

DOI:10.19651/j.cnki.emt.2415602

# 基于双卫星导航接收机的测控装备精度验收方法研究

周立峰

(中国人民解放军 92941 部队第 150 所 葫芦岛 125001)

**摘要:** 针对测控装备精度验收的问题,提出了采用双卫星导航接收机的测控装备精度验收方案,给出精度验收的一般流程,详细推导了一种不同于传统的真值计算新方法,并提供了此方法的具体算法和模型。在理论分析的基础上,采用算例进行计算和分析,结果表明基于双卫星导航接收机的测控装备精度验收方法,可以事先根据测控装备的精度指标,分析所需卫星导航接收机的指标,同时也可为航路设计提供定量数据支撑,节省测控装备精度验收的人力与物力,可以在测控装备精度验收的相关领域推广应用。

**关键词:** 卫星导航;测控装备;精度验收;部位修正

中图分类号: TN98 文献标识码: A 国家标准学科分类代码: 510.4030

## Research on accuracy acceptance method for measurement and control equipment based on double satellite navigate receiver

Zhou Lifeng

(PLA Unit 92941 No. 150, Huludao 125001, China)

**Abstract:** With regard to the problem of tracking telemetry and command instruments in accuracy evaluation, put forward an adoption double the satellite navigate a measuring of receiver to control the project of equipping the accuracy acceptance, give accuracy acceptance of general process, deduced in detail a kind of differ from traditional of the true value compute a new method, and provided the concrete calculate way and model of this method. The foundation analyzed in the theory up, adoption calculate the example carry on calculation and analysis and express as a result according to the double the satellite navigates a receiver of measure to control to equip an accuracy acceptance method, can in advance according to measuring the accuracy index sign of controlling the material, analysis need the satellite navigates a receiver of index sign, can also provide a metered data to prop up for route design at the same time, save to measure to control the manpower and material resources of equipping the accuracy acceptance, can be measuring to control the related realm expansion application of instruments accuracy evaluation.

**Keywords:** satellite navigation; tracking telemetry and command instruments; accuracy evaluation; tracking point inconsistency correction

## 0 引言

卫星导航系统在全球范围内,能够连续实时地提供高精度的三维位置、速度和时间信息,它在测控领域,克服了常规测量装备受布站、天气、视距等不利因素的影响,具有实施方便、投入少、见效快,精度高等优点,实现了测量过程和数据处理的自动化,是提高测控能力十分有效的测量手段。目前卫星导航接收机在短基线内可获得厘米级精度的定位结果,经理论分析和实践证明,采用卫星导航载波相位差分技术静态测量精度在毫米级,动态精度可达到厘米级,其精度优于雷达、经纬仪和遥感测量等测控装备精度的

3 倍以上,能满足测控精度鉴定对真值精度的要求,可以作为鉴定和标校雷达、经纬仪和其他测量设备精度的真值装备。

在精度试验中,由于测控装备跟踪目标的部位不同,比如卫星导航定位结果是基于其天线的相位中心,应答模式下雷达跟踪的为应答机天线相位中心,经纬仪一般为跟踪的目标特征点。精度试验的数据比对分析需要时间统一与空间统一,如果跟踪部位不一致就造成了空间的不统一,这就给后续数据的分析带来了不利影响。故在测控装备的测量数据精度分析时,必须进行跟踪部位不一致的修正。

测控装备精度验收时,需要高精度的真值数据。文

献[1]针对传统天气雷达探测精度试验方法成本高、周期长、基准值获取方式不可靠等问题,文章提出了基于北斗探空系统的天气雷达目标探测精度试验方法,并将该方法应用于某型天气雷达定型鉴定试验中。文献[2]针对雷达数据汇集处理中心评估不同型号雷达测轨数据精度的迫切需求,研究了利用多颗低轨卫星开源精密星历开展精度鉴定的方法。文献[3]针对舰载雷达鉴定试验,实现对雷达的可靠评判,分析了数据处理的流程和关键环节,针对空间变换、舰体运动参数补偿、时间校准 3 个关键问题进行建模。文献[4]提出了基于 GPS 动态差分载波相位测量技术的飞机校飞精度鉴定方法,介绍了传统航天外测系统精度鉴定的主要原理和方法以及近年来涌现的新技术,并重点阐述了激光测距交会定轨技术在该领域应用的原理和算法,展望了中国外测精度鉴定技术的发展趋势。文献[5]根据测控要求和靶场实际条件,提出基于 GPS 作为鉴定标准的光电经纬仪动态测角精度校飞方法。文献[6]结合扩展卡尔曼滤波(EKF)与 SLAM 算法的测量方法来估计姿态。文献[7]主要围绕弹道目标三维姿态参数估计问题展开研究,分别基于 HRRP 序列和微多普勒研究了三维姿态参数估计中存在的问题。文献[8]围绕多波束测深中多天线 GNSS/INS 松组合船姿测量算法进行了研究。文献[9]提出了一种新的船姿重构方法。

