

适用于大型空间载荷的微振动数据处理方法

崔浩东^{1,2,3}, 刘宝禄^{1,2}, 许明明^{1,2*}, 窦江培^{1,2}

(1. 中国科学院南京天文光学技术研究所; 2. 中国科学院天文光学技术重点实验室(南京天文光学技术研究所);
南京 210042; 3. 中国科学院大学, 北京 100049)

摘要: 为解决大型空间载荷地面微振动测试中多传感器数据的变换合成问题, 依托中国巡天空间望远镜(CSST)空间星冕仪载荷的测试工作, 文章提出一种微振动数据处理算法: 通过简易的坐标变换, 将星冕仪载荷与卫星接口处的多传感器测量数据由传感器本体坐标系变换至参考坐标系下; 以传感器的测量数据为输入, 采用空间力合成理论计算得到载荷质心处六分量形式($F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z$)的受力情况。为验证该算法中空间力合成理论的有效性, 搭建了四传感器结构的简易测力台, 与经标定的测力台测量同一振源。结果表明, 三向力均方根(RMS)相对误差在4%以内, 三向力矩RMS误差在8%以内。该算法可用于大型空间载荷微振动测试中的数据处理, 指导并验证微振动隔振设计。

关键词: 星冕仪载荷; 微振动; 微振动测试; 力合成理论; 多步坐标变换

中图分类号: V416.2

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2025)02-0128-08

DOI: [10.12126/see.2024085](https://doi.org/10.12126/see.2024085)

Micro-vibration data processing method for large space payloads

CUI Haodong^{1,2,3}, LIU Baolu^{1,2}, XU Mingming^{1,2*}, DOU Jiangpei^{1,2}

(1. Nanjing Institute of Astronomical Optics & Technology, Chinese Academy of Sciences; 2. CAS Key Laboratory of Astronomical Optics & Technology, Nanjing Institute of Astronomical Optics & Technology; Nanjing 210042, China; 3. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: To address the challenge of multi-sensor data transformation and synthesis in ground-based micro-vibration testing of large space payloads, an algorithm for micro-vibration data processing was proposed based on the testing of the coronagraph payload of the Chinese Space Station Telescope (CSST). The algorithm used a simple coordinate transformation to convert multi-sensor measurement data at the interface between the coronagraph payload and the satellite from the sensor's local coordinate systems to a common reference frame. Utilizing the transformed sensor data as input, the algorithm then applied spatial force synthesis theory to calculate the six-component force and moment ($F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z$) at the payload's center of mass. To verify the effectiveness of the spatial force synthesis theory used in the algorithm, a simplified force measurement platform with four sensors was constructed and compared with a calibrated force measurement platform, both measuring the same vibration source. The results show that the relative root-mean-square (RMS) error of the three-axis forces is within 4%, and the RMS error of the three-axis moments is within 8%. This algorithm can be used for data processing in micro-vibration testing of large space payloads and serves as a tool for guiding and validating micro-vibration isolation design.

Keywords: coronagraph payload; micro-vibration; micro-vibration testing; force synthesis theory; multi-step coordinate transformation

收稿日期: 2024-08-09; 修回日期: 2025-04-08

基金项目: 中国载人航天工程巡天空间望远镜专项(编号: CMS-CSST-2021-A11, CMS-CSST-2021-B04); 国家自然科学基金-天文联合基金项目(编号: U2031210); 国家自然科学基金-重大仪器研制项目(编号: 11827804)

引用格式: 崔浩东, 刘宝禄, 许明明, 等. 适用于大型空间载荷的微振动数据处理方法[J]. 航天器环境工程, 2025, 42(2): 128-135

CUI H D, LIU B L, XU M M, et al. Micro-vibration data processing method for large space payloads[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2025, 42(2): 128-135

0 引言

卫星上光学载荷对来自陀螺仪和制冷机等部件工作时产生的微振动非常敏感,尤其是在其长时间凝视曝光时,幅值过大的微振动会造成图像模糊、扭曲,严重影响成像质量^[1]。近年来国内外卫星光学系统性能指标不断提升,对微振动环境的要求也愈发严苛^[2]。为了更准确地评估空间载荷的微振动隔振设计,需要优化地面测试方案和配套的数据处理算法。按照被测对象的层级,卫星发射前的微振动测试可以分为振源单机测试、整星测试和载荷模块测试。

