

激光跟踪仪在交会对接微波雷达 多径试验中的应用

任春珍¹, 贾世锦², 刘浩淼¹, 孙刚¹, 季宇¹

(1. 北京卫星环境工程研究所, 北京 100094; 2. 中国空间技术研究院 载人航天总体部, 北京 100094)

摘要: 交会对接微波雷达多径试验是在地面模拟两个飞行器在轨交会对接过程中由舱体表面及遮挡对微波信号造成反射干扰的一种试验, 其目的是验证激光雷达系统功能及安装位置的合理性。在近 20 m 远的距离上, 对飞行器舱体上的微波雷达天线和微波应答天线进行角度及距离的精确测量。文章通过对试验环境、测量项目分析及不同精测方案比对, 采用激光跟踪仪直接测量舱体结构, 获得了准确的基准数据, 有助于指导微波雷达在飞船轨道舱上的精确安装和提高交会对接微波雷达多径试验的精度。激光跟踪仪首次应用于交会对接微波雷达多径试验, 相比经纬仪在航天器基准测量中具有更大的优势。

关键词: 激光跟踪仪; 交会对接; 微波雷达; 多径试验; 精测

中图分类号: O348.11; V465

文献标志码: B

文章编号: 1673-1379(2013)05-0550-05

DOI: 10.3969/j.issn.1673-1379.2013.05.018

0 引言

微波雷达系统用于飞行器在轨交会对接的测量, 主要包括微波应答天线和微波雷达天线两部分, 分别位于目标飞行器和跟踪飞行器上。当两个飞行器之间的飞行距离小于 200 m 时, 微波雷达系统开始对两个飞行器的相对姿态进行测量, 飞行器根据测量值调整姿态; 同时, 还要测量对接口坐标之间的相对夹角(方位角、俯仰角)及两个飞行器之间的距离。为了获取准确的飞行器姿态和对接口的对准位置, 微波雷达系统自身的测量精度尤为重要。为此, 需要在地面进行充分的模拟试验, 其中包括交会对接微波雷达系统级多径试验。为了提高微波雷达系统的测量精度, 确保其测量基准的精度至关重要。由于微波雷达系统是安装在目标飞行器和跟踪飞行器上, 所以飞行器的舱体就是其测量基准。

在航天型号产品的安装精测中, 一般采用经纬仪测量。针对于大尺寸的航天器总装精测, 采用的是多台经纬仪构成的非接触式测量系统^[1]; 针对微波雷达系统安装位置的精测, 以往多采用改进的多台经纬仪测量系统, 通过测量航天器设备的光学基准以建立坐标系并实现基准转移, 最终完成设备

的安装精测^[2-6]。

本文在目标飞行器和跟踪飞行器首次交会对接任务的地面模拟多径试验中, 对其微波雷达系统安装位置基准的精测, 采用了激光跟踪仪的测量方式, 获得了准确的基准数据, 提高了交会对接微波雷达多径试验的精度。

1 多径试验任务要求

1.1 多径试验的环境要求

多径试验要求在铺覆了吸波材料的 EMC 试验室进行, 对工装、测量设备也要进行吸波处理。

微波雷达天线安装在轨道舱舱外, 应答天线安装在模拟对接航天器的轻质舱(对应目标飞行器)舱外。轻质舱放置在支架车上, 其位置固定不动; 而轨道舱安装在两轴转台上, 再将它们放置在直径 6 m 的大型转台中央, 如图 1 所示。试验工况的设置由两个转台来实现: 即两轴转台控制轨道舱的滚动转角及俯仰角, 地面 6 m 大型转台控制轨道舱水平方向的方位角。

每个工况的试验过程为:

- 1) 通过两轴转台及 6 m 转台的转动来设置两舱预计的俯仰角、滚动角及水平方位角;
- 2) 启动微波雷达系统进行测试, 获得微波雷

收稿日期: 2012-09-21; 修回日期: 2013-09-02

基金项目: 国家重大科技专项

作者简介: 任春珍(1966—), 女, 高级工程师, 研究方向为航天器总装精测技术。联系电话: (010) 68746006。

达天线与应答天线间姿态角的关系数据;