上述文献是基于测控装备精度验收真值选取进行了研究,对于测量部位修正的研究没有涉及。为此本文设计了一种双卫星导航接收机的测控装备精度试验精度方案,叙述了测控装备精度的过程,详细推导了部位修正的精确计算方法,并给出了修正计算的算法和实现步骤。仿真了一次测控装备的精度验收试验,跟踪目标上安装了双卫星导航接收机和曳光管,其中曳光管为经纬仪跟踪的点位,根据卫星导航接收机的定位结果计算得出曳光管的位置数据,并作为经纬仪精度验收的真值数据,根据算例的数据分析,得出了不同的测控装备精度对卫星导航定位结果精度的要求,并且为测控装备的精度验收航路的设计提供了定量数据支撑。

## 1 测控装备精度验收方案设计

测控装备精度验收采用双卫星导航接收机载波相位差分定位作为真值,在被测动态目标上安装卫星导航接收机和供经纬仪设备测量专用的曳光管合作目标,并在地面建立多个卫星导航基准站,跟踪试验时要求卫星导航接收机与被鉴定设备同时测量动态目标的运动轨迹,并采用 CGCS-2000 直角坐标系,采用卫星导航设备输出的时统信号来统一各测控装备的时间,卫星导航测量数据经差分处理得到高精度的位置数据,其结果经部位修正后作为真值数据来评估测控装备的精度。精度验收时,目标上合作目标安装俯视图如图 1 所示,侧视图如图 2 所示。

精度试验时,在目标上安装曳光管和卫星导航接收机,

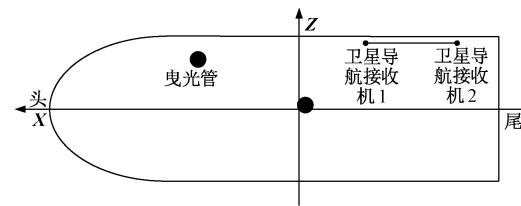


图 1 目标上合作目标安装俯视图

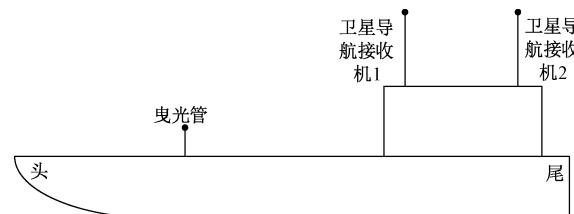


图 2 目标上合作目标安装侧视图

目标按照设计的航路进行机动,在目标进入航路时,燃烧的曳光管作为经纬仪测量跟踪的合作目标。安装的双卫星导航接收机同时接收卫星观测数据,经差分处理,提供高精度的航向和位置信息,为经纬仪的精度验收提供真值数据。采用双卫星导航接收的新设计方案,相比以往单接收机的设计方案,节约了试验经费,加速了试验的进程。传统的设计方案为,曳光管和单卫星导航接收机放在一起,不进行部位修正工作,这样的弊端一方面是部位不一致的误差将会影响后续的精度鉴定;另一方面是曳光管对卫星导航接收机的信号接收会产生不良影响,造成卫星导航接收机的定位精度降低。

## 2 测控装备精度验收的步骤

### 2.1 数据配准

由于卫星导航数据与经纬仪数据,跟踪段落不一样、可能存在丢点和采样率不一样,卫星导航数据的采样间隔一般为 0.10 s,经纬仪采样周期为 0.01 s,须进行数据的配准。在配准时以卫星导航数据的采样间隔为准进行时间和空间配准。

### 2.2 数据处理步骤

步骤 1) 卫星导航数据的原始数据转换与定位解算,并将 CGCS-2000 系下卫星导航定位结果数据转到待验收的测控装备的测量坐标系下距离  $R$ 、方位角  $A$  和俯仰角  $E$ ;

