



# 微振动对高轨 (GEO) 遥感卫星图像质量的影响

于登云<sup>1</sup>, 练敏隆<sup>2</sup>, 周峰<sup>2</sup>, 白绍竣<sup>2</sup>, 鲁之君<sup>2\*</sup>

1. 中国航天科技集团公司, 北京 100048

2. 北京空间机电研究所, 北京 100094

\* 通信作者. E-mail: luzhijun1992@163.com

收稿日期: 2018-02-28; 接受日期: 2018-08-13; 网络出版日期: 2019-01-09

**摘要** 高分四号 (GF-4) 卫星是中国首颗地球同步轨道高分辨率光学遥感卫星. 由于地球同步轨道的高度是典型太阳同步轨道的 70 倍左右, 因此, 地球同步轨道光学遥感卫星对于星上微振动环境提出了更高的要求, 对微振动幅值的要求相比于低轨卫星要小近两个数量级. 本文在对动量轮、制冷机等典型星上扰振源特性进行研究的基础上, 针对地球同步轨道可见红外一体化光学遥感卫星, 建立了光机结构与微振动的耦合集成仿真模型; 提出了基于结构优化以及减振和隔振相结合的微振动抑制方法, 在国内首次实现了地球同步轨道高分辨率光学遥感器在轨微振动的有效抑制, 为 GF-4 光学遥感卫星在轨获取优异图像奠定了基础.

**关键词** 微振动, 地球同步轨道, 隔振, 光机集成分析, 成像质量

## 1 引言

地球同步轨道 (高轨) 遥感卫星与典型的太阳同步轨道 (低轨) 遥感卫星相比较, 具有高时间分辨率和凝视成像的特点, 在全球气候与自然灾害监测、海冰与海岸线变化监测、农林渔业资源监管、城市规划和国防安全等方面日益突出其重要的应用价值<sup>[1]</sup>. 然而, 在光学遥感卫星成像过程中, 由于星上动量轮、制冷机等活动部件的工作, 会导致卫星平台产生微振动, 从而造成相机成像模糊、分辨率下降<sup>[2]</sup>. 产生该现象的机理是在相机成像积分时间内, 微振动引起相机光轴抖动, 造成观测目标与相机探测器发生相对移动, 导致相机调制传递函数 (MTF) 下降. 为减小微振动对相机成像性能的影响, 主要措施就是缩短积分时间与进行振动抑制. 由于信噪比与积分时间成正比, 因此在保证足够信噪比的情况下, 进行振动抑制则成为保证高分辨率光学遥感卫星成像质量的有效措施<sup>[3~5]</sup>.

基于上述原因, 本文在对动量轮、制冷机等扰振源特性进行研究的基础上, 针对地球同步轨道可见红外一体化光学遥感卫星, 建立了光机结构与微振动的耦合集成仿真模型; 提出了基于结构优化以及隔振与减振相结合的微振动抑制方法, 在国内首次实现了地球同步轨道高分辨率光学遥感器在轨微振动的有效抑制, 为 GF-4 光学遥感卫星获取优异图像奠定了基础.

**引用格式:** 于登云, 练敏隆, 周峰, 等. 微振动对高轨 (GEO) 遥感卫星图像质量的影响. 中国科学: 信息科学, 2019, 49: 74-86, doi: 10.1360/N112018-00037  
Yu D Y, Lian M L, Zhou F, et al. Influence of micro-vibration on the image quality of a GEO remote sensor (in Chinese). Sci Sin Inform, 2019, 49: 74-86, doi: 10.1360/N112018-00037

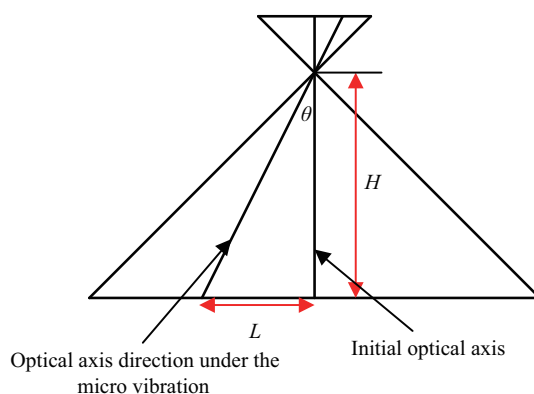


图 1 (网络版彩图) 微振动引起的星下点偏移

Figure 1 (Color online) Ground migration caused by micro vibration

## 2 地球同步轨道高分辨率光学成像特点与难点

GF-4 卫星是世界首颗地球同步轨道高分辨率光学成像遥感卫星, 其搭载的相机包含可见光、近红外、中波红外共 6 个谱段, 可见近红外谱段星下点空间分辨率优于 50 m, 中波红外谱段星下点空间分辨率优于 400 m, 单景观观测幅宽大于  $400\text{ km} \times 400\text{ km}$ . 星上配置 0.5 和 0.1 Nm 力矩动量轮实现卫星姿态快速机动, 具有 30 s 内实现整星  $0.64^\circ$  机动的能力. 通过卫星的姿态机动, 可对中国及周边地区进行观测, 为防灾减灾提供持续的遥感信息<sup>[2,3]</sup>. 基于地球同步轨道的特点, 该卫星可长期驻留在赤道上空固定区域, 并采用面阵凝视成像体制, GF-4 卫星具有极高的时间分辨率和较高的空间分辨率, 另外, 可以通过控制成像积分时间实现大动态范围成像.

光学遥感相机的成像对星上微振动环境的敏感程度与轨道高度密切相关, 相机微振动与星下点地面像移量之间的关系如图 1 所示. 图中  $\theta$  为微振动导致的光轴扰动量,  $H$  为轨道高度,  $L$  为星下点在地面上的像移量, 且有  $L = H \times \tan(\theta)$ . GF-4 卫星轨道高度为 35786 km, 是常用低轨卫星 (轨道高度 500 km 左右) 轨道高度的 70 多倍. 因此, 在相同地面分辨率情况下, 地球同步轨道光学遥感卫星上的微振动幅值须要达到低轨卫星上振动幅值的 1/70. 若要求 GF-4 卫星微振动影响小于 1/10 像元, 则微振动引起的光轴晃动需小于  $0.028''$ . 相当于低轨 0.7 m 分辨率的卫星, 要求微振动引起的星下点偏移小于 7 cm. 此外, GF-4 卫星包含红外成像通道, 需要采用机械制冷机对探测器进行制冷, 机械制冷机是重要的扰振源, 增加了微振抑制的难度. 因此, 如何有效抑制微振动对成像的影响, 是 GF-4 光学遥感器研制的技术难点之一.

