



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112729342 B

(45) 授权公告日 2023. 03. 10

(21) 申请号 202011598085.X

(22) 申请日 2020.12.29

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 112729342 A

(43) 申请公布日 2021.04.30

(73) 专利权人 广东空天科技研究院
地址 511458 广东省广州市南沙区海滨路
1119号1号楼501房
专利权人 中国科学院力学研究所

(72) 发明人 李文皓 张琛 杨磊 张陈安
李腾 刘文 王福德

(74) 专利代理机构 北京维正专利代理有限公司
11508
专利代理师 李传亮

(51) Int.Cl.

G01C 25/00 (2006.01)

(56) 对比文件

CN 109878758 A, 2019.06.14

CN 106855693 A, 2017.06.16

CN 111780797 A, 2020.10.16

US 2019383949 A1, 2019.12.19

白宏阳等.空地制导武器传递对准及组合导航半实物实时仿真系统设计.《中国惯性技术学报》.2015,(第02期),

审查员 索子繁

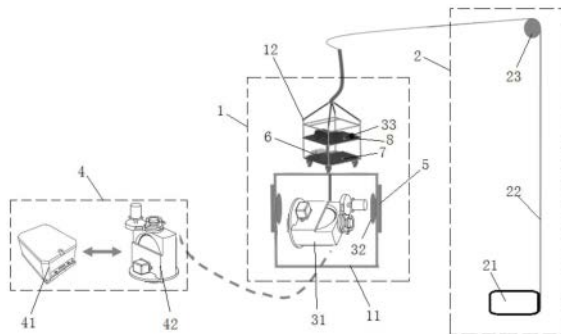
权利要求书2页 说明书7页 附图1页

(54) 发明名称

一种临近空间垂直投放发射机载导航系统地面试验装置

(57) 摘要

本申请公开了一种临近空间垂直投放发射机载导航系统地面试验装置,包括:承载机构、驱动机构地面与导航系统传递对准机构。承载机构用于承载待测试飞行器的机载导航系统相关的各器件;驱动机构与承载机构柔性连接,驱动机构用于驱动承载机构执行目标动作,目标动作包括临近空间飞行器垂直投放发射时从地面到临近空间投放前的过程中飞行器产生的随机动作中的至少一种。本申请提供的临近空间垂直投放发射机载导航系统地面试验装置能够通过物理升高/降低、数据链通信闭环、摆动和旋转的主动控制模拟飞行器产生的随机动作,或者能够模拟机载导航系统在从地面到临近空间投放前的使用全过程,获取导航系统的精度底线数据,测试相应导航算法和飞行试验流程设计。



1. 一种临近空间垂直投放发射机载导航系统地面试验装置,其特征在于,包括:

承载机构,用于承载待测试飞行器的机载导航系统相关的各器件;

驱动机构,用于模拟浮空器,以驱动所述承载机构上升或者下降,同时还不会影响所述承载机构的自由摆动、旋动的随机动作,所述驱动机构与所述承载机构柔性连接,所述驱动机构用于驱动所述承载机构执行目标动作,所述目标动作包括临近空间飞行器垂直投放发射时从地面到临近空间投放前的过程中飞行器产生的随机动作中的至少一种;

地面导航系统传递对准机构,包括机载导航系统地面工装以及地面数据分析机构,所述机载导航系统地面工装用于在测试完成后,对所述机载导航系统产生的数据进行读取,所述地面数据分析机构用于对所读取到的数据进行分析,产生对应的测试结果;

所述承载机构包括飞行器模拟舱,所述机载导航系统包括导航敏感器件,所述导航敏感器件吊装于所述飞行器模拟舱的内部,以模拟飞行器与固连支架相连的状态;将所述导航敏感器件与所述飞行器模拟舱采用短绳吊装的方式相连,以模拟飞行器与固连支架相连的状态;在将所述导航敏感器件与所述飞行器模拟舱连接后,所述飞行器模拟舱动作时所述导航敏感器件不会与所述飞行器模拟舱的舱壁接触;

所述地面导航系统传递对准机构还包括地面寻北装置,用于为所述导航敏感器件提供方向和位置信息;

