

大型航天器结构热稳定性试验 系统设计与实现

吴东亮, 刘泽元, 朱琳, 郭子寅, 陶东兴

(北京卫星环境工程研究所, 北京 100094)

摘要: 结构形面热稳定性是航天器结构设计的重要指标之一, 对航天器在轨真空低温环境下功能与性能的实现具有重要作用, 为确保航天器结构热稳定性设计的正确性, 需在地面开展空间环境热稳定性测试试验; 针对大尺寸结构高精度、高频率热变形测量需求开展研究, 采用光学摄影原位变形测量技术, 设计了多相机融合测量系统架构及测量方法, 有效保证了大型结构最优变形测量场的构建, 并通过系统机电、图像采集装置的智能化同步控制设计, 实现了图像数据的空间位置属性的自动匹配; 通过试验验证, 结果表明该系统可满足真空低温环境下尺寸不小于 4 m 的瞬态、高精度结构变形测量, 最小测量周期可达 90 s, 单向测量精度优于 28 μm , 测试过程运行稳定可靠。

关键词: 大型航天器; 结构; 热稳定性; 变形测量; 系统设计

Design and Implementation of Thermal Stability Testing System for Large Spacecraft Structures

WU Dongliang, LIU Zeyuan, ZHU Lin, GUO Ziyin, TAO Dongxing

(Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: The thermal stability of structural surfaces is one of important indicators for spacecraft structural design, which plays an important role in achieving the functionality and performance of spacecraft in orbit vacuum low-temperature environment. To ensure the correctness of structural thermal stability design, it is necessary to conduct thermal stability testing tests in space environment on the ground. The research on the high-precision and high-frequency thermal stability deformation testing requirements of large-scale structures is conducted. By using optical photography in-situ deformation measurement technology, a multi camera fusion measurement system architecture and measurement method are designed, effectively ensuring the construction of the optimal deformation measurement field for large structures. Through the intelligent synchronous control design of the system electromechanical and image acquisition devices, the automatic matching of spatial position attributes of image data is achieved. Through experimental verification, the results show that the system can meet the transient and high-precision structural deformation of large spacecraft no less than 4 m in vacuum and low-temperature environments, with a minimum measurement period of 90 s and unidirectional measurement accuracy better than 28 μm . The testing process runs stably and reliably.

Keywords: large spacecraft; structure; thermal stability; deformation measurement; system design

0 引言

航天器在轨始终经历着复杂的空间环境, 受到太阳辐射时, 结构快速升温, 被地球或者航天器本身遮挡时, 结构快速降温, 因此进出地影时结构会产生巨大温差, 这些温度梯度效应都会使航天器结构出现热变形, 进而影响载荷性能指标实现。

随着我国航天技术的快速发展, 航天器结构设计性能要求日趋提高, 尤其在空间站平台、遥感平台、通信平台等航天器领域, 光学相机和大型天线等关键载荷的应用对

航天器结构在空间环境下稳定性要求越来越高, 达到微米量级。为测试航天器结构热稳定性设计是否满足需求, 使得相机和天线载荷发挥优良性能, 在完成航天器结构模型热力耦合仿真的基础上, 通过空间环境模拟试验完成结构初样件的热稳定性测试是必不可少的工程技术途径。

目前, 结构变形测量手段主要有激光干涉测量、经纬仪测量法以及光学摄影变形测量等^[1-3]。激光干涉测量即采用双光束干涉原理, 通过对参考光束和产品表面反射后的光束的干涉信息来测量被测物品表面的位移梯度, 精度高,

收稿日期: 2024-01-16; 修回日期: 2024-04-08。

基金项目: 国防基础科研计划(JCKY2022203C025); 北京市科技新星计划(Z211100002121077)。

作者简介: 吴东亮(1985-), 男, 硕士, 高级工程师。

通讯作者: 陶东兴(1987-), 男, 博士, 高级工程师。

引用格式: 吴东亮, 刘泽元, 朱琳, 等. 大型航天器结构热稳定性试验系统设计与实现[J]. 计算机测量与控制, 2024, 32(9): 322-327, 335.