对于制冷机和动量轮等小体积振源,为了从源头了解、控制其微振动,普遍需要进行振源单机测试。这类测试在振源及配套隔振系统单机设计阶段就能够开展,测试设备一般直接采用小型传感器^[3-4]或测力平台^[5-6],成本低、易实施,且数据处理过程相对容易,但无法反映振源对载荷结构的影响;同时,为减少输入参数,一般会忽略振源高度带来的影响,这一简化在降低数据采集系统成本的同时,也由于实际合成目标点与质心坐标的偏差而导致测量结果存在一定误差。

整星微振动测试是在卫星完全集成装配后进行,一般依靠直接在敏感位置处安装传感器或采用光机联合测试手段获取微振动数据,但这种大型试验成本高、牵涉部门多,若在整星测试阶段发现问题往往为时已晚^[7]。因此整星层面的微振动测试一般不会参与指导设计,而是用于验证和校准仿真模型,并与实际在轨测试数据对比分析。

载荷模块测试作为介于单机测试和整星测试之间的阶段性测试,既有一定程度的便捷性和灵活性,又能够反映单机振源对载荷结构的影响,对验证和指导微振动隔振设计有重要意义。但由于现有测力台的物理限制,直接采用单机测试方法进行模块测试会导致结构耦合等问题^[8],影响测量精度。

依托中国巡天空间望远镜星冕仪载荷的微振动隔振设计和地面测试工作,在新设计测量方案的基础上,本文提出一种适用于大型空间载荷的微振动数据处理方法,以解决该类型测试中传感器安装位置和姿态灵活所带来的数据处理工作量大、变换

合成步骤复杂的问题:通过坐标变换将多个传感器测量数据转换至参考坐标系下,并利用空间力合成理论计算得到星冕仪载荷质心处的受力情况,从而获得载荷整体微振动数据。通过搭建简易测力台,并与经标定的测力台测量同一振源,来验证该方法的有效性。

1 载荷模块地面微振动测试方案

中国巡天空间望远镜的星冕仪载荷由可见光模块和近红外模块两部分组成,由于模块在工作时,其搭载的制冷机会产生微振动,所以前期已经设计制造了专用的制冷机隔振器^[9-10]。为检验该隔振器在星冕仪工作环境下的隔振效果,需要对星冕仪载荷进行微振动测试。

星冕仪载荷可见光模块的尺寸为 900 mm×830 mm×300 mm,近红外模块的尺寸为 1050 mm×750 mm×680 mm,而目前市面上的测力平台台面尺寸普遍在 400 mm 以下,显然星冕仪两个模块的尺寸均超出了现有测力台的台面包络范围;并且由于两个模块规模较大,故存在与测力台结构耦合的问题,使用现有测力台进行测量会进一步放大误差^[11]。因此采用了在载荷上与卫星接口处安装三向力传感器(Kistler 9367C)的测量方案,将采集的每个接口的微振动数据利用本文所提算法合成至载荷质心位置,从而获得载荷整体微振动数据。载荷模块地面微振动测试的工作流程见图 1。

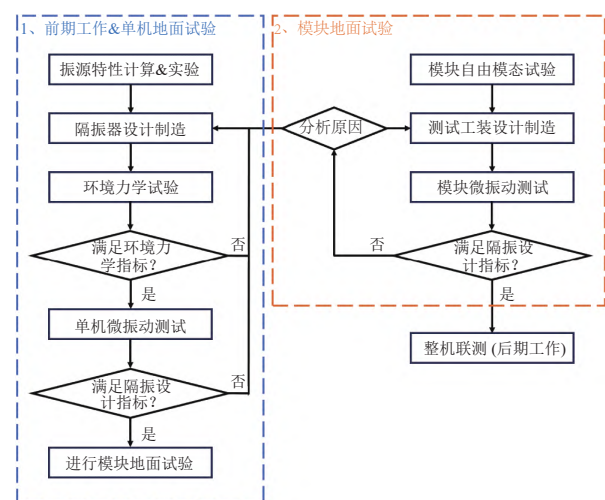


图1 载荷模块地面微振动测试工作流程

Fig. 1 Workflow of ground-based micro-vibration testing for payload modules

2 原始数据的预处理

在进行载荷模块地面微振动测量时,传感器安装在载荷与卫星舱壁的接口处。为减小耦合,设计了传感器工装使所有传感器与模块本体坐标系处于正交姿态。这种传感器布置方式有利于获得接口处准确的微振动数据,但由于多个传感器安装姿态不一致,导致难以计算载荷模块整体微振动数据。因此,需要先将不同姿态的传感器测量数据变换到同一坐标系下。

