DOI: 10.3901/JME.2020.05.211

热变形摄影测量相机防护方法*

柏宏武¹ 刘博学¹ 孙 炜¹ 马小飞¹ 刘 盈²

(1. 西安空间无线电技术研究所 西安 710000;

2. 中科美其(北京)科技有限公司 北京 102211)

摘要: 为了保证高精度星载天线的在轨性能,在其研制阶段需要进行热变形测量试验,试验过程中测量设备在高低温环境中的防护问题一直以来都是热变形测量研究的重点。基于热变形自动摄影测量的方式,区别于传统的真空测量环境,设计提出了一种适用于常压高低温环境的测量相机防护方法,采用相机防护罐与高透石英玻璃整体组成正压密闭防护结构,配合温度、压力传感器,通过自动调节控制系统由冷热气体设备对常压高低温环境下测量相机的温度进行控制,维持稳定的正常工作温度,保证其高精度测量环境。理论分析结果证明了该相机防护设计方法的合理性和有效性,实践结果表明提出的测量相机防护方法满足在高温 100 °C 和低温 -70 °C 下相机温度维持(20±10) °C 的正常工作温度的能力。

关键词: 热变形; 摄影测量; 相机防护; 常温

中图分类号: P234

Protection Method for Photogrammetric Camera of Thermal Deformation Measurement

BAI Hongwu¹ LIU Boxue¹ SUN Wei¹ MA Xiaofei¹ LIU Ying²

(1. Xi'an Institute of Space Radio Technology, Xi'an 710000;

2. Zhong Ke Mei Qi (Beijing) Technology Co. Ltd., Beijing 102211)

Abstract: In order to ensure the on-orbit performance of high-precision spaceborne antennas, thermal deformation measurement tests are required in the development stage. The protection of measuring equipment in high and low temperature environments has always been the focus of thermal deformation measurement research. Based on the method of automatic photogrammetry of thermal deformation and different from the traditional vacuum measurement environment, a measuring camera protection method suitable for high and low temperature environment at atmospheric pressure is proposed. The whole structure adopts a positive pressure sealed protective tank with the quartz glass, temperature and pressure sensors. The hot and cold gas equipment is used to control the temperature of the camera under stable normal temperature through the automatic adjustment control system in the environment of normal pressure and high-low temperature. The theoretical analysis results prove the rationality and effectiveness of the design method. The practical results show that the proposed measurement camera protection method satisfies the ability of the camera temperature to maintain a normal operating temperature of (20±10) °C at high temperature of 100 °C and low temperature of -70 °C.

Key words: thermal deformation; photogrammetry; camera protection; normal temperature

0 前言

星载天线在轨工作环境恶劣,承受高低温、太阳辐照和空间粒子的影响。为确保其在轨性能,在地面验证设计并修正热变形模型,高精度天线需要在地面进行热变形测量。摄影测量法比较灵活,对测量环境没有苛刻的要求,测量精度可达到 10~

100 μm,同时具有非接触、高精度、测量速度快、自动化程度高、并且能够在恶劣环境下进行测量的优点,因此,其成为了航天器形态测量的最主要手段,特别是在空间环境模拟测试中发挥着关键作用。摄影测量在常温常压下的使用方法比较成熟,人工手持相机进行现场拍摄就可以轻松实现。而在高低温热变形测量环境中,人的现场活动和相机性能受到限制,对高精度热变形测量工作会产生一定影响。

为解决高低温环境对热变形测量的影响,国内外开展了大量的实践研究工作,形成了基于摄影测

* 航天五院重大工艺课题研究资助项目。20190401 收到初稿,20190824 收到修改稿

量的单相机和多相机两种自动测量方法。德国 Alcatel 公司在进行高精度天线热变形测试时将反射器竖直固定在定制的框架内, 保护后的相机安装在可以实现大范围旋转的支架上, 相机可以在不同位置进行测试, 实现单相机测量。日本 WINDS 卫星的主反射器的热变形测试是在真空罐中进行, 测试时反射器通过铝合金支架放置于可旋转 360° 的转台上, 相机固定于反射器斜上方, 通过转台多角度的旋转, 实现单相机测量(图 1)。五院总环部采用双相机在 KM2 真空罐内对直径 660 mm 的天线进行了低温变形测量试验。

