 为频率 ω 、转速 Ω 处第 k 个实测像移谐波数据点幅值, 对应关系依据谐波因子和测量转速, 定位于数据矩阵位置; $k_{\text{rock}}, c_{\text{rock}}$ 为飞轮安装结构在转动自由度上的刚度系数和阻尼系数; ω_k 为像移谐波数据点频率; $f_{\text{low}}, f_{\text{up}}$ 为所选实测像移谐波数据点最低频率和最高频率, 依据像移有效谐波数据点进行选择.

参数补偿算法运行流程表述为: 算法循环前, 从实测飞轮扰振数据中提取出飞轮扰振谐波数据, 并根据整星微振动传递函数模型需求从实测像移数据中提取出实测像移谐波数据. 在一次算法寻优过程中对 $k_{\text{rock}}, c_{\text{rock}}$ 两个参数赋值, 并对飞轮扰振谐波数据中径向摇摆模态增益环节进行补偿, 得到某一刚度、阻尼数值输入情况下飞轮扰振特性. 而后, 分别对该刚度、阻尼条件下的飞轮扰振谐波数据和实测像移谐波数据进行幅频和相频插值, 所得的飞轮扰振谐波插值数据和像移谐波插值数据将应用于线性方程组的求解过程, 以此得到该飞轮安装刚度、阻尼条件下的飞轮扰振到成像像移的传递函数. 由于式(13)方程组所表现出的非齐次性, 所得传递函数与真实传递函数存在一定误差, 将此传递函数引入式(18)即可得到优化函数的优化目标—预估像移谐波数据与实测像移谐波数据幅值误差均方根, 此过程为一次算法循环过程. 以上算法流程将循环迭代, 当某一刚度和阻尼输入下飞轮扰振谐波数据幅值和频率与真实星上飞轮扰振谐波数据幅值和频率重合或接近重合时, 目标函数将达到最小值, 算法迭代终止, 程序输出 k_{rock} 与 c_{rock} , 即为星上飞轮安装刚度和阻尼的最优估计.

具体算法流程图如图 3 所示.