但实施复杂,对安装、环境条件要求严格;经纬仪测量法应用较为广泛,测量量程范围大,精度高,但测量数量有限,在测量数量多时测试效率较低。随着航天器结构设计水平的提高、测点数量的增加以及测量环境要求的提升,激光干涉、经纬仪测量等变形测量手段难以满足复杂真空热环境条件下大型结构的变形测量需求^[4]。摄影测量是以透视几何理论为基础,基于多目立体视觉三维重建原理的一种测量手段,该技术具有非接触式、测量速度快、自动化程度高、测量点数量不限等特点,广泛应用于结构力热变形测量、微观位移跟踪等场合^[5]。

国外摄影变形技术研究及其在航天领域的应用研究较早。目前,美国国家宇航局(NASA, national aeronautics and space administration)、欧洲航天局(ESA, european space agency)、日本等国家相关研究机构均对大型可展开抛物面天线、空间望远镜等空间结构开展过变形测量试验^[6]。法国 Alcatel 公司开展了针对天线产品的热变形试验,对相机设备进行了防护设计,并通过可旋转装置设备,提高相机的摄场范围和测量精度^[7]。欧空局 ESTEC 在 LSS 大型空间环模设备内对普朗克空间望远镜开展了真空低温稳态变形测量,测量温度范围覆盖常温至 95 K,对普朗克空间望远镜的结构设计和热设计进行了充分验证。德国 IABG 公司(Industrieanlagen-Betriebsgesellschaft)在卫星天线的热变形测量方面做了许多工作,自 1995 年以来,他们利用摄影测量法先后对几十副卫星天线进行了变形测量,在这方面积累了大量的实践经验,试件尺寸覆盖 $\Phi 500\text{ mm} \sim \Phi 3\ 500\text{ mm}$,测量精度为 $10\ \mu\text{m} \sim 0.1\ \text{mm}$ ^[8]。

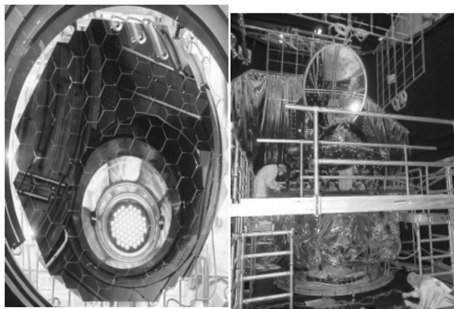


图1 LSS太阳模拟器及普朗克空间望远镜变形测量

航天器经历进出地影1次,结构将经受2次瞬态外热流冲击,随着航天器结构复合材料使用比例的增加,复合材料受空间环境影响较为明显,长期在轨后的结构热性能将产生一定退化,结构也会出现变形。为充分掌握航天器复合材料结构在轨热流变化条件下的热变形情况,提高结构热稳定性,需开展航天器结构瞬态热变形测量方法研究。近年来,国外研究机构针对赫歇尔望远镜、詹姆斯韦伯空间望远镜(JWST, The James Webb Space Telescope)承力结构常压以及真空低温环境下瞬态热变形测量开展了一系列研究。欧空局 ESTEC 在 LSS 大型空间环模设备内利用摄影测量法完成了赫歇尔望远镜(Herschel Telescope)真空

低温环境下的瞬态变形测量,测量精度为 $50\ \mu\text{m}$ 。美国 NASA 的哥达德空间飞行中心(GSFC, Goddard Space Flight Center)利用摄影测量法完成了詹姆斯韦伯太空望远镜的集成有效载荷平台(ISI, Integrated Science Instrument)结构在常温和低温(35K)环境下的变形测量试验^[9-10]。由此可知,国外采用非接触摄像测量开展航天器结构热变形测量的技术已较为成熟。

