

文章编号 1004-924X(2016)10-2515-08

飞轮组件微振动对高分辨率光学卫星光轴的影响

李 林^{1,2}, 王 栋^{1,3*}, 徐 婧^{1,3}, 谭陆洋^{1,2}, 孔 林^{1,3}, 程 龙^{1,2}, 贾学志^{1,3}, 杨洪波¹

(1. 中国科学院 长春光学精密机械与物理研究所, 吉林 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, 吉林 长春 130033)

摘要:为了研究高分辨率光学卫星上飞轮的微振动对卫星成像质量的影响,分别建立了飞轮扰动模型和整星结构动力学模型。首先,对飞轮组件系统进行了地面扰动测试,对实测扰动数据的分析表明,飞轮组件在与转速相关的一阶频率 50 Hz 处产生一次谐波,在 190 Hz 与 280 Hz 左右存在与转速无关的一系列峰值。然后,对整星进行了单位正弦激励,获得了光轴角位移响应,并对其与飞轮实测扰动数据进行了集成分析。分析结果表明:整星在 50~80 Hz 和 230~280 Hz 的角位移响应有较多的谐振响应频率成分,沿光轴方向和垂直光轴方向整星光轴的角位移最大谐振响应幅值分别为 2.718"、2.739",在 245 Hz 左右存在较多幅值为 0.5"量级的谐波。分析显示飞轮组件微振动对高分辨率光学卫星成像质量影响较大,得到的结果可为整星系统的优化设计和隔振补偿措施提供参考依据。

关键词:高分辨率光学卫星;飞轮;微振动;光轴;角位移;像质

中图分类号:V423.4;V416.21 **文献标识码:**A **doi:**10.3788/OPE.20162410.2515

Influence of micro-vibration of flywheel components on optical axis of high resolution optical satellite

LI Lin^{1,2}, WANG Dong^{1,3*}, XU Jing^{1,3}, TAN Lu-yang^{1,2},
KONG Lin^{1,3}, CHENG Long^{1,2}, JIA Xue-zhi^{1,3}, YANG Hong-bo¹

(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 Ltd., Co. Changchun 130033, China)

* Corresponding author, E-mail: simest@163.com

Abstract: To explore the influence of micro-vibration of flywheel components on the imaging quality of a high resolution optical satellite, a flywheel component disturbance model and a whole structure dynamic model of the satellite were established. The ground disturbance of flywheel components was tested, the analysis of the measured data shows that there is series of first harmonics at the first order frequency 50 Hz, and a series of peaks independent on rotation speeds around the 190 Hz and 280 Hz. Then, the unit sine excitation was performed on the satellite, the angular displacement response of the optical axis was obtained. The integration of the angular displacement response and the flywheel

收稿日期:2015-12-01;修订日期:2016-02-19.

基金项目:国家 863 高技术研究发展计划资助项目(No. 2012AA121502)

measured disturbance data was analyzed. The results show that there are a lot of angular displacement harmonic response frequencies in 50 Hz—80 Hz and 230 Hz—280 Hz, the maximum angular displacement resonance amplitudes are 2.718" and 2.739" along the optical axis direction and the vertical direction, and 0.5" magnitude harmonic amplitude is around 245 Hz. It concludes that the flywheel micro vibration has a great influence on the imaging quality of high resolution optical satellites and the results provide important references for system optimum design and vibration isolation.

Key words: high resolution optical satellite; flywheel; micro-vibration; micro-vibration optical axis; angular displacement; image quality

1 引言

航天器系统的高质量、高分辨成像已得到世界各国越来越多的关注,目前空间光学遥感器研制已进入亚米级时代。美国 2008 年发射的商业遥感卫星 GeoEye-1 的地面分辨率为 0.41 m,印度 2006 年发射的遥感二号卫星的地面分辨率为 0.8 m,法国 2011 年发射的 Pleiades-1 卫星地面分辨率为 0.5 m^[1-2],我国于 2014 年发射了高分二号卫星,其分辨率优于 1 m,标志着我国也进入亚米级分辨率卫星研制阶段。

随着光学卫星分辨率的不断提高,空间光学相机的指向精度要求也越来越高,其对星上活动部件在轨正常工作所引起的微振动也越来越敏感。这些振动虽然不会造成卫星结构的破坏,但会影响高分辨率卫星的指向精度和稳定性,微振动对光学相机成像质量的影响已经成为研制高分辨卫星不可跨越的关键技术问题^[3-5]。

