



# (12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112729343 B

(45) 授权公告日 2023. 03. 10

(21) 申请号 202011605848.9

(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 112729343 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 108163179 A, 2018.06.15  
CN 111147727 A, 2020.05.12  
CN 105501465 A, 2016.04.20  
CN 108820222 A, 2018.11.16  
US 2015219747 A1, 2015.08.06

审查员 索子繁

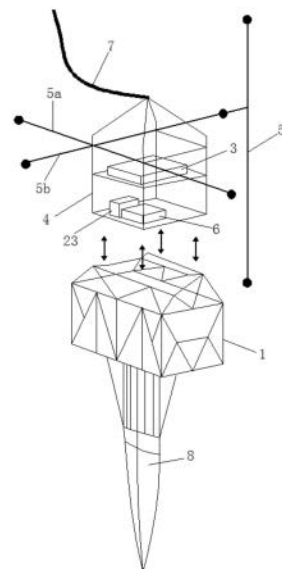
权利要求书2页 说明书9页 附图2页

## (54) 发明名称

一种临近空间垂直投放发射用系统

## (57) 摘要

本申请公开了一种临近空间垂直投放发射用系统,所述系统包括:导航辅助机构、固接支架、固联控制机构、以及部署于所述固接支架上方的卫星信号接收机构;所述固接支架内包括临时固联机构;本申请提供的临近空间垂直投放发射用系统可以通过临时固联机构将飞行器与固接支架的连接由柔性连接临时改变为固联(刚性连接),进而通过安装在固接支架上的导航辅助机构传递卫星定姿数据,实现临近投放前的飞行器投放导航增强。



1. 一种临近空间垂直投放发射用系统,其特征在于,包括:

导航辅助机构、固接支架、固联控制机构、以及部署于所述固接支架上方的卫星信号接收机构;所述固接支架内设置有临时固联机构;

在通过浮空器带动飞行器常规飞行的状态下,所述固接支架柔性连接到所述浮空器,所述飞行器与所述固接支架之间柔性连接;

所述导航辅助机构,用于在通过所述浮空器带动所述飞行器常规飞行的状态下,根据卫星信号接收机构接收到的卫星定姿数据获取所述固接支架的姿态信息;

所述固联控制机构,用于根据所述固接支架的姿态信息确定是否达到固联条件;

所述临时固联机构,用于在达到所述固联条件时,将所述飞行器与所述固接支架进行临时固联,使所述飞行器与所述固接支架在达到任务条件点之前持续处于相同的飞行姿态,且在达到所述任务条件点时,将所述飞行器与所述固接支架解除固联,使所述飞行器与所述固接支架恢复柔性连接;

其中,所述导航辅助机构能通信相连所述飞行器的机载导航机构,在所述飞行器与所述固接支架临时固联的状态下,将所述固接支架的姿态信息同步给所述机载导航机构,所述机载导航机构用于根据所述同步的姿态信息对所述机载导航机构的惯性导航设备的偏差进行修正,所述任务条件点根据修正结果进行确定;

其中,所述临时固联机构包括传动组件以及临时抱紧组件;所述传动组件与所述固接支架的内侧固定相连,所述临时抱紧组件与所述传动组件的端头相连;

所述固联控制机构用于在满足所述固联条件时控制所述传动组件动作,使所述临时抱紧组件与所述飞行器接触将所述飞行器与所述固接支架进行固联。

2. 根据权利要求1所述的临近空间垂直投放发射用系统,其特征在于,所述导航辅助机构包括:配置于所述固接支架上的卫星导航数据解算器,所述卫星导航数据解算器用于对所述卫星信号接收机构获取到的卫星定姿数据进行解算以获得所述姿态信息。

3. 根据权利要求2所述的临近空间垂直投放发射用系统,其特征在于,所述固接支架的上部固定连接有浮空器吊舱,所述浮空器吊舱的顶部用于与浮空器相连;所述卫星导航数据解算器以及所述卫星信号接收机构均与所述浮空器吊舱相连。