图 1 国内外真空摄影测量及相机防护

如上所述, 目前国内外对于高精度星载天线热变形测试主要在真空环境中进行^[1-13], 但是真空罐试验成本高、试验周期长、占用资源多, 严重制约热变形测试工作在众多型号中的普遍推广。为了降低试验成本和周期, 节约资源, 提高热变形测量的型号普遍性, 五院西安分院开展了对标真空环境温度范围的常压高低温箱热变形测量研究工作^[14]。

一般情况下测量相机的正常工作温度为 $0\sim 40^{\circ}\text{C}$, 压力为一个大气压, 而高低温环境为 $-100\sim 100^{\circ}\text{C}$, 相机的各项参数是在常温常压下标定的, 而在高低温下其内部结构必然会发生变形, 从而导致其标定参数发生变化, 会造成未知的测量误差, 甚至还可能发生由于相机耐受不了极端的高低温环境, 发生破坏。因此, 需要对相机进行防护, 确保在较宽的外部环境温度范围内可以保持相机所处的局部小环境温度满足正常工作的要求。环境热变形测量的核心在于测量相机的防护, 真空环境下只考虑密封和热辐射的防护技术已经相当成熟, 采用防护罐配合隔热多层包裹组成的设备已成为国内外通用的方法。而常压环境下的热变形测量相机防护, 除了面对与真空环境一致的密封性和热辐射问题,

热对流引起的相机温度变化更加难以控制, 也是实现常压热变形测量的关键核心问题, 国内外现有的真空环境的防护方法已不适用于常压环境。为此, 五院西安分院通过多个型号的研究攻关, 形成了一套成熟的常压热变形测量相机防护方法, 目前已具备常压 $-100\sim 100^{\circ}\text{C}$ 温度范围内的热变形测量应用能力。

1 测量相机防护设计

本文提出的热变形摄影测量相机防护方法, 由相机防护罐、石英高透玻璃窗口、表面测温型传感器、针型航空插头、调节控制系统、冷热气体机及气体管道等组成的系统联合实现, 旨在为测量相机提供一个能够正常工作的常温环境, 防止由于外部环境的变化而造成相机不能正常运行或影响测量的精度。

1.1 相机防护罐

相机防护罐用于安装测量相机, 在外部环境为常压或真空, 温度范围 $-100\sim 100^{\circ}\text{C}$ 时隔绝保护相机, 如图 2 所示。其前后两端带法兰中间呈圆筒形, 前端法兰面与中心布有测量窗口的圆形盖板连接, 后端法兰面与中心布有航空插头孔、沿直径对称分布进出气口的圆形盖板连接。后端盖板内侧固定相机 L 型调节支架, 用以安装测量相机, 通过支架可以使相机主光轴与测量窗口中轴线重合。圆柱罐体通过 4 个截面较小的支架与罐内工装固连, 减小了传热面积。罐体材料为不锈钢, 整体壁厚 1.5 mm, 直径 200 mm, 长度 300 mm, 前后端圆形盖板直径与法兰面直径相等, 厚度 3 mm, 测量窗口直径比罐体中间圆筒直径小 60 mm, 航空插头孔直径 30 mm, 进出气孔直径 15 mm, 防护罐总体质量低 5 kg。为了防护罐有更好的隔热能力, 实际测量应用中除石英玻璃窗口处外其余表面均包覆隔热多层和橡塑保温棉。

图 2 测量相机及防护罐

1.2 石英高透玻璃

石英高透玻璃用于提供相机测量的光学窗口, 与相机防护罐组成正压密封结构。其为圆形平面晶

片, 压嵌在前端圆形盖板中心测量窗口中, 厚度与圆形盖板厚度相等。测量相机安装在防护罐内, 整体经过精密标定后可通过石英光学窗口形成清晰无畸变的拍摄视场。

1.3 表面测温传感器

表面测温传感器用于监测测量相机及罐内气体温度, 根据检测值冷热气体机实时调整气体输出温度, 保证罐内温度满足相机正常使用要求。表面测温传感器总共数量 2 只, 其中一只贴于进气口来监测冷热气体的温度, 另外 1 只贴于相机壳体表面用来监测相机自身温度。

