

文章编号:1671-6833(2014)04-0036-05

# 基于激光跟踪测量的火箭橇轨道精测技术分析

何越磊, 黎 桂, 李再帛

(上海工程技术大学 城市轨道交通学院, 上海 201620)

**摘 要:**为满足火箭橇轨道高精度精调测量的要求,提出一种基于激光跟踪测量的轨道几何形位高精度测量方法.通过对轨道高低和轨向的偏差进行激光跟踪测量,以轨道 CPⅢ控制网作为测量控制点,采用球坐标系和空间直角坐标系的换算原理以及基于布尔莎公式的不同空间直角坐标系换算原理,提出将激光跟踪测量坐标系转换到轨道空间坐标系的方法,并应用于某基地火箭橇轨道精调测量中.研究结果表明,采用此种方法可以满足火箭橇轨道设计要求的精调精度指标,可为火箭橇轨道以及高速试验轨道几何形位精调测量提供一种高效准确的静态测量技术.

**关键词:**火箭橇轨道;精调测量;坐标系换算;转换参数

**中图分类号:** U213.2 **文献标志码:** A **doi:**10.3969/j.issn.1671-6833.2014.04.009

## 0 引言

火箭橇轨道是航空工业重要的大型、高精度地面动态模拟试验设施,其承载火箭橇运行的高速度(600 m/s)<sup>[1]</sup>,无疑对轨道几何形位的平顺性提出极高的技术要求<sup>[2]</sup>,即轨道直线性百万分之一的相对精度<sup>[3]</sup>.现有国内外对高速轨道几何形位静态测量方式主要是以瑞士 GRP1000<sup>[4]</sup>和德国 GEDO CE<sup>[5]</sup>为代表的轨检小车,此种测量方式是通过小车进行逐点移动测量,利用全站仪来确定小车位置,从而提供测量点的轨道几何形位参数<sup>[6]</sup>.这种基于轨检小车测量方法,为高速铁路轨道精调测量提供了重要的技术支持.但火箭橇轨道的高低和轨向的偏差精度一般要求在 0.2 mm 以下,上述轨检小车的测量精度无疑不能满足这样高精度的要求.因此,需要提出一种能够实现高精度轨道的测量方法,从而为我国高精度轨道几何形位测量提供技术支撑.

笔者采用激光跟踪测量系统对高精度轨道几何形位进行测量;通过球坐标系与轨道空间坐标系进行转换,确定两者之间的对应空间解析几何关系,研究高精度轨道高低和轨向偏差测量方法,进而实现火箭橇轨道几何形位的精确测量.

## 1 不同空间坐标系间的转换原理

在轨道精调测量工作过程中,为使激光跟踪测量系统球坐标系转换为轨道空间坐标系,必须建立过度空间坐标系进行换算.采用球坐标系和空间直角坐标系转换原理,将激光跟踪测量系统球坐标系换算为同一坐标原点的控制点空间坐标系,进而基于不同空间直角坐标系的转换原理,将控制点空间坐标系换算为轨道空间坐标系,从而实现激光跟踪测量系统球坐标系与轨道三维空间坐标系的转换.

### 1.1 球坐标系和空间直角坐标系转换原理

球坐标系是空间极坐标系.设点  $P_i(l, \alpha, \beta)$  为球坐标系内一点,则点  $P_i$  可用 3 个有次序号  $x_i, y_i, z_i$  来确定.则球坐标系点  $P_i(l, \alpha, \beta)$  与空间直角坐标系点  $P_i(x_i, y_i, z_i)$  转换关系如图 1 所示.

其中: $l$  为原点  $O_i$  与点  $P_i$  的距离,垂直角  $\alpha$  为有向线段  $O_iP_i$  与  $Z_i$  轴正向的夹角;水平角  $\beta$  为从正  $Z_i$  轴来看自  $X_i$  轴按逆时针方向转到有向线段  $O_iM_i$  的角,  $M_i$  为点  $P_i$  在  $X_iO_iY_i$  面上的投影.因此,球坐标系点  $P_i(l, \alpha, \beta)$  可表示为空间直角坐标系点  $P_i(x_i, y_i, z_i)$ .两者转换关系式如式(1)所示.

收稿日期:2014-03-02;修订日期:2014-06-01

基金项目:上海市教育委员会科研创新项目资助(14YZ137);上海高校青年教师培养资助计划资助项目(ZZGJD13041)

作者简介:何越磊(1972-),男,山东掖县人,上海工程技术大学副教授,博士,主要从事轨道交通安全与检测技术研究, E-mail:hyldoc@163.com.