4. 根据权利要求3所述的临近空间垂直投放发射用系统,其特征在于,所述导航辅助机构以及所述固联控制机构均位于所述浮空器吊舱内。

5. 根据权利要求3所述的临近空间垂直投放发射用系统,其特征在于,所述卫星信号接收机构包括天线组件,所述天线组件至少包括一组双基线天线组,所述双基线天线组包含一个长杆支架以及两个天线;所述飞行器与所述固接支架固联时其中一个所述长杆支架的轴向与所述飞行器的从质心指向机头方向平行。

6. 根据权利要求5所述的临近空间垂直投放发射用系统,其特征在于,所述天线组件包括三组所述双基线天线组,每组所述双基线天线组各自包含的所述长杆支架固联且正交使所述三组双基线天线组形成三轴正交天线结构;

其中,所述飞行器与所述固接支架固联时,三个所述长杆支架各自的轴向分别与所述飞行器的从质心指向机头方向、从质心指向右机翼方向以及从质心指向腹部方向平行。

7. 根据权利要求6所述的临近空间垂直投放发射用系统,其特征在于,三个所述长杆支架中的两个各自的一端分别与所述浮空器吊舱固定相连,另一个与其中一个与所述浮空器

吊舱固定相连的长杆支架的端头相连。

8. 根据权利要求6所述的临近空间垂直投放发射用系统,其特征在于,所述姿态信息包括所述飞行器与所述固接支架进行固联前三个所述长杆支架各自的轴向上的姿态角速度 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ , x、y、z分别对应三个所述长杆支架各自的轴向;所述姿态角速度用于确定所述固联条件。

9. 根据权利要求8所述的临近空间垂直投放发射用系统,其特征在于,所述固联条件包括:

$$\omega_y^2 + \omega_z^2 \leq k_\omega, \text{其中} k_\omega \text{为预设的角速判定阈值;或,}$$

$$|\dot{\omega}_y^2 + \dot{\omega}_z^2| < 0 \text{并持续的时间} T_{|\dot{\omega}_y^2 + \dot{\omega}_z^2| < 0} > k_T, \text{其中} k_T \text{为预设的时间持续判定阈值;或,}$$

$h > k_h$ ,其中h为6个天线接收卫星定位的实时高度数据的平均值, $k_h$ 为预设的任务高度判定阈值。

10. 根据权利要求8所述的临近空间垂直投放发射用系统,其特征在于,每个姿态角速度的解算方法包括获取所述飞行器与所述固接支架进行固联前每个所述长杆支架上的两个天线定位位置通过位置差分解算出第一姿态角度,再对时间求导处理获取角速度。

11. 根据权利要求6所述的临近空间垂直投放发射用系统,其特征在于,所述姿态信息包括所述飞行器与所述固接支架固联时三个所述长杆支架各自的轴向上的第二姿态角度;

所述卫星导航数据解算器还用于确定各个所述第二姿态角度解算滤波收敛后向所述机载导航机构同步各个所述第二姿态角度;使所述机载导航机构将各个所述第二姿态角度分别作为所述飞行器的俯仰角度、偏航角度、滚转角度实现对发射导航信息进行修正。

12. 根据权利要求1所述的临近空间垂直投放发射用系统,其特征在于,所述传动组件包括可伸缩或可旋转部件,以通过伸缩或旋转驱动所述临时抱紧组件与所述飞行器接触或分离。

13. 根据权利要求1所述的临近空间垂直投放发射用系统,其特征在于,所述临时抱紧组件与所述飞行器接触的点位于所述飞行器的腹部以及背部。

## 一种临近空间垂直投放发射用系统

### 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用系统。

### 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] 传统的发射飞行器的方式主要包括火箭助推发射和飞机挂载浮空器挂载投放发射两种方式,但是,各自都存在一些缺陷,例如,火箭助推时,火箭的直径对飞行器的空间尺寸会有极强的约束,飞机挂载时,外挂物流对飞行器平台也会有剧烈干扰。在此背景下,浮空器挂载投放发射便应运而生了。浮空器挂载投放发射也即为通过浮空器挂载飞行气,并在临近空间通过垂直投放的方式发射飞行器。具体实现时,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,例如,由于飞行器是垂直吊挂在高空气球下,飞行器与平台载体件的耦合性极低,飞行器可以随意设计成各种外形和尺寸而对平台的耦合约束很小,所以适合新科学探索和新技术飞行试验。另外,临近空间空气稀薄(例如30km高度的大气密度只有地面的百分之一),利用重力势能转换为动能的效率高,飞行器可以比较容易的在无动力条件下达到超声速,因此可以节省大量的发射能量需求,是一种低成本完成新型飞行试验的手段。