2.1 基本原理

对于采用 n 个传感器的情况,整个测量系统中涉及的坐标系共有 $n+1$ 个,其关系如图 2 所示。其中: $Oxyz$ 为参考坐标系,一般直接使用设计载荷时采用的本体坐标系;其他 n 个坐标系即 $O_1x_1y_1z_1 \sim O_nx_ny_nz_n$ 分别对应各传感器自身的坐标系,这些坐标系的姿态决定了各传感器测量数据的方向。

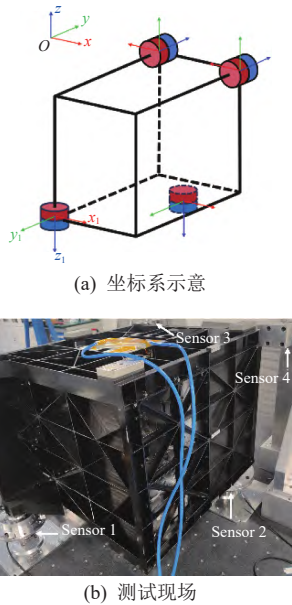


图 2 参考坐标系和传感器坐标系的相对位置关系

Fig. 2 Relative position relationship between the reference coordinate system and the sensor coordinate system

由于采集过程中 n 个传感器同时工作,在任意时刻 t ,编号为 i 的传感器的测量数据可表示为

$$F_{it} = [F_{xi} \ F_{yi} \ F_{zi}]^T. \quad (1)$$

式 (1) 包含了在 t 时刻传感器 i 采集到的三向力数据,将其变换到参考坐标系下,有

$$F_{it_{ref}} = M_i[F_{xi} \ F_{yi} \ F_{zi}]^T, \quad (2)$$

式中, M_i 为 3×3 旋转矩阵,采用不同的 M 对所有传感器的全部时域数据进行变换,即可获得参考坐标系下的各接口处的微振动数据。一般情况下,

$$M = R_x R_y R_z, \quad (3)$$

式中, R_x 、 R_y 、 R_z 分别为由传感器坐标系按 $z-y-x$ 顺序旋转至参考坐标系时分别绕 x 、 y 、 z 三轴旋转的变换矩阵:

$$R_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi & \cos\phi \end{bmatrix}, \quad R_y = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix},$$

$$R_z = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (4)$$

其中 ϕ 、 θ 、 ψ 分别为绕 x 、 y 、 z 三轴旋转角度。

2.2 变换算法的实现

虽然式 (3) 和 (4) 可以满足理论上的计算要求,但在实际工程应用中直接采用这 2 个公式进行计算则会出现两个问题:一是式 (4) 中参数为绕坐标轴旋转的角度,不易测量和应用;二是对于所有不同姿态的传感器坐标系和参考坐标系都需要单独计算变换矩阵,工作量很大。

对于问题一,注意到测量中涉及的坐标系均为处于正交姿态的右手系,因此,所有涉及的坐标系姿态种类有且仅有 24 种,如图 3 所示,其中 x 、 y 、 z 轴分别标为红、绿、蓝色。同时,由于正交关系,式 (4) 中 ϕ 、 θ 、 ψ 的取值均限定为 0° 、 90° 、 180° 和 270° ,所以可先计算几个特定的旋转矩阵再进行变换,避免每次计算都对 ϕ 、 θ 、 ψ 的值进行测量。

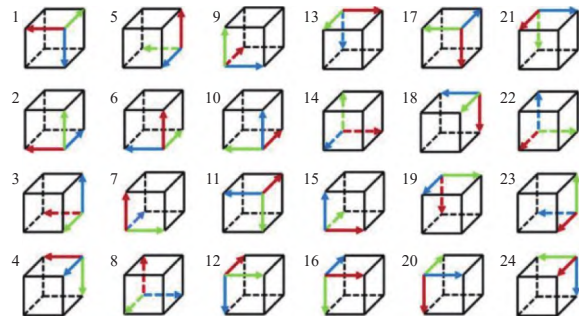


图 3 三维空间中所有坐标系姿态

Fig. 3 All coordinate attitudes in three-dimensional space

对于问题二,即使考虑到只有 24 种坐标系姿态,直接进行两两之间的变换也需要预先计算和存储 $24^2=576$ 个矩阵,这大大提高了算法的实现和后

续维护工作难度, 为此, 本文提出了以下 2 种变换算法。

2.2.1 两步变换算法

两步变换算法采用一个中间坐标系作为过渡, 对于在坐标系 O_{xyz} 下坐标为 $[F_{xi} F_{yi} F_{zi}]^T$ 的向量, 其在参考坐标系下的坐标可以表示为式 (2), 引入过渡坐标系 $O_{x_j y_j z_j}$, 式 (2) 可改写为

$$F_{i_{ref}} = M_j M_{ij} [F_{xi} F_{yi} F_{zi}]^T, \quad (5)$$

式中: M_{ij} 为坐标系 $O_{x_j y_j z_j}$ 变换至 $O_{x_i y_i z_i}$ 的变换矩阵; M_j 为坐标系 $O_{x_j y_j z_j}$ 变换至参考坐标系的变换矩阵。