该试验装置还包括卫星天线遮挡控制机构,与所述飞行器模拟舱相连,用于进行所述机载导航系统的卫星天线在可接收全部信号状态与可接收部分信号状态之间的切换;

所述飞行器模拟舱的上部连接有吊舱;

该试验装置还包括温度调节机构,所述飞行器模拟舱为密闭飞行器模拟舱,所述温度调节机构与所述吊舱相连,所述温度调节机构用于对所述密闭飞行器模拟舱内部的温度进行调节;

所述机载导航系统包括数据通讯模拟机构以及数据通讯模拟天线,所述数据通讯模拟机构以及所述数据通讯模拟天线均与所述吊舱相连;

所述驱动机构包括驱动电机、绳索以及导向滑轮,所述驱动电机的输出轴连接有卷筒,所述导向滑轮位于相对所述驱动电机的高位;所述绳索的一端绕过所述导向滑轮与所述卷筒相连,所述绳索的另一端与所述承载机构的吊舱柔性连接;

所述驱动电机连接有速度控制机构,所述速度控制机构用于控制所述驱动电机的旋转速度,以使所述承载机构以目标速度升高或降低;

所述机载导航系统地面工装结合所述地面寻北装置准确的对所述导航敏感器件的初值进行精确初始化。

2. 根据权利要求1所述的临近空间垂直投放发射机载导航系统地面试验装置,其特征在于,所述导航敏感器件包括陀螺仪以及加速度计,所述陀螺仪以及所述加速度计均相对工作安装面旋转 90° 后与所述飞行器模拟舱的内部的吊绳相连。

3. 根据权利要求1所述的临近空间垂直投放发射机载导航系统地面试验装置,其特征在于,所述导航敏感器件为已完成导航初始化对准的导航敏感器件。

4. 根据权利要求1所述的临近空间垂直投放发射机载导航系统地面试验装置,其特征在于,所述卫星天线的数量为多个且均位于所述飞行器模拟舱的内侧,多个所述卫星天线遮挡控制机构与多个所述卫星天线一一对应后配置于所述飞行器模拟舱的外侧。

5. 根据权利要求1所述的临近空间垂直投放发射机载导航系统地面试验装置,其特征
在于,所述机载导航系统包括机载导航计算机,所述机载导航计算机与所述吊舱相连。

6. 一种临近空间垂直投放发射机载导航系统地面试验方法,其特征
在于,基于如权利要求1-5中任一项所述的一种临近空间垂直投放发射机载导航系统地面试
验装置实施,包括:

使用所述地面导航系统传递对准机构,将所述机载导航系统的初值进行精确初始化;

将所述机载导航系统在带电条件下,安装至飞行器模拟舱,以所述承载机构的承载模
拟垂直吊装的情况;

所述驱动机构驱动吊装的吊舱和飞行器模拟舱作动,以进行模拟测试;

测试过程中,实时获取并记录测试数据;

测试后,将机载导航系统放回置地面导航系统传递对准机构中,获取长时间测试后机
载导航系统的导航输出与初始值的差别,分析差别数据。

一种临近空间垂直投放发射机载导航系统地面试验装置

技术领域

[0001] 本申请涉及飞行器发射技术领域,特别是涉及一种临近空间垂直投放发射机载导航系统地面试验装置。

背景技术

[0002] 飞行器(flight vehicle)是在大气层内或大气层外空间(太空)飞行的器械。飞行器靠空气的静浮力或空气相对运动产生的空气动力发射升空飞行。

[0003] 目前,发射飞行器的方式主要包括火箭助推发射和浮空器挂载投放发射两种方式,浮空器挂载投放发射为浮空器在临近空间通过垂直投放的方式发射飞行器,飞行器头朝下垂直装载在固接支架中,通过重力从稀薄的临近空间掉落并加速,随后完成各种机动动作或者通过启动动力系统实现临近空间投放发射的效果。