[0005] 浮空器挂载投放发射虽然包括很多优点,但是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。同时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在分离前会处于可晃动和自由旋转的条件。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。再者,还可能存在卫星定位遮挡的问题:飞行器与浮空器连接存在一个挂架,挂架上放置有供电设备、控制设备,以方便控制投放飞行器,但是,该挂架处于飞行器的上方,且体积通常会比较大,因此,对飞行器卫星定位效果可能有遮挡影响,以至于垂直吊装的飞行器机载的卫星接收设备容易产生“收星少”的情况,也即只能接收到来自少量卫星的定位数据。例如,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接收到水平条件下不到一半的卫星,以至于影响导航精度。

[0006] 因此,如何在飞行器投放前对机载导航系统的惯性导航设备的偏差进行修正,是迫切需要本领域技术人员解决的技术问题。

### 发明内容

[0007] 本申请提供了一种临近空间垂直投放发射用系统。

[0008] 本申请提供了如下方案:

[0009] 一种临近空间垂直投放发射用系统,包括:

[0010] 所述系统包括:导航辅助机构,固接支架,固联控制机构,以及部署于所述固接支架上方的卫星信号接收机构;所述固接支架内还包括临时固联机构;

[0011] 在通过浮空器带动飞行器常规飞行的状态下,所述固接支架柔性连接到所述浮空器,所述飞行器与所述固接支架之间柔性连接;

[0012] 所述导航辅助机构,用于在通过所述浮空器带动所述飞行器常规飞行的状态下,根据卫星信号接收机构接收到的卫星定姿数据获取所述固接支架的姿态信息;

[0013] 所述固联控制机构,用于根据所述固接支架的姿态信息确定是否达到固联条件;

[0014] 所述临时固联机构,用于在达到所述固联条件时,将所述飞行器与所述固接支架进行临时固联,使所述飞行器与所述固接支架在达到任务条件点之前持续处于相同的飞行姿态,且在达到任务条件点时,将所述飞行器与所述固接支架解除固联,使所述飞行器与所述固接支架恢复柔性连接;

[0015] 其中,所述导航辅助机构与所述飞行器的机载导航机构可通信相连,在所述飞行器与所述固接支架临时固联的状态下,将所述固接支架的姿态信息同步给所述机载导航机构,所述机载导航机构用于根据所述同步的姿态信息对所述机载导航机构的惯性导航设备的偏差进行修正,所述任务条件点根据修正结果进行确定。

[0016] 优选地:所述导航辅助机构包括配置于所述固接支架上的卫星导航数据解算器,所述卫星导航数据解算器用于对所述卫星信号接收机构获取到的卫星定姿数据进行解算以获得所述姿态信息。

[0017] 优选地:所述固接支架的上部固定连接有浮空器吊舱,所述浮空器吊舱的顶部用于与浮空器相连;所述卫星导航数据解算器以及所述卫星信号接收机构均与所述浮空器吊舱相连。

[0018] 优选地:所述导航辅助机构以及所述固联控制机构均位于所述浮空器吊舱内。

[0019] 优选地:所述卫星信号接收机构包括天线组件,所述天线组件至少包括一组双基线天线组,所述双基线天线组包含一个长杆支架以及两个天线;所述飞行器与所述固接支架固联时其中一个所述长杆支架的轴向与所述飞行器的从质心指向机头方向平行。

[0020] 优选地:所述天线组件包括三组所述双基线天线组,每组所述双基线天线组各自包含的所述长杆支架固联且正交使所述三组双基线天线组形成三轴正交天线结构;

[0021] 其中,所述飞行器与所述固接支架固联时,三个所述长杆支架各自的轴向分别与所述飞行器的从质心指向机头方向、从质心指向右机翼方向以及从质心指向腹部方向平行。