步骤 2) 待验收的测控装备数据处理;

步骤 3) 待验收的测控装备结果数据与真值数据一次差分析;

步骤 4) 随机误差分离;

步骤 5) 系统误差分离;

步骤 6) 综合误差的合成。

### 2.3 数据分析

测控装备的测量精度可用综合误差、系统误差和随机误差表示,一般采用后者表述。在测量坐标系下测控装备

的测量值与卫星导航定位结果真值作一次差,剔除一次差中的异常值点,采用最小二乘法对一次差进行拟合,得到一次差拟合曲线,其均值作为雷达系统误差精度值;用拟合残差来估算随机误差,获得其精度值。最后用待验收的测控装备系统误差和随机误差合成其综合误差,其结果作为评定其精度的实际指标。

### 3 精度评估算法的详细推导

待验收的测控装备其测量是基于测量坐标系,卫星导航测量是基于 CGCS-2000 坐标系,同时目标上安装的卫星导航真值数据转换到经纬仪的测量坐标系上,计算时需用到的坐标定义如下所示。

#### 3.1 坐标系定义

##### 1) 测量坐标系

如图 3 所示,原点  $O_c$  在测控装备的方位轴与俯仰轴的交点,  $OX_c$  轴在大盘平面内指向方位轴输出为 0 的方向,  $OY_c$  轴铅垂向上,  $OZ_c$  轴与  $OX_c$  轴构成右手直角坐标系<sup>[9-10]</sup>。

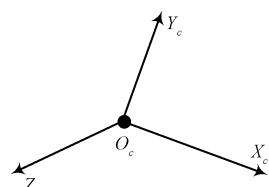


图 3 测量坐标系

##### 2) CGCS-2000 坐标系

如图 4 所示,原点位于地球质心,  $Z$  轴指向(国际时间局)BIH1984.0 定义的协议地球极(CTP)方向,  $X$  轴指向 BIH1984.0 的 0° 子午面和 CTP 赤道的交点,  $Y$  轴满足右手法则<sup>[10-16]</sup>。其实现以 ITRF97 参考框架为基准,参考历元为 2 000.0。

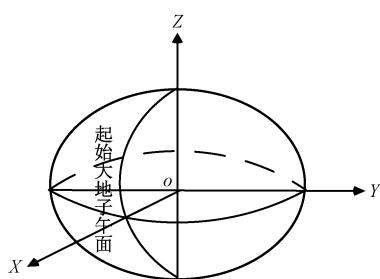


图 4 CGCS-2000 坐标系

##### 3) 目标坐标系

如图 5 所示,原点  $O_j$  为卫星导航接收机 2 相位中心,  $OX_j$  轴在目标水平平面内指向目标头部,  $OY_j$  轴垂直甲板向上,  $OZ_j$  与  $OX_j$  轴、 $OY_j$  构成右手直角坐标系。

#### 3.2 卫星导航定位结果转换到待验收的测控装备算法推导

以目标上安装曳光管和卫星导航接收机为例推导相关算法,其他目标和测控装备推导相仿。受成本的限制,目标

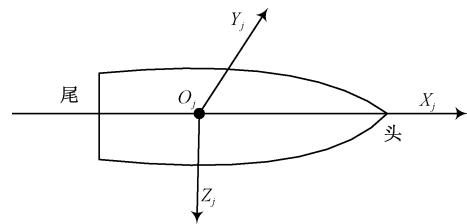


图 5 目标坐标系

上一般没有安装精确测量航向的设备,但是经纬仪验收试验时,经纬仪跟踪的是曳光管亮点,卫星导航接收机定位的位置为其天线相位中心,为了给经纬仪提供真值,需要进行跟踪不一致的修正,修正需要目标的轴线方向。为节约成本考虑,可以在目标轴线上架设双天线卫星导航接收机,通过两个天线的位置计算目标的轴线方向。