## 3 星上主要微振动源特性分析

GF-4 卫星整体构型如图 2 所示, 星上包含多种活动部件, 其中动量轮和制冷机所产生的微振动对相机成像质量产生的影响较大. 根据未采取减振和隔振措施的分析结果和结构星微振动实验结果, 发现相机在一次成像积分时间内由星上扰振源导致的像移量远超 0.1 个像元, 微振动导致的系统 MTF 下降较大, 若不采取振动抑制措施, 将难以达到 GF-4 卫星任务的预期效果.

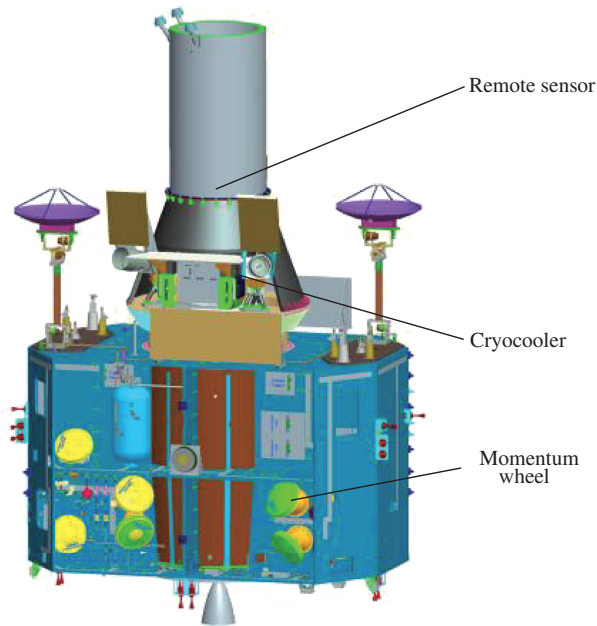


图 2 (网络版彩图) GF-4 卫星整体构型图

Figure 2 (Color online) Overall layout of the satellite GF-4

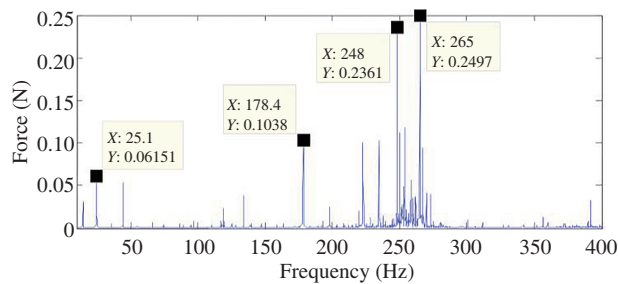


图 3 (网络版彩图) 动量轮轴向扰动力频谱

Figure 3 (Color online) Test result of disturbing force spectrum of the momentum wheel

### 3.1 主要微振动源特性分析

#### 3.1.1 动量轮微振动分析

动量轮包含有高速转动的惯性组件以产生控制力矩. 由于加工误差等原因, 使得惯性组件的质心与实际转动轴不重合, 导致转动不平衡, 从而产生微振动输出<sup>[6]</sup>. 动量轮产生的微振动表现为典型的谐波特性和噪声特性. 在卫星研制过程中, 对动量轮进行了微振动测试, 测量了动量轮在 1500 r/min 工况下的微振动输出, 动量轮轴向扰振力频谱如图 3 所示. 除工频 25 Hz 外, 在 50~150 Hz 之间, 倍频峰值也较高, 在 178, 248, 265 Hz 也有较高的峰值.

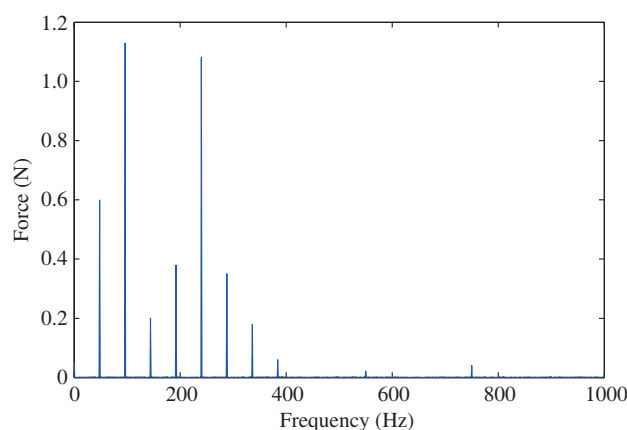


图 4 (网络版彩图) 制冷机扰动力频谱

Figure 4 (Color online) Test result of disturbing force spectrum of a cryocooler

### 3.1.2 制冷机微振动分析

在轨工作期间, 制冷机为红外焦面提供低温制冷以保证探测器成像. 制冷机工作时由于活塞等运动部件动量不平衡及高压气体压力波动等产生干扰力<sup>[7,8]</sup>. 卫星研制过程中, 对制冷机微振动进行了测试, 测试结果显示制冷机在工作时产生的振动频率为工作频率以及工作频率的倍频, 幅值范围 0~1.5 N. 典型的制冷机测试扰动力频谱如图 4 所示.