[0022] 优选地:三个所述长杆支架中的两个各自的一端分别与所述浮空器吊舱固定相连,另一个与其中一个与所述浮空器吊舱固定相连的长杆支架的端头相连。

[0023] 优选地:所述姿态信息包括所述飞行器与所述固接支架进行固联前三个所述长杆支架各自的轴向上的姿态角速度 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ , x、y、z分别对应三个所述长杆支架各自的轴向;所述姿态角速度用于确定所述固联条件。

[0024] 优选地:所述固联条件包括:

[0025]  $\omega_y^2 + \omega_z^2 \leq k_\omega$ , 其中 $k_\omega$ 为预设的角速判定阈值;或,

[0026]  $|\dot{\omega}_y^2 + \omega_z^2| < 0$ 并持续的时间 $T_{|\dot{\omega}_y^2 + \omega_z^2| < 0} > k_T$ ,其中 $k_T$ 为预设的时间持续判定阈值;

或,

[0027]  $h > k_h$ ,其中 $h$ 为6个天线接收卫星定位的实时高度数据的平均值, $k_h$ 为预设的任务高度判定阈值。

[0028] 优选地:每个姿态角速度的解算方法包括获取所述飞行器与所述固接支架进行固联前每个所述长杆支架上的两个天线定位位置通过位置差分解算出第一姿态角度,再对时间求导处理获取角速度。

[0029] 优选地:所述姿态信息包括所述飞行器与所述固接支架固联时三个所述长杆支架各自的轴向上的第二姿态角度;

[0030] 所述卫星导航数据解算器还用于确定各个所述第二姿态角度解算滤波收敛后向所述机载导航机构同步各个所述第二姿态角度;使所述机载导航机构将各个所述第二姿态角度分别作为所述飞行器的俯仰角度、偏航角度、滚转角度实现对发射导航信息进行修正。

[0031] 优选地:所述临时固联机构包括传动组件以及临时抱紧组件;所述传动组件与所述固接支架的内侧固定相连,所述临时抱紧组件与所述传动组件的端头相连;

[0032] 所述固联控制机构用于在满足所述固联条件时控制所述传动组件动作,使所述临时抱紧组件与所述飞行器接触将所述飞行器与所述固接支架进行固联。

[0033] 优选地:所述传动机构包括可伸缩或可旋转部件,以通过伸缩或旋转驱动所述临时抱紧组件与所述飞行器接触或分离。

[0034] 优选地:所述临时抱紧组件与所述飞行器接触的点位于所述飞行器的腹部以及背部。

[0035] 根据本申请提供的具体实施例,本申请具有以下至少一种的技术效果:

[0036] 本申请提供的临近空间垂直投放发射用系统,可以通过临时固联机构将飞行器与固接支架的连接由柔性连接临时改变为固联(刚性连接),进而通过安装在固接支架上的导航辅助机构传递卫星定姿数据,实现临近投放前的飞行器投放导航增强。

[0037] 另外,在优选的实施方式下,采用三组双基线天线组可以准确获取到固接支架飞行姿态信息,并将该姿态信息与机载导航机构同步后,机载的导航计算机通过外部注入的姿态角解算导航角度,并开始持续初始化和修正之前的导航积累偏差,可以确保投放时的导航数据准确。

[0038] 另外,本申请实施例提供的方案临时固联机构,采用传动机构驱动抱紧组件动作的方式,即可以保证在飞行器与固接支架在临时固联之前始终处于分离状态,同时在固联时,可以保证连接紧固。在导航偏差修正完成后还可以将飞行器与固接支架的固联解除,防止在发射时对飞行器造成干涉。

[0039] 当然,实施本申请的任一产品并不一定需要同时达到以上所述的所有优点。

## 附图说明

[0040] 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。

[0041] 图1是本申请实施例提供的一种临近空间垂直投放发射用系统的结构示意图；

[0042] 图2是本申请实施例提供的临时固联机构的结构示意图。

[0043] 图中：固接支架1、传动组件21、临时抱紧组件22、固联控制机构23、卫星导航数据解算器3、浮空器吊舱4、双基线天线组(5a、5b、5c)、供电设备6、浮空器连接绳缆7、飞行器8。