[0004] 浮空器挂载投放发射包括很多优点,但是由于飞行器与浮空器之间只能使用柔性连接,因此飞行器与浮空器连接后会处于可晃动和自由旋转的条件。另外,由于飞行器与浮空器地面连接、准备、上升到达高空后,耗时都在数个小时以上,因此将带来了新的问题,例如,飞行器机载导航系统漂移积累时间很长,可能导致导航漂移积累过大,影响飞行;卫星定位遮挡。飞行器与浮空器连接存在一个吊舱,吊舱上放置有供电设备、控制设备,以方便控制投放飞行器,该控制平台处于飞行器的上方,对飞行器卫星定位效果可能有遮挡影响;垂直吊装的飞行器,其机载的卫星接收设备容易收星少。由于飞行器垂直吊装,位于飞行器的机背上的卫星导航接收天线只能看到水平条件下不到一半的卫星,所以容易丢星,影响导航精度。

[0005] 为了验证上述问题对飞行器导航精度的影响,有必要在地面模拟的环境中进行模拟试验,通过模拟试验获得数据对机载导航系统的结构以及导航算法等进行优化,或者对优化后的结构以及算法进行验证。因此,如何提供一种临近空间垂直投放发射机载导航系统测试用地面试验设备,是本领域技术人员急需解决的技术问题。

发明内容

[0006] 本申请提供了一种临近空间垂直投放发射机载导航系统地面试验装置。

[0007] 本申请提供了如下方案:

[0008] 一种临近空间垂直投放发射机载导航系统地面试验装置,包括:

[0009] 承载机构,用于承载待测试飞行器的机载导航系统相关的各器件;

[0010] 驱动机构,所述驱动机构与所述承载机构柔性连接,所述驱动机构用于驱动所述承载机构执行目标动作,所述目标动作包括临近空间飞行器垂直投放发射时从地面到临近空间投放前的过程中飞行器产生的随机动作中的至少一种;

[0011] 地面导航系统传递对准机构,其中包括机载导航系统地面工装以及地面数据分析机构,所述机载导航系统地面工装用于在测试完成后,对所述机载导航系统产生的数据进行读取,所述地面数据分析机构用于对所读取到的数据进行分析,产生对应的测试结果。

[0012] 优选地:所述承载机构至少包括飞行器模拟舱,所述机载导航系统包括导航敏感器件,所述导航敏感器件通过吊绳吊装于所述飞行器模拟舱的内部。

[0013] 优选地:所述导航敏感器件包括陀螺仪以及加速度计,所述陀螺仪以及所述加速度计均相对工作安装面旋转90°后与所述飞行器模拟舱的内部的吊绳相连。

[0014] 优选地:所述导航敏感器件为已完成导航初始化对准的导航敏感器件。

[0015] 优选地:所述地面导航系统传递对准机构还用于对所述导航敏感器件的初值进行精确初始化以实现所述导航初始化对准。

[0016] 优选地:所述地面导航系统传递对准机构还包括地面寻北装置,所述地面寻北装置用于为所述导航敏感器件提供方向和位置信息。

[0017] 优选地:还包括卫星天线遮挡控制机构,所述卫星天线遮挡控制机构与所述飞行器模拟舱相连;所述机载导航系统包括卫星天线,所述卫星天线遮挡控制机构用于实现所述卫星天线在可接收全部信号状态与可接收部分信号状态之间进行切换。

[0018] 优选地:所述卫星天线包括多个且均位于所述飞行器模拟舱的内侧,所述卫星天线遮挡控制机构包括多个且与多个所述卫星天线一一对应后配置于所述飞行器模拟舱的外侧。

[0019] 优选地:所述飞行器模拟舱的上部连接有吊舱。

[0020] 优选地:所述机载导航系统包括机载导航计算机,所述机载导航计算机与所述吊舱相连。

[0021] 优选地:还包括温度调节机构,所述飞行器模拟舱为密闭飞行器模拟舱,所述温度调节机构与所述吊舱相连,所述温度调节机构用于对所述密闭飞行器模拟舱内部的温度进行调节。