### 3.2 微振源模型

根据动量轮和制冷机的微振动特性, 可以将微振源模型表示为谐波叠加与宽频噪声相结合的形式, 在时域上可以表示为

$$F_j(t) = \sum_{n=1}^{N_j} P_{jk} \sin(2\pi f_{jk}t + \phi_{jk} + Q_j(t)), \quad (1)$$

其中,  $F_j(t)$  ( $j = 1, 2, 3, 4, 5, 6$ ) 分别表示微振动源局部坐标系下的  $X, Y, Z$  向扰动力和扰动力矩;  $P_{jk}$  表示第  $j$  个分量上第  $k$  个谐波对应的幅值;  $f_{jk}$  表示第  $j$  个分量上第  $k$  个谐波处的扰动频率;  $\phi_{jk}$  表示相位角;  $N_j$  表示第  $j$  个分量上分析频带范围内的谐波总数;  $k$  表示谐波数;  $Q_j(t)$  表示宽频随机噪声;  $t$  表示时间.

## 4 光机结构与微振动耦合模型

建立光机结构与微振动的耦合模型是定量分析微振动对相机成像质量影响的基础, 国内外已有一些相关的研究. James Webb 天文望远镜在研制过程中对星上的微振动影响非常重视, 专门开发了光、机、热、控制和微振动集成模型, 并发表了一系列论文<sup>[9~11]</sup>. Basdogan 等<sup>[12]</sup> 针对大型空间光学干涉型的航天器进行了光机耦合分析. Yu 等<sup>[13]</sup> 用 Lagrange 法推导了遥感卫星颤振动力学模型, 以及扰动源扰动力矩模型, 分析了某型号遥感卫星在扰振源作用下的颤振响应. Li 等<sup>[6]</sup>、Zhu 等<sup>[14]</sup> 和 Lee 等<sup>[15]</sup> 以动量轮为扰振源, 进行了空间光学相机成像质量影响研究. Wang 等<sup>[16]</sup> 和 Zhang 等<sup>[17]</sup> 则以制冷机作为扰振源, 进行了空间光学相机成像质量影响研究. GF-4 号卫星光学系统复杂, 成像谱段多, 并且同时包含动量轮和制冷机. 本文同时考虑了动量轮和制冷机的微振动影响, 采用了模型缩聚的方

法, 在保证精度的情况下, 大大提高了计算效率, 并将光机耦合分析应用到与减隔振设计迭代过程中, 为减隔振装置的设计设定了优化目标.

#### 4.1 光机结构有限元模型

光机结构的有限元模型可以通过有限元软件获得, 系统的动力学控制方程可以表示为

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}\mathbf{x} = \mathbf{F}, \quad (2)$$

其中,  $\mathbf{M}$  为质量矩阵,  $\mathbf{C}$  为阻尼矩阵,  $\mathbf{K}$  为刚度矩阵,  $\mathbf{F}$  为激励力向量.

假设系统的阻尼为 Rayleigh 阻尼, 阻尼矩阵  $\mathbf{C}$  可以表示为质量矩阵  $\mathbf{M}$  和刚度矩阵  $\mathbf{K}$  的线性组合

$$\mathbf{C} = \alpha\mathbf{M} + \beta\mathbf{K}. \quad (3)$$

将系统的自由度  $\mathbf{x}$  分成两个集合  $\mathbf{x}_o$  和  $\mathbf{x}_s$ , 其中  $\mathbf{x}_o$  为光机结构有限元模型中与光学元件相关的自由度集合,  $\mathbf{x}_s$  为其余的自由度集合. 则式 (2) 可以写成分块矩阵的形式

$$\begin{bmatrix} \mathbf{m}_{ss} & \mathbf{m}_{so} \\ \mathbf{m}_{os} & \mathbf{m}_{oo} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{\mathbf{x}}_s \\ \ddot{\mathbf{x}}_o \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{c}_{ss} & \mathbf{c}_{so} \\ \mathbf{c}_{os} & \mathbf{c}_{oo} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{\mathbf{x}}_s \\ \dot{\mathbf{x}}_o \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{k}_{ss} & \mathbf{k}_{so} \\ \mathbf{k}_{os} & \mathbf{k}_{oo} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathbf{x}_s \\ \mathbf{x}_o \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{F} \end{Bmatrix}. \quad (4)$$

将  $\mathbf{x}_o$  保留在物理空间, 用物理坐标表示; 将  $\mathbf{x}_s$  转换到子系统的模态空间, 用模态坐标进行表示, 实现方程的解耦, 并进行缩聚. 因此, 引入坐标变换

$$\begin{Bmatrix} \mathbf{x}_s \\ \mathbf{x}_o \end{Bmatrix} = \mathbf{T} \begin{Bmatrix} \mathbf{q}_r \\ \mathbf{x}_o \end{Bmatrix}, \quad \mathbf{T} = \begin{bmatrix} \Phi_r & \Psi_o \\ \mathbf{0} & \mathbf{I}_o \end{bmatrix}, \quad (5)$$

其中,  $\mathbf{q}_r$  为子空间的约束界面模态坐标,  $\Phi_r$  为模态坐标  $\mathbf{q}_r$  对应的模态向量组成的矩阵,  $\Psi_o$  为约束模态矩阵, 其求解方法是: 引入附加界面约束, 让界面自由度依次产生单位位移, 然后计算由此产生的静态变形. 将坐标变换 (5) 应用于式 (4), 则系统的动力学控制方程变为<sup>[9]</sup>

$$\begin{bmatrix} \mathbf{I}_{rr} & \bar{\mathbf{m}}_{ro} \\ \bar{\mathbf{m}}_{or} & \bar{\mathbf{m}}_{oo} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{\mathbf{q}}_r \\ \ddot{\mathbf{x}}_o \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{A}_{rr} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \bar{\mathbf{k}}_{oo} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathbf{q}_r \\ \mathbf{x}_o \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{F}_o \end{Bmatrix}, \quad (6)$$

其中,

$$\begin{aligned} \bar{\mathbf{k}}_{oo} &= \mathbf{k}_{oo} + \mathbf{k}_{so}^T \Psi_o, \\ \bar{\mathbf{m}}_{oo} &= \mathbf{m}_{oo} + \mathbf{m}_{os}^T \Psi_o + \Psi_o^T \mathbf{m}_{so} + \Psi_o^T \mathbf{m}_{ss} \Psi_o, \\ \bar{\mathbf{m}}_{ro} &= \bar{\mathbf{m}}_{or}^T = \Phi_r^T (\mathbf{m}_{so} + \mathbf{m}_{ss} \Psi_o), \end{aligned}$$

$\mathbf{I}_{rr}$  为  $r \times r$  阶单位矩阵,  $\mathbf{A}_{rr}$  为子空间特征值组成的对角矩阵.