3) 同时测量雷达天线及应答天线两个基准坐标系, 以获得它们之间的位置及角度关系数据;

4) 通过分析测量数据来判断微波测量系统在不同工况下是否满足设计要求。

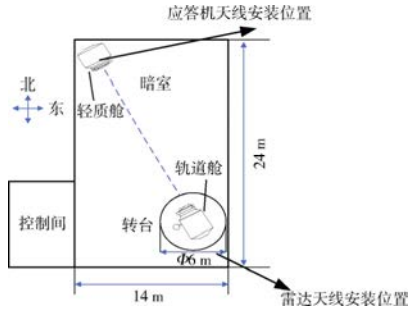


图 1 试验时两舱位置布局
Fig. 1 The layout of two cabins during the test

1.2 测量中的基准坐标系

1) 微波雷达天线的基准

微波雷达天线提供了两个测量基准(见图 2): 天线本体结构基准和光学基准。其中天线本体结构基准由天线上的 10 个圆柱端面组成基准平面, 该基准平面的法线向外方向为 +x 轴方向, +x 轴向规定指向水平的左向, +z 向由右手法则来确定即为向下, 坐标系的原点为 y 轴方向 4 个圆柱端面圆心连线与 z 轴方向 4 个圆柱端面圆心连线的交点。光学基准为带有十字刻线的光学基准立方镜。

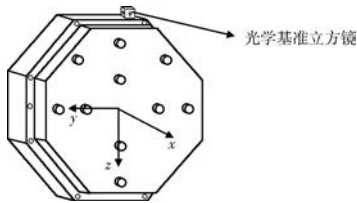


图 2 微波雷达的测量基准
Fig. 2 Measurement benchmarks of the microwave radar

2) 微波应答天线的基准

微波应答天线提供了两个测量基准: 天线本体结构基准 A (即底部圆的中心) 和光学基准, 如图 3 所示。

试验精测任务要求完成对微波应答天线的本体结构基准中心到微波雷达天线本体结构基准的坐标系原点的距离以及它们坐标系间的俯仰角和水平方位角的测量。

两个光学基准的立方镜与本体结构基准的关系由单机系统研制单位统一测量转换。

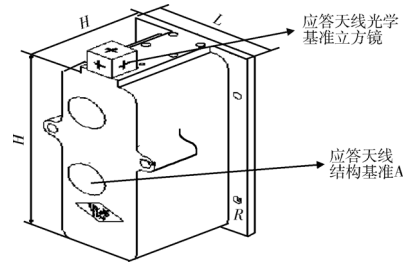


图 3 微波应答天线测试基准
Fig. 3 Measurement benchmark of the microwave response radar

2 精测方案

2.1 经纬仪测量分析

目前航天型号产品的安装精测, 是采用由多台经纬仪构成的非接触式大尺寸测量系统, 利用经纬仪前方交会定标测点原理进行测量。而经纬仪测量点坐标的精度与经纬仪位置有关, 当被测点距离两经纬仪中心越远时, 其测量精度越低。经纬仪的点测量原理如图 4 所示: 设两经纬仪中心距离为 y , 被测点位于两经纬仪中间, 到两经纬仪连线的距离为 x , 两经纬仪观测角为 A , 则 $x=(y/2)\tan A$ 。

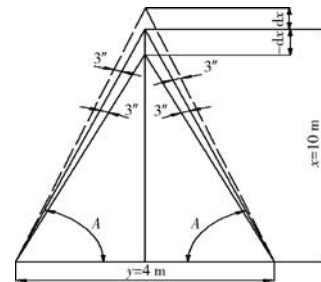


图 4 测点原理
Fig. 4 Principle of point measurement

由于人眼的分辨能力为 $1' \sim 1.5'$, 而经纬仪观测无穷远目标时(即准直时)可以达到 30 倍的最大视觉放大倍率, 此时人眼通过经纬仪观测误差为 $2'' \sim 3''$; 而观测有限距离时视觉放大倍率有限, 其观测误差一般为 $3''$; 观测距离远时由于被测点的反射光能量弱, 观测误差会更大。设两经纬仪中心距离 y 不变, 由于视觉误差而使两经纬仪的点观测角分别为 $A+3''$, 则被测点的 x 向距离为