### 具体实施方式

[0044] 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

[0045] 参见图1、图2，为本申请实施例提供的一种临近空间垂直投放发射用系统，如图1、图2所示，该系统可以包括：

[0046] 所述系统包括：导航辅助机构、固接支架1、固联控制机构23、以及部署于所述固接支架1上方的卫星信号接收机构；所述固接支架1内还包括临时固联机构；

[0047] 在通过浮空器带动飞行器8常规飞行的状态下，所述固接支架1柔性连接到所述浮空器，所述飞行器8与所述固接支架1之间柔性连接；

[0048] 所述导航辅助机构，用于在通过浮空器带动所述飞行器常规飞行的状态下，根据卫星信号接收机构接收到的卫星定姿数据获取所述固接支架1的姿态信息；

[0049] 所述固联控制机构23，用于根据所述固接支架1的姿态信息确定是否达到固联条件；

[0050] 所述临时固联机构，用于在达到所述固联条件时，将所述飞行器8与所述固接支架1进行临时固联，使所述飞行器8与所述固接支架1在达到任务条件点之前持续处于相同的飞行姿态，且在达到任务条件点时，将所述飞行器8与所述固接支架1解除固联，使所述飞行器8与所述固接支架1恢复柔性连接；

[0051] 其中，所述导航辅助机构用于与所述飞行器8的机载导航机构通信相连，在所述飞行器8与所述固接支架1临时固联的状态下，将所述固接支架1的姿态信息同步给所述机载导航机构，所述机载导航机构用于根据所述同步的姿态信息对所述机载导航机构的惯性导航设备的偏差进行修正，所述任务条件点根据修正结果进行确定。

[0052] 本申请实施例提供的浮空器可以是现有技术中任意一种可以用于飞行器垂直投放发射的浮空器。固接支架也可以是任意一种能够实现与飞行器柔性连接的固接支架。该飞行器可以在地面与固接支架通过吊装短绳实现柔性连接，保证浮空器在上升过程中，可以携带飞行器上升至指定位置。为了保证本申请提供的装置不会影响飞行器的正常投放，本申请实施例可以提供所述临时固联机构还用于在达到任务条件点时，将所述飞行器与所述固接支架解除固联，使所述飞行器与所述固接支架恢复柔性连接。当到达任务条件点后临时固联机构将所述飞行器与所述固接支架解除固联，所述飞行器与所述固接支架恢复柔性连接，可以小范围自由摆动。使飞行器具备准确导航的投放条件，随时可以投放，且投放

路径与固连支架不干涉。

[0053] 本申请实施例提供的装置可以将飞行器与固接支架临时连接形成固定连接结构,使得飞行器与固接支架具有相同的飞行姿态,飞行器的机载导航机构可以利用导航辅助机构获取到固接支架的姿态信息,对飞行器的发射导航信息进行修正。为了保证获取到的获取姿态信息的准确性,需要保证导航辅助机构获取到卫星定位信号不受到任何遮挡,保证不会出现丢星等问题。为此,本申请实施例可以提供所述导航辅助机构包括配置于所述固接支架1上的卫星导航数据解算器3,所述卫星导航数据解算器3用于对所述卫星信号接收机构获取到的卫星定姿数据进行解算以获得所述姿态信息。采用单独设置的卫星导航数据解算器以及卫星信号接收机构,只需要保证将卫星信号接收机构选择合适的位置进行安装,安装位置不会受到任何遮挡,或即使遮挡不会影响卫星定位信号的接收即可。例如,在一种实现方式下,所述固接支架1的上部固定连接有浮空器吊舱4,所述浮空器吊舱4的顶部用于与浮空器相连;所述卫星导航数据解算器3以及所述卫星信号接收机构均与所述浮空器吊舱4相连。采用在固接支架上部设置浮空器吊舱4既不会影响固接支架的正常使用,在不改变固接支架原有结构的前提下可以保证天线处于完全裸露状态,保证获取到的卫星定位信号不会受到任何遮挡,同时也不会出现丢星情况。为了方便制作连接,所述导航辅助机构以及所述固联控制机构23均位于所述浮空器吊舱4内。