飞轮是现代高稳定度高精度航天器常用的姿态控制执行部件^[6]。受转子动静不平衡、驱动电机误差、轴承缺陷等因素的影响,飞轮正常工作时会产生复杂的谐波扰动及噪声,这使得飞轮成为星上最主要的扰动源之一。为了抑制飞轮的扰动,国外一般对飞轮进行隔振设计,这一技术手段是保证航天器具有高精度的有效措施,Chandra X-ray 观测平台上使用一种六自由度隔振平台对每个飞轮进行单独隔振,这一平台还将在 JWST 上得到应用^[7-8]。目前,国内微振动试验与测量还处于起步阶段^[9],相关研究人员关注较多的是飞轮扰动或者是隔振平台各自独立的动力学特性,尚未考虑飞轮与飞轮支撑结构的相互耦合对成像的影响,文献[10]测量了飞轮/控制力矩陀螺造成的扰动影响,并总结了典型微振动源的主要扰动

成分,文献[11]采用集成模型法得到光学系统像移量,并提出了动态光学系统成像评价指标。

由于飞轮组件的微振动对高分辨率卫星成像质量影响比较复杂,涉及飞轮自身结构、光学系统等,仅从理论上进行建模分析很复杂,且效率低下。本文以某高分辨率光学卫星为研究对象,针对星上主要姿控部件——飞轮对卫星成像质量的影响展开研究,建立了飞轮组件扰振模型,通过试验测试飞轮组件正常工作时的扰动力/力矩,经 FFT 变换,分析得出飞轮组件 6 个方向扰动力/力矩瀑布图和飞轮各谐振点的频率;建立出某高分辨率卫星整星动力学模型,由 MSC. Patran&Nastran 分析出飞轮组件单位正弦激励下的整星光轴角位移,最后将飞轮地面实测扰动文件与飞轮组件单位正弦激励下整星光轴角位移响应文件进行集成仿真分析,得出飞轮组件扰动对该型号光学卫星整星光轴的影响。本文所研究飞轮组件对高分辨光学卫星整星光轴的影响,将为卫星的控制分系统设计、结构分系统设计和整星的微振动抑制等提供性能指标要求与约束条件,为整星设计提供一定指导。

2 飞轮组件微振动特性研究

2.1 飞轮组件扰振机理分析

基于角动量守恒原理,动量飞轮组件通过电机驱动飞轮加速转动或减速转动实现力矩的输出,从而改变星体姿态。在动量飞轮执行动作时,受飞轮不平衡、轴承不完美与电机瑕疵等因素影响,除了输出期望的有效动量外,还将输出一系列的扰动力与扰动力矩,飞轮扰动的频率成分不仅包含自身转速,还包含一系列的谐波成分。通常,飞轮的扰动来源可归为两种:1)主动扰动力,由于旋转产生的,主要包括飞轮的动不平衡、滚动轴承

和电机扰动等;2)结构扰动力,主动扰动力引起的动量轮内部结构响应形成的对动量轮外部的扰动力。上述两类扰动力及其关系见图 1。

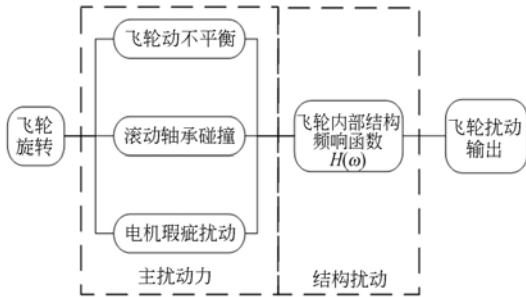


图 1 飞轮扰动机理

Fig.1 Flywheel disturbance mechanism

2.1.1 飞轮主扰动

飞轮所有的不平衡都可归结为转子质量的质心偏心,其模型如图 2 所示。

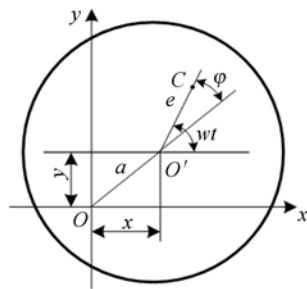


图 2 飞轮转子质心偏心模型

Fig.2 Flywheel rotor eccentric mass center model

设转子质量为 m , 偏心距为 e , 转子偏心质量集中于 C , 转子角速度为 ω , 考虑阻尼作用, 其质心 O' 的运动微分方程用式(1)表示:

$$\begin{cases} m\ddot{x} + c\dot{x} + kx = me\omega^2 \cos(\omega t) \\ m\ddot{y} + c\dot{y} + ky = me\omega^2 \sin(\omega t) \end{cases}, \quad (1)$$

式中: k 为转子的支撑刚度; c 为支撑结构的阻尼系数。

式(1)的特解为:

$$\begin{cases} x = A \cos(\omega t - \varphi) \\ y = A \sin(\omega t - \varphi) \end{cases}, \quad (2)$$

$$\text{其中 } A = \frac{(\frac{\omega}{\omega_n})^2 e}{\sqrt{[1 - (\frac{\omega}{\omega_n})^2]^2 + (2\xi \frac{\omega}{\omega_n})^2}}, \quad (3)$$