我国自20世纪80年代开始开展航天器真空低温热变形测量技术,经过数十年技术积累,目前已在通信卫星、深空探测等平台天线载荷研制中成功开展多次基于摄影测量技术的热变形试验^[11-12]。2012年,北京卫星环境工程研究所采用摄影测量法完成了某型号相机、星敏组合体结构件常压热变形测量试验,由长度测量精度则算到结构角度测量精度达到 $15''$ 。2016~2022年间,北京卫星环境工程研究所先后开展了多次真空低温环境下大型柔性复杂结构热变形试验,测量成果显著。然而,当前测试仅限于稳态测试,即在被测结构达到热平衡后开始测量,对测量时间要求不高。随着航天器结构设计性能要求的提高,对空间环境(真空低温环境)瞬态热流条件下的变形测量需求日益增加,测量周期需求也日趋变小。为满足结构瞬态热变形仿真的试验验证需求,更好地适应结构与安装载荷机械接口的变形量要求,亟需开展基于真空低温环境摄影测量的瞬态热变形测试技术研究。

本文对大型航天器结构热稳定性测试系统进行研究,基于光学摄影变形测量技术,创新性设计了多摄站变形测量系统架构,并通过系统自动化集中控制及工作模式的设计,实现大型结构全自动化瞬态变形测试系统研制,开展了真空低温环境物理试验验证及试验结果分析,并应用于航天器型号试验,为结构性能设计提供了有效验证手段,并为模型修正提供了关键数据支撑。

1 系统测量原理与设计组成

1.1 测量原理

基于摄影测量的变形测量技术是采用数字相机,通过在不同方位对同一物体进行拍摄,获取多张数字图像,并通过对布置于测量对象上的标志点位、编码点位的计算机图像解算和数据分析,得到测量对象上标定点位的三维坐标,并通过数据建模最终得出测量对象变形量的一种测试方法^[13]。

在拍摄过程中,被测物点 Q 经过测量相机镜头成像于像平面,镜头投影中心为 O ,被测点 Q 经过投影中心 O 在像平面上的点为 q , Q 、 O 、 q 三点共线^[2],共线方程如式(1)所示:

$$\begin{cases} x = -f \frac{a_1(X - X_0) + b_1(Y - Y_0) + c_1(Z - Z_0)}{a_3(X - X_0) + b_3(Y - Y_0) + c_3(Z - Z_0)} \\ y = -f \frac{a_2(X - X_0) + b_2(Y - Y_0) + c_2(Z - Z_0)}{a_3(X - X_0) + b_3(Y - Y_0) + c_3(Z - Z_0)} \end{cases} \quad (1)$$

式中: x 、 y 为像点坐标; f 为光学系统主距; a_1 、 a_2 、 a_3 、 b_1 、 b_2 、 b_3 、 c_1 、 c_2 、 c_3 为组成旋转变换矩阵的9个参数,是