#### 4.2 光学系统模型

光学系统由一系列光学元件组成, 其性能与元件自身面型的变化以及各个光学元件之间的相对位姿变化等有关系. 光学系统传函与  $\mathbf{x}_o$  之间的关系可以表示为  $\text{MTF}(\mathbf{x}_o)$ , 则  $\text{MTF}(\mathbf{x}_o)$  为  $\mathbf{x}_o$  的非线性函数. 对其进行 Taylor 展开可以得到<sup>[10]</sup>

$$\text{MTF}(\mathbf{x}_o) = \text{MTF}_0 + \mathbf{K}_L \{\Delta \mathbf{x}_o\} + \mathbf{O}(2), \quad (7)$$

其中,  $\mathbf{K}_L$  为一阶光学系统敏感度矩阵,

$$\mathbf{K}_L = \left[ \frac{\partial \text{MTF}(\mathbf{x}_o)}{\partial \mathbf{x}_o} \right], \quad (8)$$

MTF<sub>0</sub> 为系统无微振动时的初始状态,  $\Delta \mathbf{x}_o$  为光学系统自由度集合的扰动量,  $\mathbf{O}(2)$  表示 2 阶和更高阶的 Taylor 展开项.

### 4.3 光机结构与微振动集成耦合模型

根据 4.1 和 4.2 小节中的分析和推导, 与光学系统有关的自由度集合均保留在实际物理空间, 可以与光学系统模型直接建立关系, 其他自由度则变换到模态子空间, 实现解耦, 方便求解. 将式 (6) 联合式 (7), 并写成状态空间的形式即可得到光机结构与微振动集成耦合模型

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{u}} = \mathbf{A}\mathbf{u} + \mathbf{B}\mathbf{F}, \\ \mathbf{y} = \text{MTF}(\mathbf{x}_o), \end{cases} \quad (9)$$

其中,

$$\mathbf{u} = \{\mathbf{q}_r^T, \mathbf{x}_o^T, \dot{\mathbf{q}}_r^T, \dot{\mathbf{x}}_o^T\},$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{I} \\ -\bar{\mathbf{M}}^{-1}\bar{\mathbf{K}} & -\bar{\mathbf{M}}^{-1}\bar{\mathbf{C}} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{Bmatrix} \mathbf{0} \\ \bar{\mathbf{M}}^{-1} \end{Bmatrix}, \quad \mathbf{F} = \begin{Bmatrix} \mathbf{0} \\ \mathbf{F}_o \end{Bmatrix},$$

而且,

$$\bar{\mathbf{M}} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{rr} & \bar{\mathbf{m}}_{ro} \\ \bar{\mathbf{m}}_{or} & \bar{\mathbf{m}}_{oo} \end{bmatrix}, \quad \bar{\mathbf{K}} = \begin{bmatrix} \mathbf{A}_{rr} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \bar{\mathbf{k}}_{oo} \end{bmatrix}, \quad \bar{\mathbf{C}} = \bar{\mathbf{M}} + \bar{\mathbf{K}}.$$

### 4.4 计算流程

根据上述分析, 相机在轨微振动的影响分析过程如图 5 虚线框内所示. 首先, 根据整星及相机的三维模型建立有限元模型; 然后, 根据实际测量的扰振源特性, 将扰振力输入有限元模型当中, 仿真分析得到各个光学元件的响应; 再将光学元件的振动量导入光学系统模型中, 对成像质量进行评估. 从而可以判断微振动对成像质量的影响是否满足指标要求, 如果不满足要求, 则需要对结构设计进行优化, 或者增加减隔振措施.

## 5 微振动对成像质量的影响分析

对于地球静止轨道面阵凝视成像相机, 根据相机成像的积分时间和微振动频率之间的关系可以分为两种情况分别进行分析. 假设微振动为正弦振动, 表示为  $x = A \cos(2\pi t/T)$ ,  $A$  为微振动幅值,  $T$  为微振动周期, 单个时间周期内微振动示意图如图 6 所示.

由图 6 可知, 当相机积分时间  $T_e$  小于  $T/2$  时, 微振动对 MTF 的影响将与相机积分时间和微振动方向是否改变等因素有关, 而当相机积分时间  $T_e$  大于  $T/2$  时, 微振动对 MTF 的影响仅仅与振幅有关. 因此, 可依据振动周期与积分时间之间的关系将微振动分为高频微振动 ( $T_e > T/2$ ) 和低频微振动 ( $T_e < T/2$ ).

相机在轨所受到的微振动可以分为平动和转动, 对成像产生主要影响的微振动为光轴在俯仰、滚转方向产生的转动微振动<sup>[6]</sup>.