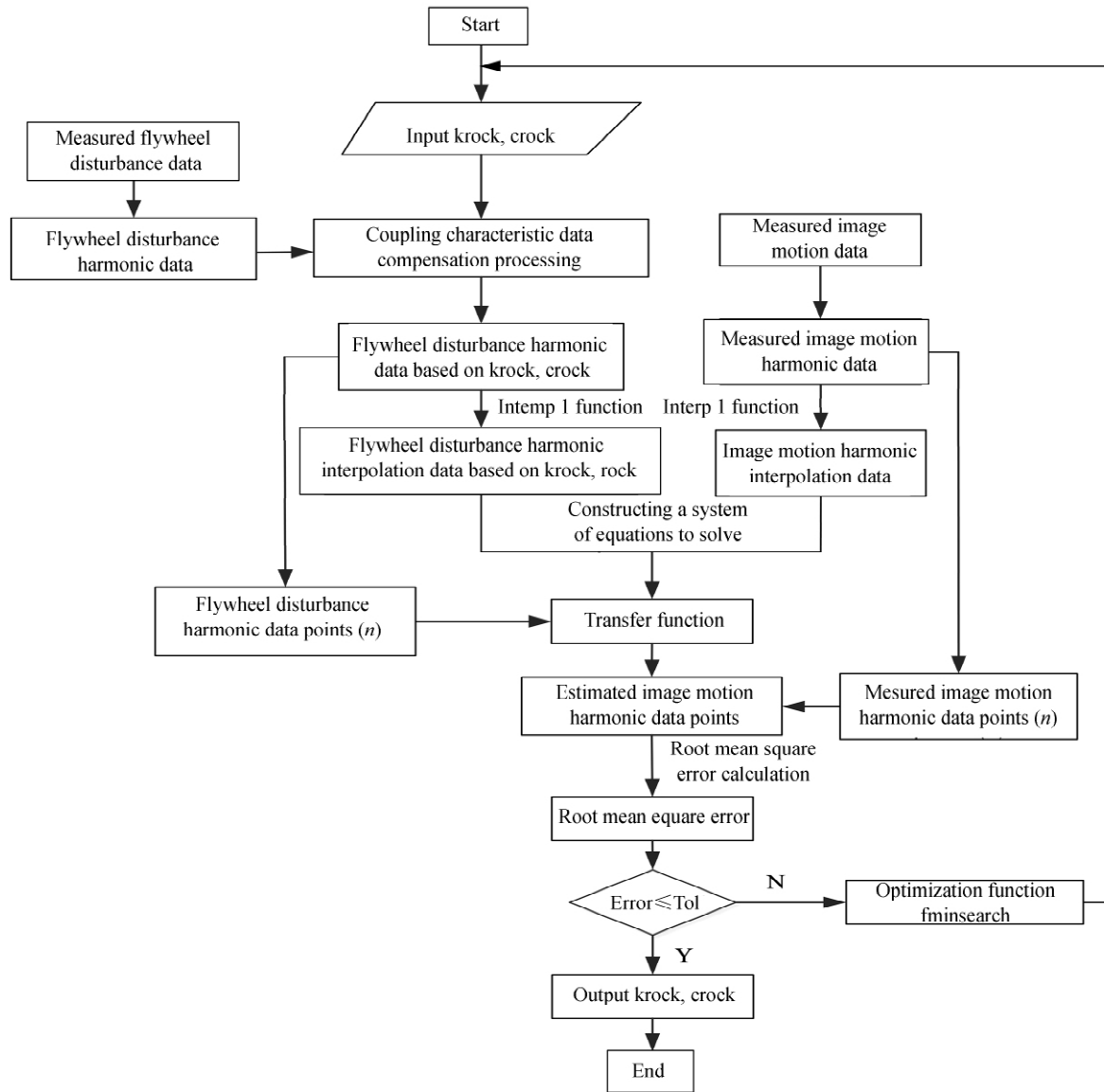


图 3 参数补偿算法流程图
Fig.3 Parameter compensation algorithm flow chart

2 飞轮扰振数据和成像像移数据采集

本文提出的算法需要飞轮扰振数据以及成像像移数据,因此分别设计了试验获得所需求的高精度实测数据.

2.1 飞轮扰振数据

利用 Kistler 扰振测量平台对飞轮扰振力和力矩进行测量.依据卫星在轨成像时飞轮工作状态,将飞轮工作模式设置为转速模式,为了尽量减少环境噪声影响,飞轮扰振数据采集在晚上十点后进行,且关闭环境试验站内的控温设备.将信号采集与控制系统采样频率设置为 5 000 Hz,以此能较好反应频域特性.在测量过程中,数据测量转速段设为 0 rpm/min~2 000 rpm/min,以 100 rpm/min 为步长.待飞轮转速稳定在设定转速半分钟后进行 1 min 数据采样,得到飞轮扰振时域数据.试验现场如图 4 所示.

在测量结束后将时域数据通过数据处理软件中快速傅里叶变换功能转换到频域上,得到飞轮扰振数据稳态响应的频谱信息,并绘制成频率-转速-幅值三维扰振瀑布图,三个方向扰振力、扰振力矩瀑布图如图 5 所示.

