



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 111413664 A
(43)申请公布日 2020.07.14

(21)申请号 202010225017.2

(22)申请日 2020.03.26

(71)申请人 上海久航电子有限公司

地址 201801 上海市嘉定区马陆镇澄浏中
路1501、1519、1533号2幢二层A区

(72)发明人 李小强 郑志刚 张东良 李贵飞

(74)专利代理机构 上海天翔知识产权代理有限
公司 31224

代理人 徐家豪

(51) Int. Cl.

G01S 3/02(2006.01)

G01R 31/00(2006.01)

G01S 19/42(2010.01)

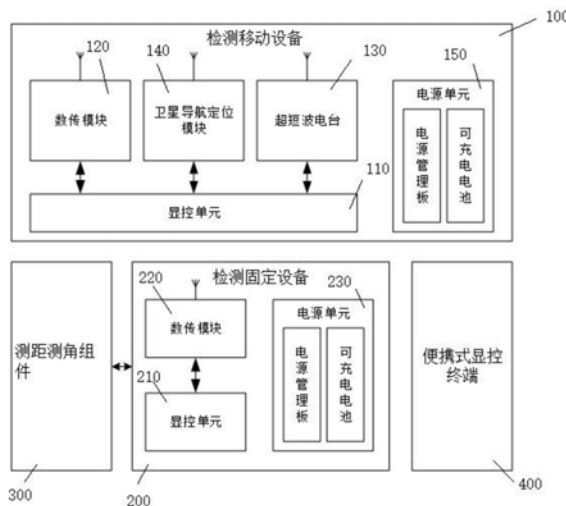
权利要求书4页 说明书11页 附图4页

(54)发明名称

一种超短波定向仪原位测试系统的定向精度测试方法

(57)摘要

本发明公开了一种超短波定向仪原位测试系统的定向精度测试方法,包括检测移动设备、检测固定设备、测距测角组件和便携式显控终端,所述检测移动设备包括:第一显控单元,第一数传模块,超短波电台,第一电源单元;检测固定设备包括:第二显控单元,第二数传单元,第二电源单元。



1. 一种超短波定向仪原位测试系统的定向精度测试方法,其特征在于,包括检测移动设备、检测固定设备、测距测角组件和便携式显控终端,

所述测距测角组件,为测试系统的参数测量单元,主要完成飞机标记点、检测移动设备标记点的斜距、水平角、俯仰角等几何参数的测量,为建立以飞机超短波定向仪天线相位中心为原点的飞机基准坐标系、进行卫星导航定位模块的本地坐标标定以及标准方位角度计算提供原始输入数据;

便携式显控终端,用于检测固定设备操作人员和机上操作人员之间的无线数据交互;

所述检测移动设备包括:

第一显控单元,包括主控计算机和液晶显示屏,为测试系统的控制终端和数据处理终端,通过运行测试软件实现测试系统的工作流程控制,在测试过程中给出操作指引,并对测试数据进行分析、存储和管理,给出超短波定向仪的测试结果和处理建议,

第一数传模块,主要用于检测移动设备、检测固定设备和便携式显控终端之间的无线数据传输,解决了因测试距离远而不便于布置线缆的问题,

超短波电台,具有无线电信号发射功能,可以为超短波定向仪的测向功能检测提供信标信号,其发射功率、信道频率等工作参数由第一显控单元进行变更和调节,

第一电源单元;

检测固定设备包括:

第二显控单元,包括主控计算机和液晶显示屏,为测试系统的控制终端和数据处理终端,通过运行测试软件实现测试系统的工作流程控制,在测试过程中给出操作指引,并对测试数据进行分析、存储和管理,给出超短波定向仪的测试结果和处理建议,

第二数传单元,主要用于检测移动设备、检测固定设备和便携式显控终端之间的无线数据传输,解决了因测试距离远而不便于布置线缆的问题,

第二电源单元;

先定义三个坐标系:

飞机基准坐标系 $O-XYZ$:以定向仪天线相位中心 O 为原点,以飞机轴线为 X 轴,指向机头方向为正, Z 轴竖直向上为正, Y 轴由右手定则确定;

测距测角组件坐标系 $A-X_A Y_A Z_A$:以测距测角组件测量中心 A 为原点, $A-X_A Y_A$ 平面和测距测角组件参考基准面共面, X_A 轴是测距测角仪瞄准加油机第一个标记点 B 时 AB 连线在参考基准面内的投影线, Z_A 轴垂直于参考基准面,指向上为正, Y_A 轴由右手定则确定;

地球空间直角坐标系 $O_E-X_E Y_E Z_E$:以地球参考椭球中心为原点 O_E ,起始子午面与赤道面交线为 X_E 轴,在赤道面上与 X_E 轴正交的方向为 Y_E 轴,椭球体的旋转轴为 Z_E 轴;

在不整平状态下通过测距测角组件对加油机标记点和检测移动设备标记点进行测量来完成超短波定向仪的定向精度测试,一种超短波定向仪原位测试系统的定向精度测试方法包含以下步骤:

步骤一:在飞机侧面距离飞机一定位置处通过三脚架架设测距测角组件,只需要将组件大致调水平即可,需要保证在架设位置可以分别瞄准到提前在飞机机身上标记的三个标记点 B 、 C 和 E ,提前已知标记点在飞机基准坐标系下的坐标,分别记为 $B(X_{B_0}, Y_{B_0}, Z_{B_0})$ 、 $C(X_{C_0}, Y_{C_0}, Z_{C_0})$ 和 $E(X_{E_0}, Y_{E_0}, Z_{E_0})$;

步骤二:通过测距测角组件分别瞄准机身上的三个标记点 B 、 C 和 E ,得到三个标记点的

斜距 S 、水平角 φ 和俯仰角 θ ,分别计算得到各飞机标记点在测距测角组件坐标系下的坐标,记飞机标记点在测距测角组件坐标系下坐标为B($X_{B_A}, Y_{B_A}, Z_{B_A}$)、C($X_{C_A}, Y_{C_A}, Z_{C_A}$)和E($X_{E_A}, Y_{E_A}, Z_{E_A}$),标记点B在测距测角组件坐标系下坐标的计算方法为:

$$X_{B_A} = S_B * \cos(\vartheta_B) * \cos(\varphi_B) \quad (1)$$

$$Y_{B_A} = S_B * \cos(\vartheta_B) * \sin(\varphi_B) \quad (2)$$

$$Z_{B_A} = S_B * \sin(\theta_B) \quad (3)$$

其中, S_B 、 φ_B 和 θ_B 分别是测距测角组件测量标记点B时得到的斜距、水平角和俯仰角,标记点C和E的坐标计算可以参照B的计算方法得到;

步骤三:根据提前已知的飞机标记点在飞机基准坐标系下的坐标并结合在测距测角组件坐标系下的坐标,可以计算得到由测距测角组件坐标系向飞机基准坐标系转换的7个转换参数,包括三个平移量 δ_X 、 δ_Y 、 δ_Z ,三个旋转量 α 、 β 、 γ 和一个尺度缩放因子 m ,具体计算方法描述为:

若要将标记点B在测距测角组件坐标系下的坐标转换到飞机基准坐标系中,可以通过连续坐标转换表示为:

$$\begin{bmatrix} X_{B_O} \\ Y_{B_O} \\ Z_{B_O} \end{bmatrix} = m * \begin{bmatrix} \cos(\gamma) & \sin(\gamma) & 0 \\ -\sin(\gamma) & \cos(\gamma) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \cos(\beta) & 0 & -\sin(\beta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\beta) & 0 & \cos(\beta) \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\alpha) & \sin(\alpha) \\ 0 & -\sin(\alpha) & \cos(\alpha) \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} X_{B_A} - \delta_X \\ Y_{B_A} - \delta_Y \\ Z_{B_A} - \delta_Z \end{bmatrix} \quad (4)$$