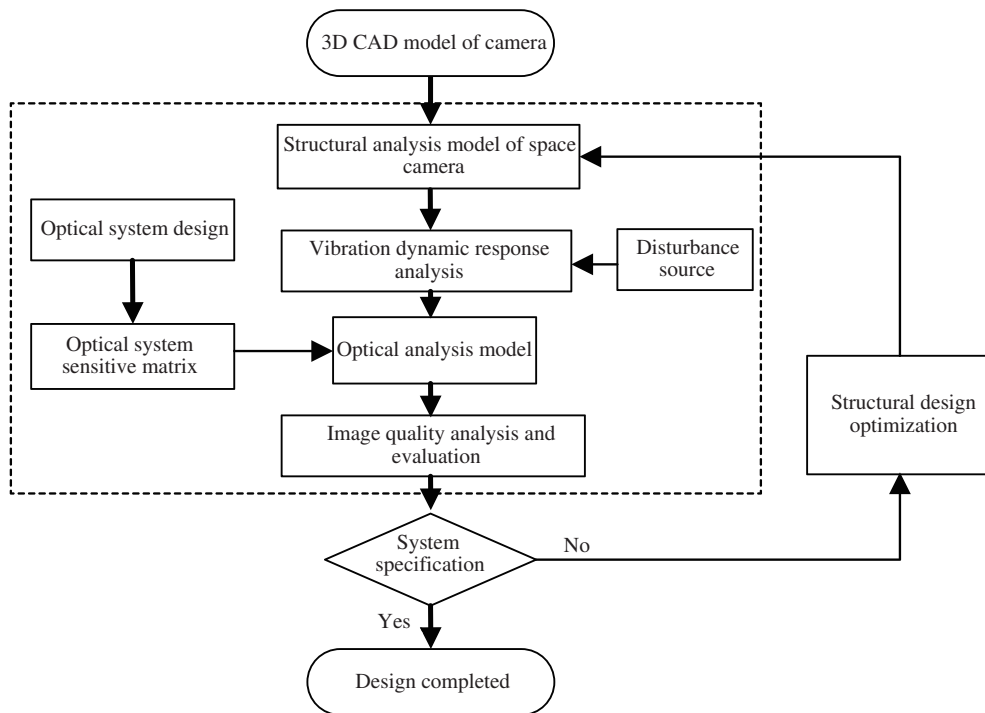


图 5 计算流程图

Figure 5 The flowchart of the analysis process

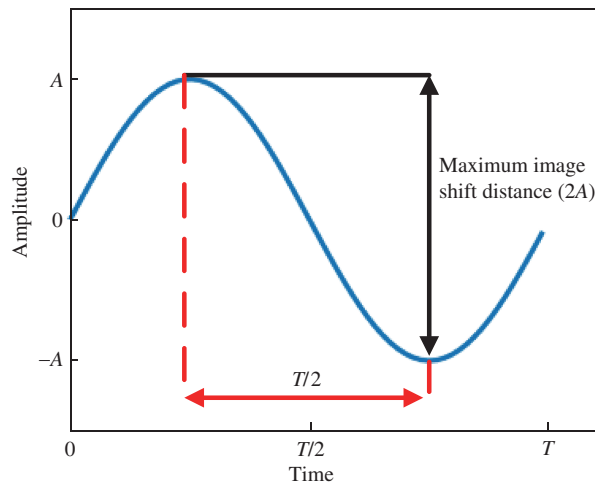


图 6 (网络版彩图) 单个周期微振动示意图

Figure 6 (Color online) Schematic diagram of micro vibration in one period

### 5.1 低频微振动对图像影响分析

利用 4.4 小节中的计算流程, 可以得到相机受低频微振动时, 光轴在滚转、俯仰方向的晃动量, 分别表示为  $\vartheta_r, \vartheta_p$ . 光轴晃动引起的地物所成的像在焦面上的运动分量可表示为<sup>[18,19]</sup>

$$\Delta X_{fr} = D_f \times \tan(\vartheta_r), \quad (10)$$

$$\Delta X_{fp} = D_f \times \tan(\vartheta_p), \quad (11)$$

其中,  $D_f$  为光学系统焦距. 光轴扰动在焦面上等效的总振动量可表示为

$$\Delta X = \sqrt{\Delta X_{fr}^2 + \Delta X_{fp}^2}. \quad (12)$$

当相机以  $t = 0$  为时间中心进行曝光时, 在积分时间  $T_e$  内受微振动影响星下点的像在焦面上存在最大像移量, 其模值为

$$d_{\max} = 2\Delta X \sin\left(\frac{\pi T_e}{T}\right). \quad (13)$$

由于相机的积分时间短, 因此在低频微振动干扰下, 可以将相机曝光时间内造成最大像移段的正弦振动近似认为是线性振动, 那么低频正弦振动对图像的 MTF 的影响为

$$\text{MTF}(f) = \text{sinc}(\pi f d_{\max}), \quad (14)$$

其中,  $f$  为归一化空间频率.

## 5.2 高频微振动对图像影响分析

假设高频微振动为  $x = A \cos(\theta)$ , 则在曝光时间内产生的像移量为高频微振动响应峰 - 峰值位移  $2A$ , 高频振动引起的 MTF 变化为

$$\text{MTF}(f) = \left| \frac{1}{\pi} \int_{-A}^A \frac{\exp(-j2\pi f x)}{\sqrt{A^2 - x^2}} dx \right|. \quad (15)$$

利用 Bessel 等式

$$J_0(\eta) = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} \exp(-j\eta \cos(\theta)) d\theta, \quad (16)$$

其中,  $J_0(\eta)$  为零阶 Bessel 函数. 式 (15) 可简化表示为

$$\text{MTF}(f) = |J_0(2\pi f A)|. \quad (17)$$

## 5.3 GF-4 相机光机与振动集成仿真分析

GF-4 相机主体有限元模型由壳、梁及体 3 种类型的单元组成, 以壳单元与梁单元为主, 部分螺钉连接处用多点约束连接进行模拟. 整机模型共有 677490 个节点, 885190 个单元, 1160 个多点约束, 阻尼隔振组件近似为梁单元, 并按实际情况放开端部对应旋转自由度, 以模拟铰接, 有限元模型如图 7.

由动量轮和制冷机的扰振动频谱 (图 3, 4) 可知, 制冷机的扰振动是以 50 Hz 为基频的一系列谐波信号, 动量轮的扰振动分布在 20~400 Hz. GF-4 卫星上采用了 0.5 和 0.1 Nm 两种规格的动量轮, 扰振力测试结果如表 1 所示; 采用了一型脉冲管制冷机, 其在 50 和 80 W 输入功率的工况下, 扰振力测试结果如表 2 所示.

将相机模型和扰振源特性参数输入集成模型仿真软件进行计算, 得到相机光轴角振动振幅为  $0.06''$ , 其低频微振动导致 MTF 下降量为 6.73%, 高频微振动导致 MTF 下降量为 11.09%, 不满足对图像质量的要求. 因此, 需要采取微振动抑制措施对微振动进行抑制.