使用两步变换算法, 需要提前计算和储存的变换矩阵仅有 M_{ij} 和 M_j 。由于无论传感器坐标系和参考坐标系如何变化, 总能选择固定的 $O_{x_j y_j z_j}$ 作为过渡, 所以需要计算和存储的矩阵总数下降为 48 个; 但相应地, 在处理数据的过程中, 原本调用预先存储的矩阵进行一次乘法运算即可完成的计算现在则需要两次, 从而影响了计算的速度, 这部分将在 2.3 节进行分析。

2.2.2 多步变换算法

为进一步优化需要提前计算和存储的矩阵数目, 注意到图 3 中所有坐标系姿态都可以从一个固定的坐标系 $O_{x_j y_j z_j}$ 经过绕 x 轴旋转 $\pm 90^\circ$ 、绕 y 轴旋转 $\pm 90^\circ$ 和绕 z 轴旋转 $\pm 90^\circ$ 变换得到, 记这 6 种变换分别为 $M_x, M_x', M_y, M_y', M_z, M_z'$, 如果有坐标系的排列方式

$$\begin{cases} O_{1x_1y_1z_1} \\ O_{2x_1y_1z_1} \\ \vdots \\ O_{23x_{23}y_{23}z_{23}} \\ O_{24x_{24}y_{24}z_{24}} \end{cases} \quad (6)$$

满足

$$\begin{cases} v_2 = M_{A1} v_1 \\ v_3 = M_{A2} v_2 \\ \vdots \\ v_{24} = M_{A23} v_{23} \\ v_1 = M_{A24} v_{24} \end{cases}, \quad (7)$$

其中, $M_{A_i} \in \{M_x, M_x', M_y, M_y', M_z, M_z'\}$, v_i 为向量 v 在坐标系 $O_{x_i y_i z_i}$ 下的坐标表示, 则通过式 (7) 可以描述在任意两坐标系之间的变换。

满足式 (7) 的组合有多种, 本文仅选取其中一种进行介绍。

图 3 中坐标系按照编号 1~24 进行排列, 即组成一个满足式 (7) 的组合, 对于这个排列, 有

$$M_{A_i} \in \{M_x, M_x', M_y, M_y', M_z, M_z'\}. \quad (8)$$

在此基础上采用多步变换算法, 见图 4。

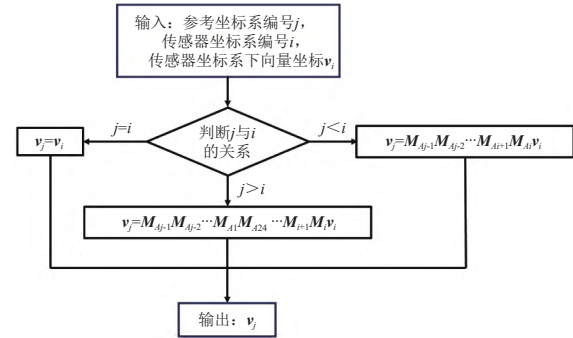


图 4 多步变换算法

Fig. 4 Multi-step transformation algorithm

理论上, 使用多步变换算法只需要预先计算并存储 $M_x, M_x', M_y, M_y', M_z, M_z'$ 中的 3 个矩阵即可, 但为使变换方法具有一定规律性而方便应用, 本节中采用了包含 4 个矩阵的排列方式。尽管多步变换算法在预先计算和存储的矩阵数量方面进行了优化, 但也增加了数据处理过程中的计算量, 这一影响也将在 2.3 节中进行分析。

2.3 算法对比与分析

如果不考虑参考坐标系和传感器坐标系重合的情况, 那么采用直接变换算法需要 1 次计算, 两步变换算法需要 2 次, 而多步变换算法需要 1~23 次。在相同软硬件环境下, 采用 3 种算法的运算效率对比如表 1 所示, 其中多步变换算法的总运行时间取最复杂情况, 即计算 23 次的总时间。可见: 直接变换、两步变换和多步变换 3 种算法需要预先计算存储的矩阵数量依次减少, 而处理数据时的计算量和计算时间相应增加。考虑到计算次数增加导致的总运行时间增加为 μs 级, 在整个数据处理过程中几乎没有影响, 因此采用多步变换算法, 通过增加计算次数显著降低存储内容更为合适。