参照式(4)写出标记点C和E由测距测角组件坐标系向飞机基准坐标系的转换关系,将转换关系展开后可以得到包含9个方程7个未知参数的超定方程组,通过最小二乘法可以得到方程组7个未知参数的最小二乘解,即得到了所需的坐标转换参数 δ_X 、 δ_Y 、 δ_Z 、 α 、 β 、 γ 和 m ;

步骤四:检测移动设备操作人员携带检测移动设备移动至指定位置,操作人员转动测距测角组件瞄准检测移动设备上的标记点 A_n ,可以计算得到当前检测移动设备标记点在测距测角组件坐标系下的坐标 $A_n(X_{A_n_A}, Y_{A_n_A}, Z_{A_n_A})$,计算方法参照步骤二中式(1)~(3),根据步骤三中计算得到的坐标转换参数通过坐标转换得到移动设备标记点 A_n 在飞机基准坐标系下的坐标 $A_n(X_{A_n_O}, Y_{A_n_O}, Z_{A_n_O})$,计算公式为:

$$\begin{aligned}
 & \begin{bmatrix} X_{A_n-O} \\ Y_{A_n-O} \\ Z_{A_n-O} \end{bmatrix} = \\
 & m * \begin{bmatrix} \cos(\gamma) & \sin(\gamma) & 0 \\ -\sin(\gamma) & \cos(\gamma) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \cos(\beta) & 0 & -\sin(\beta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\beta) & 0 & \cos(\beta) \end{bmatrix} \\
 & * \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\alpha) & \sin(\alpha) \\ 0 & -\sin(\alpha) & \cos(\alpha) \end{bmatrix} * \\
 & \begin{bmatrix} X_{A_n-A} - \delta_X \\ Y_{A_n-A} - \delta_Y \\ Z_{A_n-A} - \delta_Z \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{5}$$

根据坐标 $A_n(X_{A_n-O}, Y_{A_n-O}, Z_{A_n-O})$ 计算得到检测移动设备当前位置相对飞机基准坐标系的方位角,计算公式为:

$$\varphi_{A_n-O} = \text{atan2}(Y_{A_n-O}, X_{A_n-O}) \tag{6}$$

步骤五:检测移动设备操作人员控制检测移动设备超短波电台向飞机超短波定向仪发送无线电信标,飞机上操作人员控制超短波定向仪测量得到当前移动设备相对飞机基准坐标系的方位角 φ_{A_n-O1} ;

步骤六:将步骤四中由测试系统计算得到的方位角 φ_{A_n-O} 作为标准值和步骤五中由飞机超短波定向仪测量得到的方位角 φ_{A_n-O1} 进行比对,两个方位角的差值即超短波定向仪在该测试位置的定向精度。

2.如权利要求1所述的一种超短波定向仪原位测试系统的定向精度测试方法,其特征在于,所述检测移动设备还包括卫星导航定位模块,卫星导航定位模块融合了北斗定位系统信号和GPS定位系统信号,实时接收卫星定位系统信号并利用算法软件进行坐标转换,能够在检测移动设备和检测固定设备显示屏上实时显示检测移动设备相对飞机以及超短波定向仪的位置信息,检测移动设备操作人员根据显示的导航定位信息快速到达指定的测试位置,节省测试移动过程中的时间消耗。

3.如权利要求2所述的一种超短波定向仪原位测试系统的定向精度测试方法,其特征在于,所述卫星导航定位模块采用核芯星通公司UM220-III N双系统高性能GNSS模块,同时支持北斗定位系统信号(BD2 B1)和GPS定位系统信号(GPS L1),具有定位精度高、尺寸小、功耗低、可靠性高的特点。

4.如权利要求1所述的一种超短波定向仪原位测试系统的定向精度测试方法,其特征在于,所述测距测角组件为具有数据传输和读取功能的通用全站仪。

5.如权利要求1所述的一种超短波定向仪原位测试系统的定向精度测试方法,其特征在于,所述便携式显控终端包括ARM计算机、数传模块、液晶显示屏和可充电电池。

6.如权利要求1所述的一种超短波定向仪原位测试系统的定向精度测试方法,其特征

在于,所述第一数传模块和第二数传模块采用AS32-TTL-100无线数传模块。

一种超短波定向仪原位测试系统的定向精度测试方法

技术领域

[0001] 本发明属于航空地面保障设备领域,特别涉及一种基于测距测角组件和卫星导航定位模块的超短波定向仪原位测试系统的定向精度测试方法。

背景技术

[0002] 超短波定向仪是飞机上的一种重要导航设备,主要用于空中加油过程中加油机和受油机的导航,加油机定向仪天线接收受油机发射的射频信号,经过调制处理之后可以输出受油机相对加油机的方位信息,实现定向功能,加、受油机根据方位信息及时调整飞行姿态以保证空中加油任务顺利完成。当超短波定向仪出现性能下降时,会出现定向误差增大甚至定向功能失效的现象,严重影响空中加油过程中加、受油机的飞行安全及任务执行能力。

[0003] 因此,为了保障空中加油过程中的飞行安全和加油任务的顺利完成,需要定期或根据需要适时对定向仪的性能进行地面原位测试。而现有的测试现状存在以下问题:

[0004] 无成熟测试系统,测试过程复杂:目前还没有针对超短波定向仪的原位测试系统,只能依靠目检和机上自检的方法来进行部分测试,特别是对于定向精度的检测,通常需要将飞机顶平之后用测距测角设备来完成固定方位的定向精度测试,但是将飞机顶平这一步操作将会耗费较多的人力资源和时间,无法在短时间内完成测试工作,影响测试效率。

[0005] 测距测角组件需对中整平:在常规情况下使用测距测角设备进行定向精度测试时,必须按照操作规程进行严格对中整平,需要操作人员具有一定的经验,操作时间较长,影响测试效率,某些情况下由于架设地点地形及地面条件限制,无法完成对中整平,导致测试结果的精度满足不了测试要求,无法正常完成测试。

[0006] 无测试人员的实时导航定位功能:某些情况下,根据测试要求需要在较远的距离来完成超短波定向仪的测试工作,此时,测试人员将无法准确判定自身相对飞机和超短波定向仪的位置,当需要完成指定位置的定向精度测试时,在移动到指定位置的过程中耗费较多时间,影响测试效率。

[0007] 虽然目前有中国专利申请公布号CN110501667A公开了一种超短波定向仪的测试系统及地面试验方法,但是该专利从另外一种角度出发,不同于本申请,所达到的技术效果也不同于本申请。该专利用于超短波定向仪的离位检测,用于超短波定向仪装机前试验及故障定位功能,测试过程中,需要通过接口适配器和被测设备进行物理连接进行数据传输;本专利主要用于装机后的超短波定向仪的原位检测,测试过程中也不需要通过线缆等连接组件和被测设备进行连接,不用考虑物理接口要求,针对其他相似类型的装配在其他飞机上的超短波定向仪,只需在软件中修改部分参数即可完全适配,适应性更广。该专利并没有完整描述定向精度测试具体是如何实现的,也没有说明定向精度检测时方位激励单元输出的参考角度的具体实现精度能达到什么水平,因此,不能说明最终定向精度测试的实现精度;本专利采用了一种新的测试方法,经过试验验证,最终定向精度检测精度优于 0.1° 。

发明内容

[0008] 针对上面的测试需求和实际测试现状存在的问题,本发明提供了一种基于测距测角组件和卫星导航定位模块的超短波定向仪原位测试系统的定向精度测试方法,本发明不需要顶平飞机,不需要对测距测角组件进行对中整平,通过测距测角组件测量飞机三个标记点参数(包括斜距、水平角和方位角),建立起测距测角组件和飞机以及超短波定向仪的转换关系;通过对卫星导航定位模块进行本地坐标标定,建立起大地坐标(纬度、经度和高程)向飞机以及超短波定向仪的转换关系,实现测试人员的实时导航定位功能;通过测距测角组件测量移动设备标记点,得到测试位置相对飞机的方位角,将此角度作为标准值对超短波定向仪的定向精度进行判定。