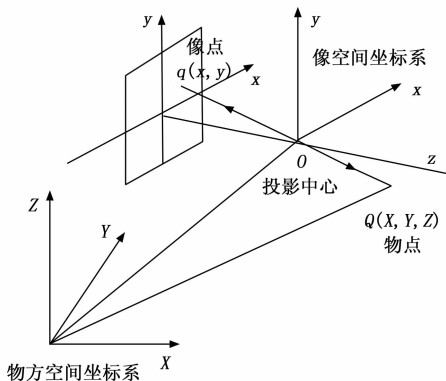


图 2 多个拍摄位置解算相机位置关系

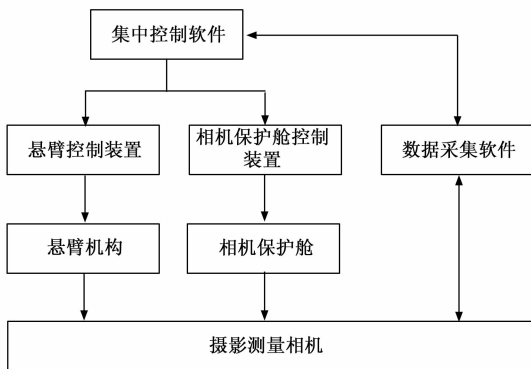


图 3 变形测量系统组成原理图

用于表征 QO 空间方位的 3 个独立转角的函数；X、Y、Z 是被测点在物方空间坐标系下的坐标； X_0 、 Y_0 、 Z_0 是投影中心 O 在物方空间坐标系下的坐标。由于同一被测点在不同摄站下的成像光速必交汇于被测点处，因此可采用将该测点在不同摄站下的共线方程组成共线方程组，解算得到被测点三维坐标 X、Y、Z。

变形测量的精度与摄影相机设备自身精度、测量基准精度、测量对象尺寸及测量数据量等因素相关。变形测量周期则与获取能够解算标志点位三维坐标信息所使用的时间有关。稳态测试时，对变形测量周期要求相对较小。随着结构功能设计要求的提高，真空低温瞬态变形测量的需求日益增多，这对测量周期提出较高的要求。为缩短变形测量周期，一般采用增加摄站数量、增加相机空间运动速度，降低获取全覆盖被测产品测量数据所需时间。

1.2 系统架构设计

为实现大尺寸结构的瞬态热稳定性测试，提高系统解算数据采集速度，对变形测量系统架构进行设计，设计了满足真空低温环境下多相机快速移动的变形测量系统。系统由悬臂机构、相机保护舱、控制装置、控制软件组成，组成原理如图 3 所示。其中，悬臂机构用于多相机整体运动的支撑；相机保护舱内安装测量相机，负责相机真空低温环境的防护及自转运动；控制装置作为悬臂与相机保护舱的控制硬件，负责悬臂运动控制、相机保护舱温控及内部相机运动控制，在第 2 章节进行阐述；控制软件包括集中控制软件、数据采集软件两部分，在第 3 章节进行详细阐述。

1.3 悬臂机构设计

为了形成快速、瞬态热变形测量能力，需进行摄影测量的多相机组网拼接测量技术研究，通过多套专业量测相机形成组网测量系统，在真空低温环境下测量过程中，采用分区子网拍摄、组合拼接测量，快速获取单次测量点集的三维坐标值，从而实现大场景高精度瞬态热变形测量能力^[3]。

为实现多摄站测量场的构建，对相机悬臂机构进行设计，通过多台相机的同步转动，以较小的旋转角度获取测

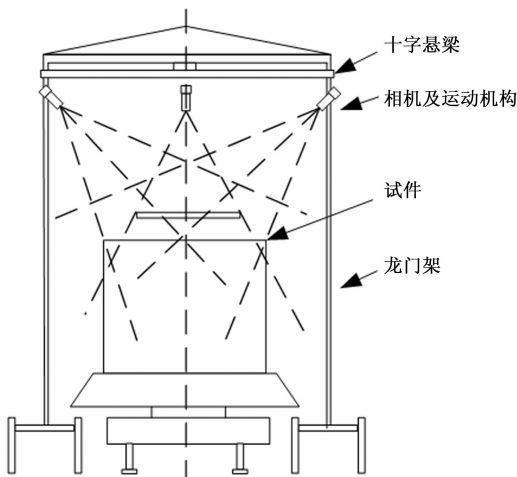


图 4 悬臂机构整体结构示意图

量场的全方位图像数据，从而缩短变形测量周期，实现准瞬态及至瞬态变形测量的数据获取，相机悬臂机构由龙门支架以及十字悬梁组成，其中十字悬梁中心轴通过步进电机驱动以及行星减速机和中空齿轮减速箱的两级减速，实现对梁臂载荷的运动驱动。