[0022] 优选地:所述机载导航系统包括数据通讯模拟机构以及数据通讯模拟天线,所述数据通讯模拟机构以及所述数据通讯模拟天线均与所述吊舱相连。

[0023] 优选地:所述驱动机构包括驱动电机、绳索以及导向滑轮,所述驱动电机的输出轴连接有卷筒,所述导向滑轮位于相对所述驱动电机的高位;所述绳索的一端绕过所述导向滑轮与所述卷筒相连,所述绳索的另一端与所述承载机构柔性连接。

[0024] 优选地:所述驱动电机连接有速度控制机构,所述速度控制机构用于控制所述驱动电机的旋转速度,以使所述承载机构以目标速度升高或降低。

[0025] 根据本申请提供的具体实施例,本申请具有以下至少一种技术效果:

[0026] 本申请提供的临近空间垂直投放发射机载导航系统地面试验装置,可以通过物理升高/降低、数据链通信闭环、摆动和旋转的主动控制模拟飞行器产生的随机动作,可以模拟机载导航系统在从地面到临近空间投放前的使用全过程,获取导航系统的精度底线数据,测试相应导航算法和飞行试验流程设计。

[0027] 另外,在优选的实施方式下,本申请提供的装置的还具有较大的测试范围,可以通过温度控制、收星遮挡以及通讯模拟等方式,模拟测试飞行器机载导航机构受温度的影响、收星影响以及通讯干扰影响等。

[0028] 当然,实施本申请示例提供的任一技术方案的产品并不要求同时达到以上所述的所有优点。

附图说明

[0029] 为了更清楚地说明本申请实施例或现有技术中的技术方案,下面将对实施例中所需要使用的附图作简单地介绍,显而易见地,下面描述中的附图仅仅是本申请的一些实施例,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据这些附图获得其他的附图。

[0030] 图1是本申请实施例提供的一种临近空间垂直投放发射机载导航系统地面试验装置的结构示意图。

[0031] 图中:承载机构1、飞行器模拟舱11、吊舱12、驱动机构2、驱动电机21、绳索22、导向滑轮23、导航敏感器件31、卫星天线32、机载导航计算机33、地面导航系统传递对准机构4、地面寻北装置41、机载导航系统地面工装42、卫星天线遮挡控制机构5、温度调节机构6、数据通讯模拟机构7、数据通讯模拟天线8。

具体实施方式

[0032] 下面将结合本申请实施例中的附图,对本申请实施例中的技术方案进行清楚、完整地描述,显然,所描述的实施例仅仅是本申请一部分实施例,而不是全部的实施例。基于本申请中的实施例,本领域普通技术人员所获得的所有其他实施例,都属于本申请保护的范围。

实施例

[0033] 参见图1,为本申请实施例提供的一种临近空间垂直投放发射机载导航系统地面试验装置,该装置包括:

[0034] 承载机构1,用于承载待测试飞行器的机载导航系统相关的各器件;

[0035] 驱动机构2,所述驱动机构2与所述承载机构1柔性连接,所述驱动机构2用于驱动所述承载机构1执行目标动作,所述目标动作包括临近空间飞行器垂直投放发射时从地面到临近空间投放前的使用过程中飞行器产生的随机动作中的至少一种;

[0036] 地面导航系统传递对准机构4,其中包括机载导航系统地面工装42以及地面数据分析机构(图中未示出),所述机载导航系统地面工装42用于在测试完成后,对所述机载导航系统产生的数据进行读取,所述地面数据分析机构用于对所读取到的数据进行分析,产生对应的测试结果。

[0037] 本申请实施例提供的驱动机构可以驱动承载机构动作,用于模仿飞行器在与浮空器相连状态下产生的各种随机动作,因此该目标动作可以包括浮空器携带其上升以及下降的随机动作,还可以包括飞行器在投放前由于与固接支架采用柔性连接的方式,因此在大气风场和气流影响下产生的摆动、旋动以及耦合的章动等随机动作。通过模仿飞行器的产生的随机动作,可以模拟机载导航系统在从地面到临近空间投放前的使用全过程,获取机载导航系统的精度底线数据,测试相应导航算法和飞行试验流程设计。