[0009] 本发明所解决的技术问题可以采用以下技术方案来实现:

[0010] 一种超短波定向仪原位测试系统的定向精度测试方法,其特征在于,包括检测移动设备、检测固定设备、测距测角组件和便携式显控终端,

[0011] 所述测距测角组件,为测试系统的参数测量单元,主要完成飞机标记点、检测移动设备标记点的斜距、水平角、俯仰角等几何参数的测量,为建立以飞机超短波定向仪天线相位中心为原点的飞机基准坐标系、进行卫星导航定位模块的本地坐标标定以及标准方位角度计算提供原始输入数据;

[0012] 便携式显控终端,用于检测固定设备操作人员和机上操作人员之间的无线数据交互;

[0013] 所述检测移动设备包括:

[0014] 第一显控单元,包括主控计算机和液晶显示屏,为测试系统的控制终端和数据处理终端,通过运行测试软件实现测试系统的工作流程控制,在测试过程中给出操作指引,并对测试数据进行分析、存储和管理,给出超短波定向仪的测试结果和处理建议,

[0015] 第一数传模块,主要用于检测移动设备、检测固定设备和便携式显控终端之间的无线数据传输,解决了因测试距离远而不便于布置线缆的问题,

[0016] 超短波电台,具有无线电信号发射功能,可以为超短波定向仪的测向功能检测提供信标信号,其发射功率、信道频率等工作参数由第一显控单元进行变更和调节,

[0017] 第一电源单元;

[0018] 检测固定设备包括:

[0019] 第二显控单元,包括主控计算机和液晶显示屏,为测试系统的控制终端和数据处理终端,通过运行测试软件实现测试系统的工作流程控制,在测试过程中给出操作指引,并对测试数据进行分析、存储和管理,给出超短波定向仪的测试结果和处理建议,

[0020] 第二数传单元,主要用于检测移动设备、检测固定设备和便携式显控终端之间的无线数据传输,解决了因测试距离远而不便于布置线缆的问题,

[0021] 第二电源单元;

[0022] 先定义三个坐标系:

[0023] 飞机基准坐标系 $O-XYZ$:以定向仪天线相位中心 O 为原点,以飞机轴线为 X 轴,指向机头方向为正, Z 轴竖直向上为正, Y 轴由右手定则确定;

[0024] 测距测角组件坐标系 $A-X_A Y_A Z_A$:以测距测角组件测量中心 A 为原点, $A-X_A Y_A$ 平面和测距测角组件参考基准面共面, X_A 轴是测距测角仪瞄准加油机第一个标记点 B 时 AB 连线在参

考基准面内的投影线, Z_A 轴垂直于参考基准面, 指向上为正, Y_A 轴由右手定则确定;

[0025] 地球空间直角坐标系 $O_E-X_EY_EZ_E$:以地球参考椭球中心为原点 O_E , 起始子午面与赤道面交线为 X_E 轴, 在赤道面上与 X_E 轴正交的方向为 Y_E 轴, 椭球体的旋转轴为 Z_E 轴;

[0026] 在不整平状态下通过测距测角组件对加油机标记点和检测移动设备标记点进行测量来完成超短波定向仪的定向精度测试, 一种超短波定向仪原位测试系统的定向精度测试方法包含以下步骤:

[0027] 步骤一:在飞机侧面距离飞机一定位置处通过三脚架架设测距测角组件, 只需要将组件大致调水平即可, 需要保证在架设位置可以分别瞄准到提前在飞机机身上标记的三个标记点B、C和E, 提前已知标记点在飞机基准坐标系下的坐标, 分别记为B($X_{B_0}, Y_{B_0}, Z_{B_0}$)、C($X_{C_0}, Y_{C_0}, Z_{C_0}$)和E($X_{E_0}, Y_{E_0}, Z_{E_0}$);

[0028] 步骤二:通过测距测角组件分别瞄准机身上的三个标记点B、C和E, 得到三个标记点的斜距 S 、水平角 φ 和俯仰角 θ , 分别计算得到各飞机标记点在测距测角组件坐标系下的坐标, 记飞机标记点在测距测角组件坐标系下坐标为B($X_{B_A}, Y_{B_A}, Z_{B_A}$)、C($X_{C_A}, Y_{C_A}, Z_{C_A}$)和E($X_{E_A}, Y_{E_A}, Z_{E_A}$), 标记点B在测距测角组件坐标系下坐标的计算方法为:

$$[0029] \quad X_{B_A} = S_B * \cos(\vartheta_B) * \cos(\varphi_B) \quad (1)$$

$$[0030] \quad Y_{B_A} = S_B * \cos(\vartheta_B) * \sin(\varphi_B) \quad (2)$$

$$[0031] \quad Z_{B_A} = S_B * \sin(\theta_B) \quad (3)$$

[0032] 其中, S_B 、 φ_B 和 θ_B 分别是测距测角组件测量标记点B时得到的斜距、水平角和俯仰角; 标记点C和E的坐标计算可以参照B的计算方法得到;

[0033] 步骤三:根据提前已知的飞机标记点在飞机基准坐标系下的坐标并结合在测距测角组件坐标系下的坐标, 可以计算得到由测距测角组件坐标系向飞机基准坐标系转换的7个转换参数, 包括三个平移量 δ_X 、 δ_Y 、 δ_Z , 三个旋转量 α 、 β 、 γ 和一个尺度缩放因子 m , 具体计算方法描述为:

[0034] 若要将标记点B在测距测角组件坐标系下的坐标转换到飞机基准坐标系中, 可以通过连续坐标转换表示为:

$$[0035] \quad \begin{bmatrix} X_{B_0} \\ Y_{B_0} \\ Z_{B_0} \end{bmatrix} = m * \begin{bmatrix} \cos(\gamma) & \sin(\gamma) & 0 \\ -\sin(\gamma) & \cos(\gamma) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \cos(\beta) & 0 & -\sin(\beta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\beta) & 0 & \cos(\beta) \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\alpha) & \sin(\alpha) \\ 0 & -\sin(\alpha) & \cos(\alpha) \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} X_{B_A} - \delta_X \\ Y_{B_A} - \delta_Y \\ Z_{B_A} - \delta_Z \end{bmatrix} \quad (4)$$

[0036] 参照式(4)写出标记点C和E由测距测角组件坐标系向飞机基准坐标系的转换关系,将转换关系展开后可以得到包含9个方程7个未知参数的超定方程组,通过最小二乘法可以得到方程组7个未知参数的最小二乘解,即得到了所需的坐标转换参数 δ_X 、 δ_Y 、 δ_Z 、 α 、 β 、 γ 和 m ;

[0037] 步骤四:检测移动设备操作人员携带检测移动设备移动至指定位置,操作人员转动测距测角组件瞄准检测移动设备上的标记点 A_n ,可以计算得到当前检测移动设备标记点在测距测角组件坐标系下的坐标 $A_n(X_{A_n-A}, Y_{A_n-A}, Z_{A_n-A})$,计算方法参照步骤二中式(1)~(3),根据步骤三中计算得到的坐标转换参数通过坐标转换得到移动设备标记点 A_n 在飞机基准坐标系下的坐标 $A_n(X_{A_n-O}, Y_{A_n-O}, Z_{A_n-O})$,计算公式为:

$$\begin{aligned}
 & \begin{bmatrix} X_{A_n-O} \\ Y_{A_n-O} \\ Z_{A_n-O} \end{bmatrix} = \\
 & m * \begin{bmatrix} \cos(\gamma) & \sin(\gamma) & 0 \\ -\sin(\gamma) & \cos(\gamma) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \cos(\beta) & 0 & -\sin(\beta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\beta) & 0 & \cos(\beta) \end{bmatrix} \\
 & * \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\alpha) & \sin(\alpha) \\ 0 & -\sin(\alpha) & \cos(\alpha) \end{bmatrix} * \\
 & \begin{bmatrix} X_{A_n-A} - \delta_X \\ Y_{A_n-A} - \delta_Y \\ Z_{A_n-A} - \delta_Z \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{5}$$