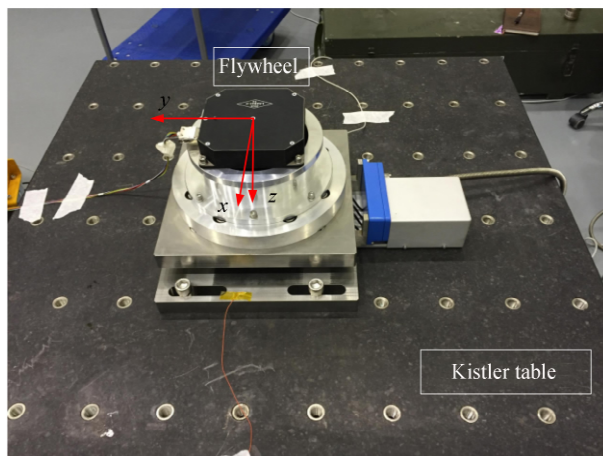


图4 飞轮扰振测试现场
Fig.4 Flywheel vibration test site

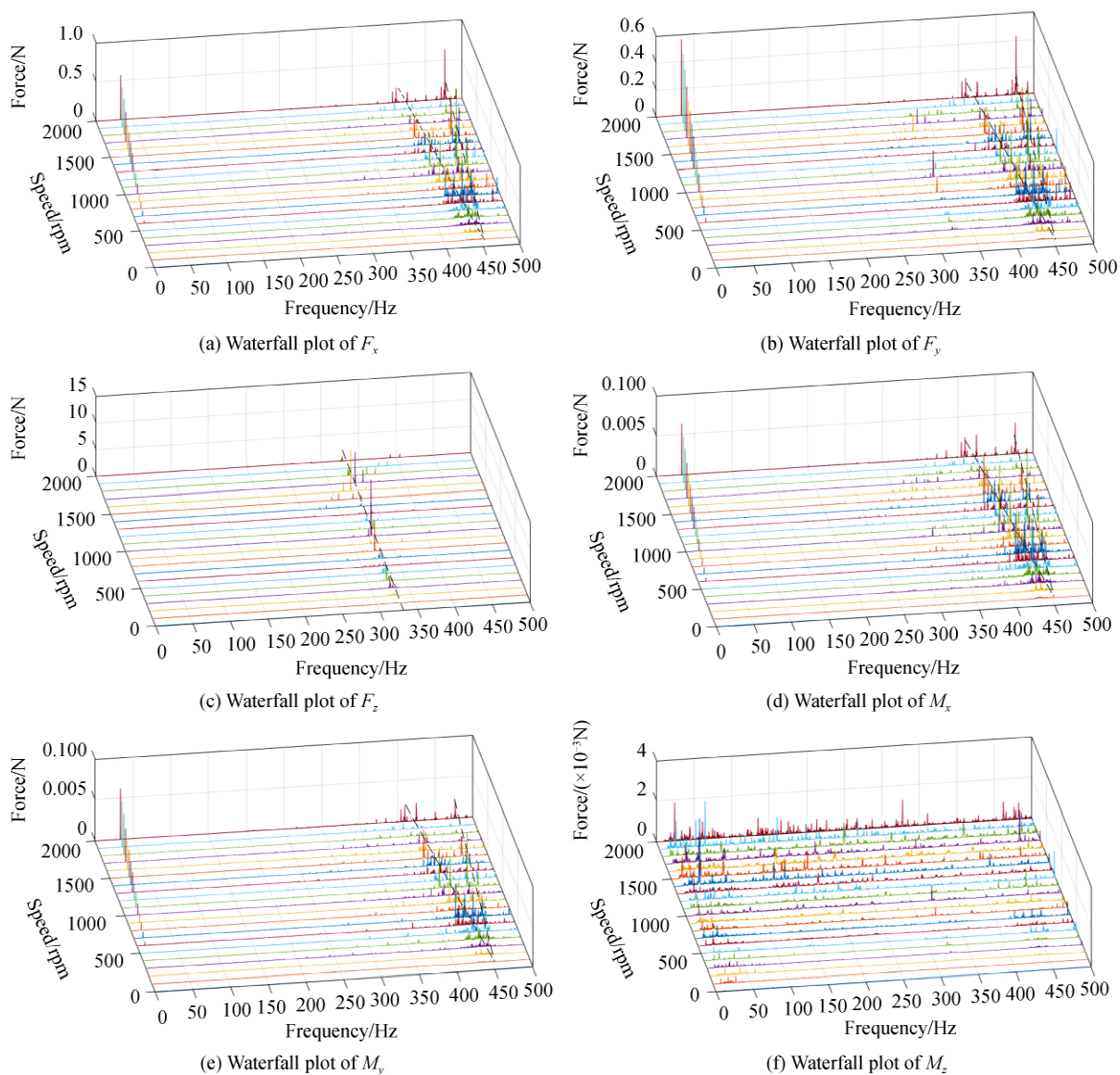


图5 飞轮扰振瀑布图
Fig.5 Waterfall plots of flywheel disturbance

从飞轮扰振各向瀑布图中,可以看到由原点出发的一系列谐波线.对于 Kistler 测量平台所得飞轮扰振数据,通过编写谐波因子寻找程序进行处理可得到飞轮 6 个自由度上各谐波线所对应的谐波因子集,图 5 (d)、(e)中可看到扰振力矩在 390 Hz~480 Hz 之间径向摇摆模态固有频率“V”字形曲线,图 5(c)中则表现的是轴向平动模态固有频率线,另外径向平动模态固有频率线在观察频率段 500 Hz 以外,不予考虑.Z 向上扰振力矩幅值量级相对较小,可忽略其影响.

2.2 成像像移数据

搭建整星悬吊单飞轮狭缝成像试验平台进行飞轮微振动成像测试,以此获取飞轮微振动影响下成像像移数据^[10].飞轮星上安装示意图如图(6)所示.为了尽量模拟空间自由状态,试验中将卫星悬吊离地,在飞轮激励下,利用光学相机成像光路进行狭缝成像试验,获得测试数据.与飞轮扰振数据采集条件一样,成像像移数据的采集也在晚上十点后进行并关闭环境试验站内的控温设备.试验设备包括:吉林一号视频 04 星,平行光管,积分球,飞轮控制设备及 CCD 相机.试验现场如图 7 所示.试验中,控制飞轮转速,在每个转速点稳定 1 min 后对狭缝进行成像,获得在不同转速下受飞轮影响的图像,采用图像处理方法可获得频域像移数据,以此绘制成像移三维瀑布图,如图 8 所示.采样频率为 10 000 Hz,测试转速范围为 0 rpm/min~2 000 rpm/min,步长为 50 rpm/min.