十字梁驱动电机工作在真空低温环境条件下，需采取主动热控与被动热控相结合的方式，实现对电机的温度防护。主动热控设计采用薄膜加热器的功率值进行设计。将电机近似于黑体，其近似黑体辐射功率如式 (2) 所示：

$$E = \sigma(T_c^4 - T_0^4)S \tag{2}$$

式 (2) 中， σ 为黑体辐射常数 $5.67 \times 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}^4)$ ， T_c 为黑体温度，即电机控温目标值，一般取 $5 \text{ }^\circ\text{C}$ ； T_0 为背景温度，即容器热沉极限低温值，一般取 100 K ； S 为黑体表面积，即电机表面积。已知电机自身发热功率，不考虑被动热控措施，为保证相机控温至 $5 \text{ }^\circ\text{C}$ ，薄膜加热器设计功率值为 10 W 。

1.4 相机功能性设计

为实现真空低温环境下相机的正常运行，开展相机真空低温环境防护技术研究。设计防护筒，并针对防护筒设计主动和被动加热措施，在筒内壁设计薄膜加热器对筒壁

进行主动加热, 并在外侧包覆多层隔热组件, 实现对筒子内相机设备的温度防护。为保证筒子为常压环境, 防止防护筒观察窗口在低温环境下结雾, 则对筒内气体进行高纯氮气置换, 降低观察窗露点。

此外, 为提高相机对测量对象的视场覆盖率和有效数据率, 设计相机自转转台, 相机自转方向与相机拍摄方向轴相垂直, 并集成在相机防护装置内部。

相机保护装置结构设计如图 5 所示。相机防护装置尾部设计可角度调节的夹具与十字悬梁进行固定。根据测量场需求, 夹具可以最小 2° 的调节间距调节相机角度, 用于优化测量场面。

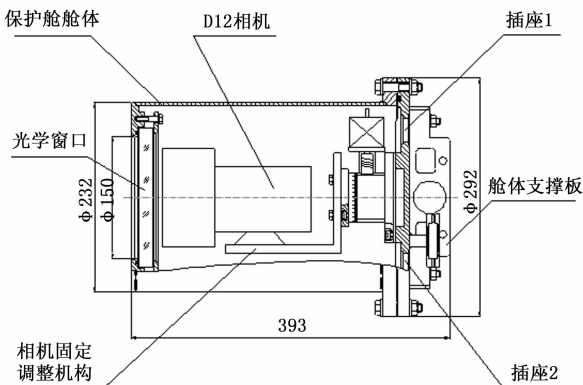


图 5 相机保护装置结构组成

2 系统同步控制装置设计

2.1 控制装置总体功能设计

针对变形测量系统设计相应控制装置, 装置控制逻辑基于时序控制思路进行开发, 以保证各控制对象控制的同步性, 确保相机测量图像数据与其对应测量区域属性的匹配性^[14-16]。控制装置设计功能包括相机摄影触发控制、机电设备温度和运动控制、测量图像数据预处理以及联动控制等。针对同步控制装置的设计功能, 控制装置硬件设计组成如图 6 所示, 包括相机保护舱控制箱、悬臂机构控制器、相机控制器组, 控制装置软件通过以太网与控制装置硬件建立通信, 与实现变形测量系统设备的集中联动控制。

2.2 相机设备控制设计

同步控制装置针对每套相机设备的运动、温度控制分别设计独立的控制模块, 控制模块以控制箱形式进行集成, 控制箱内集成设计了加热功率调节设备、相机转台运动驱动设备以及限位信号的采集设备, 实现对相机保护装置的温控及运动控制, 其中温度控制采用闭环温度控制方式, 保证相机处于适宜相机工作的 10~30 °C 的范围区间; 运动控制则通过云台使相机在垂直于相机拍摄方向的水平面以 ±60° 角度进行一定角速度的自转, 进一步提高相机随悬臂机构公转过程中的视场覆盖率, 提高测量图像数据有效率。