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}}, \xi = \frac{c}{2m\omega_n}, \quad (4)$$

由式(2)可知, x 和 y 方向的振动为幅值大小

相同, 相位相差 90° 的简谐振动, 因此其轴心轨迹为圆, 而实际情况下, 转子轴的各向弯曲刚度有差别, 特别是由于各向支撑刚度不同, 因而转子对平衡质量的响应在 x 和 y 方向上不仅幅值不同, 相位相差也不为 90° , 故其轴心轨迹是椭圆^[11]。

由上述分析可知, 转子质量不平衡的主要振动特征为:

- 1) 转子的稳态振动是一个与转速同频的强迫振动, 振动幅值随转速按振动理论中的共轴曲线规律变化, 在临界转速处达到最大值, 因此, 飞轮转子不平衡的突出表现为一倍频振动幅值大。
- 2) 转子轴心轨迹是圆或者椭圆。
- 3) 当飞轮转速稳定时, 其相位稳定。
- 4) 在一阶临界转速内, 转子振幅对转速变化很敏感, 转速下降, 振幅明显下降。

由于实际飞轮转子系统受一些非线性因素影响, 其振动系统并非为完全线性系统, 因此飞轮的典型不平衡振动频谱图中, 除转速频率成分在总振幅中占有绝对优势外, 常会出现较小的高次谐波。

2.1.2 飞轮组件结构扰动

当飞轮安装在卫星结构舱板上时, 由于舱板具有一定的柔性, 会导致边界条件出现微小改变, 从而导致飞轮结构模态发生一定的变化。此时, 当飞轮的主要扰动源作用在飞轮结构上后, 将在这个弹性系统上产生响应, 主要表现为非转动部件配合的松动, 进而形成对外界的扰动力/力矩。图 3 所示为飞轮组件结构系统示意图, 坐标系的原点在飞轮几何中心, 三轴指向相对于飞轮初始位置保持不变, 系统中飞轮的运动可看作是一个理想平衡的飞轮在绕转轴旋转, 用飞轮质心偏离其几何中心的位置和距离表示静态不平衡和动态

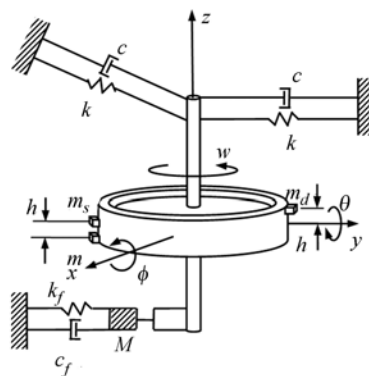


图 3 飞轮弹性振动弹簧—阻尼器模型

Fig.3 Elastic vibration spring-damper model for flywheel

不平衡的影响,轴承的柔性和阻尼的影响用一个线性弹簧和阻尼代表,设飞轮工作过程中松动部分的质量为 M ,其对应的刚度和阻尼分别为 k_f, c_f 。

为表征静态不平衡,将飞轮看作由两部分组成的,其一为严格的轴对称部分,距飞轮转轴 r_s 处的点质量 m_s ,其惯量积为零,带来动态不平衡;其二为两个沿旋转轴方向相距 $2h$ 的点质量 m_d ,它们的连线与转轴共面,且距离转轴均为 r_d , k 和 c 分别为轴承支持刚度和阻尼。

设转子 + Z 向端径向位移为 x_1, y_1 ; 转子处径向位移为 x_2, y_2 ; 转子 - Z 向端径向位移为 x_3, y_3 ; 忽略松动部分轴向的微小摆动,其垂向位移为 y_4 , 则系统的运动微分方程用式(5)表示:

$$\begin{cases} c(\dot{x}_1 - \dot{x}_2) + k(x_1 - x_2) = P_{x_1}(x_1, y_1, \dot{x}_1, \dot{y}_1) \\ c(\dot{y}_1 - \dot{y}_2) + k(y_1 - y_2) = P_{y_1}(x_1, y_1, \dot{x}_1, \dot{y}_1) \\ \frac{(m_s + 2m_d)}{2} \ddot{x}_2 + c(\dot{x}_2 - \dot{x}_1) + c(\dot{x}_2 - \dot{x}_3) + k(x_2 - x_1) + k(x_2 - x_3) = \frac{(m_s + 2m_d)}{2} u \omega^2 \cos \omega t \\ \frac{(m_s + 2m_d)}{2} \ddot{y}_2 + c(\dot{y}_2 - \dot{y}_1) + c(\dot{y}_2 - \dot{y}_3) + k(y_2 - y_1) + k(y_2 - y_3) = \frac{(m_s + 2m_d)}{2} u \omega^2 \sin \omega t - \frac{(m_s + 2m_d)}{2} g \\ c(\dot{x}_3 - \dot{x}_2) + k(x_3 - x_2) = P_{x_3}(x_3, y_3 - y_4, \dot{x}_3, \dot{y}_3 - \dot{y}_4) \\ c(\dot{y}_3 - \dot{y}_2) + k(y_3 - x_2) = P_{y_3}(x_3, y_3 - y_4, \dot{x}_3, \dot{y}_3 - \dot{y}_4) \\ M\ddot{y}_4 + c_f \dot{y}_4 + k_f y_4 = -P_{y_3}(x_3, y_3 - y_4, \dot{x}_3, \dot{y}_3 - \dot{y}_4) - Mg \end{cases} \quad (5)$$