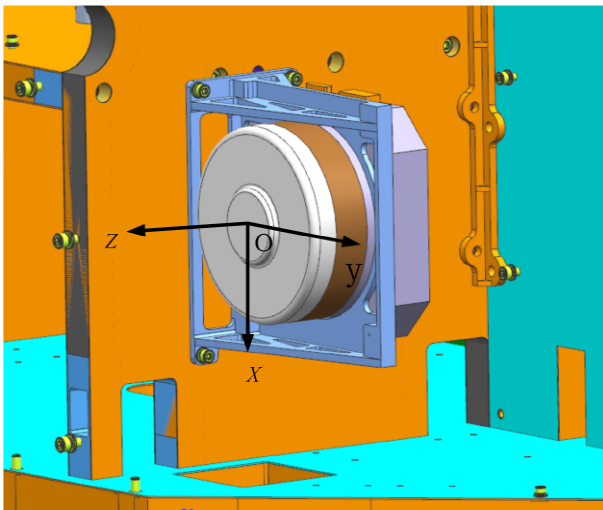


图 6 飞轮星上安装示意图

Fig.6 Installation diagram of flywheel on the satellite

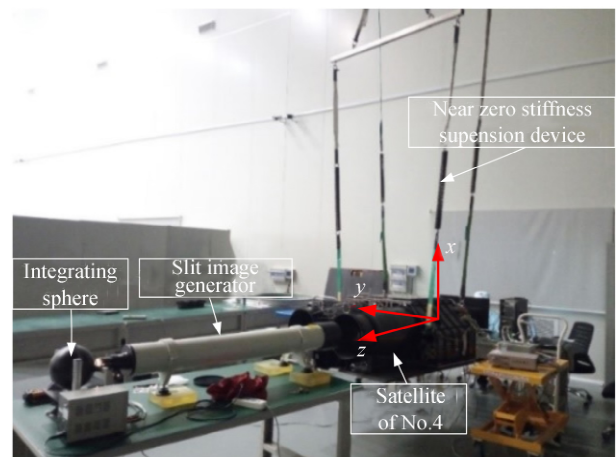


图 7 飞轮狭缝试验

Fig.7 Flywheel slit test

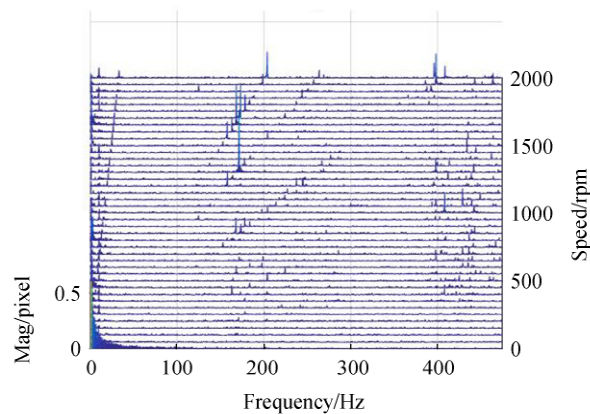


图 8 像移瀑布图

Fig.8 Waterfall plot of image motion

通过对像移数据进行谐波因子找寻并对比扰振瀑布图和像移瀑布图,可发现像移谐波因子与各向扰振中某些谐波因子对应,表明飞轮扰振谐波特性由成像像移继承.据此特征,将成像像移谐波因子与对应扰振谐波因子进行匹配,以像移谐波因子为依据,找出两者之间的对应关系系数,用于后续方程组的建立.

3 寻优算法仿真

3.1 耦合特性数据补偿处理

飞轮扰振特性中的典型响应大部分聚集在谐波线上,为确保代入模型求解的数据具有较好信噪比,后续数据处理以谐波因子和谐波线上数据为主.由于径向摇摆模态特性只存在于 x, y 向,摇摆模态数据处理也只针对 F_x, F_y, M_x 和 M_y 向进行.耦合特性数据补偿处理流程图如图 9 所示.