2.3 悬臂机构控制设计

针对悬臂机构运动控制设计相应控制模块, 控制模块基于 PLC 进行开发, 实现对悬臂控制运动行程、运动模式

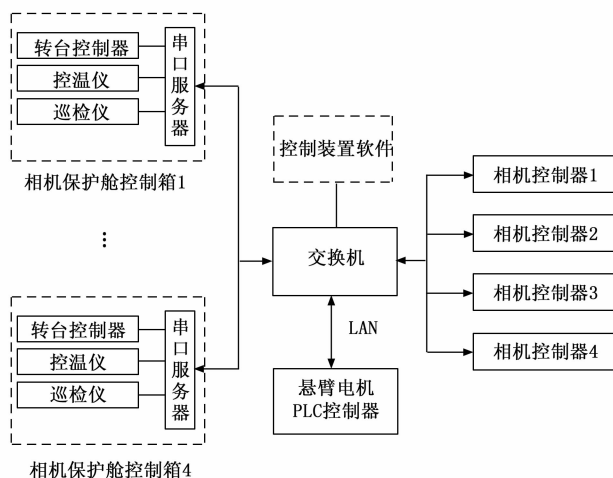


图 6 变形测量系统同步控制装置设计原理图

的控制以及实时运动状态信息的显示。上位集中控制软件通过以太网与悬臂机构控制模块建立 TCP/IP 通信, 实现对悬臂机构的远程联动控制^[17]。

为充分考虑悬臂机构长周期连续往复运动误差积累对测量图像数据有效性的影响, 悬臂往复运行行程末端预留等待时间, 以运动行程 0~360°、运动速度 1°/s 为例, 系统自 0° 开始运动时开始计时, 运动至 355° 停止运动, 然后等到运动时间至 360 s 时开始回程运动。通过末端等待设计, 既可以消除行程末端限位开关物理空间对行程末端不能到达 360° 的影响, 又能消除长时间往复运动误差的积累, 确保了悬臂机构运动时间空间的一致性。

鉴于摄影测量相机的快门速度为 ns 级, 悬臂机构机械振动频率约为 50~100 Hz 量级, 即振动周期约为 10~20 ms, 相比之下, 对相机拍摄图像及精度的影响可忽略不计, 因此, 悬臂机构系统不做自身稳定性设计。

3 控制软件设计

3.1 软件架构设计

控制软件负责热变形测量系统的整体控制, 采用分布式、模块化设计, 包括集中控制模块、图像采集处理模块组成, 其中图像采集处理模块包括客户端子模块和服务端子模块, 软件逻辑关系如图 7 所示。

3.2 集中控制模块

集中控制模块作为控制软件的核心模块, 位于上位软件层, 负责对相机保护舱、悬臂机构等设备控制装置的直接控制, 并将获取各设备状态信息进行实时显示; 同时负责对图像采集模块中图像采集启停、采集周期的设置以及模块工作状态信息的显示。

集中控制模块软件设计有一键式同步控制功能, 在完成测量场构建模式下的相关参数设置后, 实现对悬臂运动、相机运动及采集的同步启动控制, 降低由操作时间误差引起的数据偏离, 提高测量图像数据的质量。