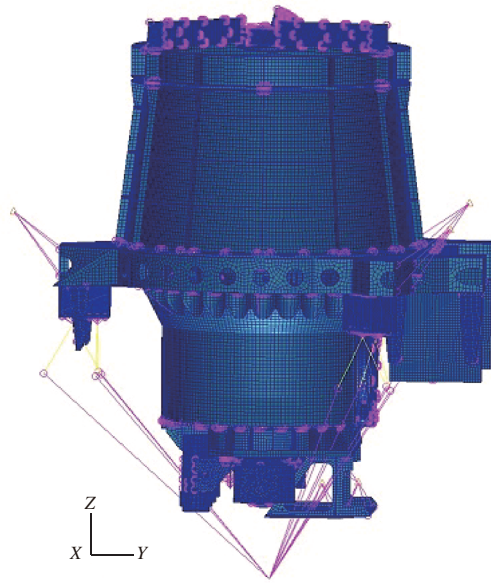


图 7 (网络版彩图) GF-4 相机整机有限元模型

Figure 7 (Color online) The finite element model of the GF-4 camera

表 1 动量轮扰振力测试结果 (峰 - 峰值)

Table 1 Test results of vibration force of momentum wheel

Specification of momentum wheel (Nm)	X (N)	Y (N)	Z (N)
0.5	5.763	4.987	10.343
0.1	2.955	3.214	2.560

表 2 制冷机扰振力测试结果 (峰 - 峰值)

Table 2 Test results of micro vibration of a cryocooler

Power (W)	X (N)	Y (N)	Z (N)
50	2.797	1.837	5.442
80	3.463	2.375	6.567

## 6 GF-4 微振动抑制方法

为了抑制星上活动部件的微振动对光学遥感相机成像质量的影响,对微振动源或者微振动敏感部组件采取减隔振措施是有效的技术手段. Bronowicki<sup>[3]</sup>为 James Webb 天文望远镜设计了一套基于碳纤维复合材料阻尼梁的被动减隔振系统,仿真分析和模拟实验表明,减隔振系统可以将飞轮和制冷机的振动影响降低至  $10^{-3}$  角秒量级. James Webb 天文望远镜发射日期一再推迟,最新计划 2020 年发射. Honeywell 公司针对光学遥感载荷开发了一种主被动一体的 MVIS-II 隔振器<sup>[5]</sup>,并在 2006 年发射的 TacSat-2 卫星取得成功应用.在国内,资源一号 04 星为了抑制红外扫描镜扰振对 CCD 相机的成像影响,在红外相机与卫星的安装界面处增加了隔振装置<sup>[20]</sup>,地面实验表明,两个主要扰振频率分量分别得到了 96% 与 98% 的衰减.被动隔振和阻尼减振由于系统简单、可靠性高,仍然是解决微振动问题首先考虑的方案.

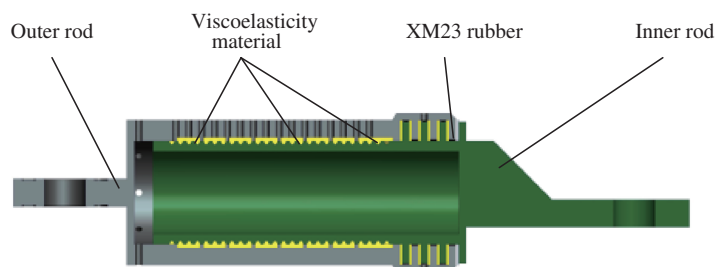


图 8 (网络版彩图) 阻尼杆组成  
Figure 8 (Color online) Damping bar assembly

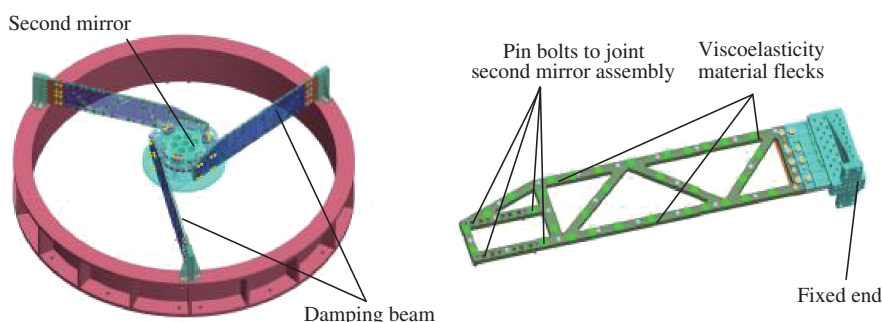


图 9 (网络版彩图) 次镜支撑阻尼梁  
Figure 9 (Color online) Damping beam to support secondary mirror

GF-4 针对微振动抑制, 主要采取了如下 3 项措施: (1) 对卫星和相机进行了一体化优化设计; (2) 对相机及微振动源的安装位置进行合理布局, 使微振动源的安装位置尽量避开卫星整体结构的振型波峰; (3) 在相机与卫星之间增加阻尼杆系进行减振和隔振, 在次镜支撑杆上增加阻尼. 由于篇幅所限, 本文重点介绍第 3 项措施.

阻尼杆系包括 12 根阻尼杆, 杆系的位置和角度根据相机的质量特性进行充分的优化. 每一根阻尼杆包括内连杆和外连杆, 内外连杆之间注入聚氨酯胶作为阻尼耗能材料, 如图 8 所示. 阻尼杆在振动过程中, 内外连杆产生相对运动, 聚氨酯胶受力发生剪切变形, 由于其本身具有粘弹性特性, 在剪切变形过程中会将一部分机械能转化为热能耗散掉, 从而达到增加系统阻尼的效果. 另外, 次镜是微振动最为敏感的光学元件, 所以在次镜的 3 个支撑梁上也采取了增加了阻尼的措施, 如图 9 所示.

由于阻尼杆系的设计, 需要全面考虑卫星结构频率与相机频率的耦合、发射环境的承受能力等多种因素, 不能将频率设计的过低, 进行综合考虑和优化后, 将阻尼杆系的前 4 阶基频设计为 39.8, 40.4, 51.1, 65.0 Hz. 阻尼杆系的基频设置, 对于低频扰振动没有抑制效果, 但对于高次谐波振动具有显著的抑制效果. 图 10~12 所示分别为采取振动抑制措施前后, 主光学系统相对于相机安装面在  $X$ ,  $Y$ ,  $Z$  3 个方向的传递率仿真曲线. 在 100 Hz 处  $X$ ,  $Y$ ,  $Z$  方向主光学系统的振幅分别降至隔振前的 2.2%, 3.5%, 1.4%.