1.4 罐内压力传感器

罐内压力传感器用于实时监测测量相机所处罐内环境压力, 根据检测值实时调整冷热气体机气源压力, 确保罐内压力不高于 0.1 MPa, 满足相机使用条件。

1.5 针型航空插头

针型航空插头用于罐内测量相机控制和测量、温度等数据传输。其安装于防护罐后端圆形盖板中心插头孔处, 罐内相机及温度传感器采用引线通过航空插头针脚与罐外部调节控制系统相连, 实现测量相机图像采集控制和传输, 相机、气体温度、压力数据实时传输, 如图 3 所示。

图 3 防护罐控制插头

1.6 调节控制系统

调节控制系统用于根据表面测温型传感器实测温度实时调节冷热气体机工作温度, 输出设定温度气体。其在高低温环境根据罐内传感器实测温度反馈控制冷热气体机工作, 通过温度 PID 控制器和流量控制器调节来实现罐内温度的实时自动调节, 使相机温度及罐内压力维持在相机正常运行的范围内。

1.7 冷热气体机

冷热气体机用于提供高低温干燥气体, 其包括流量控制器、换热器、加热器、节流装置、干燥过滤器、风冷冷凝器、油分离器、压缩机(图 4)。冷热气体机是调节出气口温度的装置, 高压气体经过冷热气体机后可以产生固定温度的热气(或者冷气), 用于给相机罐加热(或者制冷)。其中: 干燥氮气经

流量控制器进入换热器, 在外部环境温度低于常温的工况下, 压缩机不工作, 调节控制系统根据相机防护罐内实际温度控制气体流量和加热器功率, 使干燥氮气以恒定流量和设定温度进入相机防护罐, 实现防护罐内热交换; 而在外部环境温度高于常温的工况下, 压缩机工作, 调节控制系统根据相机防护罐内实际温度控制气体流量并经节流装置降压后, 将干燥氮气经压缩机压缩, 再由油分离器分离压缩气体中润滑油杂质, 经冷凝干燥过滤后再次进入换热器, 如果气体温度未达到设定低温, 再次进行上述过程循环制冷, 若气体温度达到设定低温, 调节控制系统根据相机防护罐内实际温度控制加热器功率, 使干燥氮气以恒定温度进入相机防护罐, 实现防护罐内热交换。

图 4 冷热气体机工作原理图

1.8 气体管道

气体管道用于高低温气体的传输, 包括进气管道和出气管道, 进气管道连接冷热气体机出气口和防护罐后端圆形盖板进气孔, 出气管道连接防护罐后端圆形盖板出气孔于罐外气体收集容器, 管道直径 30 mm, 材料为耐受温度范围 $[-200\text{ }^{\circ}\text{C}, 200\text{ }^{\circ}\text{C}]$ 的金属软管。同样为了降低气体管道的热损失, 实际测量应用中管道外包覆隔热多层和橡塑保温棉。

1.9 气源

为避免低温工况水汽影响防护效果, 采用高纯氮气作为冷热气体机的输入气源, 其在低温环境下具有可靠的气体稳定性和单相性。

2 防护能力理论分析

热变形测量过程中, 冷热气体机产生的冷热气体通过气体管道进出常温箱内的相机防护罐进行相机温度控制。冷热气体机为系统提供热量, 管道、防护管及石英玻璃损失热量, 系统的热传递过程及损失如图 5 所示。

图 5 热传递过程及损失

2.1 冷热气体机输出热量功率

热量功率如下

$$Q_0 = C m_0 \Delta T$$

式中 C ——气体的比热容, 取氮气 $C = 1.083 \text{ kJ}/(\text{kg} \cdot \text{K})$;

m_0 ——排出气体的质量;

$$m_0 = \rho_0 q_0;$$

ρ_0 ——排出气体的密度, 设置排出气体的压力为 0.4 MPa , 取氮气 $\rho_0 = 4.82 \text{ kg}/\text{m}^3$;

q_0 ——出口气体流量, 设置排出气体的流量为 $0.002 \text{ m}^3/\text{s}$;