集中控制模块采用 iFix 组态软件进行开发, iFix 软件

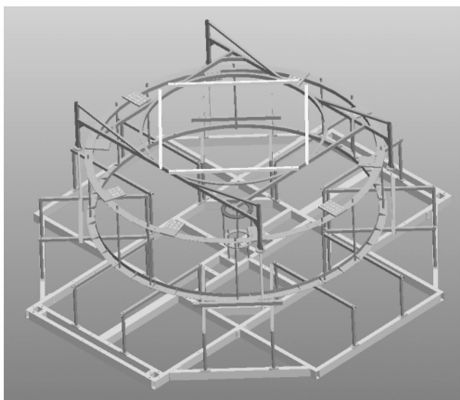


图 10 结构模拟装置示意图



图 11 钢制基准尺及标志点粘贴方式

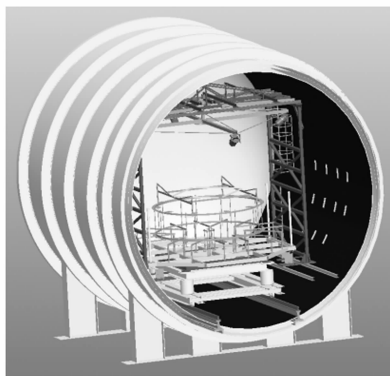


图 12 变形测量验证试验现场布局图

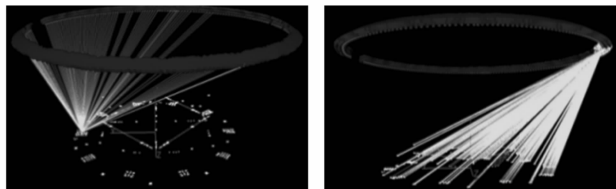
变形测量系统悬臂机构旋转角度采用 $1^\circ/\text{s}$, 以悬臂旋转 90° 获取一组测量场数据, 测量周期等同 90 s , 相机自转角速度设置为 $3^\circ/\text{s}$ 。常温常压和真空低温环境下各开展 5 次热变形测量, 每次测量获取图像 240 张, 共获取图像 2 400 张。

4.2 测量精度分析方法

根据摄影测量基础理论和测量误差评价方法, 系统测量精度 $\Delta\delta$ 由单点测量精度 S_p 、测量场重复性精度 E_s 和基准长度溯源标定误差 U_c 组成, 如式 (3) 所示^[18-20]:

$$\Delta\delta = \sqrt{(S_p)^2 + (E_s)^2 + (U_c)^2} \quad (3)$$

1) 同一测量条件下, 对已标定长度进行多次测量, 测量值与被测长度标定值之差定义为长度测量偏差, 可用于



(a) (b)

图 13 测量相机摄站布局图

表征系统测量精度水平, 根据数理统计的方差原理可知, 两点间长度测量偏差为单点测量精度 S_p 的 $\sqrt{2}$ 倍, 单点测量精度为单点单向测量精度的 $\sqrt{3}$ 倍。

2) 测量场重复性精度误差是指同一测量条件下, 对测量场所有测点进行多次测量 (一般取 5 次), 计算分析测点空间位置的随机散布误差;

3) 采用精度更高的测量手段对摄影测量用基准尺进行长度标定时, 所得测量值标定误差为溯源标定误差。

4.3 测量精度分析

对常温常压环境下基准尺单点测量偏差、3 个方向的重复性测量误差进行数据统计, 并结合溯源标定误差, 得到常温常压环境下的各方向测量精度如表 1 所示。

表 1 常温常压环境系统系统测量精度分析

测量精度表征参量	X/mm	Y/mm	Z/mm
基准尺单向点位测量偏差 S_p	0.013	0.013	0.013
基准尺溯源标定误差 U_c	0.006	0.006	0.006
测量场重复性测量误差 E_s	0.017	0.018	0.016
单向点位测量精度	0.022	0.023	0.022

重复上述方法, 对真空低温环境下系统测量精度进行分析, 分析结果如表 2 所示。

表 2 真空低温环境系统系统测量精度分析

测量精度表征参量	X/mm	Y/mm	Z/mm
基准尺单向点位测量偏差 S_p	0.013	0.013	0.013
基准尺溯源标定误差 U_c	0.006	0.006	0.006
测量场重复性测量误差 E_s	0.019	0.021	0.019
单向点位测量精度	0.024	0.025	0.023

根据上述测量结果可知:

- 1) 常温常压环境下变形测量系统单向测量精度最大为 $23\ \mu\text{m}$;
- 2) 真空低温环境下变形测量系统单向测量精度最大为 $25\ \mu\text{m}$ 。

综合试验结果分析, 变形测量系统在真空低温环境条件下运行稳定可靠, 可实现最小测量周期 90 s 、真空低温环境条件下 $28\ \mu\text{m}/4\text{ m}$ 的测量精度目标, 满足设计技术指标。系统成功应用于某空间站型号大型结构热稳定性试验中, 取得良好效果。

(下转第 335 页)