风云四号卫星微振动抑制和试验技术研究

孟光^{1,2*}, 董瑶海¹, 周徐斌^{3,4}, 申军烽³, 刘兴天³

1. 上海航天技术研究院, 上海 201109;

2. 上海交通大学机械系统与振动国家重点实验室, 上海 200240;

3. 上海卫星工程研究所, 上海 201109;

4. 南京航空航天大学航天学院, 南京 211106

*联系人, E-mail: gmeng@sjtu.edu.cn

收稿日期: 2018-04-07; 接受日期: 2018-05-29; 网络出版日期: 2018-12-04

国家自然科学基金(编号: 51505294)资助项目

摘要 风云四号搭载的干涉式大气垂直探测仪对微振动异常敏感, 需要进行微振动抑制. 结合星上主要振源和敏感载荷的需求, 进行了振源和载荷二级微振动隔离. 对隔振系统使用的隔振器单元进行了参数和敏感性分析, 对设计的Stewart构型动量轮支架进行了理论和试验研究. 采用隔振器和阻尼器的组合设计了三支撑敏感载荷隔振系统, 完成干涉式大气垂直探测仪的二级隔振设计, 进一步抑制卫星平台传递至探测仪的微振动干扰. 采用近零刚度悬吊系统和超静实验室完成了地面微振动试验, 并进行了在轨微振动试验, 实测数据表明, 隔振系统能够使得卫星平台传递至载荷安装面的微振动量级控制在0.1 mg以下, 满足了指标要求. 风云四号微振动抑制技术也为相关型号的微振动抑制提供了借鉴和参考.

关键词 风云四号卫星, 微振动, 振源隔离, 载荷隔振

PACS: 47.27.-i, 47.27.Eq, 47.27.Nz, 47.40.Ki, 47.85.Gj

1 引言

遥感卫星承担着气象预报、侦察测绘、作物普查等许多与生活息息相关的任务, 在现代社会中扮演着越来越重要的角色. 近年来, 无论在太空探索还是在地对地观测和气象预报上, 国内外卫星继续朝着高精度、高分辨率方向发展. 以美国为代表的航天大国遥感卫星技术发展迅猛, 其对地遥感卫星的成像分辨率

已经达到0.1 m以内. 与先进国家的超高分辨率卫星带来的高清侦查相比, 我国在这方面的劣势明显. 因此, 提高我国遥感卫星的分辨率将是今后一段时期我国努力发展的技术. 要提升卫星的分辨率, 首先要提高传感器(敏感载荷)的成像性能, 但受限于加工工艺、空间口径等因素, 传感器成像性能的提升非常困难; 另一个提升卫星分辨率的手段是降低卫星平台在轨微振动, 为传感器提供超安静的工作环境, 保障传感器在轨

引用格式: 孟光, 董瑶海, 周徐斌, 等. 风云四号卫星微振动抑制和试验技术研究. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2019, 49: 024508

Meng G, Dong Y H, Zhou X B, et al. Research on micro-vibration control and testing of FY-4 meteorological satellite (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2019, 49: 024508, doi: [10.1360/SSPMA2018-00108](https://doi.org/10.1360/SSPMA2018-00108)

成像免受微振动干扰, 充分发挥遥感器成像能力. 通常来讲, 卫星微振动主要由于其上的运动部件(制冷机、飞轮、控制力矩陀螺等)正常工作引起, 并激发卫星特有的复合材料板、蜂窝板等结构振动, 传递至遥感器安装部位, 进而影响遥感器的成像质量^[1]. 例如, 我国最新研制的风云四号卫星(FY-4)就装载了对微振动极为敏感的干涉式大气垂直探测仪(简称: 探测仪)这样的光谱类载荷, 与通常的成像类卫星不同, 其正常工作时不仅需要物像之间严格的对应关系, 还要求光谱位置的确定以及干涉图对比度的变化.

