



# 航天器环境工程

SPACECRAFT ENVIRONMENT ENGINEERING

——· 中文核心期刊 中国科技核心期刊

## 空间展开臂关节真空热力耦合试验方法研究

白宇君 田欣 许怡贤 王浩威 刘丽霞 回天力 孙子杰 辛亮 严振刚 李强 唐小军

## Method for vacuum-thermal-mechanical coupling test of space deployable arm joint

BAI Yujun, TIAN Xin, XU Yixian, WANG Haowei, LIU Lixia, HUI Tianli, SUN Zijie, XIN Liang, YAN Zhengang, LI Qiang, TANG Xiaojun

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.12126/see.2023019>

### 您可能感兴趣的其他文章

#### Articles you may be interested in

#### 采样机械臂关节月表环境适应性设计

Environmental adaptive design of joint for a lunar surface sampling arm

航天器环境工程. 2017, 34(5): 482–489 <https://doi.org/10.12126/see.2017.05.005>

#### 国际空间站环境试验标准及力、热试验方法综述

Standards and methods for mechanical and thermal test of International Space Station

航天器环境工程. 2021, 38(4): 487–494 <https://doi.org/10.12126/see.2021.04.017>

#### 提高星载多工器热真空试验测试精度的方法

Methods for improving the measurement accuracy of spaceborne multiplexers in thermal vacuum test

航天器环境工程. 2021, 38(4): 459–465 <https://doi.org/10.12126/see.2021.04.013>

#### 一种固面可展开天线热变形测量实践

Measurement of thermal deformation of a deployable antenna with solid surface

航天器环境工程. 2020, 37(5): 485–489 <https://doi.org/10.12126/see.2020.05.011>

#### 热声振耦合效应对薄壁叶片结构应变影响的试验研究

Experimental study of the effect of thermal-acoustics-vibration coupling on the strain of thin-blade structure

航天器环境工程. 2019, 36(4): 363–368 <https://doi.org/10.12126/see.2019.04.011>

#### MEO卫星双星并行真空热试验技术

Technologies for parallel vacuum thermal test of twin MEO satellites

航天器环境工程. 2021, 38(2): 153–159 <https://doi.org/10.12126/see.2021.02.006>

# 空间展开臂关节真空-热-力耦合试验方法研究

白宇君<sup>1</sup>, 田欣<sup>1</sup>, 许怡贤<sup>2</sup>, 王浩威<sup>2</sup>, 刘丽霞<sup>1</sup>, 回天力<sup>1</sup>, 孙子杰<sup>1</sup>,  
辛亮<sup>1</sup>, 严振刚<sup>1</sup>, 李强<sup>1</sup>, 唐小军<sup>1\*</sup>

(1. 北京卫星制造厂有限公司; 2. 北京空间飞行器总体设计部: 北京 100094)

**摘要:** 针对空间展开臂关节热真空环境下展收性能验证的需求, 提出一种适用于展开臂关节的真空-热-力耦合的试验方法, 即通过热真空试验系统完成真空、冷黑和太阳辐射环境的模拟, 通过外部定量惯量盘施加负载。对该方法开展试验验证的结果表明: 试验过程中罐体真空度、温度及控温精度均满足试验要求; 高低温环境下展开臂关节工作电流呈随机状波动, 波动范围均处于设计安全范围内; 试验前后展开臂关节启动力矩、关节最高转速以及指向精度无明显变化, 且精度优于  $0.001^\circ$ 。该方法可为后续展开臂关节真空-热-力耦合试验提供技术保障。

**关键词:** 展开臂关节; 真空-热-力耦合试验; 启动力矩; 转速; 指向精度

中图分类号: V416.8

文献标志码: A

文章编号: 1673-1379(2023)03-0220-06

DOI: [10.12126/see.2023019](https://doi.org/10.12126/see.2023019)

## Method for vacuum-thermal-mechanical coupling test of space deployable arm joint

BAI Yujun<sup>1</sup>, TIAN Xin<sup>1</sup>, XU Yixian<sup>2</sup>, WANG Haowei<sup>2</sup>, LIU Lixia<sup>1</sup>, HUI Tianli<sup>1</sup>, SUN Zijie<sup>1</sup>,  
XIN Liang<sup>1</sup>, YAN Zhengang<sup>1</sup>, LI Qiang<sup>1</sup>, TANG Xiaojun<sup>1\*</sup>