ΔT ——冷热气体机出口的气体温度与相机罐的温度之差。

2.2 进气管道的沿程损失

进气管道由于管壁与外界的热量交换而使得进气管道里的温度降低(或者升高), 进气管是直径 30 mm 的金属管道, 外面包覆 20 mm 厚橡塑保温棉(图 6), 管道的单位平均散热面积

$$A = \frac{1}{2} \pi (d_1 + d_2) l = 0.0628 l$$

式中 d_1 ——管道外直径;

d_2 ——保温层外直径;

l ——管道长度。

由傅里叶定律分析计算进气管的沿程损失为

$$Q_1 = k \frac{T - t_{con}}{x} A_1 + k \frac{T - t_s}{x} A_2 =$$

$$0.025 \times \frac{T - t_{con}}{0.02} \times 0.0628 l_1 +$$

$$0.025 \times \frac{T - t_s}{0.02} \times 0.0628 l_2$$

式中 k ——橡塑保温棉的热导率;

$$k \approx 0.025 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K});$$

T ——管道内的气体平均温度;

t_{con} ——温箱外环境温度;

t_s ——温箱内环境温度;

l_1 ——温箱外管道长度;

l_2 ——温箱内管道长度。

图 6 管道及保温层示意图

2.3 防护罐的散热

防护罐与气体管道类似是直径 200 mm 金属壳, 外面包覆 20 mm 厚橡塑保温棉, 防护罐的散热面积

$$A = \frac{1}{2} \pi (d_1 + d_2) l + \frac{1}{4} \pi d_1^2 =$$

$$\frac{1}{2} \pi (0.2 + 0.22) \times 0.3 + \frac{1}{4} \pi \times 0.2^2 = 0.23$$

式中 d_1 ——防护罐外直径;

d_2 ——保温层外直径;

l ——防护罐长度;

由傅里叶定律分析计算防护罐的散热为

$$Q_2 = k \frac{t_0 - t_s}{x} A =$$

$$0.025 \times \frac{t_0 - t_s}{0.02} \times 0.23$$

式中 k ——橡塑保温棉的热导率;

$$k \approx 0.025 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K});$$

t_0 ——防护罐内保持的气体温度;

t_s ——温箱内环境温度;

A ——防护罐金属壁的散热面积。

2.4 石英玻璃的散热

石英玻璃是直径 $\phi 140 \text{ mm}$ 的圆形, 散热面积为

$$A = \frac{1}{4} \pi d^2 = \frac{1}{4} \pi \times 0.14^2 = 0.0154$$

式中 d ——石英玻璃直径。

由傅里叶定律分析计算石英玻璃的散热为

$$Q_3 = k \frac{t_0 - t_s}{x} A =$$

$$10 \times \frac{t_0 - t_s}{0.014} \times 0.0154$$

式中 k ——石英玻璃的热导率;

$$k \approx 10 \text{ W}/(\text{m} \cdot \text{K});$$

t_0 ——防护罐内保持的气体温度;

t_s ——温箱内环境温度;

A ——石英玻璃的散热面积。

2.5 系统散热损失

相机防护系统的散热损失为进气管道的沿程

损失、防护罐热损失和石英玻璃热损失。冷热气体机输出的气体热容等于系统的散热损失和防护罐内气体热容之和,但由于防护罐空间狭小,其内部气体远远小于冷热气体机排出的气体量,所以冷热气体机输出的空气热容约等于系统的散热损失

$$Q_0 = Q_1 + Q_2 + Q_3$$

假设气体管道内的平均气体温度为 T , 温箱外环境温度为 $25\text{ }^{\circ}\text{C}$, 温箱内的环境温度为 $-70\text{ }^{\circ}\text{C}$, 温箱外的管道长度 10 m , 温箱内的管道长度 5 m , 那么由

$$\begin{aligned} C m_0 \Delta T &= C \rho_0 q_0 (T - t_s) = \\ 1083\text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K}) \times 4.82\text{ kg}\cdot\text{m}^3 \times 0.002\text{ m}^3/\text{s} \times \\ (T - 20\text{ }^{\circ}\text{C}) &= (0.025\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})) \times \frac{T - 25\text{ }^{\circ}\text{C}}{0.02\text{ m}} \times \\ &0.0628 \times 10\text{ m}^2 + (0.025\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})) \times \\ &\frac{T - (-70\text{ }^{\circ}\text{C})}{0.02\text{ m}} \times 0.0628 \times 5\text{ m}^2 + \\ &(0.025\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})) \times \frac{20\text{ }^{\circ}\text{C} - (-70\text{ }^{\circ}\text{C})}{0.02\text{ m}} \times 0.23\text{ m}^2 + \\ &(10\text{ W}/(\text{m}\cdot\text{K})) \times \frac{20\text{ }^{\circ}\text{C} - (-70\text{ }^{\circ}\text{C})}{0.014\text{ m}} \times 0.0154\text{ m}^2 \end{aligned}$$