为减小平台微振动对敏感载荷性能的影响, 保证敏感载荷的微振动环境以及整星可靠性, 通常采取被动隔振措施对扰动源和敏感载荷进行微振动隔离. 国内外均对微振动进行了大量的研究. Bronowicki等人^[2]对干涉式光学载荷进行了双层隔振设计, 著名的哈勃望远镜对其动量轮进行了振源隔离^[3], 美国空间望远镜也通过阻尼层来降低微振动响应^[4], 采用主动隔振对大型空间光学载荷平台进行微振动控制也很常见^[5]. 在国内, 孟光和周徐斌^[6]对近年来的卫星微振动控制技术进行了总结. 中国科学院^[7]、上海航天技术研究院^[8-10]、中国空间技术研究院^[11]、国防科技大学^[12]、上海交通大学^[13]对卫星微振动隔离进行了大量的研究. 这些研究虽然取得了大量的理论成果, 但是在进行微振动控制时, 大多没有考虑到发射段的大量级振动和冲击对隔振器的要求.

风云四号卫星设计的飞轮微振动抑制系统, 能够兼顾主动段和在轨段的振动隔离, 并且通过考虑多级隔振设计进一步提高微振动抑制水平, 在设计和工程应用上有很强的新颖性.

2 飞轮振动隔离

2.1 飞轮隔振的隔振器设计

隔振器是飞轮振源被动隔振系统的关键部件, 其外形如图1所示. 该隔振器由圆柱体通过对称切槽得到, 具有尺寸稳定性好、刚度可设计度广的特点.

为设计合理的刚度, 首先需要明确不同的隔振器参数对其刚度的影响, 将隔振器分为若干楔形块和环形条进行研究, 参数包括外径、内径、横向楔宽、纵向楔宽、槽宽等. 设隔振器承受均布载荷 P (单位N), 采用弹性力学理论可以求得隔振器纵向和横向近似刚

图1 弹性元件的平面示意图

Figure 1 Schematic of the proposed isolator.

度表达式:

$$K_z = \frac{20000 \times (D-45)}{\frac{1}{3} + \frac{1}{3} \times 0.354 \times \left(\frac{D}{4} + 7.428\right)^3}, \quad (1)$$

$$K_x = \frac{7692 \times (D-45)}{\frac{1}{3} + \frac{1}{3} + 2 \left(\frac{2}{4} + \frac{2}{4}\right) \frac{(D+45)(2+2)}{\beta \times 2^3}}, \quad (2)$$

式中, K_z 和 K_x 分别表示纵向和横向刚度值, 单位为N/mm, 注意公式使用钛合金材料已经过初步计算; D 表示隔振器的外径, 单位为mm, β 为矩形截面扭转因子, 其取值和矩形截面变长比值有关, 为无量纲参数. 采用有限元理论对刚度表达式进行了验证, 有限元模型及理论和仿真结果对比见图2和3, 可以看出, 理论和仿真结果基本吻合, 但对于特定的尺寸, 二者结果会有一定差异.

在进行隔振器的设计时, 应明确不同参数对隔振器刚度的影响程度, 以通过合理调节尺寸参数满足刚度需求. 根据不同参数下刚度的计算结果, 对敏感性进行排序, 所得到的尺寸参数和敏感性相关图见图4. 从图中可以看出, 元件槽厚、元件内径和元件外径的变动导致纵向刚度变化较大, 属于高敏感性参数, 元

图2 (网络版彩图)弹性元件的刚度有限元仿真(纵向和横向)

Figure 2 (Color online) FEM calculation of the stiffness of the isolator (axial and lateral).

图 3 (网络版彩图)理论和有限元仿真结果对比(纵向和横向)

Figure 3 (Color online) Comparison between theory and FEM result.

图 4 (网络版彩图)尺寸参数和刚度敏感性相关性图(纵向和横向)

Figure 4 (Color online) Correlation between isolator parameters and sensitivity of stiffness.