[0039] 根据坐标 $A_n(X_{A_n-O}, Y_{A_n-O}, Z_{A_n-O})$ 计算得到检测移动设备当前位置相对飞机基准坐标系的方位角,计算公式为:

$$\varphi_{A_n-O} = \text{atan2}(Y_{A_n-O}, X_{A_n-O}) \tag{6}$$

[0041] 步骤五:检测移动设备操作人员控制检测移动设备超短波电台向飞机超短波定向仪发送无线电信标,飞机上操作人员控制超短波定向仪测量得到当前移动设备相对飞机基准坐标系的方位角 φ_{A_n-O1} ;

[0042] 步骤六:将步骤四中由测试系统计算得到的方位角 φ_{A_n-O} 作为标准值和步骤五中由飞机超短波定向仪测量得到的方位角 φ_{A_n-O1} 进行比对,两个方位角的差值即超短波定向仪在该测试位置的定向精度。

[0043] 在本发明的一个优选实施例中,所述检测移动设备还包括卫星导航定位模块,卫星导航定位模块融合了北斗定位系统信号和GPS定位系统信号,实时接收卫星定位系统信号并利用算法软件进行坐标转换,能够在检测移动设备和检测固定设备显示屏上实时显示检测移动设备相对飞机以及超短波定向仪的位置信息,检测移动设备操作人员根据显示的导航定位信息快速到达指定的测试位置,节省测试移动过程中的时间消耗。

[0044] 在本发明的一个优选实施例中,所述卫星导航定位模块采用核芯星通公司UM220-III N双系统高性能GNSS模块,同时支持北斗定位系统信号(BD2 B1)和GPS定位系统信号

(GPS L1),具有定位精度高、尺寸小、功耗低、可靠性高的特点。

[0045] 在本发明的一个优选实施例中,所述测距测角组件为具有数据传输和读取功能的通用全站仪。

[0046] 在本发明的一个优选实施例中,所述便携式显控终端包括ARM计算机、数传模块、液晶显示屏和可充电电池。

[0047] 在本发明的一个优选实施例中,所述第一数传模块和第二数传模块采用AS32-TTL-100无线数传模块。

[0048] 由于采用了如上的技术方案,本发明不需要顶平飞机,不需要对测距测角组件进行对中整平,通过测距测角组件测量飞机三个标记点参数(包括斜距、水平角和方位角),建立起测距测角组件和飞机以及超短波定向仪的转换关系;通过对卫星导航定位模块进行本地坐标标定,建立起大地坐标(纬度、经度和高程)向飞机以及超短波定向仪的转换关系,实现测试人员的实时导航定位功能;通过测距测角组件测量移动设备标记点,得到测试位置相对飞机的方位角,将此角度作为标准值对超短波定向仪的定向精度进行判定。

[0049] 本发明相比于现有技术具有以下优点:

[0050] 1)解决了超短波定向仪的原位测试需求,不需要将超短波定向仪从飞机上拆卸下来,解决了只能依靠目视和机上自检进行部分测试的现状,提高了超短波定向仪定向精度的测试精度,减少了机务保障部门进行飞行前准备的工作量和时间,间接提高了空中加油过程中加、受油机的飞行安全系数和空中加油任务执行能力;

[0051] 2)测试过程中不需要顶平飞机,不需要对测距测角组件进行对中整平,极大的降低了顶平飞机和对中整平过程对人力资源和时间资源的消耗,提高了测试效率;

[0052] 3)满足了在较远测试距离情况下测试人员与设备相对飞机及定向仪的实时导航定位,使测试过程更加清晰可控,测试人员可以根据实时导航定位信息及时调整行进路线以目视最优路径快速到达指定测试位置,减少测试人员运动过程中的时间消耗,提高了测试效率。

附图说明

[0053] 附图1是测试系统组成原理图。

[0054] 附图2是测试场景示意图,说明了一种典型的测试场景,测试场景包含了定向仪方位角精度测试以及卫星导航定位模块本地坐标标定。

[0055] 附图3是测距测角组件坐标系和飞机基准坐标系转换关系示意图,说明了两个坐标系之间的平移、旋转关系及对应的转换参数。

[0056] 附图4是地球空间直角坐标系和测距测角组件坐标系转换关系示意图,说明了两个坐标系之间的平移、旋转关系及对应的转换参数。

具体实施方式

[0057] 为了使本发明实现的技术手段、创作特征、达成目的与功效易于明白了解,下面进一步阐述本发明。

[0058] 参见图1所示的一种超短波定向仪原位测试系统,包括检测移动设备100、检测固定设备200、测距测角组件300和便携式显控终端400。

[0059] 测距测角组件300为测试系统的参数测量单元,主要完成飞机标记点、检测移动设备标记点的斜距、水平角、俯仰角等几何参数的测量,为建立以飞机超短波定向仪天线相位中心为原点的飞机基准坐标系、进行卫星导航定位模块的本地坐标标定以及标准方位角度计算提供原始输入数据。本实施例中,测距测角组件为具有数据传输和读取功能的通用全站仪,增强了环境适应性(工作温度: $-40^{\circ}\text{C}\sim+55^{\circ}\text{C}$),增强了可靠性。

[0060] 便携式显控终端400用于检测固定设备操作人员和机上操作人员之间的无线数据交互,机上操作人员可通过便携式显控终端400获取当前测试状态,也可通过便携式显控终端400向检测固定设备发送超短波定向仪的方位角测试结果。便携式显控终端400主要包括ARM计算机、数传模块、3.5寸液晶显示屏和可充电电池。ARM计算机采用飞思卡尔公司的IMX6芯片,基于运行频率1.2GHZ的Cortex-A9处理器。数传模块采用AS32-TTL-100无线数传模块。

[0061] 检测移动设备100包括第一显控单元110、第一数传模块120、超短波电台130、卫星导航定位模块140和第一电源150。

[0062] 第一显控单元110包括主控计算机和液晶显示屏,为测试系统的控制终端和数据处理终端,通过运行测试软件实现测试系统的工作流程控制,在测试过程中给出操作指引,并对测试数据进行分析、存储和管理,给出超短波定向仪的测试结果和处理建议。主控计算机采用研华科技的PCM-3365单板计算机,该计算机搭载Intel Atom™ E3845处理器,提供宽温工作环境。液晶显示屏采用定制的8.4寸低温自动加热液晶显示屏,可以在温度低于设定值后启动加热功能,可以适应最低 -40°C 低温环境。

[0063] 第一数传模块120主要用于检测移动设备、检测固定设备和便携式显控终端之间的无线数据传输,解决了因测试距离远而不便于布置线缆的问题。本实施例中的第一数传模块120采用AS32-TTL-100无线数传模块,该模块具有稳定性高、体积小、传输距离远的特点。

[0064] 超短波电台130具有无线电信号发射功能,可以为超短波定向仪的测向功能检测提供信标信号,其发射功率、信道频率等工作参数由第一显控单元进行变更和调节。超短波电台130采用的是定制的半双工工作模式电台,主要包括功放单元、接收机单元、频综单元和信号处理单元。