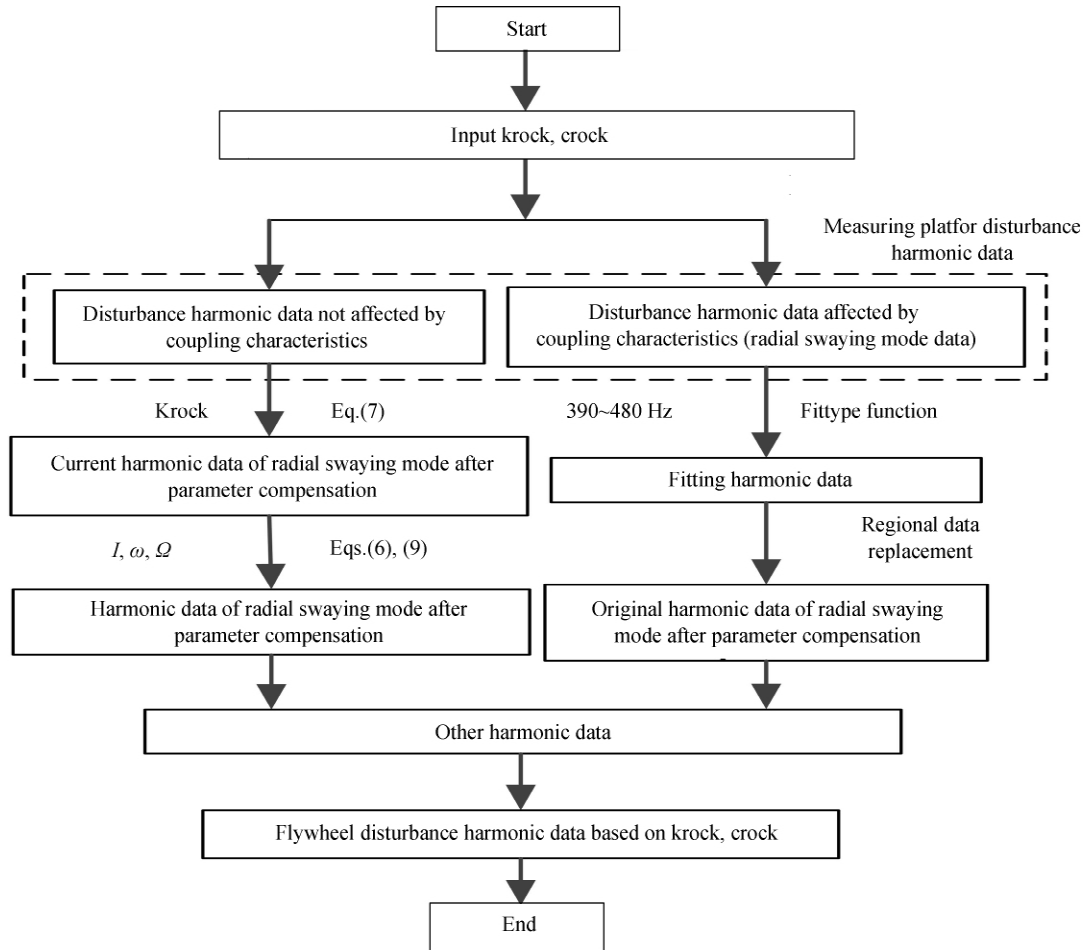


图 9 耦合特性数据补偿处理流程

Fig.9 Processing flow chart of coupling characteristic data

对于 x, y 向扰振,径向摇摆模态特性在其固有频率点处及周围影响较大,其它频率点处则受影响较小或不受影响.从飞轮瀑布图中可以看出,受测量平台飞轮安装刚度影响的径向摇摆模态固有频率“V”字形数据频率大致在 390 Hz~480 Hz 之间.由于前 350 Hz 扰振数据能较好反应谐波特性,因此,依据式(1)所表现的扰振数据幅值与转速平方成正比的特点,取测量的扰振数据前 350 Hz 谐波数据进行转速-幅值拟合,意在得到各谐波因子在各转速下的谐波数据拟合值.同时设置原径向摇摆模态区域边界条件,将边界条件内的径向摇摆模态数据置换为对应转速、频率下的谐波数据拟合值.

而后,通过优化函数赋予星上飞轮安装等效参数初始值: $k_{rock}=1\ 000\ \text{N/m}$, $c_{rock}=0.3\ \text{N}/(\text{m}\cdot\text{s})$,将初始刚度系数值代入式(7),以 2 000 rpm/min 转速所对应的固有频率为参数补偿后径向摇摆模态固有频率区域边界上下限.此时,该频率范围内受耦合特性影响的扰振谐波数据幅值将被改变.因此,从上一步已完成置换的谐波数据中提取受耦合特性影响的扰振谐波数据,以此扰振谐波数据幅值为谐波扰振力或力矩,综合各参数(飞轮转动惯量参数已知,位置信息依据谐波数据点所在转速、频率)代入式(6)、式(9)可得参数补偿后受径向摇摆模态特性影响的扰振谐波数据,而后置换参数补偿后边界条件内原扰振谐波数据.至此,参数补偿后的基于 k_{rock}, c_{rock} 的飞轮扰振谐波数据复现完毕.

3.2 条件设定与寻优结果

耦合特性数据补偿处理后得到的基于 k_{rock}, c_{rock} 的飞轮扰振谐波数据经幅频和相频插值后可作为整星微振动传递函数模型输入.实测像移谐波数据因在转速点测量,不能与基于 k_{rock}, c_{rock} 的飞轮扰振谐波数据一一对应,同样需进行幅频和相频插值,得到的像移谐波插值数据作为模型另一输入.联立方程组求解,可得 5 个自由度上幅频以及相频特性传递函数结果.非线性规划采用数据处理软件中的 fminsearch 函数,优化方法为单纯形法,程序终止容差值定为 10^{-21} .拟合结果为 $k_{rock} = 906.8009 \text{ N/m}, c_{rock} = 0.5299 \text{ N/(m} \cdot \text{s)}$,误差均方根 $y = 0.0889$.寻优算法目标函数收敛图如图 10 所示.