(1. Beijing Spacecraft Manufacturing Co., Ltd.; 2. Beijing Institute of Spacecraft System Engineering: Beijing 100094, China)

**Abstract:** Aiming at the requirements of verifying the deployment performance of the space deployable arm joints under thermal vacuum, a vacuum-thermal-mechanical coupling test method for deployable arm joint was proposed. The thermal vacuum test system was used to simulate the vacuum, cold black and solar radiation environment. The load was applied by an external quantitative inertia disk. The test result show that the vacuum degree, the temperature and the temperature control accuracy of the tank body all meet the test requirements. Under high and low temperatures, the working current of the deployable arm joint fluctuates randomly, and the fluctuation range is within the safe margin of the design current. Before and after the test, there is no significant change in the starting torque of the deployable arm joint, the maximum joint revolving speed and the pointing accuracy, in which the accuracy is better than  $0.001^\circ$ . This method may provide technical support for the subsequent vacuum-thermal-mechanical coupling test of the deployable arm joint.

**Keywords:** deployable arm joint; vacuum-thermal-mechanical coupling test; starting torque; revolving speed; pointing accuracy

收稿日期: 2023-02-24; 修回日期: 2023-05-20

基金项目: 北京卫星制造厂有限公司自主研发项目 (编号: CB23024)

引用格式: 白宇君, 田欣, 许怡贤, 等. 空间展开臂关节真空-热-力耦合试验方法研究[J]. 航天器环境工程, 2023, 40(3): 220-225

BAI Y J, TIAN X, XU Y X, et al. Method for vacuum-thermal-mechanical coupling test of space deployable arm joint[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2023, 40(3): 220-225

## 0 引言

展开臂作为执行卫星功能的新型多关节空间机构<sup>[1]</sup>,是驱动卫星天线保证其姿态稳定或对目标进行跟踪的关键部件,也是卫星天线反射器与卫星星体的连接件、固定件和支撑件。展开臂关节在轨工作过程中不但要承受空间环境中的真空、冷黑及太阳辐射等极端环境因素<sup>[2-3]</sup>的耐久冲击,还要承受展开臂重量、各关节臂固定连接引入的重量和附加弯矩等载荷,因此展开臂关节在轨工作处于真空、热和力的多场耦合之中<sup>[4-6]</sup>。

当前,对于新研宇航产品,考核其在轨工作性能的最好方式是地面考核验证试验,一般分为验收级考核与鉴定级考核。对于新型展开臂关节机构,为考核其在多场耦合环境下能否正常、精准、有效地确保展开天线的指向精度,并将天线运送至指定位置,必须在地面研制阶段进行真空-热-力耦合考核试验,验证展开臂关节在极端环境下的各项性能。展开臂真空-热-力耦合试验是通过地面等效环境模拟展开臂关节在轨工作经受的真空、冷黑、太阳辐射环境以及承受的负载力矩、惯量等,测量展开臂关节表面温度分布状态及应力形变特征,进而考核展开臂关节结构机构的在轨工作性能、热变形及可靠性。

目前,真空环境与热循环耦合试验系统多采用热真空环境模拟系统来实现,而力矩加载系统与热真空系统是相互分离割裂的两个系统。如何在复杂的热真空试验系统中引入力矩加载系统,精准、有效地实现真空-热-力的联合加载,而又不干扰原有系统的试验精度,是真空-热-力耦合试验的难点与关键点。国内现有的热-力耦合试验<sup>[7-9]</sup>多为理论研究,且大多面向航空发动机、超声速飞机等,没有引入真空环境因素;若要引入真空环境,必须采用特定的设备和材料<sup>[10-11]</sup>。

为研究适用于空间展开臂关节的真空-热-力耦合试验方法,营造切合在轨工作实际状态的试验环境,考核展开臂关节的在轨工作性能,本文考虑通过热真空试验系统完成对展开臂关节真空、冷黑和太阳辐射环境的模拟,同时通过外部定量惯量盘模拟施加展开臂负载,再通过试验验证该试验方法的可行性。