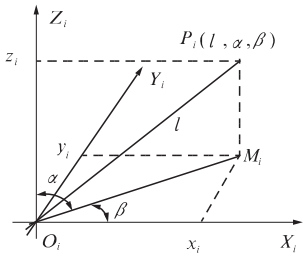


图 1 球坐标系和空间直角坐标系转换示意图  
Fig.1 Spherical coordinate system and spatial Cartesian coordinate system transition diagram

$$\begin{cases} x_i = l\sin\alpha\cos\beta; \\ y_i = l\sin\alpha\sin\beta; \\ z_i = l\cos\alpha. \end{cases} \quad (1)$$

其中: $l, \alpha, \beta$  的变化范围分别为: $0 \leq l < +\infty, 0 \leq \alpha \leq 2\pi, 0 \leq \beta \leq \pi$ .

1.2 不同空间直角坐标系的换算原理

两个空间直角坐标系间变换需对坐标原点平移参数进行计算,且当坐标轴间互不平行时还要对欧拉角参数,以及坐标系尺度变化参数进行换算<sup>[7-9]</sup>.不同空间直角坐标系间的坐标变换如图 2 所示,对应的布尔莎七参数公式如式(2)所示.

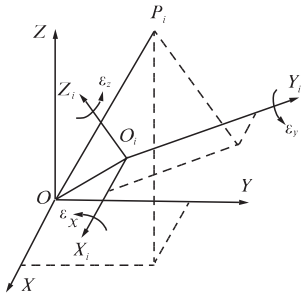


图 2 不同空间直角坐标系间坐标变换示意图  
Fig.2 Schematic coordinates transformation between different spatial Cartesian coordinate system

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta x_i \\ \Delta y_i \\ \Delta z_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} dK + \begin{bmatrix} 0 & -z_i & y_i \\ z_i & 0 & -x_i \\ -y_i & x_i & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: $(x, y, z)^T$ 和 $(x_i, y_i, z_i)^T$ 分别表示任意点 $P_i$ 在直角坐标系 $O-XYZ$ 及 $O_i-X_iY_iZ_i$ 中的空间直角坐标形式; $(\Delta x_i, \Delta y_i, \Delta z_i)^T$ 为原点坐标的三个平移参数; $dK$ 为尺度变化系数; $\varepsilon_x, \varepsilon_y$ 和 $\varepsilon_z$ 分别是绕 $X, Y, Z$ 轴的三个欧拉角.

2 激光跟踪测量系统球坐标与轨道空间三维坐标的转换算法

2.1 建立相应的坐标系

由于激光跟踪测量系统球坐标系与轨道空间坐标系的坐标原点不在同一点.因此,需要将激光跟踪测量系统球坐标系与轨道空间坐标系间建立一个过度空间坐标系,从而实现测量球坐标系-过度空间坐标系-轨道空间坐标系之间的转换.

这里通过建立控制点空间坐标系来实现上述二次换算.以小里程控制点 $C_j$ 为原点,控制点 $C_j$ 与相邻的控制点 $C_{j+1}$ 的连线为 $X$ 轴,激光跟踪测量系统顶端为 $Z$ 轴,根据右手坐标准则确定 $Y$ 轴的过度空间直角坐标系;得到的控制点空间坐标系如图 3 所示.

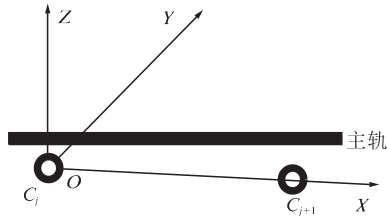


图 3 控制点空间坐标系建立示意图  
Fig.3 Space coordinates of control points established schematic

所建立对应的轨道空间坐标系是以主轨轨头为原点,主轨轨道面内侧为 $X$ 轴,垂直于 $X$ 轴指向副轨为 $Y$ 轴正向, $Z$ 轴为垂直 $XOZ$ 面向上组成空间右手坐标系.轨道空间坐标系如图 4 所示.