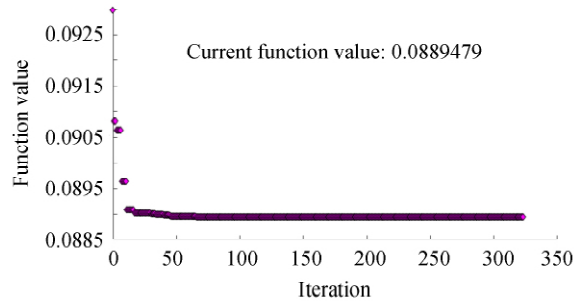
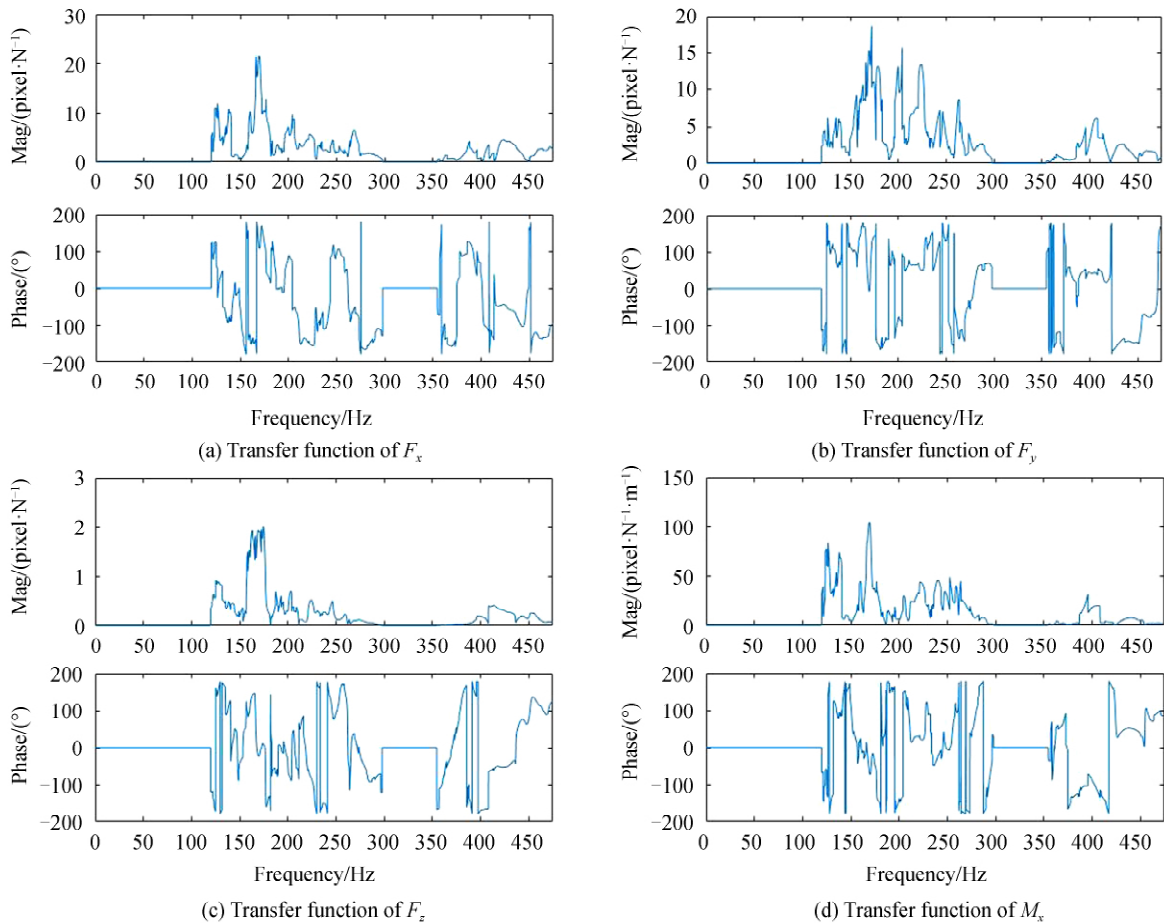
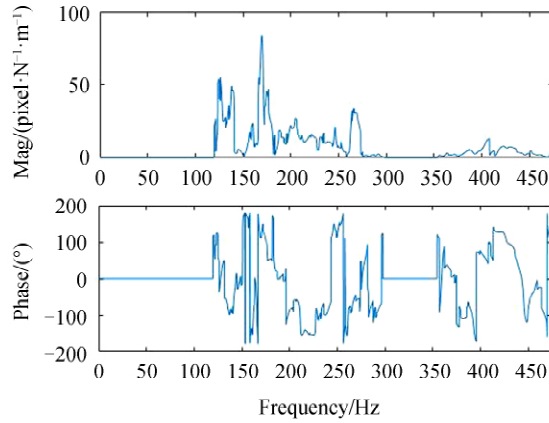


图 10 误差均方根收敛图

Fig.10 Convergence graph of root mean square error

将拟合结果数值代入补偿算法中可得实际星上飞轮扰振到成像像移传递函数,如图 11 所示.