## 1 真空-热-力耦合试验技术原理

真空-热-力耦合试验在现有热真空试验系统<sup>[12]</sup>基础上引入力矩加载系统,力矩加载轴与热真空罐体穿舱连接,其中惯量盘惯量经减速器传至扭矩传感器对产生的扭转力矩进行感知检测,将外部力矩施加至热真空罐体内的产品端,以实现真空-热-力耦合试验中的力负载施加,如图1所示。

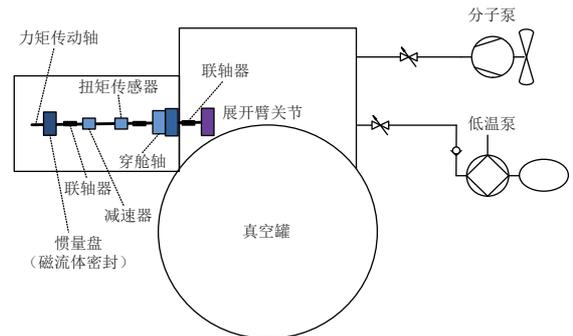


图1 真空-热-力耦合试验系统的力矩加载系统示意  
Fig.1 Schematic diagram of vacuum-thermal-mechanical coupling test system and torque loading system

真空-热-力耦合试验系统中的力矩加载系统包括罐外扭矩传感器、减速器、联轴器、惯量盘及力矩传动轴等,它们的转动惯量与电机转动惯量相比很小,可以忽略不计。另外,扭矩传感器、联轴器为非刚体结构,在传递扭矩的过程中会发生形变,导致传动环节两端的角位移是不同的,因此可以把力矩加载系统的中间传动部分简化为一个无惯量扭簧,其扭转刚度为 $K_L$ 。由此可以认为电机的负载转矩和传动环节两端的角度差之间存在线性比例关系<sup>[13]</sup>,其数学模型表示为

$$T_L = K_L(\theta_m - \theta_r) + K_m G, \quad (1)$$

式中: $T_L$ 为电机负载扭矩, N·m;  $K_L$ 为传动环节的扭转刚度, N/m;  $\theta_m$ 为电机输出角度, °;  $\theta_r$ 为被测对象的转动角度, °;  $K_m$ 为减速器减速比;  $G$ 为外部惯量,  $\text{kg}\cdot\text{m}^2$ 。

根据力矩加载系统的工作原理得出加载电机、中间传动环节和驱动器的数学模型,并进行 Laplace 变换,得到整个力矩加载系统的开环结构,如图2<sup>[13]</sup>所示。可以看出,系统以驱动指令电压 $U_d(s)$ 和关节转动角度 $\theta_r(s)$ 为输入,以实际加载的力矩 $T_L(s)$ 为输出。对于线性系统的多输入单输出问题,可以采用线性叠加的方法得出输入与输出之间的关系。因此,在 $U_d(s)$ 和 $\theta_r(s)$ 同时作用于系统时,总输出是两输出的线性叠加,故得力矩加载系统整体的数

学模型表达式<sup>[13]</sup>为

$$T_L(s) = G_1(s)U_d(s) - G_2(s)\theta_r(s), \quad (2)$$

式中:  $G_1(s)$  为驱动指令电压与实际输出力矩之间的传递函数;  $G_2(s)$  为关节转动角度与实际输出力矩之间的传递函数。它们的表达式<sup>[13]</sup>分别为:

$$G_1(s) = \frac{T_L(s)}{U_d(s)} = \frac{K_L K_T K_{PWM}}{s[(L_m s + R_m)(J_m s + B_m) + K_T K_E] + K_L(L_m s + R_m)}; \quad (3)$$

$$G_2(s) = \frac{T_L(s)}{\theta_r(s)} = \frac{K_L s[(L_m s + R_m)(J_m s + B_m) + K_T K_E]}{s[(L_m s + R_m)(J_m s + B_m) + K_T K_E] + K_L(L_m s + R_m)}. \quad (4)$$