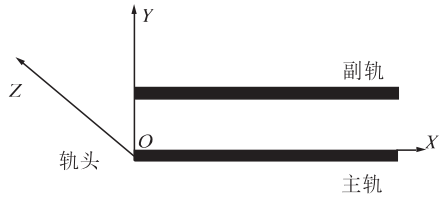


图 4 轨道空间坐标系建立示意图  
Fig.4 Space coordinates of orbital established schematic

2.2 轨道几何形位测量点坐标计算

设点 $P_j$ 为轨道几何形位的测量点,则采用激光跟踪测量系统对点 $P_j$ 进行测量,得球坐标系点 $P_j(r, \theta, \varphi)$ ,其中, $r, \theta, \varphi$ 分别为激光跟踪测量系统测量点的距离、垂直角和水平角.由式(1)可得

$$\begin{cases} x_j = r\sin\theta\cos\varphi; \\ y_j = r\sin\theta\sin\varphi; \\ z_j = r\cos\theta. \end{cases} \quad (3)$$

即:轨道几何形位测量点 $P_j(r, \theta, \varphi)$ 可表示为控

制点空间坐标系点  $P_j(x_j, y_j, z_j)$ . 将式(3)代入式(2), 可得

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta x_i \\ \Delta y_i \\ \Delta z_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} r \sin \theta \cos \varphi \\ r \sin \theta \sin \varphi \\ r \cos \theta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} r \sin \theta \cos \varphi \\ r \sin \theta \sin \varphi \\ r \cos \theta \end{bmatrix} dK + \begin{bmatrix} 0 & -r \cos \theta & r \sin \theta \sin \varphi \\ r \cos \theta & 0 & -r \sin \theta \cos \varphi \\ -r \sin \theta \sin \varphi & r \sin \theta \cos \varphi & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_z \end{bmatrix}. \quad (4)$$

即: 球坐标系点  $P_j(r, \theta, \varphi)$  可表示为轨道空间坐标系点  $P_j(x, y, z)$ . 式中,  $\Delta x_j, \Delta y_j, \Delta z_j$  分别为测量所得控制点与轨道空间坐标系原点的距离、控制点到轨道中心线的距离和控制点到轨顶的距离.

尺度变化系数  $dK$  由于尺度比变化为零, 所以认为等于零.

因控制点空间坐标系和轨道空间坐标系之间只有两个已知共同点, 且只需确保控制点空间坐标系  $Y$  轴和  $Z$  轴与轨道空间坐标系完全平行一致, 所以绕  $X$  轴的旋转角度  $\varepsilon_x = 0$ .

绕  $Y$  轴旋转角度  $\varepsilon_y$  由于是通过使控制点空间坐标系  $Z$  轴与轨道空间坐标系  $Z$  轴相平行来获取的, 因此其计算式为

$$\varepsilon_y = \arctan \frac{H_{j+1} - H_j}{D_j} = \arctan \frac{\Delta z_{j+1} - \Delta z_j}{\Delta x_{j+1} - \Delta x_j}. \quad (5)$$

式中:  $H_j, H_{j+1}$  分别表示为第  $j, j+1$  个控制测量点的正常高;  $D_j$  为  $C_j$  与  $C_{j+1}$  控制测量点间的垂直距离.

绕  $Z$  轴旋转角度  $\varepsilon_z$  则是通过使控制点空间坐标系  $Y$  轴与轨道空间坐标系  $Y$  轴相平行来获取的, 计算式为

$$\varepsilon_z = \arctan \frac{Y_{j+1} - Y_j}{D_j} = \arctan \frac{\Delta y_{j+1} - \Delta y_j}{\Delta x_{j+1} - \Delta x_j}. \quad (6)$$

式中:  $Y_j, Y_{j+1}$  分别表示为第  $j, j+1$  个控制测量点到设计中线的垂直距离.

将已知量  $\Delta x_j, \Delta y_j, \Delta z_j$  以及  $dK = 0, \varepsilon_x = 0$ , 式(5)、式(6)代入式(4)可得

$$\begin{cases} x = \Delta x_i + r \sin \theta \cos \varphi + \\ r \sin \theta \sin \varphi \arctan \frac{\Delta y_{i+1} - \Delta y_i}{\Delta x_{i+1} - \Delta x_i} - \\ r \cos \theta \arctan \frac{\Delta z_{i+1} - \Delta z_i}{\Delta x_{i+1} - \Delta x_i}; \end{cases}$$

$$\begin{cases} y = \Delta y_i + r \sin \theta \sin \varphi - \\ r \sin \theta \cos \varphi \arctan \frac{\Delta y_{i+1} - \Delta y_i}{\Delta x_{i+1} - \Delta x_i}; \\ z = \Delta z_i + r \cos \theta + \\ r \sin \theta \cos \varphi \arctan \frac{\Delta z_{i+1} - \Delta z_i}{\Delta x_{i+1} - \Delta x_i}. \end{cases} \quad (7)$$

式(7)为激光跟踪测量轨道几何形位测量点的三维坐标计算结果.