(e) Transfer function of M_y

图 11 幅频特性和相频特性传递函数

Fig.11 Amplitude-frequency and phase-frequency characteristics of transfer function

4 算法有效性验证

为了验证上述补偿算法的有效性,通过耦合特性参数补偿前后飞轮扰振数据与传递函数相乘得到各自像移数据,分别对成像像移进行预估,利用像移数据绘制像移瀑布图如图 12 所示.

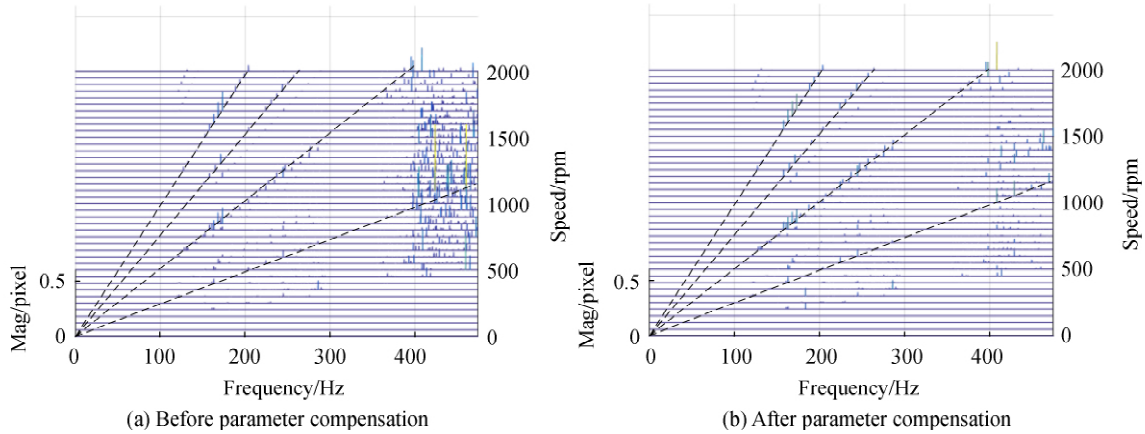


图 12 预估像移瀑布图

Fig.12 Waterfall plot of predictive image motion

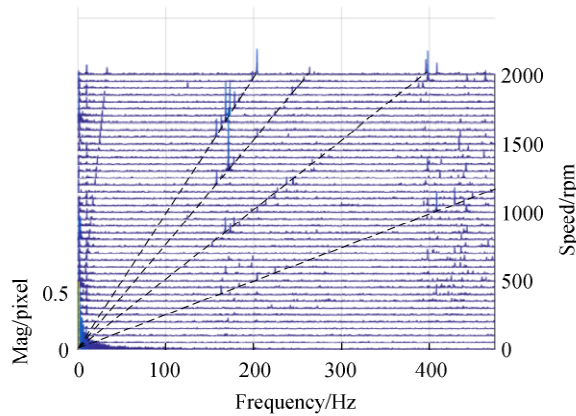


图 13 实测像移瀑布图

Fig.13 Waterfall plot of measured image motion

对比图 12 中的参数补偿前后的像移瀑布图以及图 13 中的实测像移瀑布图,可以发现:1)300Hz 之前补

偿前后的预估像移数据以及实测像移数据三者具有几乎一致的谐波特性,且三者谐波数据点的频率和幅值大致相同,其频率相差值不超过 0.01 Hz,绝大多数数据幅值相差值不超过 0.03 像素,说明在径向摇摆模态区域外,补偿前后的飞轮扰振数据均可实现对成像像移较为精确的预估;2)在径向摇摆模态特性固有频率段内(390~450 Hz),参数补偿前像移数据与实测像移数据幅值差异较大,两者最大相差值可达 0.5 像素,且没有表现出径向摇摆模态特性.然而,在阈值设置相同值的条件下,大多数参数补偿后的像移数据幅值绝对误差不超过 0.15 像素,频率绝对误差不超过 0.3 Hz,且参数补偿后的像移数据有与实测像移数据几乎一致的径向摇摆模态固有频率曲线,如图 14 所示,可认为参数补偿后的像移数据更接近实测像移数据.以上分析结果表明预估效果有效,基于耦合特性参数补偿算法合理.另外,对比图 12(b)和图 13 发现耦合特性参数补偿后的某些像移数据点存在丢失的情况,分析可能是背景噪声所带来的建模分析误差所致,后续将围绕背景噪声对预估像移精度的影响开展误差分析.