其中:  $R_m$  为电枢回路总电阻,  $\Omega$ ;  $L_m$  为电枢回路等效总电感,  $H$ ;  $J_m$  为电机转动惯量,  $kg \cdot m^2$ ;  $B_m$  为电机阻尼系数;  $\omega_m$  为电机转速,  $r/min$ ;  $K_{PWM}$  为驱动器功率放大系数;  $K_T$  为电机转矩系数;  $K_E$  为反电动势系数。

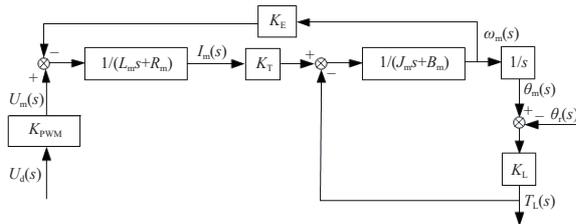


图2 力矩加载系统工作原理<sup>[13]</sup>

Fig. 2 Working principle of torque loading system<sup>[13]</sup>

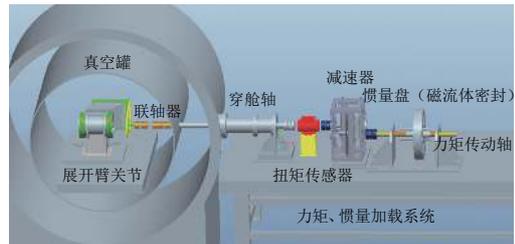
## 2 展开臂关节真空-热-力耦合试验设计

依托真空-热-力耦合试验技术,通过热真空试验系统完成展开臂关节真空、冷黑和太阳辐射环境的模拟,通过展开臂关节试验平台完成试验载荷的模拟施加。

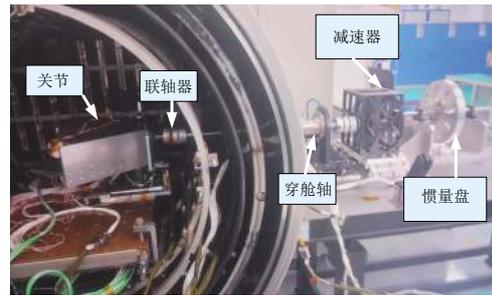
热真空试验系统由真空容器、热沉、真空抽气系统、液氮制冷、氮气回温系统、红外加热装置和测控系统等组成。根据展开臂关节运动的最大包络,选择 KM1 热真空罐,其环境压力可靠范围  $\leq 1.3 \times 10^{-3} Pa$ , 试验温度范围  $-80 \sim 120 \text{ }^\circ C$ 。

展开臂关节热-力耦合试验平台分为罐内和罐外两部分,如图3所示。在罐内冷板上安放关节产品,采用柔性双膜片联轴器将罐内产品动力输出轴与罐外穿舱轴连接。罐外试验平台包括磁流体密封装置、穿舱轴、扭矩传感器、减速器及外部惯量加载装置,其中:采用直径 350 mm、厚 23 mm 的钢材圆盘作为定量惯量盘实现关节外部负载惯量的施

加,经减速器对惯量放大(放大系数为  $162^2:1$ )后,加载到轴上的惯量为  $6\ 059.4\ kg \cdot m^2$ , 惯量误差为 0.04%, 满足设计要求;扭矩传感器量程为  $100\ N \cdot m$ , 采集精度优于  $\pm 1\% FS$ ;穿舱轴直径为 50 mm, 大直径可避免穿舱轴产生挠度影响其水平度;惯量盘加载系统整体同轴度优于 0.01 mm;力矩加载穿舱轴与罐体间的密封采用磁流体密封装置,使用冷却水系统调控密封装置内部的阻力矩,以确保系统整体阻力矩小于  $0.5\ N \cdot m$ 。



(a) 组成示意



(b) 实际安装状态

图3 展开臂关节真空-热-力耦合试验平台

Fig. 3 Vacuum-thermal-mechanical coupling testbed for deployable arm joint

试验时,通过地面控制器控制关节机构中驱动电机的转动;考虑关节在轨工作负载状态,从零位到展开锁定的展开角度行程约为  $90^\circ$ 。由于力矩加载轴的对中,磁滞流体密封间隙,转接轴、穿舱轴和联轴器安装的偏差等均会引入一定的加载误差,整体设计时须在惯量盘中扣除  $2.4\ kg \cdot m^2$ , 以便将偏差控制在允许范围内。