式中: c 为旋轴自身阻尼系数; k 为刚度系数; u 为不平衡量; $P_{x_1}, P_{y_1}, P_{x_3}, P_{y_3}$ 为支撑结构油膜力; k_f, c_f 分别为地面对于支撑结构的阻尼和刚度系数,当基础发生松动时,可以表示为

$$\begin{cases} c_f = c_{f1}, y_4 < 0 \\ c_f = c_{f2}, 0 \leq y_4 \leq \delta \\ c_f = c_{f3}, y_4 > \delta \end{cases} \begin{cases} k_f = k_{f1}, y_4 < 0 \\ k_f = k_{f2}, 0 \leq y_4 \leq \delta \\ k_f = k_{f3}, y_4 > \delta \end{cases} \quad (6)$$

由式(5)、(6)可知,飞轮转子的的工作过程是一个带有分段线性刚度和阻尼的非线性振动系统,飞轮转子呈现出的特性非常复杂。

2.2 飞轮扰振地面测试

当飞轮转速在一个特定范围内(接近飞轮组件的自然频率)时,将激励结构自身的一阶模态,从而使扰动信号在频域出现极大的能量集中与放大,且飞轮微振动频率与 CCD 的成像曝光频率接近时,将引起空间相机或整星结构在自由空间产

生结构微振动与视轴的微振动,导致成像的扭曲、模糊,最终影响成像质量。这对于采用 TDICCD 进行推扫成像的现代空间光学相机而言具有很大的影响。因此必须测量飞轮扰动特性并开展相应的结构动力学分析。

2.2.1 飞轮扰动地面测试过程

试验测试过程中将飞轮与支架的装配组合体安装于气浮平台的测力台上,飞轮支架结构与星上部件相同,它们通过标准联接力矩拧紧螺钉与飞轮相连,在超净环境实验室进行扰动测试,组件的测试现场如图 4 所示。分别测试飞轮在 X 向、Y 向、Z 向的扰动力与扰动力矩特性。测试过程为:飞轮由零转速加速至指定转速,保持 20 s 后再减速至零转速,单次测试时间共计 60 s,传感器采样频率为 5 kHz,采用型号为 HR-FP3402 型石英 6 分力测力台。

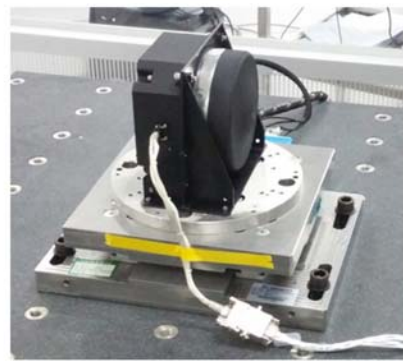


图 4 飞轮扰动地面测试现场

Fig. 4 Setup of flywheel disturbance test

2.2.2 飞轮扰动地面测试数据分析

飞轮扰动地面测试时典型的时域响应曲线如图 5(彩图见期刊电子版)所示。

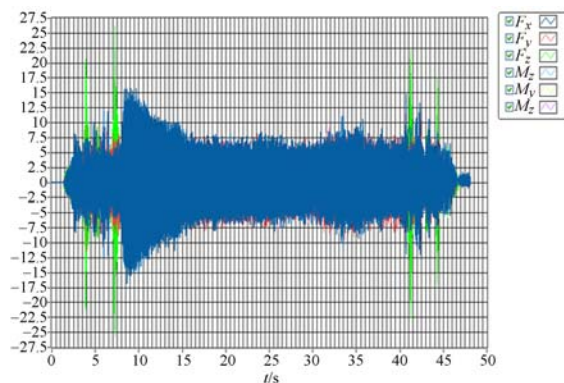
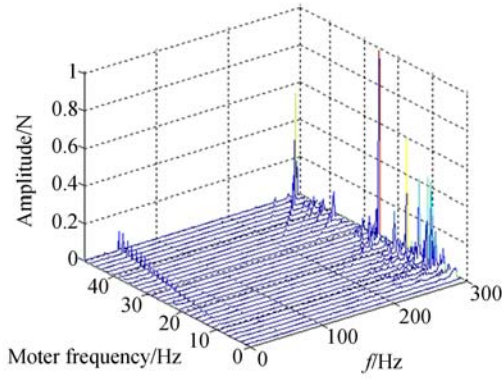