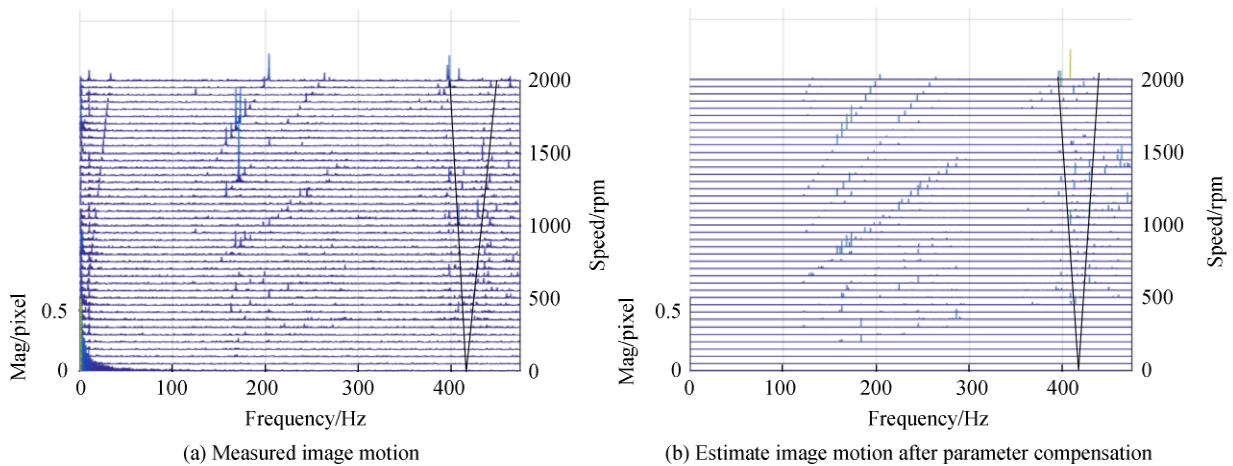


图 14 径向摇摆模态特征示意图

Fig.14 Schematic diagram of radial rocking mode

5 结论

本文从理论出发,分析了飞轮扰振模态特性以及耦合特性所引入的飞轮扰振动力学特性,表明飞轮安装等效刚度和阻尼影响飞轮扰振径向摇摆模态特性所表征的频率和幅值.其次,结合扰振测量平台测量数据和成像像移实测数据,利用数值分析方法求解飞轮扰振到成像像移传递函数,并通过非线性规划方法,对星上飞轮安装刚度系数和阻尼系数进行寻优,以此来实现对安装刚度和阻尼参数补偿.最后,对数值补偿算法进行了有效性验证.对比成像预估数据瀑布图和实测数据瀑布图,参数补偿后的径向摇摆模态特性固有频率段内的像移数据幅值更接近实测像移数据幅值,大多数数据幅值绝对误差不超过 0.15 像素,对应数据点频率与实测数据点频率点基本吻合,绝对误差不超过 0.3 Hz,且径向摇摆模态特征更加明显,此结果表明提出的数值补偿算法合理且有效.本研究的意义在于对于星上飞轮安装基座刚度和阻尼等参数通过试验方法不易获得的前提下,给出了一种有效的数值寻优方法,完善了飞轮扰振源理论建模过程.

参考文献

- [1] SHI Jin-feng, CHENG Peng-fei, YUAN Hao, *et al.* Analysis and verification of effect of micro-vibration on space photoelectric payload imaging[J]. *Acta Optica Sinica*, 2019, **39**(5):0520001.
石进峰,成鹏飞,袁灏,等.微振动对空间光电载荷成像影响分析与验证[J].*光学学报*,2019,**39**(5):0520001.
- [2] ELIASL M, MILLER D W. A coupled disturbance analysis method using dynamic mass measurement techniques[C]. Proceedings of the 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference; Washington D. C., 2002:1-12.
- [3] ADDARI D, AGLIETTI G S, REMEDIA M. Experimental and numerical investigation of coupled microvibration dynamics for satellite reaction wheels [J].*Journal of Sound and Vibration*, 2017, **386**: 225-241.
- [4] ZHAO Yu, ZHANG Peng-fei, CHENG Wei. Measurement and study of disturbance characteristics of reaction wheel[J]. *Journal of Experimental Mechanics*, **24**(6): 532-538.
赵煜,张鹏飞,程伟.反作用轮扰动特性测量及研究[J].*实验力学*,2009,**24**(6): 532-538.

-
- [5] ZHANG Peng-fei, CHENG Wei, ZHAO Yu. Measure of reaction wheels disturbance considering coupling effect[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 011, **37**(8): 948-952.
张鹏飞,程伟,赵煜. 考虑耦合效应的动量轮扰动测量[J]. 北京航空航天大学学报,2011,**37**(8): 948-952.
- [6] MASTERSON R A, MILLER D W. Development and validation of reaction wheel disturbance models: empirical model [J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2002, **249**(3):575-598.
- [7] KIM D K. Microvibration model and parameter estimation method of a reaction wheel assembly[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2014, **333**(18).
- [8] GONG Xiao-xue, ZHANG Lei, XUAN Ming, *et al.* 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.
- [9] ZHANG Bo-wen. Analysis on effect of micro-vibration on rigid-body space camera imaging[J]. *Bulletin of Surveying & Mapping*,2014,S1:65-69.
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,S1:65-69.
- [10] 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.