表 1 3 种算法对比

Table 1 Comparison of three algorithms

项目	直接计算	两步变换	多步变换
需要预先计算存储的矩阵个数	576	48	3~6
处理时计算次数	1	2	1~23
总运行时间/ μs	4.0	4.6	226.3

3 空间力合成理论

利用第 2 章的算法获得参考坐标系下的传感器数据后,为获得模块质心处的合力及合力矩数据,需要进一步进行空间力合成计算^[12]。

在 t 时刻,传感器 i 采集到的三向力数据变换到参考坐标系下可表示为

$$\mathbf{F}_{i_{ref}} = [F_{rx_i} \ F_{ry_i} \ F_{rz_i}]^T. \quad (9)$$

设传感器 i 的坐标为

$$\mathbf{P}_i = (x_i, y_i, z_i), \quad (10)$$

载荷模块质心坐标为

$$\mathbf{P}_0 = (x_0, y_0, z_0). \quad (11)$$

则 $\mathbf{F}_{i_{ref}}$ 在质心处产生的扰动力为

$$\mathbf{F}_i = [F_{rx_i} \ F_{ry_i} \ F_{rz_i}]^T, \quad (12)$$

扰动力矩为

$$\mathbf{M}_i = \mathbf{r} \times \mathbf{F}_{i_{ref}}, \quad (13)$$

其中 $\mathbf{r} = \mathbf{P}_0 \mathbf{P}_i = (x_i - x_0, y_i - y_0, z_i - z_0)$ 。

由式 (12) 和式 (13) 可得,传感器 i 采集到的扰动力在质心处的扰动为

$$\mathbf{F}_{0i} = [\mathbf{F}_i \ \mathbf{M}_i]^T. \quad (14)$$

鉴于空间载荷的微振动量级很低,测试时结构处于小变形范围内,符合线性叠加原理,此时质心处的总扰动为

$$\mathbf{F}_T = \left[\sum_{i=1}^n \mathbf{F}_i \quad \sum_{i=1}^n \mathbf{M}_i \right]. \quad (15)$$

对每一个时间点 t 计算对应的 \mathbf{F} 值,即可获得质心扰动力的时域数据。

4 实验验证

4.1 实验简介

为验证空间力合成理论在微振动测试中的有效性,采用 4 个与星冕仪微振动测试中相同型号的传感器搭建一个测力平台,用于测量稳态振源的微振动;应用式 (9)~(13) 对测量数据进行处理,得到三方向力和力矩分量输出;将计算结果与现有测力台测量相同振源的结果进行比较,计算相对误差。为确保不引入额外误差,分别在两个测力台上测量相同振源(附带转接工装)的振动,采集参数的设置相同,各采集 4 组数据,取其平均值作为输出结果。由于星冕仪采用 8~300 Hz 频段内均方根(RMS)

值作为微振动验收指标,所以本实验亦采用 RMS 值作为主要验证指标,同时考察六分量输出的频谱并计算测量频率及峰值的相对误差。

图 5 所示为实验搭建的测力平台,4 个传感器采用正方形阵列布置,两相邻传感器中心距为 200 mm。作为参考标准的测力台如图 6 所示,其型号为 Kistler 9255C,主要技术参数见表 2。

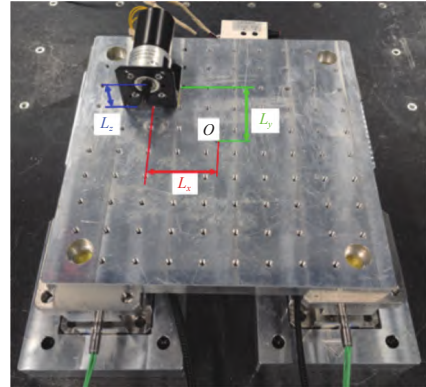


图 5 实验用测力平台(附带振源)