件槽宽变动基本不影响纵向刚度, 而对于横向刚度, 元件槽数影响的程度也较大, 在设计时可以通过合理选配不同参数以达到所需纵向和横向刚度。

2.2 飞轮隔振支架集成

使用6个隔振器对飞轮隔振支架进行集成, 考虑到各向自由度解耦以及稳定性, 采用Stewart构型进行隔振支架集成. 其基本构型如图5所示. 图中, 小六边形是飞轮安装面, 大六边形安装在蜂窝板上. A_i ($i=1,2,3,\dots,6$)是隔振器上安装点, B_i ($i=1,2,3,\dots,6$)是隔振器下安装点, 6个隔振器为 A_iB_i ($i=1,2,3,\dots,6$), 且长度相等; 飞轮质心为 O , 高度为 h , 质心坐标系为 $OXYZ$. 从俯视图看出, 上安装点在大六边形上的投影点分别为 a_1-a_6 , 分布半径为 r , 其中, $\overline{a_1a_6} = \overline{a_2a_3} = \overline{a_4a_5}$, $\overline{a_1a_2} = \overline{a_3a_4} = \overline{a_5a_6}$, Oa_1 与 X 轴夹角为 α . 每个隔振器与飞轮安装面夹角为 θ , 隔振器投影与边 a_1a_6, a_2a_3, a_4a_5 夹角为 φ .

图 5 (网络版彩图)隔振支架结构示意图

Figure 5 (Color online) Schematic of the vibration isolation structure.

设被隔振物体的质量阵为 M , 则有如下方程形式:

$$M\ddot{X} - KX = 0 \Rightarrow \ddot{X} - M^{-1}KX = 0. \quad (3)$$

求出矩阵 $M^{-1}K$ 的6个特征值即可得到隔振系统的6个频率, 求出矩阵 $M^{-1}K$ 上非对角线元素的平方和, 即可定性的评估该隔振系统的耦合性. 计算所得的各阶频率和耦合情况见表1.

2.3 飞轮隔振支架试验

对于设计的隔振支架, 单独进行了隔振效果测试. 采用振动台对隔振支架底部基础激励, 试验现场如图6所示. 施加20–200 Hz的扫频振动, 振动台输出的条件参照某卫星实测微振动量级, 如图7所示. 测试隔振支架输入输出端的振动, 以此衡量隔振支架隔振效果. 所测得的输入和输出频域响应如图8所示. 从输入和输出端的频域图可以看出, 在20–200 Hz内, 输出较输入衰减基本在90%以上.

从源头上进行微振动隔离, 是FY-4卫星微振动隔离的第一步, 采用的Stewart构型飞轮隔振支架能够实现不同隔振方向上的解耦, 理论和实验结果吻合, 取得振源振动向星体传递时便减少一个量级的隔振效果.

3 敏感载荷隔振

3.1 隔振布局

在进行敏感载荷隔离时, 由于敏感载荷和卫星顶

表 1 隔振支架各阶频率及耦合情况

Table 1 Natural frequencies and coupling factors of the vibration isolation structure

频率 (Hz)	X	Y	Z	RX	RY
9.15	62.57	0	0	0	37.43
9.15	0	62.57	0	37.43	0
12.6	0	0	100	0	0
13.2	0	0	0	0	0
17.0	37.43	0	0	0	62.57
17.0	0	37.43	0	62.57	0

图 6 (网络版彩图)隔振效果试验现场图

Figure 6 (Color online) Test of the vibration isolation performance of the vibration isolation structure.

图 7 振动台输入加速度度控制曲线

Figure 7 Output curve of the vibration table in frequency domain.

板有安装精度和空间要求, 因此必须在较严苛的环境下完成设计, 采用前述隔振器单元进行隔振设计, 选用3个隔振器成120°均匀分布的布局方式, 如图9中的3个正方框所示. 3个隔振器布局形式不仅可以有效实现微振动隔离, 同时可以有效地缓解卫星结构平台顶板热应变不均匀产生的形变干扰.

隔振器的布局和载荷质心的关系如图10所示, 根据隔振系统动力学方程, 通过引入能量法, 依据隔振系统各阶模态的参与程度判断系统的耦合程度, 最终的隔振器的布局范围为509.3–1200 mm, Z向隔振频率初始设定14 Hz左右, Z向压缩量在1.27 mm左右.

3.2 阻尼元件设计

对敏感载荷的隔振应在较宽频带内进行, 而被动隔振的缺点在于其高频隔振效果和共振峰的矛盾. 采用三参数液体阻尼器可以实现共振大阻尼、高频小阻尼特性, 是获取良好隔振效果的可行途径, 三参数液体阻尼器的原理图和基本构型如图11所示.