### 3 测量与验证

#### 3.1 测量试验条件

本次试验依据某基地火箭橇轨道的设计参数并对该轨道进行测量; 该轨道为 9 km 双轨无缝线路, 建于长度为 15 m 的连续简支梁桥上, 各测点的间距为 1 m; 轨道结构的东侧每隔 60 m 设有一个测量控制点, 共计 151 个控制点.

#### 3.2 激光跟踪测量实际精度评定

为评估笔者采用激光跟踪测量系统测量轨道几何形位坐标的实际精度, 采用高精度 Leica AT401 激光跟踪仪测量轨道控制网 6 个 CPⅢ 控制点的三维坐标, 得到 5 组 CPⅢ 高程坐标差值. 将测量得到的 5 组 CPⅢ 高程坐标差值与提供的高程坐标差值进行差异比较, 以此来评价激光跟踪测量的实际精度. 按式(8)计算激光跟踪测量控制点高程坐标差差异的均方根误差(RMSE).

$$m_z = \sqrt{\sum (Z_{\text{测}} - Z_{\text{控}})^2 / n}. \quad (8)$$

式中:  $m_z$  为控制点高程  $Z$  分量的均方根误差;  $Z_{\text{测}}$  为控制点实测高程坐标差;  $Z_{\text{控}}$  为控制点提供的高程坐标差;  $n$  为控制点高程坐标差的组数. 则得到如表 1 所示的精度评定数据.

表 1 火箭橇轨道控制点高差精度

Tab. 1 Rocket sled rail control point elevation accuracy

组号	理论值	实测值	误差
	$Z/\text{mm}$	$Z/\text{mm}$	$\Delta Z/\text{mm}$
CPⅢ 001、CPⅢ 002	-51.23	-51.11	0.12
CPⅢ 002、CPⅢ 003	-57.40	-57.46	-0.06
CPⅢ 003、CPⅢ 004	-63.88	-63.83	0.05
CPⅢ 004、CPⅢ 005	-60.84	-60.85	-0.01
CPⅢ 005、CPⅢ 006	-63.38	-63.31	0.07
RMSE	—	—	0.07

由表 1 可知: 激光跟踪测量轨道控制点高差精度为 0.07 mm, 精度较为均匀; 激光跟踪测量控

制点的实际精度略低于其理论计算精度,主要原因在于 CPⅢ轨道控制点起算数据的误差、气象环境变化大影响到仪器本身的精度. 根据火箭橇轨道精调测量对轨道高低和轨向允许偏差小于 0.2 mm 的要求,笔者提出的基于激光跟踪测量方法能够满足火箭橇轨道精调测量精度的技术指标.

3.3 火箭橇轨道实测精调数据分析

采用激光跟踪仪对火箭橇轨道几何形位进行测试,这里选取三个样本区段进行分析,其中同样具有 15 个测点. 则根据已有的控制点参数,利用式(7)对轨道高低和轨向的偏差值进行计算,得到相应的轨道几何形位调整量. 计算结果如表 2 所示.

表 2 火箭橇轨道高低和轨向精调数据表  
Tab.2 Rocket sled track fine-tune data

测点	区段 1		区段 2		区段 3	
	y/mm	z/mm	y/mm	z/mm	y/mm	z/mm
P1	-0.09	-1.04	0.51	-2.54	0.90	-1.66
P2	-0.03	-2.50	1.14	-2.70	0.45	-1.20
P3	-0.10	-0.97	0.91	-1.83	0.22	-1.95
P4	0.22	-0.55	0.75	-1.48	0.54	-2.09
P5	1.20	0.50	1.48	-1.95	0.55	-2.40
P6	0.26	-0.63	0.51	-1.70	0.47	-2.55
P7	0.11	-1.15	1.07	-1.15	0.58	-1.51
P8	0.41	-0.45	0.77	-1.09	0.69	-2.11
P9	0.01	-1.08	0.51	-0.67	0.83	-2.72
P10	0.50	-1.21	0.11	-1.02	0.85	-3.05
P11	1.20	-1.01	0.59	-0.86	0.76	-2.54
P12	0.45	-0.66	0.57	-2.26	0.37	-1.81
P13	0.28	-0.86	0.63	-2.98	0.36	-2.47
P14	0.18	-0.93	0.91	-2.12	0.02	-2.21
P15	-0.27	-0.95	0.80	-2.55	0.49	-0.45

由表 2 可知,利用笔者提出的测量方法可有效地计算出火箭橇轨道几何形位的调整量值,且由于所提方法已满足相应的测量精度指标,因此,可以确保所提出的测量方法在实际精调作业中起到良好的作用.