$$x + dx = (y/2) \tan(A + 3''), \quad (1)$$

$$dx = (y/2) \tan(A + 3'') - (y/2) \tan A. \quad (2)$$

当 $y=4 \text{ m}$, $x=(y/2)\tan A=10 \text{ m}$ 时, 则

$$dx = (y/2)\tan(A+3'')-(y/2)\tan A=0.75 \text{ mm}. \quad (3)$$

以上分析只考虑了 x 方向的误差, 在测量时 y 向、 z 向都存在类似的误差。实际测量时, 两经纬

仪中心距离需要现场标定,因此存在标定误差。同时其他因素,如经纬仪的水平度、经纬仪固定工装稳定性,以及被测点与两经纬仪位置之间的对称性等,都会对点测量产生影响。一般在10 m距离时,经纬仪测点误差不会小于±0.75 mm。

2.2 激光跟踪仪测量分析

激光跟踪测试技术是近几年来新兴的测试技术。激光跟踪仪主要由激光跟踪器和反射镜靶球组成,其测量原理为:激光跟踪仪发出激光束,并实时跟踪反射镜靶球。反射镜靶球内部有一块角镜,激光束入射后沿原路返回,激光跟踪仪接收返回激光束后可以计算出跟踪器到反射镜靶球中心的距离。

激光跟踪仪的测量是以极坐标方式实现对被测物体空间三维坐标的测量,如图5所示。

测量坐标系由激光跟踪仪的水平回转轴线和竖直回转轴线及其交点组成。如将反射镜靶球放置于被测点P处,激光跟踪仪发射并接收反射镜靶球返回的激光,可测得激光跟踪仪偏转的两个角度参数 α 、 β 以及激光跟踪仪中心到被测点P的距离 r ,则 $P(x,y,z)$ 的坐标值可计算为 $x = r\sin\alpha\sin\beta$ 、 $y =$

$$r\cos\alpha\sin\beta, z = r\cos\beta。$$

激光跟踪仪对于反射镜靶球这一测量目标采用自动识别方式,不存在人眼测量带来的误差,因此测量误差仅包括仪器的目标识别误差及反射镜靶球自身的制造误差。如采用API-III型激光跟踪仪,其精度可控制在±0.1 mm,与经纬仪相比其测量误差更小。

用1台激光跟踪仪对微波雷达及微波应答天线本体结构基准进行测量,再通过拟合计算可最终得到两个天线的本体结构基准坐标系之间的角度及距离关系。

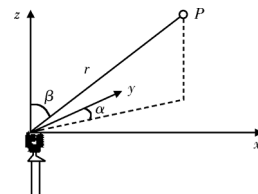


图5 激光跟踪仪的测量坐标系
Fig. 5 Measurement coordinate system for the laser tracker

2.3 试验测量方案

通过经纬仪与激光跟踪仪测量的比对(表1),多径试验选择了激光跟踪仪的测量方案。

表1 经纬仪与激光跟踪仪测量比对
Table 1 Comparison between the theodolite and the laser tracker

测量方式	设备数量/台	占地面积/m ²	设备架设位置	测量效率	测量精度
经纬仪	≥2	6	设备的摆放随测量工况要移动12次,重复工作量大	设备移动要重复进行经纬仪调平及定标工作,操作繁琐、工作效率低	10 m 远的距离测量误差 > ±0.75 mm
激光跟踪仪	1	1	设备摆放位置固定	只进行一次预热和校准,测量工作效率高	10 m 远的距离测量误差 < ±0.1 mm

3 激光跟踪仪测量流程

在EMC试验室的两舱中间架设API-III型激光跟踪仪,连接测试系统,经过预热和常规校准^[7]