图11中, 液体在阻尼腔通过阻尼孔来回往复流动产生阻尼力. 其中, D_m 为阻尼器的公称直径, d 为阻尼孔的直径, 阻尼孔长度用 L 表示, 液体的运动黏度为 μ . 当阻尼器的位移为 x 时, 计算可以得出通过流体的流量以及小孔两段的压力差值. 这个压差和阻尼小孔的面积相乘, 可以得到阻尼力. 阻尼因子和阻尼力是成正比的, 因此, 阻尼因子 C 为^[14]

$$C = \frac{8\pi D_m^4 L \mu}{d^4}. \quad (4)$$

设计了不同的孔径进行了阻尼器试验, 按照计算公式, 阻尼力分别为 $c_1=400$ Nm/s, $c_2=700$ Nm/s, $c_3=$

图 8 (网络版彩图) 实测隔振支架隔振效果. (a) 振动台输入响应; (b) 隔振后飞轮响应

Figure 8 (Color online) Performance of the vibration isolation structure in frequency domain. (a) Input signal from vibration table; (b) output signal after vibration isolation from flywheel.

图 9 (网络版彩图) 敏感载荷整星布局及隔振器布局效果图
Figure 9 (Color online) Schematic of the sensitive payload in satellite and the layout of the isolators.

3000 Nm/s. 使用激振器输出正弦慢扫频信号, 采用加速度传感器测量隔振器输入端和输出端的加速度值进行传递率以获取阻尼力. 试验现场如图12所示, 图中, 质量块和阻尼器使用悬吊绳水平布置.

测得的传递率曲线如图13所示, 可以看出对于三参数液体阻尼器, 并不是阻尼系数越大越好, 而要和系统参数合理匹配, 才能获取更好的隔振效果.

3.3 敏感载荷组件级试验

将阻尼器和隔振器并联使用, 构成敏感载荷隔振系统. 依照敏感载荷的质量特性设计了模拟载荷, 进行了敏感载荷隔振系统隔振试验, 试验时, 将敏感载荷通过隔振器支撑放置在振动台上, 通过测量隔振系

图 10 (网络版彩图) 隔振系统参数分析示意图

Figure 10 (Color online) Analysis of the parameters of the vibration isolation.

统输入和输出端的传递函数评价隔振效果. 试验现场图片如图14所示, 实测的隔振传递率曲线如图15所示. 可以看出, 在共振峰频率附近, 隔振系统放大不超过 15 dB, 而在高频表现良好的衰减效果.

在对振源进行隔振的基础上, 又在敏感载荷端采取隔振措施, 进一步减小平台微振动向载荷的传递, 通过采取振源和载荷的二级隔振, 将敏感载荷可使微振动较未采取隔振效果衰减两个数量级, 能够满足敏感载荷的微振动环境需求.

4 整星微振动试验

4.1 悬吊系统设计原则

对FY-4卫星进行了整星微振动试验, 试验分为地面试验和在轨试验. 地面试验采用近零刚度悬吊系统

图 11 (网络版彩图)三参数液体阻尼器原理图及基本构型
Figure 11 (Color online) Schematic of the three-parameter damper and its basic structure.

图 12 (网络版彩图)阻尼器隔振系统试验现场图
Figure 12 (Color online) Test of the performance of the damper.

模拟失重环境, 其原理如图16所示, 采用在轨飞行模式模拟星上各转动部件运转, 测试关注点的加速度响应情况.

近零刚度悬吊系统的力和位移表达式为

$$\tilde{F}_n = \alpha \tilde{u}^3 + \sqrt{1 - \gamma^2}, \quad (5)$$

其中 $\tilde{F}_n = F_n / kL$ 为无量纲的回复力, L 为变形时欧拉屈曲梁的长度, γ 为欧拉梁变形后两端距离和未变形长度之比, α 为系统获得准零刚度性能时所对应的纯立方刚度系数 α . 考虑线性黏性阻尼以及摩擦阻尼, 并设卫星受到简谐力激励, 系统动力学方程为

$$m\ddot{x} + c\dot{x} + F_1 \operatorname{sgn}(\dot{x}) + kL(\alpha \tilde{x}^3) = F_0 \sin \omega t. \quad (6)$$

引入以下参数:

图 13 (网络版彩图)不同阻尼因子下松弛型液体阻尼隔振器传递率的试验和理论值(实线为理论值)

Figure 13 (Color online) Experimental and theoretical transmissibility result of isolator with relaxation type damping for different viscous damping coefficient.