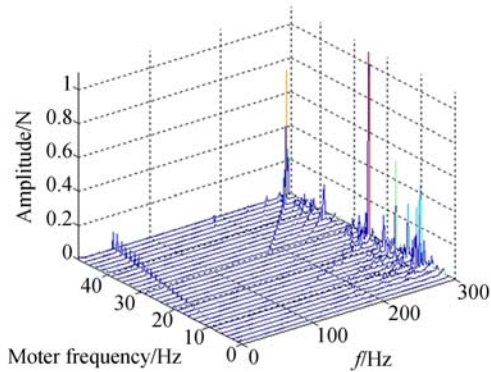
图 5 飞轮地面测试典型时域响应曲线

Fig. 5 Typical time domain response curve of wheel ground test

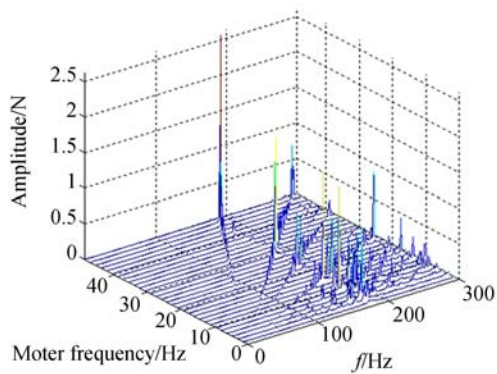
卫星在进行对地推扫成像时要保持姿态稳定,而飞轮的工作转速是恒定的,因此若要分析飞轮扰动,需截取其稳定转速时的响应特性。截取飞轮在不同转速时达到转速稳定后的扰动力输出时域曲线,经过 FFT 变换并绘制的瀑布图曲线如图 6 所示(彩图见期刊电子版)。



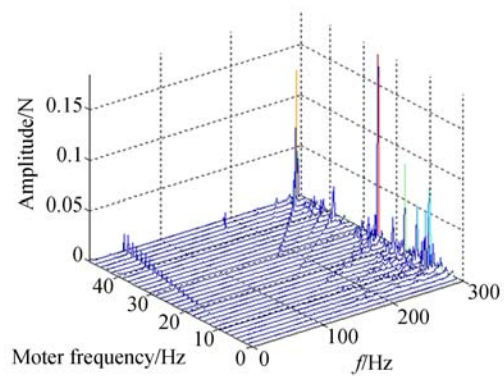
(a) X 向扰动力瀑布图
(a) Waterfall graphic of X-disturbance force



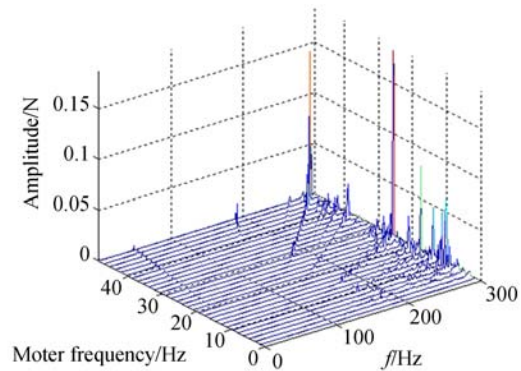
(b) Y 向扰动力瀑布图
(b) Waterfall graphic of Y-disturbance force



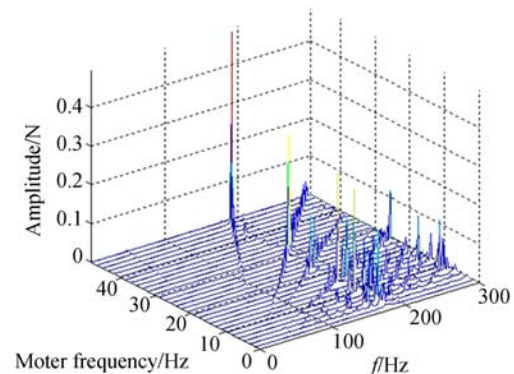
(c) Z 向扰动力瀑布图
(c) Waterfall graphic of Z-disturbance force



(d) X 向扰动力矩瀑布图
(d) Waterfall graphic of X-torque disturbance



(e) Y 向扰动力矩瀑布图
(e) Waterfall graphic of Y-torque disturbance



(f) Z 向扰动力矩瀑布图
(f) Waterfall graphic of Z-torque disturbance

图 6 飞轮扰动力(力矩)瀑布图

Fig. 6 Waterfall graphic of disturbance force/torque for flywheel components

图 6 中,坐标轴单位分别为频率(Hz)、电机转速(Hz)、频域分量幅值(N 或 N · m),其中 X 向与 Y 向均为动量飞轮的径向方向,Z 向为动量飞轮的轴向。飞轮转速测试范围为 0 ~ 3 000

r/min(即 0~50 Hz)。根据瀑布图可知,飞轮组件各方向谐振点的大致频率,如表 1。

表 1 飞轮扰动谐振点频率

Tab. 1 Flywheel perturbation resonant frequency

扰动输出	频率 1/Hz	频率 2/Hz
X 向力	50	284
Y 向力	50	285
Z 向力	—	193
X 向力矩	50	285
Y 向力矩	50	285
Z 向力矩	—	192