Fig. 5 Experimental force measurement platform with vibration source

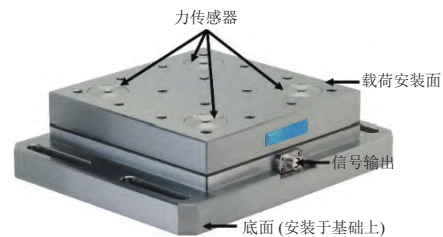


图 6 Kistler 9255C 测力台

Fig. 6 Kistler 9255C measurement platform

表 2 Kistler 9255C 主要技术指标

Table 2 Main technical indicators of Kistler 9255C

指标名称/单位	方向	数值
测量范围/kN	F_x, F_y	-30~30
	F_z	-10~60
标定范围/kN	F_x, F_y	0~30
	F_z	0~60
标定部分范围/kN	F_x, F_y	0~3
	F_z	0~6
过载/kN	F_x, F_y	-36, 36
	F_z	-12, 72
阈值分辨率/N		<0.01
灵敏度/(pC·N ⁻¹)	F_x, F_y	≈-7.9
	F_z	≈-3.9
线性度(所有范围)/%FSO		[-0.5, +0.5]
滞后(所有范围)/%FSO		≤0.5
串扰/%	$F_z \rightarrow F_x, F_y$	[-1, +1]
	$F_x \rightarrow F_y$	[-2, +2]
	$F_x, F_y \rightarrow F_z$	[-2, +2]

振源为偏心转子, 其基频为 85.5 Hz, 安装于测力台面偏心位置, 其质心与测力台中心 O 的距离为: $L_x=L_y=62.5$ mm, $L_z=25.0$ mm。由于本实验旨在进行理论验证, 无需高精度测量, 故被测转子采取了开环控制策略。

实验中选择测量平台的上台面中心点作为合成后力与力矩的输出点, 9255C 可以直接输出待测的六分量数据 ($F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z$), 而搭建的实验平台则需要采集 4 个传感器的数据并对其进行变换和合成, 具体计算过程见图 7, 实验中 4 个传感器的 12 通道原始输出数据见图 8。

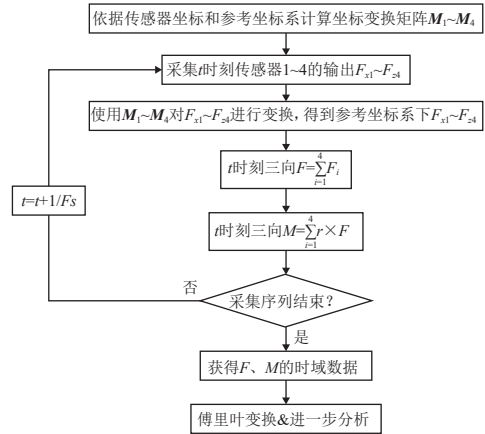


图 7 实验用测力平台的测量数据计算过程
Fig. 7 Data calculation process of experimental force measurement platform

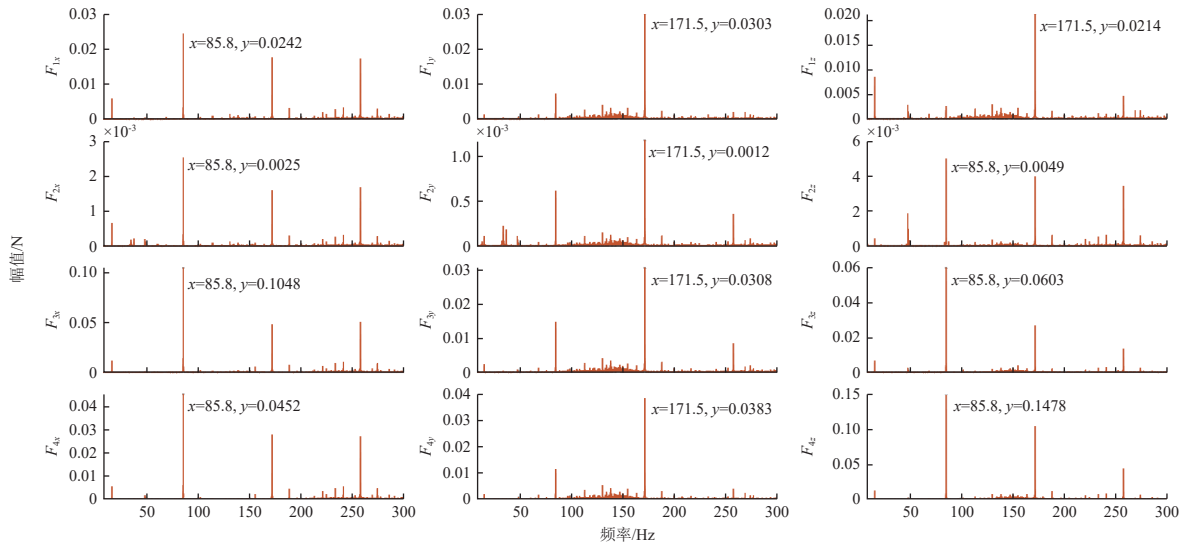


图 8 四传感器输出原始数据(经傅里叶变换)
Fig. 8 Raw output of the four sensors via Fourier transform