图 14 (网络版彩图)敏感载荷隔振系统试验现场图

Figure 14 (Color online) Test of the performance of the sensitive payload vibration isolation system.

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}}, \quad \Omega = \frac{\omega}{\omega_n}, \quad \tau = \omega_n t,$$

$$\zeta = \frac{c}{2m\omega_n}, \quad f_0 = \frac{F_0}{kL}, \quad \lambda = \frac{F_1}{kL}.$$

可以将式(6)进行无量纲化, 结果为

$$x'' + 2\zeta x' + \lambda \operatorname{sgn}(x') + \alpha x^3 = f_0 \sin \Omega \tau. \quad (7)$$

求解上式并以系统响应最大值对应频率为系统共振频率, 将不同激励幅值对应的固有频率画在图中, 可以得到摩擦阻尼对此类悬吊系统的影响规律, 曲线如图17所示. 从图中可以看出, 对于同样的激励幅值, 一定的摩擦阻尼存在能够使得固有频率降低, 然而, 摩擦阻尼的存在使系统在较低激励幅值时会出现频率突然

图 15 (网络版彩图)敏感载荷隔振系统传递曲线图
Figure 15 (Color online) Transmissibility of the sensitive payload vibration isolation system.

图 16 (网络版彩图)准零刚度悬吊系统原理图
Figure 16 (Color online) Schematic of the quasi-zero stiffness suspension system.

上升的情况, 在使用时要特别注意. 试验采用的悬吊系统垂向基频为 0.22 Hz, 横向基频为 0.17 Hz, 满足了整星微振动试验的所需的悬吊要求.

4.2 地面微振动试验

微振动地面试验还要特别注意解决环境干扰问题. 环境干扰主要是地面振动对测量结果的影响以及空气和电磁环境对测量系统的影响, 主要措施包括对

图 17 (网络版彩图)悬吊频率随激励幅值变化曲线
Figure 17 (Color online) Effect of the excitation amplitude on the suspension frequency of the system.

地基进行隔振设计、试验环境进行屏蔽(避免噪声和空气流动造成的影响)等.

风云四号卫星微振动试验过程中, 环境振动干扰: $\leq 1.0 \times 10^{-5}$ g. 取其极端恶劣工况, 6个动量轮同步由 0 加速至 5000 rpm, 通过比较动量轮支架隔振前后的振动响应可以得到隔振支架自身的性能特性, 红线是隔振前响应, 绿线是隔振后响应, 如图 18 所示.

在 6 个动量轮加速过程中, 敏感载荷探测仪安装面的振动响应如图 19 所示.

可以看出:

(1) 动量轮隔振支架在中高频段的减振效率在 75% 以上, 符合设计指标.

(2) 探测仪安装面响应为 1–3 mg, 发生在 50, 100 和 150 Hz 等频点(如图 20 中的横线所示), 该频点是探测仪制冷机的工作频率及其倍频成分, 除去制冷机的振动干扰, 卫星平台传递至载荷的微振动干扰在 0.1–0.2 mg 左右.

同时, 根据载荷的测试数据表明, 相关技术指标与其在实验室环境下的测量指标一致, 说明星上微振动环境满足载荷的指标要求.

4.3 在轨微振动测量

在轨试验主要通过轨道微振动测试系统, 测试在轨微振动响应, 下传至地面进行微振动分析.

风云四号首发星于 2016 年 12 月 11 日 0:11 分由西昌

图 18 (网络版彩图)动量轮支架隔振前后时域响应对比
Figure 18 (Color online) Time history of the tested vibration with and without the flywheel vibration isolation system.

卫星发射中心发射升空, 至2016年12月17日下午17:17完成五次变轨和定点捕获, 精确定点至E99.5. 2017年3月9日完成了在轨段微振动测量以及数据下传, 如图21

和22所示.