据表 1 可得,飞轮组件在与转速相关的一阶频率 50 Hz 处产生一次谐波,此外,在 190 Hz 与 280 Hz 左右存在与转速基本无关的一系列峰值,它们是由于扰动激励导致飞轮组件结构模式的放大而产生的谐振现象,说明目前的飞轮支架结构对飞轮的扰动输出具有一定的放大作用,结构设计的刚性仍需改进。

3 整星微振动结构动力学分析

3.1 整星微振动力学模型

通常可用有限元法进行整星结构响应分析,有限元法描述的卫星动力学模型用式(7)表示:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}\mathbf{x} = \mathbf{F}, \quad (7)$$

其中, $\ddot{\mathbf{x}}, \dot{\mathbf{x}}, \mathbf{x}$ 为 $n \times 1$ 维列向量,分别表示结构的加速度、速度、位移响应向量, $\mathbf{M}, \mathbf{C}, \mathbf{K}$ 为 $n \times n$ 维矩阵,分别表示航天器的质量、阻尼、刚度, \mathbf{F} 为 $n \times 1$ 维列向量,表示输入载荷。

根据模态分析理论,引入坐标变换 $\mathbf{x} = \Phi \xi$ 可对式(7)进行解耦,将振型矩阵对质量归一化后用式(8)表示:

$$\ddot{\xi}_r + \zeta_r \dot{\xi}_r + \lambda_r \xi_r = \dot{f}_r, \quad r=1, \dots, n, \quad (8)$$

令 $\mathbf{q}_s = [\xi^T \quad \dot{\xi}^T]^T$, 式(8)可用式(9)表示:

$$\dot{\mathbf{q}}_s = \underbrace{\begin{bmatrix} 0 & \mathbf{I} \\ -\mathbf{\Omega}^2 & -2\mathbf{Z}\mathbf{\Omega} \end{bmatrix}}_{\mathbf{A}_s} \mathbf{q}_s + \underbrace{\begin{bmatrix} 0 \\ \Phi^T \beta_u \end{bmatrix}}_{\mathbf{B}_u} u + \underbrace{\begin{bmatrix} 0 \\ \Phi^T \beta_w \end{bmatrix}}_{\mathbf{B}_w} \omega, \quad (9)$$

$$\mathbf{y} = \underbrace{\begin{bmatrix} C_{yr} \Phi & C_{y\dot{r}} \Phi \end{bmatrix}}_{\mathbf{C}_y} \mathbf{q}_s + \underbrace{\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix}}_{\mathbf{D}_{yu}} u + \underbrace{\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \end{bmatrix}}_{\mathbf{D}_{yw}} \omega$$

其中, \mathbf{I} 是单位矩阵, $\mathbf{\Omega}$ 和 \mathbf{Z} 分别是固有频率矩阵

和阻尼矩阵, y 是和姿态相关的结构响应, β_u 和 β_w 分别是控制和扰动输入的参与因子, Φ 为振型向量。

3.2 整星微振动有限元模型

为进行基于地面测试飞轮扰动的整星结构动力学分析,建立了整星有限元模型。其中,整星坐标系的定义为:X轴指向卫星飞行方向,Z轴与相机光轴平行并指向地心,Y轴由右手定则确定。

整星有限元模型利用 MSC/PATRAN 进行处理, MSC/NASTRAN 作为解算器。采用集中质量点模拟飞轮,利用 MPC 与飞轮支架有限元模型进行联接,最终与载荷板相连,模型边界条件为无约束,用以模拟整星在轨自由状态。按照飞轮的实际安装方向,在飞轮质心处分别施加对单一飞轮测试得到的扰动力或扰动力矩,进行正弦频响分析,在相机主镜中心建立考察点 MPC,计算其角位移结果,整星有限元模型如图 7 所示(彩图见期刊电子版)。

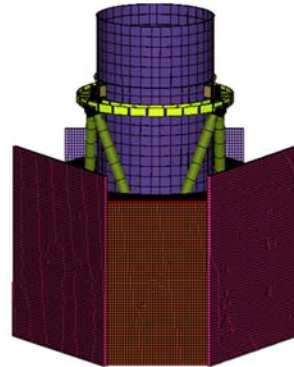


图 7 整星有限元模型

Fig. 7 Finite element model of whole satellite

通过对整星模型进行单位正弦频率响应分析,可以得到主镜考察点的角位移响应结果,将此结果生成 Report 文件并存储,以便后续飞轮实测扰动对相机成像质量的影响分析。