4 结论

笔者采用激光跟踪测量系统对火箭橇轨道几

何形位测量的方法,对轨道高低和轨向的三维空间坐标进行计算. 主要有以下结论.

(1)从理论上分析了激光跟踪测量轨道高低和轨向的三维坐标计算模型和精度评定方法. 通过实例测量数据及精度评定分析,验证了该方法具有高精度以及可行性.

(2)激光跟踪测量的实际精度略低于其理论计算精度,主要原因在于 CPⅢ轨道控制点起算数据的误差、温度和湿度变化大影响到仪器本身的精度. 现场测量的环境条件应保持稳定,避免气象环境变化大和振动的干扰对测量精度的影响.

(3)激光跟踪测量轨道高低和轨向的偏差测量精度为 0.07 mm,精度较均匀. 能够满足火箭橇精调测量的高精度要求,表明该测量方法提高了现有的轨道精调测量的技术水平,可为火箭橇轨道以及高速试验轨道铺设与精调提供高效准确的测量技术.

参考文献:

[1] 张立乾,邓宗才,时瑾,等. 高速滑轨结构参数对橇轨动力响应的影响[J]. 北京工业大学学报,2013,39(2):185-191.

[2] 李再玮,练松良. 武广高速铁路轨道不平顺谱特征分析[J]. 郑州大学学报:工学版,2013,34(5):52-55.

[3] 杨兴邦. XB 高精度火箭橇试验滑轨[J]. 中国工程科学,2000,2(10):98-104.

[4] 郝亚东,赵杰,樊廷春. 基于 GRP1000 的无砟轨道精调测量研究[J]. 测绘通报,2013(4):52-55.

[5] 杨成宽. GEDO CE 轨道检测系统在无砟轨道施工测量中的应用[J]. 铁道工程学报,2009(3):57-61.

[6] 陈强,刘丽瑶,杨莹辉,等. 基于双向近景摄影测量检测轨道平顺度的计算模型[J]. 铁道学报,2012,34(12):83-89.

[7] 郭英起,唐彬,张秋江,等. 基于空间直角坐标系的高精度坐标转换方法研究[J]. 大地测量与地球动力学,2012,32(3):125-128.

[8] 王解先. 七参数转换中参数之间的相关性[J]. 大地测量与地球动力学,2007,27(2):43-46.

[9] 欧朝敏,黄梦龙. 地方坐标到 2000 国家大地坐标转换方法研究[J]. 测绘通报,2010(9):26-28.

## Analysis of Rocket Sled Rail Fine-tuning Measurement Based on Laser Tracker

HE Yue-lei, LI Gui, LI Zai-wei

(College of Urban Railway Transportation, Shanghai University of Engineering and Science, Shanghai 201620, China)

**Abstract:** To meet the requirements of rocket sled rails precision fine-tuning measurement, a method based on laser tracker to precision measurement track geometry was proposed. The method based on laser tracker to detect track geometry deviations with the slide control network CPⅢ points as measurement reference point, using conversion principle of spherical coordinates conversion to spatial Cartesian coordinate system and different spatial Cartesian coordinate system conversion based on Bursa, proposed to convert the laser tracker system coordinates into orbit space coordinates method, and the method was applied to a rocket sled test rail fine-tuning measurement. The results show that this method can meet the design requirements of rocket sled test slide for fine-tuning measurement, and the proposed testing the rocket sled test rail geometry based on laser tracker detection technology is promising for track geometry fine-tuning measurement of rocket sled test slide rail and high-speed test railways with an high efficiency and high accuracy static measurement techniques.

**Key words:** rocket sled slide; fine-tuning measurement; coordinate system transformation; transformation parameter

(上接第 35 页)

## Triaxial Test on Mixture Soil of Waste Tire Granules and Cement

LI Li-hua, MA Qiang, WANG Cui-ying, CHEN Hui, YANG Chao, LIU Yi

(School of Civil Engineering and Architecture, Hubei University of Technology, Wuhan, China 430068)

**Abstract:** The black pollution of waste tires around the world has exerted large stress on environment. The mixtures of clay, cement and waste tire granules have so many advantages, such as light quality, high strength and toughness, good seismic resistance and impermeability etc., which can be used for coating material of bank or slope to reduce crack and deformation. There are some triaxial testes on strength properties of mixture soil and influence of waste tire granules. Test results have shown that the properties of clay mixed with little cement and some waste tire granules can be improved greatly and shear strength increases obviously. The critical value of the tire granules is about 20% with the cement content being constant, when the cohesion and the strength of the mixtures can reach the maximum.

**Key words:** waste tire; mixture soil; shear strength