通过对在轨工况(4个动量轮转速分布在30 Hz左右)的数据分析可以看出, 在200 Hz范围内, 探测器制冷机关机时卫星顶板的振动响应在0.1 mg(动量轮工频)以下, 探测器制冷机开机后, 卫星顶板的振动响应为1–3 mg, 频率在50, 100和150 Hz等制冷机的工频及倍频. 在轨测量结果与正样整星微振动试验的近似工况(6个动量轮同步加速至5000转)测量结果一致. 载荷在轨实测表明, 相关技术指标与实验室环境下的测量指标一致, 说明星上微振动环境满足载荷的指标要求.

可以看出, 风云四号卫星微振动抑制措施有效, 微振动在轨测量系统工作正常, 测量结果可信.

5 结论

本文总结了风云四号在卫星微振动抑制方面所完成的工作, 通过对振源和载荷同时采取控制的二级隔振方式, 可将微振动衰减两个数量级以上. 本文讨论了振源隔离、敏感载荷隔振时采用的方法和需要注意

图 19 (网络版彩图)动量轮支架隔振前后频域响应对比. (a) 隔振前(80 mg/83.3 Hz); (b) 隔振后(3.59 mg/83.3 Hz)
Figure 19 (Color online) Tested vibration on the frequency domain with and without the flywheel vibration isolation system. (a) Before vibration isolation (80 mg/83.3 Hz); (b) after vibration isolation (3.59 mg/83.3 Hz).

图 20 (网络版彩图)探测器安装面最大响应

Figure 20 (Color online) The maximum vibration on the payload installation platform.

图 21 (网络版彩图)探测器制冷机未开时卫星顶板载荷界面处微振动响应. (a) 时域图; (b) 频域图

Figure 21 (Color online) Vibration on the top plate where the payload installed with the cryocooler powered off. (a) Signal in time domain; (b) signal in frequency domain.

图 22 (网络版彩图)探测器制冷机开机后卫星顶板载荷界面处微振动响应. (a) 时域图; (b) 频域图

Figure 22 (Color online) Vibration on the top plate where the payload installed with the cryocooler powered on. (a) Signal in time domain; (b) signal in frequency domain.

的问题, 完成了隔振系统的研制并进行了微振动地面和在轨微振动试验. 试验结果表明, 隔振系统能够使卫星平台传递至安装面的微振动量级控制在 0.1 mg

以下, 满足了风云四号敏感载荷的微振动指标要求. 风云四号微振动抑制技术也将为其他型号的微振动抑制提供了借鉴和参考.