[0038] 本申请实施例提供的承载机构可以包括多种形式,待测试的机载导航系统也可以包括多种形式。例如,在一种实现方式下,所述承载机构1至少包括飞行器模拟舱11,所述机载导航系统包括导航敏感器件31,所述导航敏感器件31通过吊绳吊装于所述飞行器模拟舱11的内部。由于在采用浮空器发射飞行器时,在飞行器下方会软连接一个固连支架,然后将

飞行器采用短绳垂直吊装在该固连支架上,本申请实施例提供的飞行器模拟舱可以模拟固连支架的功能。所述导航敏感器件作为机载导航系统的传感器件飞行器上实际使用时,各个导航敏感器件均与飞行器固连,因此会随着飞行器自由动作而做出相同的动作。因此可以将导航敏感器件与飞行器模拟舱采用短绳吊装的方式相连,即可以模拟飞行器与固连支架相连的状态。可以理解的是,在将导航敏感器件与飞行器模拟舱连接后,需要保证在飞行器模拟舱动作时导航敏感器件不会与飞行器模拟舱的舱壁接触。可以采用长度较短的连接绳或者加大飞行器模拟舱尺寸等方式。

[0039] 由于导航敏感器件在飞行器上安装时,会有相应的工作安装平面,通常会安装在飞行器的水平放置时与其底面平行的安装平面上,即导航敏感器件底座均朝向飞行器的底面。而在飞行器吊装在浮空器的固连支架上后,飞行器处于垂直状态,因此各个导航敏感器件也会随着飞行器旋转 90° ,为了能够更好的模拟导航敏感器件的位置状态,保证获得的检测数据的准确性,本申请实施例可以提供所述导航敏感器件包括陀螺仪以及加速度计,所述陀螺仪以及所述加速度计均相对工作安装面旋转 90° 后与所述飞行器模拟舱的内部的吊绳相连。该陀螺仪以及加速度计均可以包括任何现有技术中可用于飞行器使用的陀螺仪以及加速度计,使用时只需要保证各自的朝向与正常使用状态下朝向呈垂直状态即可。

[0040] 由于飞行器携带的机载导航系统在地面发射前,需要对机载导航系统的各个参数进行初始化处理,为了达到更加真实的模拟效果,本申请实施例可以提供所述导航敏感器件为已完成导航初始化对准的导航敏感器件。将导航敏感器件预先进行初始化对准处理后在与飞行器模拟舱相连,可以保证直接进行各项测试工作。在进行导航初始化对准处理时,可以采用现有技术中任意一种可以实现上述功能的设备,对待测试的导航敏感器件进行数据的初始化。例如,在一种实现方式下,所述地面导航系统传递对准机构还用于对所述导航敏感器件的初值进行精确初始化以实现所述导航初始化对准。本申请实施例可以提供一套独立的地面导航系统传递对准机构,该机构独立设置,同时可以保证对导航敏感器件进行精确初始化。具体的,所述地面导航系统传递对准机构4还包括地面寻北装置41,所述地面寻北装置用于为所述导航敏感器件提供方向和位置信息。所述的地面寻北装置可以采用多种形式,例如,可以是陀螺寻北仪,陀螺寻北仪是一款由高精度双轴动力调谐陀螺,通过测量地球自转角速度,自主确定所附载体的真北方向值,不受外界磁场或其他环境的干扰和影响。另外,它也可以结合加速度进行水平角度的测量和修正。机载导航系统地面工装结合地面寻北装置可以准确的对导航敏感器件的初值进行精确初始化。

[0041] 上述提供的各个部件以及各个部件之间的连接方式,可以实现模拟测试由于软连接飞行器的上下运动、摆动以及旋动等动作,对于导航敏感器件初始导航数据的影响。由于机载导航系统还包括其他多种器件,因此为了能够实现对其他器件进行模拟测试,本申请实施例可以提供卫星天线遮挡控制机构5,所述卫星天线遮挡控制机构5与所述飞行器模拟舱11相连;所述机载导航系统包括卫星天线32,所述卫星天线遮挡控制机构5用于实现所述卫星天线32在可接收全部信号状态与可接收部分信号状态之间进行切换。该卫星天线遮挡控制机构可以对卫星天线进行遮挡,使其接收能够全部接收信号,或者有一部分被屏蔽只能接收到一部分信号。由于机载的卫星接收设备容易收星少,原因是飞行器垂直吊装,位于飞行器的机背上的卫星导航接收天线只能看到水平条件下不到一半的卫星,所以容易丢星,影响导航精度。本申请实施例通过该卫星天线遮挡控制机构可以用于模拟上述情况,获