考虑驱动组件低温下启动时间偏长、启动电流偏大,为尽可能减少驱动组件正样产品电机的使用,按照 GJB 1027A—2005《运载器上面级航天器试验要求》<sup>[14]</sup> 确定热控系统余量,展开臂关节试验温度控温点选取在展开臂关节表面上,温度范围  $-35 \sim 70 \text{ }^\circ C$ , 真空度优于  $6.65 \times 10^{-3} Pa$ , 循环次数为 9.5 次。依据此试验条件开展展开臂关节真空-热-力耦合验证试验的温度循环曲线如图4所示。

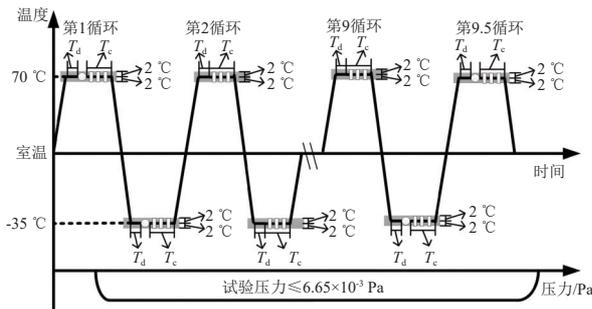


图 4 展开臂关节真空-热-力耦合温度循环曲线  
 Fig. 4 Vacuum-thermal-mechanical coupling temperature cycling curve of the deployable arm joint

试验过程中展开臂关节底部直接安装在固定工装上, 关节底部工装整体放置在热真空罐的冷板上, 产品放置于热真空罐体中间, 试验时可对加热笼前、后、左、右及上方区域独立开启控温, 控温点粘贴在关节旋转轴和关节电机上。试验过程的真空度曲线和产品温度曲线如图 5 所示。

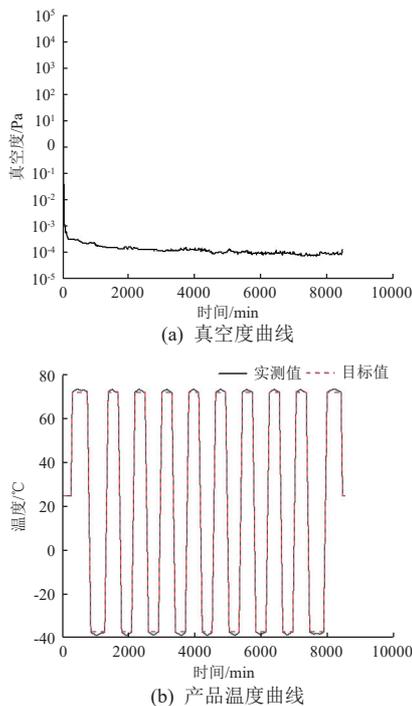


图 5 展开臂关节真空-热-力耦合试验曲线  
 Fig. 5 Test curve of vacuum-thermal-mechanical coupling of deployable arm joint

从图 5 可以看出, 整个试验过程中, 真空度满足  $\le 6.65 \times 10^{-3}$  Pa 的要求, 高温端测试时, 关节控温点温度在 70.0~73.5 °C 之间; 低温端测试时, 关节控温点温度在 -35.0~-38.8 °C 之间, 均满足控温容差(高温 0~4 °C, 低温 -4~0 °C)要求。