[0065] 卫星导航定位模块140融合了北斗定位系统信号和GPS定位系统信号,实时接收卫星定位系统信号并利用算法软件进行坐标转换,能够在检测移动设备和检测固定设备显示屏上实时显示检测移动设备相对飞机以及超短波定向仪的位置信息,检测移动设备操作人员根据显示的导航定位信息快速到达指定的测试位置,节省测试移动过程中的时间消耗。本实施例中的卫星导航定位模块140采用核芯星通公司UM220-III N双系统高性能GNSS模块,同时支持北斗定位系统信号(BD2B1)和GPS定位系统信号(GPS L1),具有定位精度高、尺寸小、功耗低、可靠性高的特点。

[0066] 第一电源单元150主要由电源管理板和可充电电池组成,电源管理板主要完成内外部电源管理,可充电电池采用锂电池组,可在无外部电源供电的情况下为测试系统提供电源,增强了测试系统的环境适应性。

[0067] 检测固定设备200包括第二显控单元210、第二数传单元220、第二电源单元230。

[0068] 第二显控单元210包括主控计算机和液晶显示屏,为测试系统的控制终端和数据

处理终端,通过运行测试软件实现测试系统的工作流程控制,在测试过程中给出操作指引,并对测试数据进行分析、存储和管理,给出超短波定向仪的测试结果和处理建议。

[0069] 第二数传单元220主要用于检测移动设备、检测固定设备和便携式显控终端之间的无线数据传输,解决了因测试距离远而不便于布置线缆的问题。本实施例中的第二数传单元220采用AS32-TTL-100无线数传模块,该模块具有稳定性高、体积小、传输距离远的特点。

[0070] 第二电源单元230主要由电源管理板和可充电电池组成,电源管理板主要完成内外部电源管理,可充电电池采用锂电池组,可在无外部电源供电的情况下为测试系统提供电源,增强了测试系统的环境适应性。

[0071] 为了更清楚的叙述本发明,定义三个坐标系,以下内容中提到该三个坐标系时,均符合以下坐标系定义:

[0072] 飞机基准坐标系O-XYZ:以定向仪天线相位中心O为原点,以飞机轴线为X轴,指向机头方向为正,Z轴竖直向上为正,Y轴由右手定则确定。

[0073] 测距测角组件坐标系A-X_AY_AZ_A:以测距测角组件测量中心A为原点,A-X_AY_A平面和测距测角组件参考基准面共面,X_A轴是测距测角仪瞄准加油机第一个标记点B时AB连线在参考基准面内的投影线,Z_A轴垂直于参考基准面,指向上为正,Y_A轴由右手定则确定。

[0074] 地球空间直角坐标系O_E-X_EY_EZ_E:以地球参考椭球中心为原点O_E,起始子午面与赤道面交线为X_E轴,在赤道面上与X_E轴正交的方向为Y_E轴,椭球体的旋转轴为Z_E轴。

[0075] 利用本发明系统的一种超短波定向仪原位测试系统的定向精度测试方法,在不整平状态下通过测距测角组件对加油机标记点和检测移动设备标记点进行测量来完成超短波定向仪的定向精度测试。一种超短波定向仪原位测试系统的定向精度测试方法主要包含以下步骤:

[0076] 步骤一:结合图2所示,在飞机侧面距离飞机一定位置处通过三脚架架设测距测角组件,只需要将组件大致调水平即可,需要保证在架设位置可以分别瞄准到提前在飞机机身上标记的三个标记点B、C和E,提前已知标记点在飞机基准坐标系下的坐标,分别记为B(X_{B_0},Y_{B_0},Z_{B_0})、C(X_{C_0},Y_{C_0},Z_{C_0})和E(X_{E_0},Y_{E_0},Z_{E_0});

[0077] 步骤二:通过测距测角组件分别瞄准机身上的三个标记点B、C和E,得到三个标记点的斜距S、水平角φ和俯仰角θ,分别计算得到各飞机标记点在测距测角组件坐标系下的坐标,记飞机标记点在测距测角组件坐标系下坐标为B(X_{B_A},Y_{B_A},Z_{B_A})、C(X_{C_A},Y_{C_A},Z_{C_A})和E(X_{E_A},Y_{E_A},Z_{E_A}),标记点B在测距测角组件坐标系下坐标的计算方法为:

$$[0078] \quad X_{B_A} = S_B * \cos(\vartheta_B) * \cos(\varphi_B) \quad (1)$$

$$[0079] \quad Y_{B_A} = S_B * \cos(\vartheta_B) * \sin(\varphi_B) \quad (2)$$

$$[0080] \quad Z_{B_A} = S_B * \sin(\theta_B) \quad (3)$$

[0081] 其中,S_B、φ_B和θ_B分别是测距测角组件测量标记点B时得到的斜距、水平角和俯仰角。标记点C和E的坐标计算可以参照B的计算方法得到。

[0082] 步骤三:结合图3所示,根据提前已知的飞机标记点在飞机基准坐标系下的坐标并结合在测距测角组件坐标系下的坐标,可以计算得到由测距测角组件坐标系向飞机基准坐标系转换的7个转换参数,包括三个平移量δ_X、δ_Y、δ_Z,三个旋转量α、β、γ 和一个尺度缩放因

子m,具体计算方法描述为:

[0083] 若要将标记点B在测距测角组件坐标系下的坐标转换到飞机基准坐标系中,可以通过连续坐标转换表示为:

$$\begin{aligned}
 & \begin{bmatrix} X_{B_O} \\ Y_{B_O} \\ Z_{B_O} \end{bmatrix} = \\
 [0084] \quad & m * \begin{bmatrix} \cos(\gamma) & \sin(\gamma) & 0 \\ -\sin(\gamma) & \cos(\gamma) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \cos(\beta) & 0 & -\sin(\beta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\beta) & 0 & \cos(\beta) \end{bmatrix} \\
 & * \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\alpha) & \sin(\alpha) \\ 0 & -\sin(\alpha) & \cos(\alpha) \end{bmatrix} * \\
 & \begin{bmatrix} X_{B_A} - \delta_X \\ Y_{B_A} - \delta_Y \\ Z_{B_A} - \delta_Z \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{4}$$

[0085] 参照式(4)写出标记点C和E由测距测角组件坐标系向飞机基准坐标系的转换关系,将转换关系展开后可以得到包含9个方程7个未知参数的超定方程组,通过最小二乘法可以得到方程组7个未知参数的最小二乘解,即得到了所需的坐标转换参数 δ_X 、 δ_Y 、 δ_Z 、 α 、 β 、 γ 和m;

[0086] 步骤四:检测移动设备操作人员携带检测移动设备移动至指定位置,操作人员转动测距测角组件瞄准检测移动设备上的标记点 A_n ,可以计算得到当前检测移动设备标记点在测距测角组件坐标系下的坐标 $A_n(X_{A_n-A}, Y_{A_n-A}, Z_{A_n-A})$,计算方法参照步骤二中式(1)~(3)。根据步骤三中计算得到的坐标转换参数通过坐标转换得到移动设备标记点 A_n 在飞机基准坐标系下的坐标 $A_n(X_{A_n-O}, Y_{A_n-O}, Z_{A_n-O})$,计算公式为:

$$\begin{aligned}
 & \begin{bmatrix} X_{A_n-O} \\ Y_{A_n-O} \\ Z_{A_n-O} \end{bmatrix} = \\
 [0087] \quad & m * \begin{bmatrix} \cos(\gamma) & \sin(\gamma) & 0 \\ -\sin(\gamma) & \cos(\gamma) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \cos(\beta) & 0 & -\sin(\beta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\beta) & 0 & \cos(\beta) \end{bmatrix} \\
 & * \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\alpha) & \sin(\alpha) \\ 0 & -\sin(\alpha) & \cos(\alpha) \end{bmatrix} * \\
 & \begin{bmatrix} X_{A_n-A} - \delta_X \\ Y_{A_n-A} - \delta_Y \\ Z_{A_n-A} - \delta_Z \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{5}$$