取到的一部分信号可以用于模拟一定丢星数量情况下飞行器携带的天线获取到的卫星定位数据对导航精度的影响。

[0042] 在具体选择该卫星天线遮挡控制机构时,可以由多种形式,本申请实施例可以提供所述卫星天线包括多个且均位于所述飞行器模拟舱的内侧,多个所述卫星天线遮挡控制机构与多个所述卫星天线一一对应后配置于所述飞行器模拟舱的外侧。该遮挡机构可以采用卫星定位信号不可穿透的材料制作,同时与飞行器模拟舱的连接方式可以采用可拆卸的多种连接方式,例如可以采用可相对滑动的连接方式,通过固定连接在飞行器模拟舱上的固定框,将卫星天线遮挡控制机构制作成板材形状,然后将卫星天线遮挡控制机构以插接的方式与固定框滑动连接。在需要使卫星天线处于可接收全部信号状态时,将卫星天线遮挡控制机构取下即可。当需要使卫星天线处于可接收部分信号状态时,调整卫星天线遮挡控制机构在固定框内的位置,将卫星天线进行部分遮挡即可。

[0043] 由于机载导航系统包含的器件较多,为了方便对其他器件进行测试,同时为了方便其他器件的固定,为此,本申请实施例还可以提供所述飞行器模拟舱11的上部连接有吊舱12。所述吊舱12以用于承载所述机载导航系统包含的所述导航敏感器件以外的各器件以及其他辅助环境模拟器件。该吊舱可以采用固定连接或者软连接的方式与飞行器模拟舱相连后,将该吊舱以软连接的方式与驱动机构相连。该吊舱可以采用框架式结构,即能节约制作成本,又可以降低其自身重量,减轻驱动机构的负荷。

[0044] 所述导航敏感器件以外的器件可以包含多种类型,例如,本申请实施例可以提供所述机载导航系统包括机载导航计算机33,所述机载导航计算机33与所述吊舱12相连。机载导航计算机可以与导航敏感器件以及卫星天线可通信相连,以便在进行模拟试验过程中,实时对导航敏感器件以及卫星天线获得的数据进行解算以及储存等。

[0045] 上述提供的各个部件以及各个部件之间的连接方式,可以实现模拟测试由于软连接,飞行器的上下运动、摆动以及旋动等动作,对于机载导航系统的影响以及获取模拟过程中产生的相关数据。但是由于浮空器携带飞行器上升至一定高度后,飞行器周围环境的温度与地面环境的温度存在差异,因此,为了对周围环境温度变化对机载导航系统的影响进行模拟测试,本申请实施例还可以提供温度调节机构6,所述飞行器模拟舱11为密闭飞行器模拟舱,所述温度调节机构6与所述吊舱12相连,所述温度调节机构6用于对所述密闭飞行器模拟舱内部的温度进行调节。该温度调节机构对飞行器模拟舱内进行升温、降温,测试温度对机载导航系统的影响。

[0046] 临近空间飞行器垂直投放发射时从地面到临近空间投放前的使用过程中需要实时与地面控制中心进行通讯,为了模拟测试对通讯系统的影响,本申请实施例还可以提供所述机载导航系统包括数据通讯模拟机构7以及数据通讯模拟天线8,所述数据通讯模拟机构7以及所述数据通讯模拟天线8均与所述吊舱12相连。调节数据通讯模拟机构的输出频段和功率,即可实现测试通讯干扰影响。