### 3 真空-热-力耦合试验结果分析

为考察惯量盘对力矩的影响, 使用不同的惯量

盘进行试验扭矩调试测试。力矩随惯量变化如图 6 所示。可以看出, 相同的产品在转动相同角度的情况下, 惯量越大, 产品承受的扭矩负载越大。

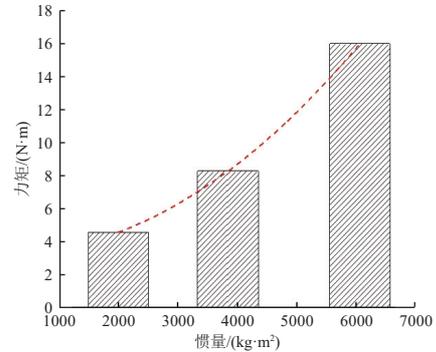


图 6 扭矩随惯量变化  
 Fig. 6 Torque changes with inertia

为考察真空-热-力耦合试验的惯量加载是否符合试验需求, 对试验过程中展开臂关节承受负载力矩情况进行监测, 结果如图 7 和图 8 所示。从图中可以看出, 高/低温环境下展开臂关节 A 实际负载力矩值基本在目标值附近波动, 呈锯齿状, 且波动幅度小于 5%。表明该力矩加载系统能将外部惯量精准传递至产品上, 而且能够与热真空试验系统相互协调耦合, 进而证明该加载方法设计符合真空-热-力耦合试验需求, 有效、可行。

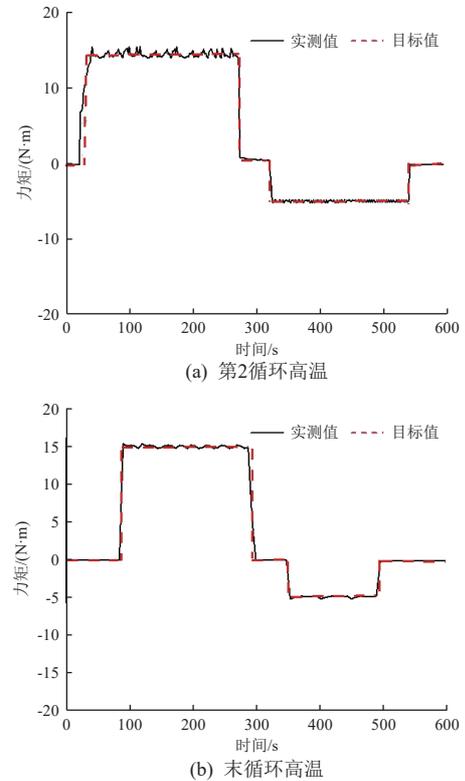
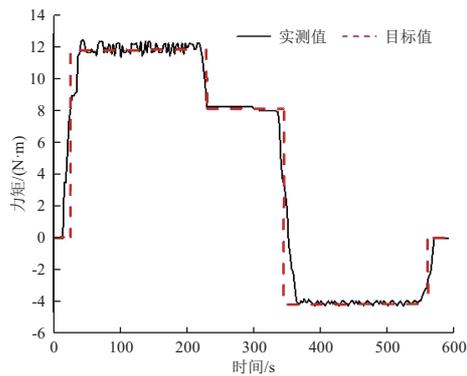
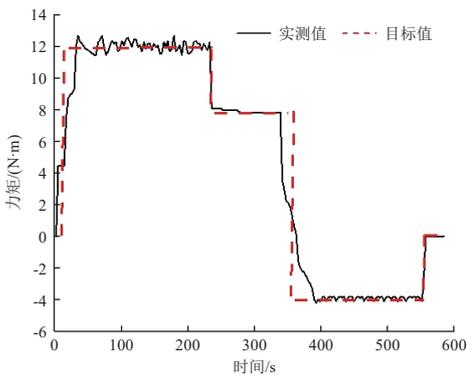


图 7 臂间关节 A 热真空试验高温力矩  
 Fig. 7 High-temperature torque of arm joint A in thermal vacuum test