##### 1) 目标轴线方向的计算算法

以目标尾部的卫星导航接收机 2 为坐标原点,建立测量坐标系。设卫星导航接收机 1 的定位结果为  $X_{WD1}$ 、 $Y_{WD1}$ 、 $Z_{WD1}$ , 卫星导航接收机 2 的定位结果地心坐标为  $X_{WD2}$ 、 $Y_{WD2}$ 、 $Z_{WD2}$ , 大地坐标为  $B_{BC2}$ 、 $L_{BC2}$ 、 $H_{BC2}$ , 卫星导航接收机 1 在以目标尾部的卫星导航接收机为坐标原点的测量坐标下的直角坐标为  $X_{BC}$ 、 $Y_{BC}$ 、 $Z_{BC}$ , 球面坐标为  $A_{BC}$ 、 $E_{BC}$ 、 $R_{BC}$ , 其中  $A_{BC}$  即为所求的目标轴线方向,则  $X_{BC}$ 、 $Y_{BC}$ 、 $Z_{BC}$  计算公式<sup>[17]</sup>如式(1)所示。

$$\begin{bmatrix} X_{BC} \\ Y_{BC} \\ Z_{BC} \end{bmatrix} = R_2(-90^\circ)R_1(B_{BC2})R_3(L_{BC2}-90^\circ) \begin{bmatrix} X_{WD1} - X_{WD2} \\ Y_{WD1} - Y_{WD2} \\ Z_{WD1} - Z_{WD2} \end{bmatrix} \quad (1)$$

其中:

$$R_1(A) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos A & \sin A \\ 0 & -\sin A & \cos A \end{bmatrix}$$

$$R_2(C) = \begin{bmatrix} \cos C & 0 & -\sin C \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin C & 0 & \cos C \end{bmatrix}$$

$$R_3(C) = \begin{bmatrix} \sin C & -\cos C & 0 \\ \cos C & \sin C & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

卫星导航接收机 1 测量坐标系中的球坐标为  $A_{BC}$ 、 $E_{BC}$ 、 $R_{BC}$ , 其计算公式如式(2)所示。

$$\begin{cases} A_{BC} = \arctan \frac{Z_{BC}}{X_{BC}} \\ E_{BC} = \arctan \frac{Y_{BC}}{\sqrt{X_{BC}^2 + Z_{BC}^2}} \\ R_{BC} = \sqrt{X_{BC}^2 + Y_{BC}^2 + Z_{BC}^2} \end{cases} \quad (2)$$

##### 2) 曳光管位置地心坐标下的计算算法

为讨论方便,假定跟踪目标的测量装备为经纬仪和卫星导航装备。经纬仪跟踪点位为曳光管火焰成像中心,其

测得的参数为测量坐标系下的球  $A_{GC}$ 、 $E_{GC}$ 、 $R_{GC}$  坐标,  $\Delta x$ 、 $\Delta y$ 、 $\Delta z$  为曳光管与卫星导航接收机天线在目标坐标系 3 个方向的偏差, 可通过实地精确测量得到。

卫星导航的数据转换到经纬仪站点的测量坐标过程如下: 通过  $\Delta x$ 、 $\Delta y$ 、 $\Delta z$  3 个方向修正量计算得到曳光管的直角坐标, 再经过目标坐标系到 CGCS-2000 坐标系的转换得到曳光管坐标  $X_{GC}$ 、 $Y_{GC}$ 、 $Z_{GC}$ 。设经纬仪的地心坐标为  $X_{GC}$ 、 $Y_{GC}$ 、 $Z_{GC}$ , 大地坐标为  $B_{GC}$ 、 $L_{GC}$ 、 $H_{GC}$ 。其转换公式为:

$$\begin{bmatrix} X_{GC} \\ Y_{GC} \\ Z_{GC} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_{WD2} \\ Y_{WD2} \\ Z_{WD2} \end{bmatrix} + R_3(90^\circ - L_{GC})R_1(-B_{GC})R_2(90^\circ + A_{BC}) \begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{bmatrix} \quad (3)$$

### 3) 曳光管位置测量坐标下的计算算法

设经纬仪的地心坐标为  $X_{of}$ 、 $Y_{of}$ 、 $Z_{of}$ , 大地坐标为  $B_{of}$ 、 $L_{of}$ 、 $H_{of}$ , 卫星导航测量点在光测坐标系中的三维坐标为  $X_{wc}$ 、 $Y_{wc}$ 、 $Z_{wc}$ 。其转换公式为:

$$\begin{bmatrix} X_{wc} \\ Y_{wc} \\ Z_{wc} \end{bmatrix} = R_2(-90^\circ - A_{wc})R_1(B_{of})R_3(L_{of} - 90^\circ) \begin{bmatrix} X_{WD2} - X_{of} \\ Y_{WD2} - Y_{of} \\ Z_{WD2} - Z_{of} \end{bmatrix} \quad (4)$$