[0047] 本申请提供的驱动机构用于模拟浮空器使用,可以驱动承载机构上升或者下降,同时还不会影响承载机构的自由摆动、旋动等随机动作。在具体选择该驱动机构的方式时,可以是任何现有技术中能够驱动承载机构上升以及下降的形式。例如,本申请实施例可以提供所述驱动机构2包括驱动电机21、绳索22以及导向滑轮23,所述驱动电机的输出轴连接有卷筒,所述导向滑轮23位于相对所述驱动电机21的高位;所述绳索22的一端绕过所述导

向滑轮23与所述卷筒相连,所述绳索22的另一端与所述承载机构1柔性连接。驱动电机以及卷筒可以形成卷扬结构,通过对绳索的收放即可实现驱动承载机构上升或者下降。该导向滑轮可以包括至少一个定滑轮,该定滑轮可以采用支撑杆或者支撑架悬置于驱动电机的上方,为了实现对承载机构上升或者下降的速度进行控制,所述驱动电机连接有速度控制机构,所述速度控制机构用于控制所述驱动电机的旋转速度,以使所述承载机构以目标速度升高或降低。

[0048] 下面通过在飞行器模拟舱上部设置吊舱的形式,对本申请提供的临近空间垂直投放发射机载导航系统地面试验装置进行详细说明,可以理解的是,本申请提供的装置还可以包括任何必要的供电元件、数据传输线路以及其他控制元件。

[0049] 该装置在实际装配时,地面导航系统传递对准机构包括寻北仪器和机载导航系统地面工装,通过地面导航系统传递对准机构,可以对机载导航系统的初值进行精确初始化。完成导航初始化对准后,将导航系统放置于飞行器模拟舱中,且导航敏感器件如陀螺仪和加速度计通过绳子与飞行器模拟舱软连接;飞行器模拟舱内安装卫星接收天线,可接收卫星定位信号,在飞行器模拟舱外侧,配置卫星天线遮挡器,可控制遮挡器对卫星天线的信号接收进行遮挡;飞行器模拟舱可通过外接的温度控制装置进行温度调节。在飞行器模拟舱上部,是控制吊舱,飞行器模拟舱与控制吊舱通过绳软连接,在吊舱内安装温度控制装置、电池电源、机载导航计算机、数据通讯模拟装置及配套天线;数据通讯模拟装置可模拟不同频段,不同功率的通讯电磁波。吊舱顶部通过绳与定滑轮连接,定滑轮可安装于一个高杆或者支架上,定滑轮的另一端接驱动电机,电机驱动时,可控制全系统按一定速度升高或者降低。

[0050] 所述临近空间垂直投放发射机载导航系统地面试验装置的使用方法包括如下步骤:

[0051] (1)使用地面导航系统传递对准机构,将机载导航系统的初值进行精确初始化;

[0052] (2)将机载导航系统在带电条件下,安装至飞行器模拟舱,其中导航敏感器件如陀螺和加速度计需旋转 90° ,模拟垂直吊装的情况;

[0053] (3)按照临近空间飞行器垂直投放流程,驱动吊装于绳系系统上的吊舱和飞行器模拟舱动作进行模拟测试,并按准备到投放前的时间长度内,不断重复该动作;可以通过驱动机构实现上升动作或下降动作,摆动以及旋动用户可以采用手动驱动飞行器模拟舱摆动或旋动,当然也可以采用设置相关机构用于驱动飞行器模拟舱摆动或旋动。

[0054] 步骤(3)的模拟测试包括以下至少一种的内容:

[0055] (3.1)模拟测试内容1:对飞行器模拟舱进行摆动、旋动,测试软连接晃动影响;

[0056] (3.2)模拟测试内容2:对飞行器模拟舱进行升温、降温,测试温度影响;

[0057] (3.3)模拟测试内容3:对飞行器模拟舱段的卫星接收天线进行间隔性的遮挡和打开遮挡,测试收星影响;

[0058] (3.4)模拟测试内容4:调节数据通讯模拟装置的输数频段和功率,测试通讯干扰影响;

[0059] (3.5)模拟测试内容5:调节地面驱动电机,对全系统升降进行控制,测试速度动态影响;