参考文献

- 1 Dong Y H. Micro-Vibration of Aircraft: Theoretic and Practice (in Chinese). Beijing: China Astronautic Publishing House, 2015 [董瑶海. 航天器微振动——理论与实践. 北京: 中国宇航出版社, 2015]
- 2 Bronowicki A J, Macdonald R, Gursel Y, et al. Dual stage passive vibration isolation for optical interferometer missions. In: Proceedings of the SPIE—The International Society for Optical Engineering. Waikoloa, 2003. 4852: 753–762
- 3 Davis L P, Wilson J F, Jewell R E, et al. Hubble space telescope reaction wheel assembly vibration isolation system. In: Proceedings of the NASA Workshop on Structural Dynamics and Control Interaction of Flexible Structure. Huntsville, 1986
- 4 Bronowicki A. A layered vibration control strategy for space telescopes. In: Proceedings of the Smart Structures and Materials Conference 2003: Smart Structures and Integrated Systems. Bellingham, 2003. 5056: 487–496
- 5 Bronowicki A J, Abhyankar N S, Griffin S F. Active vibration control of large optical space structures. *Smart Mater Struct*, 1999, 8: 740–752
- 6 Meng G, Zhou X B. Progress review of satellite micro-vibration and control (in Chinese). *Acta Aeronaut Astronaut Sin*, 2015, 36: 2609–2619 [孟光, 周徐斌. 卫星微振动及控制技术进展. 航空学报, 2015, 36: 2609–2619]
- 7 Yang J F. Research on Micro-vibration Key Technique of Optical Payload in Space (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Changchun: Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, 2016 [杨剑锋. 空间光学载荷微振动关键技术研究. 博士学位论文. 长春: 中国科学院研究生院(长春光学精密机械与物理研究所), 2016]
- 8 Meng G, Zhou X B, Miao J. Mechanical problems in momentous projects of aerospace engineering (in Chinese). *Adv Mech*, 2016, 46: 267–322 [孟光, 周徐斌, 苗军. 航天重大工程中的力学问题. 力学进展, 2016, 46: 267–322]
- 9 Liu X T, Zheng J L, Shen J F. Effect of installation position of isolators on micro-vibration isolation performance for satellite payload (in Chinese). *Aerospace Shanghai*, 2016, 33: 67–71 [刘兴天, 郑京良, 申军烽. 隔振器安装位置对卫星载荷隔振性能的影响研究. 上海航天, 2016, 33: 67–71]
- 10 Tan T L, Zhu C Y, Zhu D F, et al. Overview of Micro-vibration testing, isolation and suppression technology for spacecraft (in Chinese). *Aerospace Shanghai*, 2014, 31: 36–45, 51 [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. 上海航天, 2014, 31: 36–45, 51]
- 11 Pang S W, Pan T, Mao Y L, et al. Study and verification of micro-vibration test for a satellite (in Chinese). *Spacecraft Environ Eng*, 2016, 33: 305–311 [庞世伟, 潘腾, 毛一岚, 等. 某型号卫星微振动试验研究及验证. 航天器环境工程, 2016, 33: 305–311]
- 12 Zhou W Y, Li D X. Design and analysis of an intelligent vibration isolation platform for reaction/momentum wheel assemblies. *J Sound Vib*, 2012, 331: 2984–3005
- 13 Huang X, Sun J, Hua H, et al. Modeling and optimization of octostrut vibration isolation platform by FRF-based substructuring method. *J Aerosp Eng*, 2015, 28: 04014084
- 14 Liu X X, Zhong M, Shen J F, et al. Experimental analysis of the dynamic stiffness of a vibration isolation system with relaxation type damping (in Chinese). *Noise Vib Control*, 2016, 36: 180–182 [刘兴天, 钟鸣, 申军烽, 等. 松弛型阻尼隔振模型的动刚度试验研究. 噪声与振动控制, 2016, 36: 180–182]

Research on micro-vibration control and testing of FY-4 meteorological satellite

MENG Guang^{1,2*}, DONG YaoHai¹, ZHOU XuBin^{3,4}, SHEN JunFeng³ & LIU XingTian³

¹ Shanghai Academy of Spaceflight Technology, Shanghai 201109, China;

² The State Key Lab of Mechanical System and Vibration, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China;

³ Shanghai Institute of Satellite Engineering, Shanghai 201109, China;

⁴ College of Astronautics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 211106, China

The spacecraft is developing towards ultra-high precision, ultra-high stability and hyper-spectral sensing directions. Micro-vibration in satellite platform can significant degrade the performance of payload, so that the micro-vibration analysis, control, measurement and experiment is very important to all kinds of high performance satellites. Considering the main vibration source on the FY-4 meteorological satellite and the requirement of the sensitive payload, the vibration suppression isolators are adopted to both vibration source and the sensitive payload. The parameters and sensitivity of the isolator unit are studied to give basic vibration suppression design guideline. Based on the isolator unit, the research on the hexapod vibration isolation chasis for flywheel is carried out theoretically and experimentally. For the sensitive payload vibration isolation, a three-point support using isolator and damper is proposed and the vibration isolation performance is studied. The vibration isolation of the interferometer can be seemed as second level isolation and can further reduce the vibration. The low-frequency suspension system and ultra-quiet laboratory are used to fulfill the micro-vibration experiment on ground. The on-orbit vibration measurement system is carried on FY-4 meteorological satellite and the real data show that the micro-vibration level can be suppressed to under 0.1 mg which totally meets the design requirement. The micro-vibration suppression and experiment technique are of great significance and can also be used to other similar satellite.

FY-4 meteorological satellite, micro-vibration, payload vibration isolation, sensitive payload

PACS: 47.27.-i, 47.27.Eq, 47.27.Nz, 47.40.Ki, 47.85.Gj

doi: [10.1360/SSPMA2018-00108](https://doi.org/10.1360/SSPMA2018-00108)