曳光管在经纬仪测量坐标系中的球坐标为  $A_{wc}$ 、 $E_{wc}$ 、 $R_{wc}$ , 其计算公式如式(8)所示。

$$\begin{cases} A_{wc} = \arctan \frac{Z_{wc}}{X_{wc}} \\ E_{wc} = \arctan \frac{Y_{wc}}{\sqrt{X_{wc}^2 + Z_{wc}^2}} \\ R_{wc} = \sqrt{X_{wc}^2 + Y_{wc}^2 + Z_{wc}^2} \end{cases} \quad (5)$$

## 4 算例分析

算例所用程序采用 C# .NET2008 编制, 下面仿真一次测控装备的精度验收试验, 假设目标 A 点到 B 点做直线运动, 测控装备布设在 O 点, 其中 A 点坐标为北纬  $30.0^\circ$ 、东经  $40.0^\circ$ 、高度 0.0 m, B 点坐标为北纬  $30.5^\circ$ 、东经  $40.5^\circ$ 、高度 0.0 m, O 点坐标为北纬  $30.625^\circ$ 、东经  $39.748^\circ$ 、高度 200.0 m, 3 点的距离均为 73.4 km。对应的导弹弹道在大地椭球面的投影如图 6 所示。

在 AB 之间, 等距离内插 1000 个点, 作为目标的位置  $P_i$ , 分别计算它们在测控装备测量坐标系下方位角  $A_i$ 、俯仰角  $E_i$ 、距离  $R_i$  的理论值, 其理论曲线图如图 7 所示。

假设卫星导航接收机与曳光管直角  $\Delta x$ 、 $\Delta y$ 、 $\Delta z$  3 个方向修正量均为 20 m, 两卫星导航接收机之间的距离为

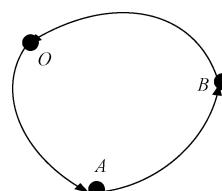


图 6 测控装备精度验收仿真航路图

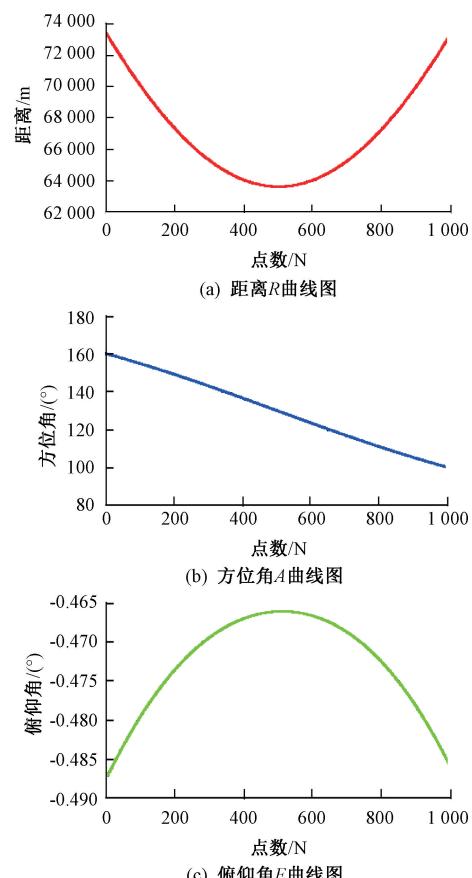


图 7 测控装备测量数据的理论曲线图

10 m, 卫星导航接收机  $x$ 、 $y$ 、 $z$  3 个方向定位结果的误差如表 1 所示, 分析计算得出的目标轴线方向的误差, 其误差如表 1 所示。

表 1 卫星导航接收机误差类型表

参数	误差 1/m	误差 2/m	误差 3/m	误差 4/m	误差 5/m
$x$	0.2	0.5	1	2	5
$y$	0.2	0.5	1	2	5
$z$	0.2	0.5	1	5	5

采用上文推导的目标轴线计算公式, 得出采用 5 种不同误差的卫星导航接收机计算得到的轴线方向误差如表 2 所示, 从表 2 可以看出其误差均小于  $1''$ , 表明计算得到的轴线方向精度受卫星导航接收机的精度影响很小。

表2 目标轴线方向误差表

误差类型	均值/(")	标准差/(")
误差1	0.000 4	0.001 0
误差2	0.001 0	0.002 0
误差3	0.001 0	0.002 0
误差4	0.004 0	0.001 0
误差5	0.011 0	0.001 0