[0060] (3.6)模拟测试内容6:上述5种测试的耦合和组合。

[0061] 所述使用方法还包括：

[0062] (4) 测试过程中，实时获取并记录测试数据；

[0063] (5) 测试后，将机载导航系统放回置地面导航系统传递对准机构中，获取长时间测试后，机载导航系统的导航输出与初始值的差别，分析差别数据，完成测试试验。

[0064] 总之，本申请提供的临近空间垂直投放发射机载导航系统地面试验装置，通过温度控制、收星遮挡、物理升高/降低、数据链通信闭环、摆动和旋转的主动控制，可以模拟机载导航系统在从地面到临近空间投放前的使用全过程，获取导航系统的精度底线数据，测试相应导航算法和飞行试验流程设计。

[0065] 需要说明的是，在本文中，诸如第一和第二等之类的关系术语仅仅用来将一个实体或者操作与另一个实体或操作区分开来，而不一定要求或者暗示这些实体或操作之间存在任何这种实际的关系或者顺序。而且，术语“包括”、“包含”或者其任何其他变体意在涵盖非排他性的包含，从而使得包括一系列要素的过程、方法、物品或者设备不仅包括那些要素，而且还包括没有明确列出的其他要素，或者是还包括为这种过程、方法、物品或者设备所固有的要素。在没有更多限制的情况下，由语句“包括一个……”限定的要素，并不排除在包括所述要素的过程、方法、物品或者设备中还存在另外的相同要素。

[0066] 以上所述仅为本申请的较佳实施例而已，并非用于限定本申请的保护范围。凡在本申请的精神和原则之内所作的任何修改、等同替换、改进等，均包含在本申请的保护范围内。

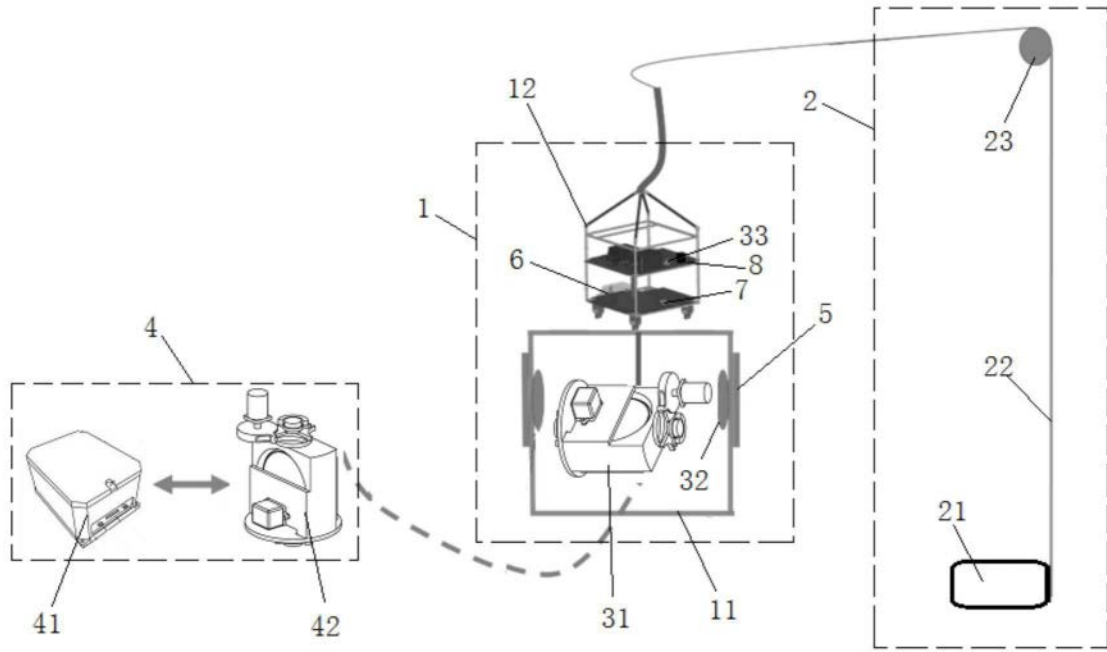


图1