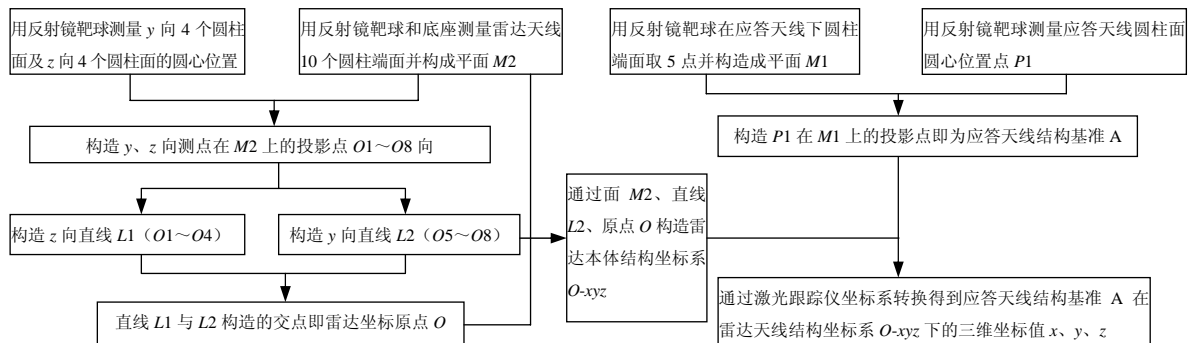


图6 测量流程
Fig. 6 Flowchart of the measurement process

后通过反射镜靶球和辅助平面底座进行测试。依据微波雷达天线的本体结构基准坐标系的定义,对其10个圆柱端面进行激光跟踪测量,具体流程见图6。

4 试验测量结果及分析

4.1 测量数据转换处理

根据激光跟踪仪测得的轻质舱应答天线本体结构基准 A 在雷达天线本体基准坐标系下的坐标值, 需要换算成基准 A 在雷达天线本体基准坐标系下的俯仰角、水平方位角及距离值, 它们分别是

$$\alpha = \arctan(y \div x), \quad (4)$$

式中 α 为应答天线本体结构基准 A 在雷达天线本体基准坐标系下的方位夹角;

$$\beta = \arctan(z \div \sqrt{x^2 + y^2}), \quad (5)$$

式中 β 为基准 A 在雷达天线本体基准坐标系下俯仰方向的夹角;

$$L = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}, \quad (6)$$

式中 L 为基准 A 到雷达天线本体基准坐标系下的距离。

4.2 测试结果

表2列出了激光跟踪仪在6种试验工况下所测得的基准 A 在雷达天线本体基准坐标系下的坐标值, 经上述换算后得到的结果。

表2 由对接机构捕获环伸出两天线测试数据
Table 2 Measurement data for two antenna stretched from the trap ring of the docking device

测试工况及项目		微波雷达天线本体坐标系		
		俯仰角/(°)	方位角/(°)	距离/m
微波应答 天线本体 结构基准 A	20 m/俯仰-4°/方位 31°	-4.286 3	31.791 6	20.622 8
	20 m/俯仰 2°/方位-29°	2.353 2	-29.147 7	20.172 0
	20 m/俯仰-26°/方位 39°	-26.674 7	39.201 5	21.146 5
	20 m/俯仰 25°/方位-24°	25.424 2	-24.121 1	19.753 6
	20 m/俯仰 5°/方位 30°	5.324 5	29.839 1	20.474 1
	20 m/俯仰-10°/方位-15°	-10.170 4	-15.165 1	20.338 4

4.3 误差分析

反射镜靶球中心位置精度 $\pm 13 \mu\text{m}$, 球形精度为 $\pm 1.5 \mu\text{m}$ 。测量采用 ADM 模式, 校准精度 $\pm 15 \mu\text{m}$ (10 m 之内)。测量数据取 3 次平均值, 重复测量距离的不确定度为 $\pm 25 \mu\text{m}$ 。

由多因素影响下的综合不确定度可计算为

$$u_c = \sqrt{\sum_{i=1}^N u_i^2}; \quad (7)$$

扩展不确定度可计算为

$$U = k u_c, \quad (8)$$

式中 k 一般取值在 2~3 之间, 当置信度为 0.95 时取 $k=2$, 置信度为 0.99 时取 $k=3$ 。

经过式(7)计算测量的综合不确定度为 0.032 mm。

当 $k=3$ 时, 扩展不确定度为 $\pm 0.094 \text{ mm}$, 即在 $\pm 0.1 \text{ mm}$ 范围内。

5 结束语

激光跟踪仪在交会对接微波雷达系统级多径试验中的首次应用, 直接对航天器设备结构基准进行测量, 与经纬仪测量相比, 测量精度提高了 7 倍以上; 简化了测量流程, 提高了测量工作效率。