分析可得: 当温箱内工作温度为 $-70\text{ }^{\circ}\text{C}$, 设定排气压力为 0.4 MPa , 冷热气体机排出的气体流量为 $0.002\text{ m}^3/\text{s}$ 时, 冷热气体机调节输出的气体温度约为 $133\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。当温箱工作在 $-100\sim 100\text{ }^{\circ}\text{C}$ 之间其他温度时, 冷热气体机根据传感器反馈实测温度实时自动调整输出气体温度, 分析计算过程与上述相同, 确保各个温度工况相机所处环境温度维持在 $20\pm 10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 范围内。

3 应用实践验证

本文设计提出的摄影测量相机防护方法已经在多个型号的常压热变形测量过程中实现了成功应用, 实现了 $-100\sim 100\text{ }^{\circ}\text{C}$ 环境温度范围内的相机温度控制。

3.1 应用状态

在某型号 $-70\sim 100\text{ }^{\circ}\text{C}$ 常压温箱热变形测量试验中, 测量相机防护罐、进出气管采用内层隔热多层和外层橡塑保温棉包裹防护, 试验过程中设置冷热气体机输出压力 0.4 MPa , 排出气体流量为 $0.002\text{ m}^3/\text{s}$, 整个试验过程通过相机防护罐内压力传感器实测罐内压力不高于 0.02 MPa , 满足相机的常压使用条件, 测量现场如图 7 所示。

图 7 现场测量状态

3.2 防护效果

试验中常压高低温试验箱提供 $-70\sim 100\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的环境温度, 冷热气体机根据环境温度自动加热或制冷干燥氮气, 并不断对相机罐输送冷热气体, 罐内布置的两只温度传感器实时监测相机和罐内温度。

(1) 低温 $-70\text{ }^{\circ}\text{C}$ 防护验证。当高低温试验箱的目标温度为 $-70\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时, 冷热气体机的气体输出温度和和相机罐内温度如图 8 所示, 可以看出, 冷热气体机的气体输出温度基本恒定在 $130\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右, 并使相机罐在 $-70\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的环境中保持罐内温度在室温 $25\pm 1\text{ }^{\circ}\text{C}$ 范围内, 满足高精度摄影测量需求。

图 8 低温工况温度

(2) 高温 $100\text{ }^{\circ}\text{C}$ 验证。当高低温试验箱的目标温度为 $100\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时, 冷热气体机的气体输出温度和相机罐内温度如图 9 所示, 可以看出, 冷热气体机的气体输出温度基本恒定在 $-120\text{ }^{\circ}\text{C}$ 左右, 其使相机罐在 $100\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的温箱环境中保持罐内温度在 $16\pm 2\text{ }^{\circ}\text{C}$ 范围内, 同样满足相机正常工作温度要求, 符合高精度摄影测量条件。

图 9 高温工况温度

(3) 测量视场。在高低温工况, 防护罐内的摄影测量相机完成了对天线产品的二维影像获取, 如图 10 所示, 与图 11 不进行防护的测量相机拍摄的影响相比, 视场清晰无畸变, 靶标高亮且轮廓分明, 满足摄影测量高精度图像获取要求。

图 10 防护相机测量视场二维影像

图 11 不防护相机测量视场二维影像

4 结 论

(1) 本文设计提出的摄影测量相机防护方法, 实现了环境高温 $100\text{ }^{\circ}\text{C}$ 和低温 $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$ 下相机温度维持 $20\pm 10\text{ }^{\circ}\text{C}$ 的正常工作温度的能力, 并在通信、导航、中继等多个卫星天线分系统热变形测量中发挥了重要作用。

(2) 通过防护罐保护, 罐内温度、压力传感器监测, 外部冷热气体控温实现了对常压高低温环境下测量相机温度压力的实时自动控制, 拓宽了热变形测量的温度范围, 相比于国外真空环境测量, 降低了试验成本, 提高了效率, 同时对高精度石英光学玻璃窗口的控温及标定, 成功解决了在常压高低温环境下进行高精度测量难以实现的问题, 该方法可以作为高精度航天产品天线进行热变形测量的重要手段。

(3) 后续将在当前的基础上继续攻关, 进一步扩大环境温度范围, 争取尽快具备 $-200\sim 200\text{ }^{\circ}\text{C}$ 以内测量相机防护能力, 实现对标真空环境温度的天线产品热变形测量的能力。