[0088] 根据坐标 $A_n(X_{A_n_0}, Y_{A_n_0}, Z_{A_n_0})$ 计算得到检测移动设备当前位置相对飞机基准坐标系的方位角,计算公式为:

$$[0089] \quad \varphi_{A_n_0} = \text{atan2}(Y_{A_n_0}, X_{A_n_0}) \quad (6)$$

[0090] 步骤五:检测移动设备操作人员控制检测移动设备超短波电台向飞机超短波定向仪发送无线电信标,飞机上操作人员控制超短波定向仪测量得到当前移动设备相对飞机基准坐标系的方位角 $\varphi_{A_n_01}$;

[0091] 步骤六:将步骤四中由测试系统计算得到的方位角 $\varphi_{A_n_0}$ 作为标准值和步骤五中由飞机超短波定向仪测量得到的方位角 $\varphi_{A_n_01}$ 进行比对,两个方位角的差值即超短波定向仪在该测试位置的定向精度。

[0092] 利用本发明系统的一种导航定位方法,来完成检测移动设备操作人员及设备相对飞机的实时导航定位功能。主要包含以下步骤:

[0093] 步骤一:根据一种超短波定向仪原位测试系统的定向精度测试方法中的方法测量计算得到测距测角组件坐标系向飞机基准坐标系的坐标转换参数 $\delta_x, \delta_y, \delta_z, \alpha, \beta, \gamma$ 和 m ;

[0094] 步骤二:检测移动设备操作人员携带检测移动设备大致沿着机身轴线向前方运动至距离飞机50m以远位置,该位置记为P1,连续存储30s时间内的卫星导航定位模块接收到的定位信息(包含纬度信息、经度信息和高程信息)并求取平均值,平均值记为P1(W1, L1, H1),根据平均值计算得到当前检测移动设备在地球空间直角坐标系下的坐标P1($X_{P1_E}, Y_{P1_E}, Z_{P1_E}$),计算方法为:

$$[0095] \quad X_{P1_E} = (N+H1) * \cos(W1) * \cos(L1) \quad (7)$$

$$[0096] \quad Y_{P1_E} = (N+H1) * \cos(W1) * \sin(L1) \quad (8)$$

$$[0097] \quad Z_{P1_E} = [N(1-e^2) + H1] * \sin(W1) \quad (9)$$

[0098] 式中, e 为地球参考椭球偏心率,记地球参考椭球长短半轴分别为 a 和 b ,则有:

$$[0099] \quad e = 1 - b^2/a^2 \quad (10)$$

$$[0100] \quad N = a / \sqrt{1 - e^2(\sin W1)^2} \quad (11)$$

[0101] 通过数传模块将坐标P1($X_{P1_E}, Y_{P1_E}, Z_{P1_E}$)发送给检测固定设备。测距测角组件操作人员转动测距测角组件测量检测移动设备标记点,参照一种超短波定向仪原位测试系统的定向精度测试方法中式(1)~式(3)计算得到当前检测移动设备标记点在测距测角组件坐标系下的坐标P1($X_{P1_A}, Y_{P1_A}, Z_{P1_A}$);

[0102] 步骤三:检测移动设备操作人员携带检测移动设备运动至大致以机身轴线为基准并且以定向仪为垂足距离飞机50m以远的位置,该位置记为P2,参照一种超短波定向仪原位测试系统的定向精度测试方法中式(7)~式(8)计算得到当前检测移动设备在地球空间直角坐标系下的坐标P2($X_{P2_E}, Y_{P2_E}, Z_{P2_E}$)并发送给检测固定设备。测距测角组件操作人员测量计算得到当前检测移动设备在测距测角组件坐标系中坐标P2($X_{P2_A}, Y_{P2_A}, Z_{P2_A}$);

[0103] 步骤四:检测移动设备操作人员携带检测移动设备运动至大致和机身轴线共线且距离飞机后方50m以远位置,该位置记为P3,参照一种超短波定向仪原位测试系统的定向精度测试方法中式(7)~式(8)计算得到当前检测移动设备在地球空间直角坐标系下坐标P3($X_{P3_E}, Y_{P3_E}, Z_{P3_E}$)并发送给检测固定设备,测距测角组件操作人员测量计算得到当前检测移动设备在测距测角组件坐标系下坐标P3($X_{P3_A}, Y_{P3_A}, Z_{P3_A}$);

[0104] 步骤五:结合图4所示,检测固定设备根据三个标记位置检测移动设备在地球空间直角坐标系和测距测角组件坐标系下的坐标,计算得到地球空间直角坐标系向测距测角组件坐标系的转换参数,包含3个平移量 δ_{X1} 、 δ_{Y1} 、 δ_{Z1} 、三个转动量 $\alpha 1$ 、 $\beta 1$ 、 $\gamma 1$ 和一个尺度缩放因子 $m 1$,具体计算方法为:

[0105] 若要将位置P1在地球空间直角坐标系下的坐标转换到测距测角组件坐标系中,可以表示为:

$$\begin{aligned}
 & \begin{bmatrix} X_{P1_A} \\ Y_{P1_A} \\ Z_{P1_A} \end{bmatrix} = \\
 & m1 * \begin{bmatrix} \cos(\gamma 1) & \sin(\gamma 1) & 0 \\ -\sin(\gamma 1) & \cos(\gamma 1) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \cos(\beta 1) & 0 & -\sin(\beta 1) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\beta 1) & 0 & \cos(\beta 1) \end{bmatrix} \\
 [0106] & * \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\alpha 1) & \sin(\alpha 1) \\ 0 & -\sin(\alpha 1) & \cos(\alpha 1) \end{bmatrix} * \\
 & \begin{bmatrix} X_{P1_E} - \delta_{X1} \\ Y_{P1_E} - \delta_{Y1} \\ Z_{P1_E} - \delta_{Z1} \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{12}$$

[0107] 参照式(12)写出位置P2和P3由地球空间直角坐标系向测距测角组件坐标系的转换关系,将转换关系展开可以得到包含9个方程7个未知参数的超定方程组,通过最小二乘法可以得到方程组7个未知参数的最小二乘解,即得到了所需的坐标转换参数 δ_{X1} 、 δ_{Y1} 、 δ_{Z1} 、 $\alpha 1$ 、 $\beta 1$ 、 $\gamma 1$ 和 $m 1$;

[0108] 步骤六:检测固定设备将导航定位方法步骤一中计算得到的测距测角组件坐标系向飞机基准坐标系的坐标转换参数 δ_X 、 δ_Y 、 δ_Z 、 α 、 β 、 γ 和 m 以及导航定位方法步骤五中计算得到的地球空间直角坐标系向测距测角组件坐标系之间的转换参数 δ_{X1} 、 δ_{Y1} 、 δ_{Z1} 、 $\alpha 1$ 、 $\beta 1$ 、 $\gamma 1$ 和 $m 1$ 发送给检测移动设备;

[0109] 步骤七:检测移动设备卫星导航定位模块接收当前时刻当前位置P的卫星定位信息(包含纬度、经度和高程),记为P(W,L,H),首先根据卫星定位信息并参考式(7)~(11)计算得到当前位置在地球空间直角坐标系下坐标P(X_{P_E} , Y_{P_E} , Z_{P_E});之后根据步骤六中地球空间直角坐标系和测距测角组件坐标系之间的转换参数计算得到当前位置P在测距测角组件坐标系中的坐标P(X_{P_A} , Y_{P_A} , Z_{P_A}),具体计算方法为:

$$\begin{aligned}
 & \begin{bmatrix} X_{P_A} \\ Y_{P_A} \\ Z_{P_A} \end{bmatrix} = \\
 [0110] \quad & m1 * \begin{bmatrix} \cos(\gamma1) & \sin(\gamma1) & 0 \\ -\sin(\gamma1) & \cos(\gamma1) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \cos(\beta1) & 0 & -\sin(\beta1) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\beta1) & 0 & \cos(\beta1) \end{bmatrix} \\
 & * \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\alpha1) & \sin(\alpha1) \\ 0 & -\sin(\alpha1) & \cos(\alpha1) \end{bmatrix} * \\
 & \begin{bmatrix} X_{P_E} - \delta_{X1} \\ Y_{P_E} - \delta_{Y1} \\ Z_{P_E} - \delta_{Z1} \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{13}$$