采用上文推导卫星导航接收机位置数据转换到测控装备测量坐标下的公式,分别计算距离  $R$ 、方位角  $A$  和俯仰角  $E$ ,得出采用5种不同误差的卫星导航接收机计算得到的真值误差如图8所示。从图8得出,距离  $R$  的误差对卫星导航接收机误差不敏感,在测控装备的距离  $R$  精度大于2 m时,只需要卫星导航误差小于5 m,均可以满足其精度要求;方位角  $A$  的误差对卫星导航接收机误差不敏感,在测控装备的方位角  $A$  精度大于3"时,只需要卫星导航误差小于5 m,均可以满足其精度要求;俯仰角  $E$  的误差对卫星导航接收机误差比较敏感,在测控装备的俯仰角  $E$  精度不大于3"时,需要卫星导航误差小于0.2 m,俯仰角  $E$  精度不大于10"时,需要卫星导航误差小于0.5 m,俯仰角  $E$  精度不大于15"时,需要卫星导航误差小于1 m,俯仰角  $E$  精度不大于30"时,需要卫星导航误差小于2 m,俯仰角  $E$  精度不大于80"时,需要卫星导航误差小于5 m。如果采用传统的设计方案不进行修正,其误差将会影响装备的精度鉴定。

统计分析5种卫星导航误差情况下真值误差,其均值和标准差如表3所示。

从表3的数据分析可以得出真值的均值即其随机误差相比起标准差即系统误差都比较小,标准差即其系统误差比较大,随机误差相比系统误差可以忽略不计。

表3 5种卫星导航误差情况下真值误差的均值与标准差

误差类型	距离 $R$		方位角 $A$		俯仰角 $E$	
	均值/m	标准差/m	均值/(")	标准差/(")	均值/(")	标准差/(")
误差1	-0.002	0.011	-0.113	0.009	1.061	0.046
误差2	-0.005	0.029	-0.283	0.024	2.653	0.113
误差3	-0.009	0.059	-0.567	0.049	5.307	0.228
误差4	-0.018	0.118	-1.134	0.097	10.613	0.456
误差5	-0.044	0.294	-2.835	0.242	26.533	1.139

## 5 结论

通过算例数据分析,可以得出距离  $R$  的误差对卫星导航接收机误差不敏感,在测控装备的距离  $R$  精度大于2 m时,只需要卫星导航误差小于5 m,均可以满足其精度要求;方位角  $A$  的误差对卫星导航接收机误差不敏感,在测