(a) 第2循环低温

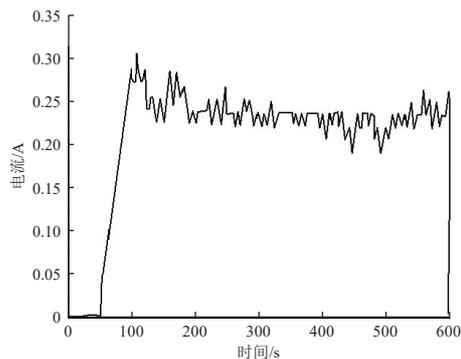


(b) 末循环低温

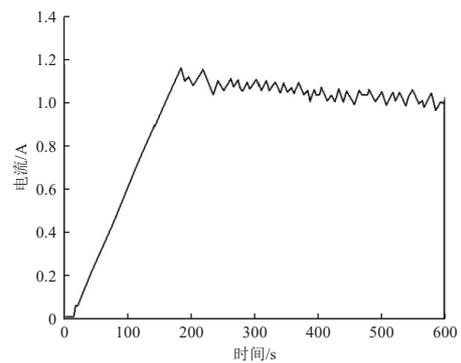
图8 臂间关节A热真空试验低温力矩

Fig. 8 Low-temperature torque of arm joint A in thermal vacuum test

为考察外部力矩加载系统穿舱加载对产品性能是否产生影响,对展开臂关节高低温环境下的工作电流进行监控,结果如图9所示。从图中可以看出,高/低温环境下展开臂关节工作电流均呈随机状波动,高温下波动范围为0.20~0.31 A,低温下波动范围为0.95~1.15 A,均处于设计电流要求的安全范围内。表明第2章所述真空-热-力耦合试验设计方法满足展开臂关节试验需求,具切实可行性,加载精度高,控温准确且方便,结构形式简单。



(a) 高温特征电流曲线

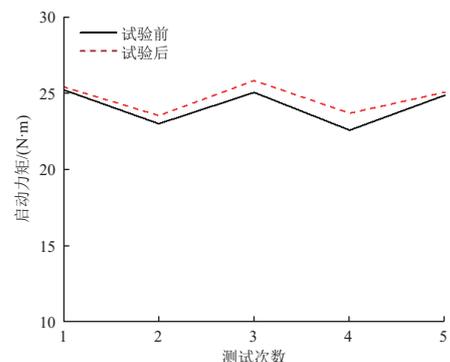


(b) 低温特征电流曲线

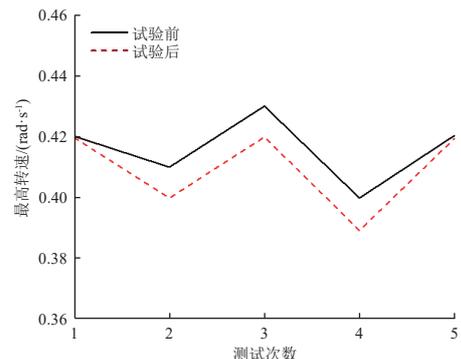
图9 臂间关节A热真空特征电流曲线

Fig. 9 Thermal vacuum characteristic current curve of arm joint A

为考察外部力矩加载系统与热真空系统耦合试验方式对展开臂关节性能是否有影响,对展开臂关节试验前/后的启动力矩、启动平稳后最高转速及展开精度进行对比分析,结果如图10所示。从图中可以看出,采用该真空-热-力耦合试验设计,试验前/后展开臂关节启动力矩、关节最高转速以及展开精度均无明显变化;空间角度在 $23.7148^{\circ} \sim 23.7152^{\circ}$ 范围内变化,指向精度优于 $0.001^{\circ}$ 。表明该真空-热-力耦合试验方法能够满足展开臂关节真空-热-力耦合考核试验需求,切实可行。



(a) 启动力矩



(b) 最高转速

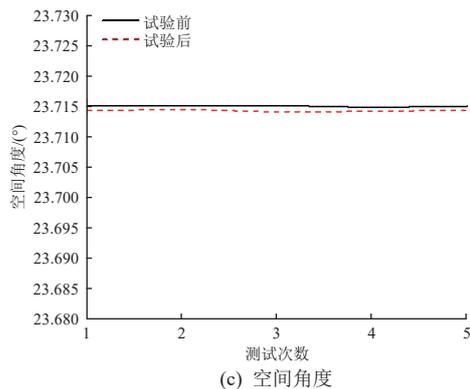


图10 试验前后关节性能参数对比

Fig. 10 Comparison of joint performance before and after the experiment

#### 4 结束语

本文基于展开臂关节真空-热-力耦合试验技术的需求和要求,提出了一种适用于展开臂关节的真空控温联合力矩耦合加载试验设计方法,并对该方法的加载有效性、加载精准性、控温精准性及加载系统对产品的影响等进行试验验证。验证结果表明:采用新设计的真空-热-力耦合试验方法进行展开臂关节试验时,试验过程中罐体真空度、温度及控温精度均满足试验要求;高/低温环境下展开臂关节工作电流呈随机状波动,波动范围均处于设计电流要求安全范围内;试验前/后展开臂关节启动力矩、最高转速以及展开精度均无明显变化,且指向精度优于 $0.001^{\circ}$ 。综上说明,本文设计的真空-热-力耦合试验方法满足展开臂关节试验需求,具切实可行性,且加载精度高,控温准确、方便,结构形式简单。