## 7 在轨成像验证情况

GF-4 卫星于 2015 年 12 月 29 日成功发射, 2016 年 1 月 4 日首次进行在轨成像测试. 在轨测试期间, 分别获取了制冷机启动前后的可见光全色图像, 开展了制冷机微振动抑制效果的在轨成像实验

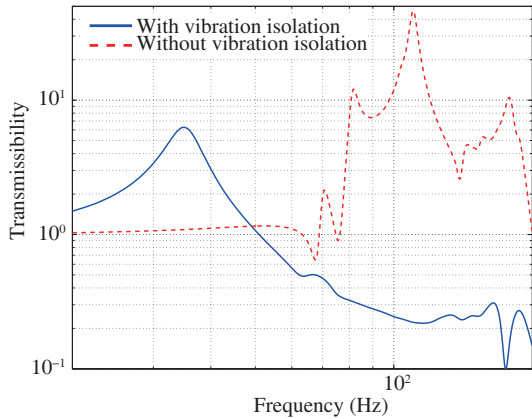


图 10 (网络版彩图) 采取阻尼桁架隔振前后主光学系统 X 方向的传递率曲线

Figure 10 (Color online) Comparison of transmissibility curves of the main optical system in X direction

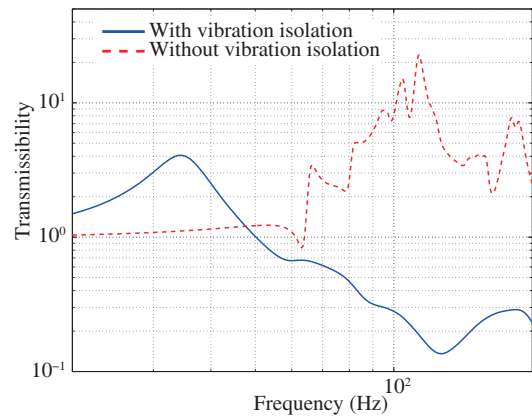


图 11 (网络版彩图) 采取阻尼桁架隔振前后主光学系统 Y 方向的传递率曲线

Figure 11 (Color online) Comparison of transmissibility curves of the main optical system in Y direction

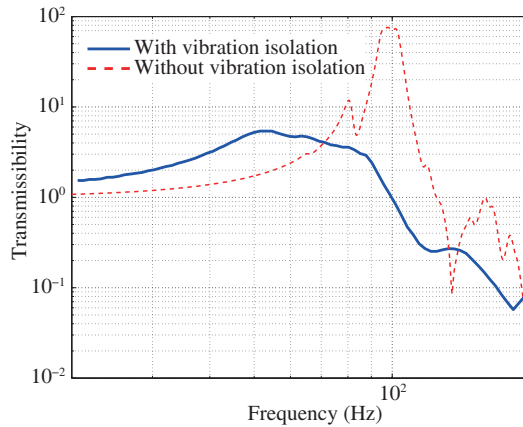


图 12 (网络版彩图) 采取阻尼桁架隔振前后主光学系统 Z 方向的传递率曲线

Figure 12 (Color online) Comparison of transmissibility curves of the main optical system in Z direction

证, 分析微振动对系统动态 MTF 的影响. 经分析可知, 系统动态 MTF 在制冷机启动前为 0.113, 启动后为 0.112, 二者相差仅仅为 0.1%, 微振动对系统成像影响得到有效控制. 这充分证明了 GF-4 卫星的微振动抑制方法合理, 措施有效. 在轨微振动验证实验选取的 MTF 分析图像如图 13 所示, 图像层次分明, 纹理清晰.

## 8 结论

GF-4 卫星是世界首颗地球同步轨道高分辨率光学成像遥感卫星, 其特点之一就是轨道高度高, 易受到微振动影响, 对星上微振动环境的要求非常苛刻. 本文对星上的动量轮与制冷机两种主要微振动源进行了分析和测试, 得出微振动源的微振动特性. 针对地球同步轨道可见红外一体化光学遥感卫星, 建立了光机结构与微振动的耦合集成仿真模型, 采用结构优化, 以及减振和隔振相结合的方法对星上

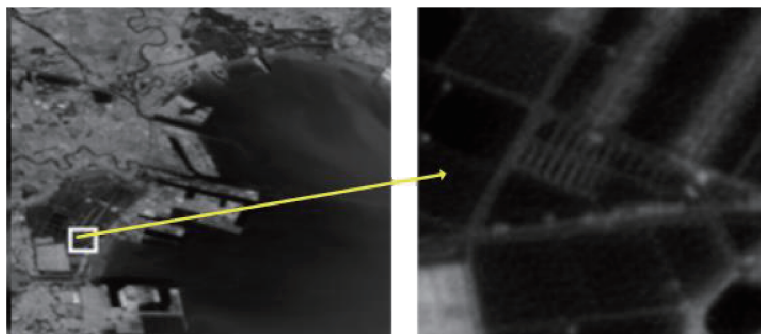


图 13 (网络版彩图) 在轨 MTF 验证分析图像

Figure 13 (Color online) Example image to verify the MTF in orbit

的微振动进行抑制. 经仿真分析、地面实验, 以及在轨验证, 均表明了本文所采用的振动抑制方法的有效性, 保证了 GF-4 卫星的在轨成像质量.