[0111] 最后根据步骤六中测距测角组件坐标系向飞机基准坐标系的坐标转换参数计算得到当前位置P在飞机基准坐标系下的坐标P($X_{P_0}, Y_{P_0}, Z_{P_0}$),具体计算方法为:

$$\begin{aligned}
 & \begin{bmatrix} X_{P_0} \\ Y_{P_0} \\ Z_{P_0} \end{bmatrix} = \\
 [0112] \quad & m * \begin{bmatrix} \cos(\gamma) & \sin(\gamma) & 0 \\ -\sin(\gamma) & \cos(\gamma) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \cos(\beta) & 0 & -\sin(\beta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\beta) & 0 & \cos(\beta) \end{bmatrix} \\
 & * \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\alpha) & \sin(\alpha) \\ 0 & -\sin(\alpha) & \cos(\alpha) \end{bmatrix} * \\
 & \begin{bmatrix} X_{P_A} - \delta_X \\ Y_{P_A} - \delta_Y \\ Z_{P_A} - \delta_Z \end{bmatrix}
 \end{aligned} \tag{14}$$

[0113] 将坐标P($X_{P_0}, Y_{P_0}, Z_{P_0}$)以图形化的形式显示在检测移动设备显示界面中,并且将坐标通过数传模块发送给检测固定设备同样显示在检测固定设备显示界面中。此时,检测移动设备操作人员可以根据界面显示的自己相对飞机的导航定位信息,调整自己的行进方向快速到达指定位置进行方位角测试,同时,检测固定设备操作人员也可以实时观察检测移动设备和操作人员的位置,实时掌握检测移动设备操作人员的状态。

[0114] 本发明提供的测试系统和测试方法已经成功应用于某型飞机超短波定向仪的原位测试,满足了机务保障部门对超短波定向仪的原位测试需求,定向精度优于 0.1° 。该发明在测试过程中与被测对象交联较少,针对其他的飞机及超短波定向仪只需修改部分软件参数即可完全适配。该发明的实际应用极大降低了超短波定向仪原位测试过程对人力资源和时间资源的消耗,提高了测试效率,降低了飞行前准备时间,间接提高了空中加油过程中加、受油机的飞行安全系数和空中加油任务执行能力,具有一定的军事意义及社会经济效益,具有广泛的应用前景。