4.2 结果及分析

两个测力台输出的六分量数据经 8~300 Hz 滤波后如图 9 所示, 可见各个方向扰动力频率集中在转子转动的基频、二倍频和三倍频处, 6 个通道峰值相对标准测力台的测量误差见表 3。

对于振动频率, 本实验所搭建的测力台配合本文所提算法能完全满足测量要求, 测量结果误差在 1% 以内, 6 个通道的振动频率可以很好地反映在频谱图上; 但对于单个频点的峰值, 目前的测量系统存在较大误差, 这主要是由于转子振源采用开环控制, 转速不稳定所致。以六分量中的 M_z 输出为例, 图 10 给出了 Kistler 9255C 上 M_z 的输出, 4 次测量中, 转子在三倍频处的振幅测量值的离散系数达到 0.08, 表明转速不稳定对测量结果有显著影响。

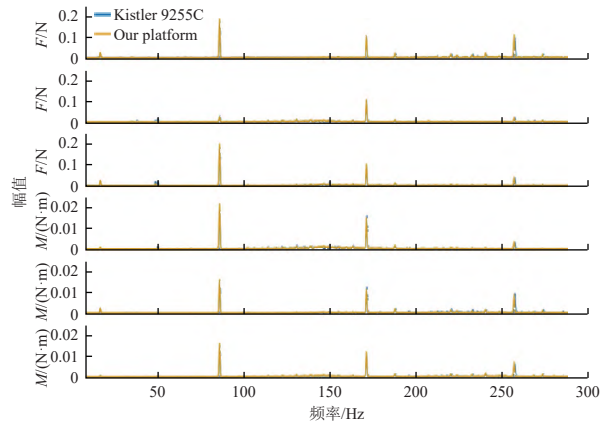


图 9 两测力台测量结果对比
Fig. 9 Comparison of the results from two measurement platforms

除转子本身问题之外, 其他可能导致测量误差的因素有:

1)实验搭建的测力平台没有进行定标。本实验主要目的为验证坐标变换算法和空间力合成理论,因此未使用标定等软件手段处理测量结果。

表 3 峰值相对误差

Table 3 Peak relative error

各向分量	基频/%	二倍频/%	三倍频/%
F_x	10.28	1.19	18.98
F_y	5.64	1.95	9.37
F_z	11.56	17.88	15.07
M_x	19.59	5.78	15.65
M_y	3.71	7.64	4.34
M_z	11.48	13.30	19.63

2)高度轴的影响。为降低数据采集系统的通道数, Kistler 9255C 型测力台未考虑振源与传感器安装平面之间的垂向距离, 导致计算结果存在一定偏差。

3)背景噪声的影响。由于转子本身扰动力较小, 实验环境中的本底噪声也会对测量结果产生一定影响, 如图 10 所示, 除振源基频、2 倍频和 3 倍频处的峰值外, 整个频带上还存在微小噪声扰动。

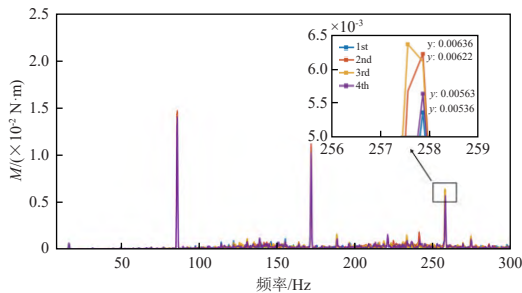


图 10 在 Kistler 9255C 上进行 4 次测量的 M_z 输出
Fig. 10 M_z output for four measurements on Kistler 9255C

进一步计算 6 个通道分量的 RMS, 结果见图 11, 相对误差结果见表 4。

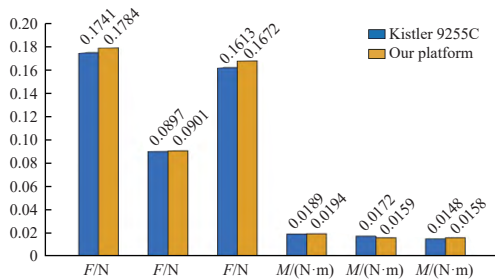


图 11 两测量平台的 RMS 测量结果对比
Fig. 11 Comparison of RMS results between two measurement platforms