4 飞轮地面实测扰动对角位移的影响分析

飞轮微振动对某高分辨率相机成像影响的分析流程如图 8 所示。将地面实测飞轮扰振力/力矩文件与飞轮单位正弦激励整星光轴角位移 REPORT 文件进行集成分析,经 MATLAB 处理得

到飞轮微振动对某高分辨率光学卫星光轴角位移影响的瀑布图,如图 9 所示。

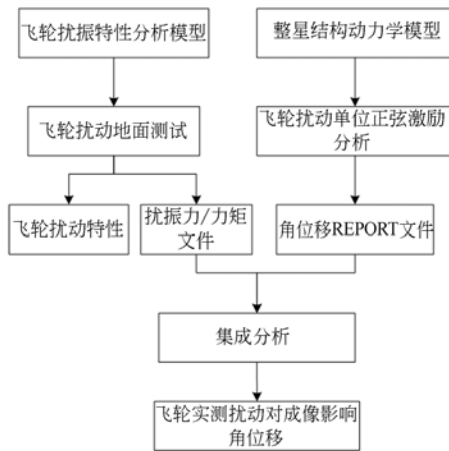
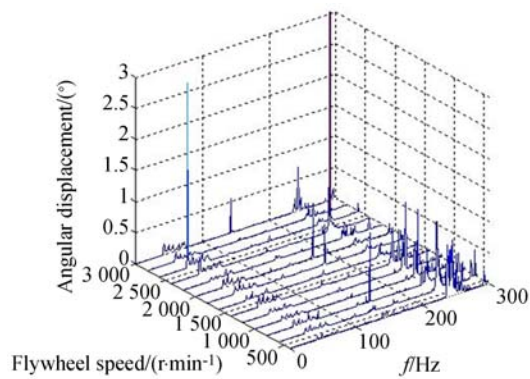


图 8 飞轮微振动对光学卫星成像影响分析流程

Fig. 8 Analysis process of influence of micro-vibration of flywheel on imaging quality of satellite

由图 9 可知,整星的角位移响应在 50 Hz~80 Hz、230 Hz~280 Hz 处有较多的谐振响应频率成分,且在不同飞轮转速下均有谐振响应,只是部分飞轮转速下响应较小;在沿光轴方向,整星光轴的角位移最大谐振响应位于 243 Hz、2 600 r/min 处,幅值达 2.718",同时 243Hz 左右存在较多幅值为 0.5"量级的谐波,在 42 Hz、2 600 r/min 处,角位移幅值为 1.669";在垂直光轴方向,整星光轴的角位移最大谐振响应位于 245 Hz、2 600 r/min 处,幅值达 2.739",同时 245 Hz 左右存在较多幅值为 0.5"量级的谐波,在 44 Hz、2 600 r/min 处,角位移幅值为 2.617"。

由以上分析可得出以下结论,飞轮微振动对



(b)垂直光轴方向角位移瀑布图

(b) Waterfall graphic of angular displacement along vertical-optical axis

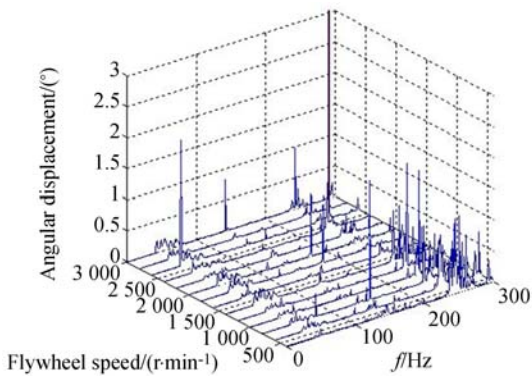
图 9 光轴角位移瀑布图

Fig. 9 Angular displacement waterfall graphics

该高分辨率光学卫星的成像质量有较大影响,建议对该卫星结构进行进一步优化设计,同时,对飞轮进行减振设计,对光学载荷进行隔离设计。

5 结 论

本文针对某高分辨率光学卫星面临的飞轮组件微振动对成像质量的影响问题,建立了飞轮组件的扰动模型和整星结构动力学模型,对飞轮组件系统进行地面扰动测试,对整星进行单位正弦激励,获得光轴角位移响应,最后,将其与飞轮组件的实测扰动数据进行集成分析。结论如下:飞轮工作过程中转子受非线性因素影响,在转速频率成分外会出现较小的高次谐波;飞轮组件正常工作引起支撑基础松动时,转子的工作过程是一个带有分段线性刚度和阻尼的非线性振动系统;飞轮组件在与转速相关的一阶频率 50 Hz 处会产生一次谐波,在 190 Hz 与 280 Hz 左右存在与转速无关的一系列峰值,这些位置将作为后续减振设计的重点关注频率点。集成分析表明,整星在 40 Hz~50 Hz、230 Hz~280 Hz 的角位移响应有较多的谐振响应频率成分,沿光轴方向和垂直光轴方向整星光轴的角位移最大谐振响应幅值分别为 2.718"、2.739",在 245Hz 左右存在较多幅值为 0.5"量级谐波;该飞轮微振动对此高分辨率光学卫星的成像质量有较大影响,建议对整星结构进行进一步优化设计,对飞轮进行隔振或者对光学载荷进行隔离设计。