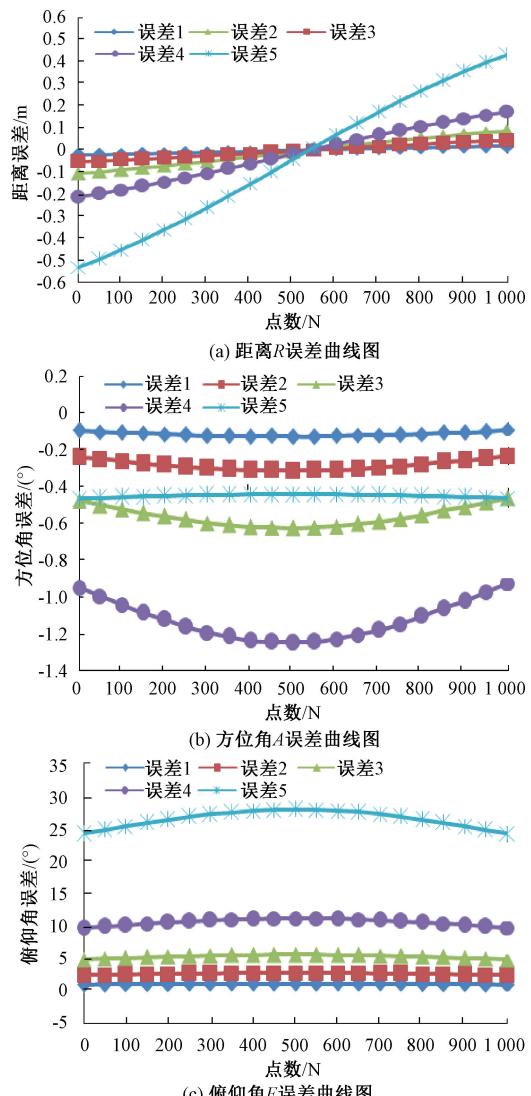


图8 真值测量误差曲线图

控装备的方位角  $A$  精度大于3"时,只需要卫星导航误差小于5 m,均可以满足其精度要求;俯仰角  $E$  的误差对卫星导航接收机误差比较敏感,在测控装备的俯仰角  $E$  精度不大于3"时,需要卫星导航误差小于0.2 m,俯仰角  $E$  精度不大于10"时,需要卫星导航误差小于0.5 m,俯仰角  $E$  精度不大于15"时,需要卫星导航误差小于1 m,俯仰角  $E$  精度不

大于  $30''$  时, 需要卫星导航误差小于 2 m, 俯仰角  $E$  精度不大于  $80''$  时, 需要卫星导航误差小于 5 m。本文给出的基于双卫星导航接收机的测控装备精度验收方法, 可以在测控装备精度验收, 事先根据测控装备的精度指标分析, 分析所需卫星导航接收机的指标, 同时也可以为精度验收航路的设计提供定量数据支撑, 节省测控装备精度验收的人力和物力, 可以在测控装备精度验收的相关领域推广应用。

## 参考文献

- [1] 武听竹, 纪凯夫, 齐久成, 等. 基于北斗探空系统的天气雷达探测精度试验方法[J]. 气象水文海洋仪器, 2023, 1: 86-89.
- [2] 陈焱, 田堂胜, 祝开建, 等. 基于多星联合的雷达精度鉴定方法研究[J]. 雷达科学与技术, 2022, 22(6): 297-304, 310.
- [3] 王琦, 周刚. 舰载雷达鉴定试验数据处理关键问题分析[J]. 海军航空工程学院学报, 2021, 36(1): 109-114.
- [4] 陈伟, 王志有, 李晓斐. 航天运载器外测系统精度鉴定技术发展与展望[J]. 导弹与航天运载技术, 2016, 6: 40-44, 58.
- [5] 刘勇, 韦国军, 闫龙. 基于 GPS 的光电经纬仪动态测角精度校飞方法[J]. 现代信息科技, 2020, 22(4): 61-64.
- [6] 牛牧群. 空间目标多源融合姿态识别方法研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2022.
- [7] 苏楠. 弹道目标三维姿态参数估计方法研究[D]. 西安: 西安电子科技大学, 2021.
- [8] 王发省. 多波束测深中多天线 GNSS/INS 松组合船姿测量算法及软件开发[D]. 青岛: 山东科技大学, 2019.
- [9] 向颉, 茅永兴, 李红艳, 等. 分布式测量体制下的船姿数据重构[J]. 电讯技术, 2017, 57(4): 480-484.
- [10] 胡玉祥. ITRF 参考框架与 CGCS2000 坐标转换方法及分析[J]. 测绘与空间地理信息, 2023, 46(1): 208-210.
- [11] 王建红, 李涌涛, 马洪磊. 中国大陆速度场在 CGCS2000 坐标转换中的应用研究[J]. 大地测量与地球动力学, 2022, 42(4): 398-402.
- [12] 任政兆, 朱照荣, 张锡越, 等. 北京市 WGS-84 与 CGCS2000 坐标转换精度研究[J]. 北京测绘, 2022, 36(4): 478-482.
- [13] 刘旭. 基于 CGCS2000 建立独立坐标系[J]. 地理空间信息, 2021, 19(8): 48-51.
- [14] 李华智, 刘硕. 利用 IGS 站空间数据求定 CGCS2000 坐标的办法研究[J]. 测绘与空间地理信息, 2021, 44(11): 180-184, 188.
- [15] 张祥文, 陈正伟. WGS84 与 CGCS2000 坐标的精密转换方法和程序实现[J]. 海洋技术学报, 2020, 39(6): 1-7.
- [16] 丁乐乐, 王珍, 杨秋莲, 等. 不同定位模式下 CGCS2000 坐标确定及精度分析[J]. 测绘与空间地理信息, 2017, 40(12): 209-212, 215.
- [17] 寇艳红, 沈军. GPS/GNSS 原理与应用[M]. 北京: 电子工业出版社, 2021: 192-193.

## 作者简介

周立峰(通信作者), 学士, 工程师, 主要研究方向为测量数据处理。

E-mail: zlf\_zsu@126.com