激光跟踪仪成功应用于“神舟八号”初样阶段交会对接微波雷达系统级多径试验, 获得了微波雷达天线与微波应答天线之间的方位角、俯仰角以及距离的精准测量数据, 发现了轨道舱雷达天线安装的位置有遮挡。在第二阶段试验中对天线的安装位置进行了前移调整, 使试验结果完全满足设计要求, 为“神舟八号”飞船与“天宫一号”目标飞行器首次交会对接任务圆满成功提供了有力保障。

参考文献 (References)

- [1] 沈兆欣, 陈晓辉. 电子经纬仪测量系统中立方镜坐标系建立技术探讨[J]. 宇航计测技术, 2006, 26(4): 73-75
Shen Zhaoxin, Chen Xiaohui. A technology to get coordinate-system of cube-prism in electron-theodolite surveying system[J]. Journal of Astronautic Metrology and Measurement, 2006, 26(4): 73-75
- [2] 刘建新. 飞船精度测量技术方案及评定[J]. 航天器环境工程, 2007, 24(2): 106-113
Liu Jianxin. Measuring principle of electronic theodolite and its applications in spacecraft inspection[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2007, 24(2): 106-113
- [3] 李广云. 工业测量系统进展[M]. 北京: 解放军出版社, 2000
- [4] 周富强, 张广军, 江洁, 等. 现场双经纬仪三维坐标测量系统[J]. 机械工程学报, 2004, 40(1): 165-169

Zhou Fuqiang, Zhang Guangjun, Jiang Jie, et al. Three-dimensional coordinate measuring system with bino-theodolites on site[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2004, 40(1): 165-169

[5] 任春珍, 杨再华, 孙刚, 等. 太空环境飞行器交会对接设备精测工艺方法研究[J]. 航天器环境工程, 2010, 27(6): 768-771

Ren Chunzhen, Yang Zaihua, Sun Gang, et al. Ground-based alignment of rendezvous and docking device used for objective space vehicle[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2010, 27(6): 768-771

[6] 顾世新, 杨再华. 经纬仪测点工艺技术研究[J]. 航天器环境工程, 2011, 28(2): 175-178

Gu Shixin, Yang Zaihua. Precision analysis of point measurement by theodolites[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2011, 28(2): 175-178

Laser tracker used in multi-radius test of microwave radar for rendezvous and docking

Ren Chunzhen¹, Jia Shijin², Liu Haomiao¹, Sun Gang¹, Ji Yu¹

(1. Beijing Institute of Spacecraft Environment Engineering, Beijing 100094, China;

2. Beijing Institute of Manned Space System Engineering, China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: The system-level multi-radius test for the microwave radar is a ground environmental simulation test to verify the reflection disturbance to microwave signals from the surface and the blocking of two flight vehicles during their rendezvous. Its purpose is to validate the function of the laser radar system and its installation position. The test is carried out 20 meters away from the object vehicle, to measure precisely the angle and the distance of the microwave radar antenna and the microwave response antenna. According to the test environment and the measurement items, and by comparing different alignment schemes, the method of directly measuring the equipment structure's very benchmark is proposed, which can provide correct reference data for improving the fix position of the microwave radar outside the orbit module of the spaceship, thus guarantee the precise measurement of the microwave system in China's first space rendezvous mission.

Key words: laser tracker; rendezvous and docking; microwave radar; multi-radius test; alignment

(编辑: 肖福根)



碳纳米管处理器原型诞生

据美国 GigaOM 网站报道, 日前, 斯坦福大学的研究人员在《自然》杂志上发表文章, 宣布他们已经制成了包含 142 个碳纳米管晶体管的中央处理器芯片。

碳纳米管能用于制造更小的晶体管, 催生功能更强大、效率更高的处理器。碳纳米管处理器的实现, 意味着硅半导体之后, 处理器的速度将更快, 能效将更高。

碳纳米管是由碳原子薄片卷成的用显微镜才可见的碳管, 能制出更小的晶体管。目前, 研究人员已经研制出碳纳米管和更成熟材料相结合的混合芯片。

(摘自 2013-10-08 《中国航天报》3 版)