(a)绕光轴方向角位移瀑布图

(a) Waterfall graphic of angular displacement around-optical axis

参考文献:

- [1] MATTHEWS G, HAVEY Jr K, EGERMAN R. A paradigm shift to enable more cost effective space science telescope missions in the upcoming decades [J]. *SPIE*, 2010, 7738:773824-1-773824-7.
- [2] 朱仕尧, 雷勇军. 基于星架系统结构参数的卫星载荷减振方法[J]. *国防科技大学学报*, 2014, 36(2): 41-46.
ZHU SH Y, LEI Y J. Vibration reduction of payloads on spacecraft based on structure parameters of spacecraft-bracket system[J]. *Journal of National University of Defense Technology*, 2014, 36(2), 41-46. (in Chinese)
- [3] 谭天乐, 朱春艳, 朱东方, 等. 航天器微振动测试、隔离、抑制技术综述[J]. *上海航天*, 2014, 31(6): 36-45.
TAN T L, ZHU CH Y, ZHU D F, *et al.*. Overview of micro-vibration testing, isolation and suppression technology for spacecraft [J]. *Aerospace Shanghai*, 2014, 31(6): 36-45. (in Chinese)
- [4] 张庆君, 王光远, 郑钢铁. 光学遥感卫星微振动抑制方法及关键技术[J]. *宇航学报*, 2015, 36(2), 125-132.
ZHANG Q J, WANG G Y, ZHENG G T. Micro-vibration attenuation methods and key techniques for optical remote sensing satellite [J]. *Journal of Astronautics*, 2015, 36(2): 125-132. (in Chinese)
- [5] 王光远, 周东强, 赵煜. 遥感卫星在轨微振动测量数据分析[J]. *宇航学报*, 2015, 36(3): 261-267.
WANG G Y, ZHOU D Q, ZHAO Y. Data analysis of micro-vibration on-orbit measurement for remote sensing satellite [J]. *Journal of Astronautics*, 2015, 36(3): 261-267. (in Chinese)
- [6] HYDE T T, HA K Q, JOHNSTON J D, *et al.*. Integrated modeling activities for the James Webb Space Telescope[J]. *SPIE*, 2004, 588-599.
- [7] BRONOWICKI A J. Vibration isolator for large space telescopes [J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2006, 43(1): 45-53.
- [8] 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.
WANG Z Y, ZOU Y J, JIAO A CH, *et al.*. The jitter measurement and analysis for a remote sensing satellite platform[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2015, 32(3), 278-285. (in Chinese)
- [9] 黄庭轩, 张尧, 徐世杰. 飞轮隔振平台组合系统的动力学建模[J]. *北京航空航天大学学报*, 2013, 39(1): 120-125.
HUANG T X, ZHANG Y, XU SH J. Dynamic modeling of combined reaction wheel and vibration isolation platform system[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 39(1), 120-125. (in Chinese)
- [10] 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.
WANG H J, WANG W, WANG X, *et al.*. Space camera image degradation induced by satellite micro-vibration [J]. *Acta Photonica Sinica*, 2013, 42(10): 1212-1217. (in Chinese)
- [11] 董瑶海. 航天器微振动: 理论与实践[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2015.
DONG Y H. *Spacecraft Jitter: Theory and Practice* [M]. Beijing: China Aerospace Press, 2015. (in Chinese)

导师简介:



杨洪波(1963—),男,黑龙江人,研究员,博士生导师,先后负责并承担国家重大及“863”的工程项目分系统 5 项,在机械设计与仿真应用方面具有较高的学术和应用水平。曾任中科院长春光机所 CAD 技术研究室主任,曾在美国匹兹堡大学作高级访问学者。发表学术论文 30 余篇,获授权专利 2 项。主要研究方向:光机热集成仿真技术的研究开发与应用、计算机辅助工程技术、光机电一体化技术。E-mail: yanghb@vip.163.com

作者简介:



李林(1989—),男,湖北十堰人,博士研究生,2013 年于中国科学院大学攻读硕士学位,2015 年提前攻读博士学位,现在为中国科学院长春光学精密机械与物理研究所在读博士研究生,主要研究方向为航天器结构设计与优化分析、微振动技术。E-mail:ucas_lilin@163.com

(本栏目编辑:马健)

(版权所有 未经许可 不得转载)