#### 参考文献 (References)

- [1] 崔朝阳. 空间展开臂关节自动调姿系统的研究与设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2021: 1-2
- [2] 万任新, 杨晓超, 李志宏, 等. 热真空试验中产品控温方法研究及其效果验证[J]. 航天器环境工程, 2022, 39(3): 274-278  
WAN R X, YANG X C, LI Z H, et al. A temperature control method for test pieces in thermal vacuum test and its verification[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2022, 39(3): 274-278
- [3] 祁松松, 徐晓辉, 刘家林, 等. 热真空试验设备控温热沉设计分析[J]. 真空, 2020, 57(2): 62-65  
QI S S, XU X H, LIU J L, et al. Design and analysis of temperature control heat sink for thermal vacuum test equipment[J]. Vacuum, 2020, 57(2): 62-65
- [4] SABERHOSSEINI S E, KESHAVARZI R, AHANGARI K. A fully coupled numerical modeling to investigate the role of rock thermo-mechanical properties on reservoir uplifting in steam assisted gravity drainage[J]. Arabian Journal of Geosciences, 2017, 10(6): 10
- [5] 赵垒. 回转体结构飞行器热强度试验研究及结构优化[D]. 太原: 中北大学, 2020: 1-2
- [6] 夏吝时, 齐斌, 岳晖, 等. 球锥形罩体热力耦合试验方法研究[J]. 强度与环境, 2013, 40(4): 43-47  
XIA L S, QI B, YUE H, et al. Thermal-dynamic coupled test method research for spherical cone radome[J]. Structure & Environment Engineering, 2013, 40(4): 43-47
- [7] 李丽霞, 王琦. 襟翼热力耦合试验方法及有限元模拟研究[J]. 强度与环境, 2012, 39(3): 60-63  
LI L X, WANG Q. Experimental and finite element investigation on the thermal mechanical coupling of flaps[J]. Structure & Environment Engineering, 2012, 39(3): 60-63
- [8] 陈迪奎, 章成亮, 李谦舜, 等. 热力耦合试验中加载杆的改进设计[J]. 强度与环境, 2010, 37(6): 51-54  
CHEN D K, ZHANG C L, LI Q S, et al. An improved design for loading pole in coupled thermal-mechanical experiments[J]. Structure & Environment Engineering, 2010, 37(6): 51-54
- [9] 李政. 弹载电子封装结构的热力耦合分析[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2019: 53-54
- [10] 杜剑波, 朱明月, 高何, 等. 应用水冷散热的多通道星载 SAR 热真空试验设计[J]. 航天器工程, 2020, 29(4): 141-149  
DU J B, ZHU M Y, GAO H, et al. Design of multi-channel spaceborne SAR thermal vacuum test using water-cooling heat dissipation[J]. Spacecraft Engineering, 2020, 29(4): 141-149
- [11] 胡继成. 真空环境模拟设备热沉的速度场与温度场的数值模拟研究[D]. 兰州: 兰州交通大学, 2019: 1-2
- [12] 黄本诚, 马有礼. 航天器空间环境试验技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 13-17
- [13] 顾张祺. 电动式扭转动刚度测试仪加载台的研究与设计[D]. 武汉: 华中科技大学, 2015: 27-28
- [14] 运载器上面级航天器试验要求: GJB 1027A—2005[S]

(编辑: 张艳艳)

一作简介: 白宇君(1987—), 女, 硕士学位, 主要从事航天器环境试验测试技术研究。E-mail: baiyujun.yisui@163.com。  
\*通信作者: 唐小军(1987—), 男, 博士学位, 高级工程师, 主要从事航天器环境试验测试技术研究。E-mail: xiaojuntang87@sina.com。