参 考 文 献

- [1] MICHAEL W. Photogrammetric distortion measurements of antennas in a thermal-vacuum environment[J]. Canadian Aeronautics and Space Journal, 2003, 2: 65-71.
- [2] STEPHANE R, YVAN S, JEAN-CHRISTOPHE B, et al. Canister free videogrammetry system for thermal vacuum and space application[J]. Proceedings of SPIE, 2003 (5190): 242-252.
- [3] ARMIN G. Fundamentals of videogrammetry — a review[C]// Human Movement Science, 1997: 155-187.
- [4] BOUMAN J, VANOEL J, MULLER-STUTE F, et al. A photogrammetry system for use in thermal vacuum testing [R]. ESA Bulletin, 1995.
- [5] WIKTOWY M, O'GRADY M, ATKINS G, et al. Photogrammetric distortion measurements of antennas in a thermalvacuum environment[J]. Canadian Aeronautics and Space Journal, 2003(2): 65-71.
- [6] RICHARD S P, LOUIS R G, JESSIE A M Q. Photogrammetry of a 5m antenna with consumer inflatable space digital cameras[Z]. NASA/TM-2000-210627.
- [7] JONATHAN T B. Photngrammetry and videogrammetry methods development for solar sail structures[Z]. NASA/CR-2003-212678.
- [8] 蒋山平, 杨林华, 许杰, 等. 真空低温环境下卫星天线变形摄影测量技术[J]. 光学技术, 2013, 39(4): 313-317. JIANG Shanping, YANG Linhua, XU Jie, et al. Photogrammetric measurement of deformation for satellite antennas in vacuum cryogenic environment[J]. Optical Technique, 2013, 39(4): 313-317.
- [9] 于江, 蒋山平, 杨林华. 基于数字近景摄影测量的天线变形测量[J]. 航天器环境工程, 2008, 25(1): 56-58. YU Jiang, JIANG Shanping, YANG Linhua. Displacement measurement of antennas by means of digital close range photogrammetry[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2008, 25(1): 56-58.
- [10] 万小平, 于新战. 某卫星固面反射器热变形测试分析与模型修正[J]. 航天器环境工程, 2016, 33(6): 672-675. WAN Xiaoping, YU Xinzhan. Test and analysis of thermal distortion of a deployable CFRP reflector[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2016, 33(6): 672-675.
- [11] 黄桂平, 马开锋, 王蔡健, 等. 卫星天线热真空变形测量[J]. 宇航计测技术, 2014, 34(2): 21-25. HUNG Guiping, MA Kaifeng, WANG Caijian, et al. Distortion measurement of satellite antenna in thermal vacuum[J]. Journal of Astronautic Metrology and Measurement, 2014, 34(2): 21-25.
- [12] 程志强, 冯其强, 易旺民, 等. 相机保护罐玻璃对摄影测量精度的影响规律分析与误差补偿[J]. 航天器环境工程, 2016, 33(2): 206-210. CHENG Zhiqiang, FENG Qiqiang, YI Wangmin, et al.

- Analysis and error compensation of the effect of the protection tank of camera on the photogrammetry accuracy[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2016, 33(2): 206-210.
- [13] 柏宏武, 王勇, 黄桂平, 等. 一种卫星天线真空热变形测量方法[J]. 空间电子技术, 2016, 3: 20-25.
- BAI Hongwu, WANG Yong, HUANG Guiping, et al. A method of thermal distortion measurement of satellite antennas[J]. Space Electronic Technology, 2016, 3: 20-25.
- [14] 柏宏武, 刘博学, 马小飞. 一种卫星天线热变形测量系统[J]. 空间电子技术, 2018, 5: 56-61.
- BAI Hongwu, LIU Boxue, MA Xiaofei. System design of thermal deformation measurement of satellite antennas[J]. Space Electronic Technology, 2018, 5: 56-61.
-
- 作者简介: 柏宏武, 男, 1979 年出生, 高级工程师。主要研究方向为卫星天线总装测量。
E-mail: bai_hongwu@aliyun.com
- 刘博学(通信作者), 男, 1989 年出生, 硕士研究生, 工程师。主要研究方向为卫星天线总装测量。
E-mail: liuboxuexjtu@163.com