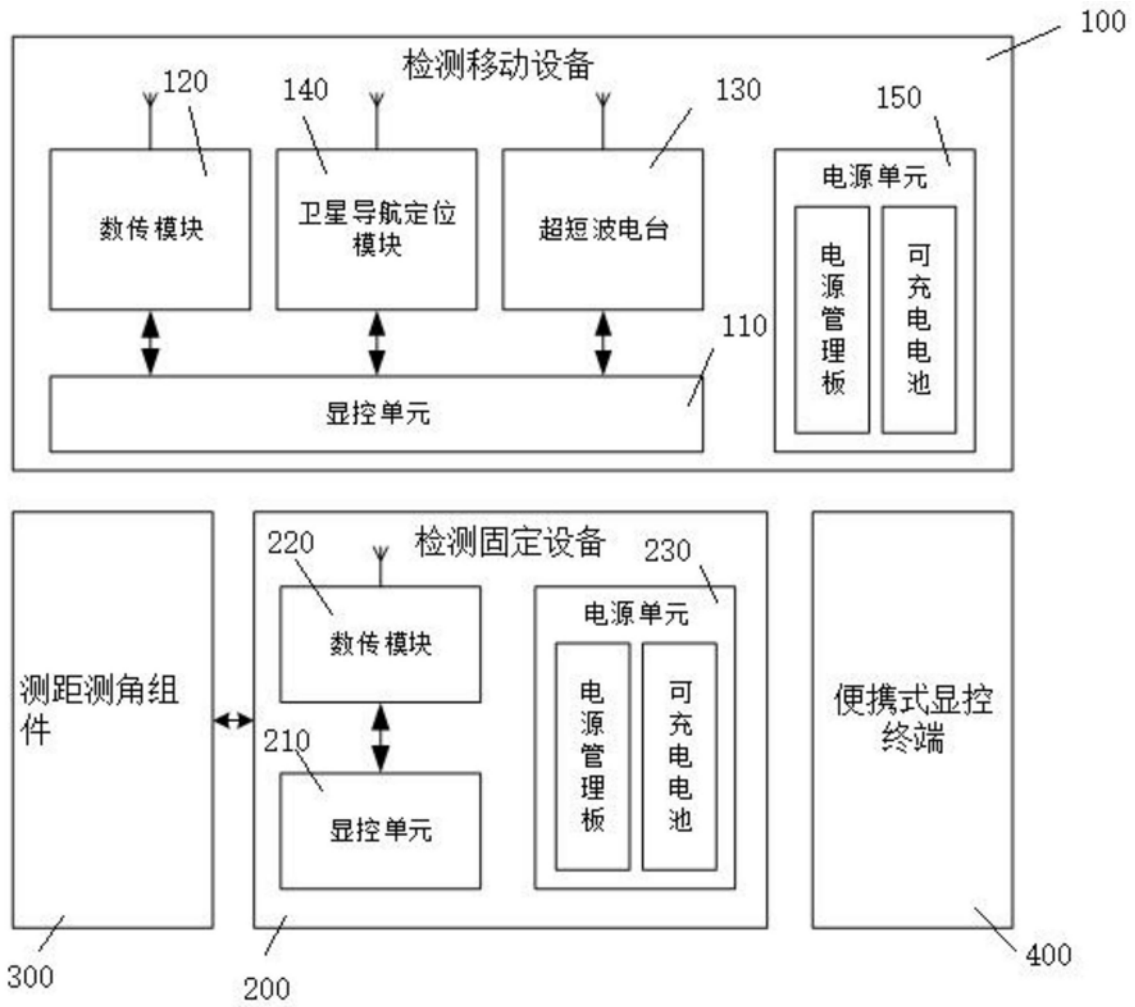


图1

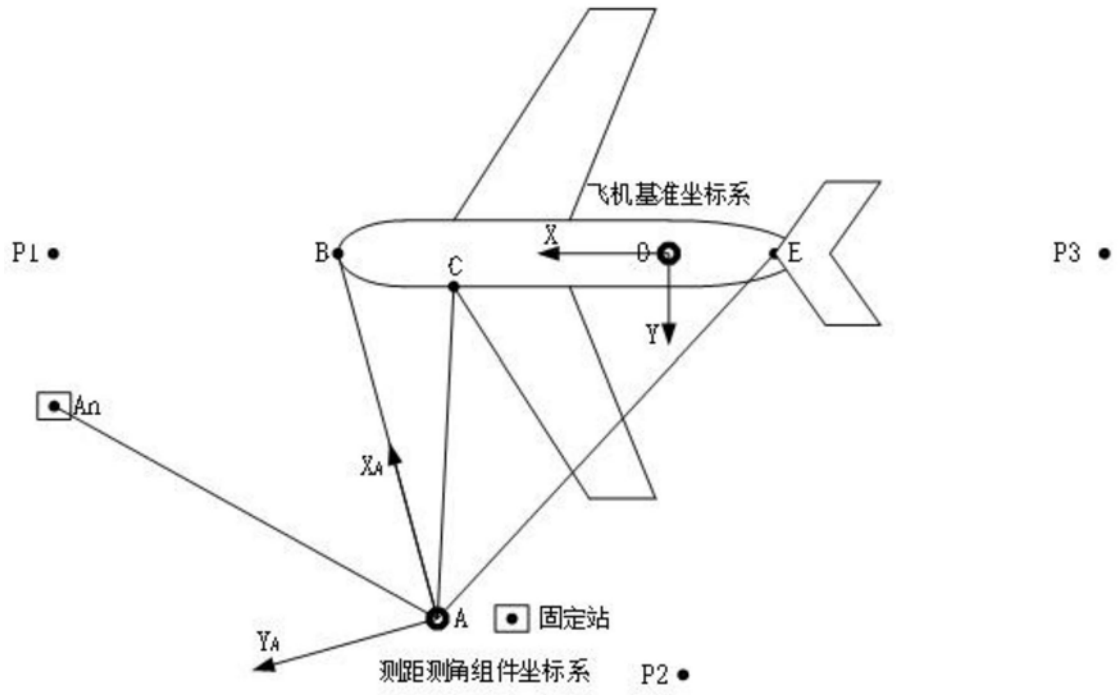


图2

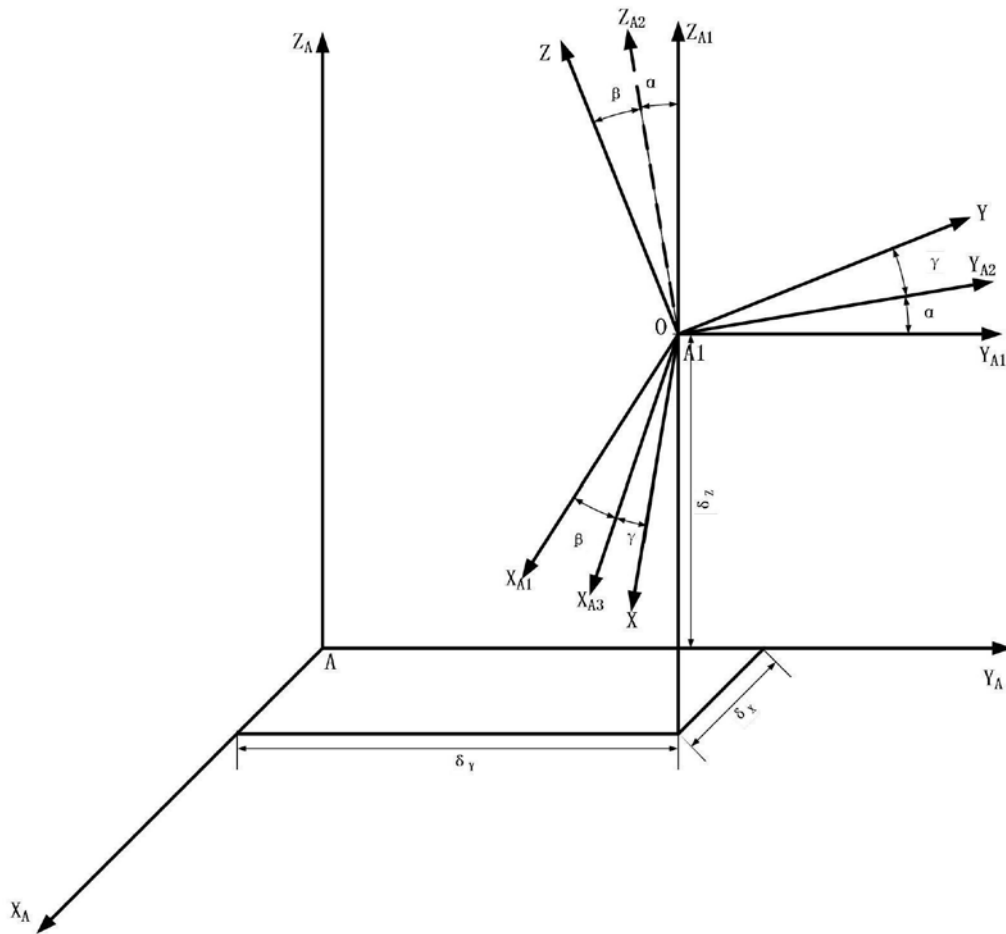


图3

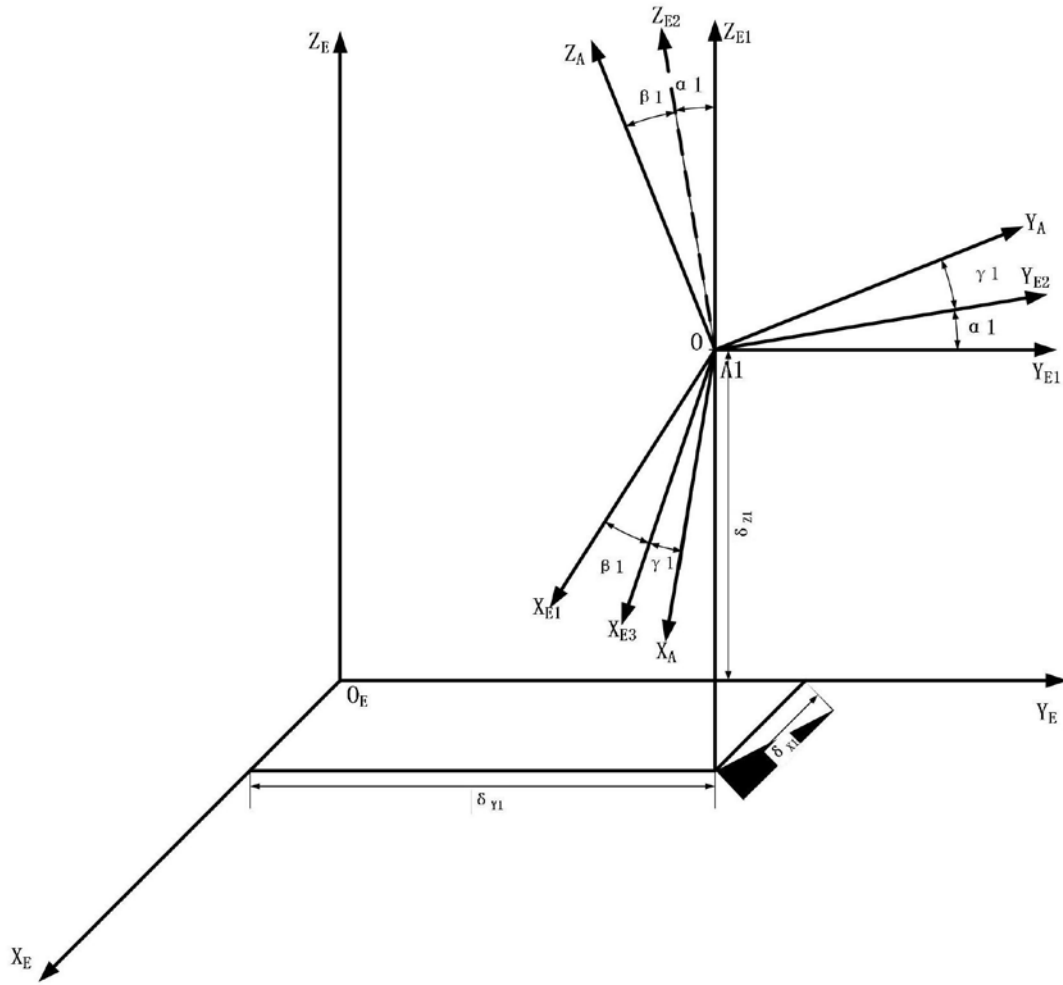


图4