#### 参考文献

- 1 Li G, Kong X L, Liu F J, et al. GF-4 satellite remote sensing technology innovation. *Spacecraft Recovery Remote Sens*, 2016, 37: 7–15
- 2 Feng H, Deng Q, Song Z Z, et al. Analysis of the simulation model based on remote sensing imaging under vibration. *Opto-Electron Eng*, 2013, 40: 1–7
- 3 Bronowicki A J. Vibration isolator for large space telescopes. *J Spacecraft Rockets*, 2006, 43: 45–53
- 4 Zhang Q J, Wang G Y, Zheng G T. Micro-vibration attenuation methods and key techniques for optical remote sensing satellite. *J Astronautics*, 2015, 36: 125–132
- 5 McMickell M B, Kreider T, Hansen E, et al. Optical payload isolation using the miniature vibration isolation system (MIVS-II). In: *Proceedings of SPIE*, 2007
- 6 Li L L, Wang D, Xu J, et al. Influence of micro-vibration of flywheel components on optical axis of high resolution optical satellite. *Opt Precis Eng*, 2016, 24: 2515–2522
- 7 Bai S J, Tang S F, Nie Y S, et al. Investigation of microvibration of space cryocoolers. *Spacecraft Recovery Remote Sens*, 2013, 34: 51–56
- 8 Yang B Y, Wu Y N. Adaptive control system for vibration harmonics of cryocooler. In: *Proceedings of SPIE*, 2013
- 9 Howard J M, Kong H. Optical modeling activities for the James Webb space telescope (JWST) project: the linear optical model. In: *Proceedings of SPIE*, 2004
- 10 Hydea T T, Kong Q H, Howard J M, et al. Integrated modeling activities for the James Webb space telescope: optical jitter analysis. In: *Proceedings of SPIE*, 2004. 588–600
- 11 Johnston J D, Howard J M, Mosier G E, et al. Integrated modeling activities for the James Webb space telescope: structural-thermal-optical analysis. In: *Proceedings of SPIE*, 2004. 600–611
- 12 Basdogan I, Elias L M, Dekens F, et al. Predicting the optical performance of the space interferometry mission using a modeling, testing, and validation methodology. *J Vib Acoust*, 2007, 129: 148–157
- 13 Yu D Y, Wang Y Y, Qu G J. Research on seismic response analysis of remote sensing satellite. In: *Proceedings of Conferences for Professional Committee of Spacecraft System Engineering Chinese Society of Astronautics*, 2004. 22–28
- 14 Zhu J Q, Sha W, Chen C Z, et al. Frequency response of imaging quality by micro-vibration for large-aperture space-borne telescope. *Opt Precis Eng*, 2016, 24: 1118–1127
- 15 Lee D O, Yoon J S, Han J H. Development of integrated simulation tool for jitter analysis. *Int J Aeronaut Space Sci*, 2012, 13: 64–73
- 16 Wang Y, Wang B, Liu S P, et al. Analysis of effect of cryocooler's micro-vibration on MTF for space infrared remote sensing camera. *Spacecraft Recovery Remote Sens*, 2015, 36: 61–68

- 17 Zhang H, Li S Q, Liu S P, et al. An analysis method of effect of cryocooler microvibration on space camera imaging. *J Astronautics*, 2017, 38: 1226–1233 [张恒, 李世其, 刘世平, 等. 一种影响空间相机成像的制冷机微振动分析方法. *宇航学报*, 2017, 38: 1226–1233]
- 18 Zhang B W, Wang X Y, Hu Y L. Integrated analysis on effect of micro-vibration on high resolution space camera image. *Spacecraft Recovery Remote Sens*, 2012, 33: 60–66
- 19 Wang H J. Research on space camera image degradation included by micro-vibration. Dissertation for Ph.D. Degree. Xi'an: Xi'an Institute of Optics and Precision Mechanics, Chinese Academy of Sciences, 2013
- 20 Guan X, Wang G Y, Liang L, et al. Experimental demonstration of low frequency isolation system for high resolution optical payload. *Spacecraft Recovery Remote Sens*, 2011, 32: 53–61

## Influence of micro-vibration on the image quality of a GEO remote sensor

Dengyun YU<sup>1</sup>, Minlong LIAN<sup>2</sup>, Feng ZHOU<sup>2</sup>, Shaojun BAI<sup>2</sup> & Zhijun LU<sup>2\*</sup>

1. *China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100048, China;*

2. *Beijing Institute of Space Mechanics and Electricity, Beijing 100094, China*

\* Corresponding author. E-mail: luzhijun1992@163.com

**Abstract** GF-4 satellite is the first geosynchronous orbit high-resolution optical remote sensing satellite in China. Given that a geosynchronous orbit is 70 times as high as a sun-synchronous orbit, the geosynchronous optical remote sensing satellite has a stringent requirement of micro-vibration, which is almost two orders of magnitude smaller than that of a low-orbit satellite. On the basis of research on the characteristics of on-board disturbance sources, such as the momentum wheel and cryocooler, an integrated model of opto-mechanical and micro-vibration is first developed for geosynchronous visible and infrared integrated satellite in this paper. A micro-vibration suppression method based on structural optimization, vibration reduction, and vibration isolation is proposed, which has been proved to effectively suppress the in-orbit micro-vibration of the geosynchronous high-resolution optical remote sensor and lays the foundation for GF-4 to obtain excellent images.

**Keywords** micro-vibration, geosynchronous orbit, vibration isolation, opto-mechanical analysis, image quality



**Dengyun YU** was born in 1961. He received his Ph.D. degree from Beihang University in 2008. Currently, he is a senior researcher at China Aerospace Science and Technology Corporation. His research interests include spacecraft system engineering, applied theory research and software development, system dynamics, and control simulation.



**Minlong LIAN** was born in 1981. He received a master's degree from China Academy of Space Technology in 2007. Currently, he is a senior engineer at Beijing Institute of Space Mechanics and Electricity. His research interests include remote sensor system design, infrared optical system design, and spacecraft system engineering.



**Shaojun BAI** was born in 1982. He received his Ph.D. degree from Harbin Institute of Technology in 2010. Currently, he is a senior engineer at Beijing Institute of Space Mechanics and Electricity. His research interests include spacecraft dynamics, vibration control, and remote sensor system design.



**Zhijun LU** was born in 1992. He received a master's degree from China Academy of Space Technology in 2018. Currently, he is an assistant engineer in Beijing Institute of Space Mechanics and Electricity. His research interests include remote sensor system design, remote sensing image stabilization, and spectral imaging technology.