表 4 两测量平台的 RMS 测量值相对误差

Table 4 Relative error of RMS values between the two measurement platforms

各向分量	F_x	F_y	F_z	M_x	M_y	M_z
相对误差/%	2.44	0.53	3.66	2.55	7.15	6.73

由于 RMS 表征的是信号的功率水平, 从而减小了振源不稳定带来的影响, 其测量精度高于峰值频点振幅测量精度: 三向力测量相对误差在 4% 以内; 三向力矩测量相对误差在 8% 以内, 比力的测量结果误差大, 这是由于传感器定位安装偏差和合成目标点坐标的计算误差导致的。对于大多数常规测量需求而言, 这样的误差范围是可以接受的。为进一步提升力矩测量精度, 可以考虑提升传感器安装定位精度, 或将振源 z 轴高度数据纳入计算过程。

综上所述, 囿于现有实验条件, 虽然实验结果仍有一定误差, 但足以证明空间力合成理论在工程应用中的有效性。

5 结束语

本文依托中国巡天望远镜星冕仪载荷的地面微振动测试任务, 为多传感器数据的变换和合成提供了理论和算法支持, 并通过实验进行了验证。实验结果显示, 测量振源的频率误差小于 1%, 力和力矩的 RMS 误差分别在 4% 和 8% 以内, 从而验证了空间力合成理论的有效性; 但峰值频点处的振幅误差较大, 最大误差出现在 M_z 三倍频处, 达到 19.63%, 这主要是由于振源不稳定和测力台未经标定等因素的共同结果。在实际工程应用中, 可以通过标定来提高测量精度, 减小误差。

虽然本文提出的测量方案和数据处理方法是星冕仪平台上开发的, 但该方法同样适用于其他大型卫星载荷的地面微振动测试, 以及指导并验证微振动隔振设计。此外, 在测量六分量 RMS 的实验中, 由于传感器定位精度的问题, 传感器间距不参与计算, 所以 F_x 、 F_y 、 F_z 测量结果精度高于 M_x 、 M_y 、 M_z 测量精度。但在实际工程应用中, 由于被测模块尺寸较大, 传感器间距相较本实验更大, 所以在相同定位精度下, 力矩的测量精度有望进一步提升, 从而使测量结果更加真实可靠。

参考文献 (References)

- [1] 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: 3-4.
- [2] JIAO X L, ZHANG J X, LI W B, et al. Advances in spacecraft micro-vibration suppression methods[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2023, 138: 100898.
- [3] KWON S C, JEON Y H, OH H U, Micro-jitter attenuation

- of spaceborne cooler by using a blade-type hyperelastic shape memory alloy passive isolator[J]. *Cryogenics*, 2017, 87: 35-48.
- [4] LUO H T, FAN C H, LI Y X, et al. Design and experiment of micro-vibration isolation system for optical satellite[J]. *European Journal of Mechanics - A/Solids*, 2023, 97: 104833.
- [5] OH H U, LEE K J, JO M S. A passive launch and on-orbit vibration isolation system for the spaceborne cryocooler[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2013, 28(1): 324-331.
- [6] ALKOMY H, SHAN J J. Modeling and validation of reaction wheel micro-vibrations considering imbalances and bearing disturbances[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2021, 492: 115766.
- [7] 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, 2013: 5.
- [8] ZHOU C B, XIA M Y, XU Z B. Fault-tolerant dynamic force/moment measuring platform for large spacecraft equipment using the GAALBP fusion algorithm[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2024, 211: 111185.
- [9] 刘宝禄, 张宏, 许明明, 等. 基于橡胶隔振器的脉冲管制冷机微振动抑制研究[J]. *航天器环境工程*, 2023, 40(5): 501-508.
- LIU B L, ZHANG H, XU M M, et al. Research on micro-vibration suppression for pulse tube cryocooler based on rubber isolator[J]. *Spacecraft Environment Engineering*, 2023, 40(5): 501-508.
- [10] 张宏. 基于空间制冷机的微振动抑制及动力学研究[D]. 南京: 中国科学院大学(中国科学院南京天文光学技术研究所), 2023: 15-16.
- [11] LI Y J, SUN B Y, ZHANG J, et al. A novel parallel piezoelectric six-axis heavy force/torque sensor[J]. *Measurement*, 2009, 42(5): 730-736.
- [12] XIA M Y, XU Z B, HAN K, et al. Dynamic disturbance force measurement platform for large moving device in spacecraft[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2019, 447: 61-77.

(编辑: 许京媛)

一作简介: 崔浩东, 硕士研究生, 研究方向为航天器微振动。

*通信作者: 许明明, 博士学位, 副研究员, 主要从事航天器微振动及热控的研究。