[0054] 可以理解的是,该卫星信号接收机构可以是任何可以获取用于通过计算固接支架飞行姿态信息用的定位信号的卫星信号接收机构,例如,在一种实现方式下,本申请实施例可以提供所述卫星信号接收机构包括天线组件,所述天线组件至少包括一组双基线天线组,所述双基线天线组包含一个长杆支架以及两个天线;所述飞行器与所述固接支架固联时其中一个所述长杆支架的轴向与所述飞行器的从质心指向机头方向平行。在飞行器与固连支架临时固连时,轴向与所述飞行器的从质心指向机头方向平行的长杆支架上的天线获取到的卫星定姿数据,即可理解为与飞行器的定姿数据一致。为了保证天线组件在布置后,可以使其中一个长杆支架的轴向始终与飞行器的从质心指向机头方向平行,所述天线组件包括三组双基线天线组(5a、5b、5c),每组所述双基线天线组包含一个长杆支架以及两个天线,三个所述长杆支架固联且正交使所述三组双基线天线组形成三轴正交天线结构;其中,所述飞行器与所述固接支架固联时,三个所述长杆支架各自的轴向分别与所述飞行器的从质心指向机头方向、从质心指向右机翼方向以及从质心指向腹部方向平行。三轴正交天线结构经过适当安装后,当飞行器与固接支架临时固联时,分别与飞行器机体的X轴(从质心指向机头),Y轴(从质心指向右机翼),Z轴(质心指向腹部,当飞行器平飞时,即指向地面)平行。即在所述飞行器与所述固接支架固联时该三轴正交天线结构三个轴的指向可以用于分别指示所述飞行器的从质心指向机头方向、从质心指向右机翼方向以及从质心指向腹部方向。在具体设置各个长杆支架时,三个所述长杆支架中的两个各自的一端分别与所述浮空器吊舱固定相连,另一个与其中一个与所述浮空器吊舱固定相连的长杆支架的端头相连。如图1所示,三个所述长杆支架和三组天线分别为形成5a、5b、5c双基线天线组,每一组天线包含一个长杆支架和两个天线,三组天线固联且正交,其中5a、5b直接固定安装在浮空器吊舱上,5c固定安装在5a或者5b的端头,图1中以安装在5b端头为例。

[0055] 通过上述导航辅助机构可以实时获取浮空器飞行过程中固接支架的姿态信息,在浮空器上升过程中,考虑到大气风场和气流影响,挂在浮空器下方的吊舱、固接机构和柔性



吊装在固接机构的飞行器会有摆动、旋动以及耦合的章动。为了防止临时固联机构过早与飞行器接触,由于上升过程中临时固联机构与飞行器接触处受力不均造成对飞行器的损坏,因此上升过程中使临时固联机构不与飞行器接触。此时飞行器处于柔性连接挂装状态,可小范围自由摆动。由于卫星导航数据解算器可以在浮空器上升过程中实时对固接支架的姿态信息进行解算,当上升适当位置时,固接支架的章动会降低逐渐趋于稳定,因此在固接支架稳定到一定程度后即可确定满足固联条件,可以通过临时固联机构将飞行器与所述固接支架进行固联。该固联条件的获得方式可以有多种,例如,在一种实现方式下,本申请实施例可以提供所述姿态信息包括所述飞行器与所述固接支架进行固联前三个所述长杆支架各自的轴向上的姿态角速度 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ , x、y、z分别对应三个所述长杆支架各自的轴向;所述姿态角速度用于确定所述固联条件。三个所述长杆支架各自的轴向上的姿态角速度可以分别用于指示固接支架当前的滚转角变化率、偏航角变化率、俯仰角变化率,由于这些角度的变化率可以直观的反应章动的状况,因此可以通过三个所述长杆支架各自的轴向上的姿态角速度对此时固接支架的稳定性做出判断,在稳定性较好时,即可以满足固联条件通过临时固联机构飞行器与所述固接支架进行固联。

[0056] 在通过获取到的各个姿态角速度确定所述固联条件时,可以有多种方法,例如,本申请实施例可以提供所述固联条件包括:

[0057]  $\omega_y^2 + \omega_z^2 \leq k_\omega$ , 其中 $k_\omega$ 为预设的角速判定阈值;或,

[0058]  $|\dot{\omega}_y^2 + \dot{\omega}_z^2| < 0$ 并持续的时间 $T_{|\dot{\omega}_y^2 + \dot{\omega}_z^2| < 0} > k_T$ , 其中 $k_T$ 为预设的时间持续判定阈值;或,

[0059]  $h > k_h$ , 其中 $h$ 为6个天线接收卫星定位的实时高度数据的平均值, $k_h$ 为预设的任务高度判定阈值。

[0060] 当满足以下条件之一时,即可提示达到可固联状态。在具体对每个姿态角速度进行计算时,可以采用任何可以获得姿态角速度的计算方法。例如,本申请实施例可以提供每个姿态角速度的解算方法包括获取所述飞行器与所述固接支架进行固联前每个所述长杆支架上的两个天线定位位置通过位置差分解算出第一姿态角度,再对时间求导处理获取角速度。单个姿态角速度的解算可通过对应轴的双基线天线组接收数据解算,解算方法是通过两个天线定位位置通过位置差分解算出姿态角度,再对时间求导处理获取角速度,中间的滤波、信号处理等为现有技术的公知常识,不再赘述。

[0061] 导航辅助机构执行上述各个操作均是在飞行器与所述固接支架进行固联之前,因此计算出的姿态信息包含的第一姿态角度为飞行器与所述固接支架进行固联之前的固接支架的姿态角度,由于该第一姿态角度仍然是在章动较为严重的状态下获得的,为了降低飞行器的机载导航机构计算量,需要向机载导航机构发送相对稳定状态下的姿态角度。为此,本申请实施例可以提供所述姿态信息包括所述飞行器与所述固接支架固联时三个所述长杆支架各自的轴向上的第二姿态角度;所述卫星导航数据解算器还用于确定各个所述第二姿态角度解算滤波收敛后向所述机载导航机构同步各个所述第二姿态角度;使所述机载导航机构将各个所述第二姿态角度分别作为所述飞行器的俯仰角度、偏航角度、滚转角度实现对发射导航信息进行修正。通过获取到的所述固接支架固联时相对稳定状态下的三个

所述长杆支架各自的轴向上的第二姿态角度,并对在判断到各个第二姿态角度解算滤波收敛后再将数据传输至飞行器机载导航机构,并同步数据。可以有效的降低机载导航机构的计算量。该滤波收敛的判断条件可以包括持续收星数、卫星定位信号接收DOP值,以及姿态角测量估计值方差持续减小等,判断方法为公知技术,在此不再赘述。

[0062] 飞行器的机载导航机构通过获取到的当前的俯仰角度、偏航角度、滚转角度,修正之前的导航积累偏差,当导航积累偏差完成修正后,可到达任务条件点。当具备达到任务条件点条件时,首先停止同步姿态角数据,然后控制脱开/物理断开数据传输接头,再通过机构控制器驱动传动机构解除固联状态,飞行器恢复与固接支架的柔性连接,可以小范围自由摆动;此时,飞行器即具备准确导航的投放条件,随时可以投放,且投放路径与吊舱挂架不干涉。

[0063] 由于该临时固联机构制作为投放前的临时连接设备使用,因此需要保证该机构在固联前以及达到任务条件点后均不能与飞行器接触,可见在选择临时固联机构时,需要机构包含的各个部件满足上述要求。为此,本申请实施例可以提供所述临时固联机构包括传动组件21以及临时抱紧组件22;所述传动组件21与所述固接支架1的内侧固定相连,所述临时抱紧组件22与所述传动组件21的端头相连;所述固联控制机构23用于在满足所述固联条件时控制所述传动组件21动作,使所述临时抱紧组件22与所述飞行器8接触将所述飞行器8与所述固接支架1进行固联。该固联控制机构在浮空器上升过程中满足固联条件之前,始终与飞行器8相分离,保证飞行器8处于可以小范围自由摆动状态。在满足固联条件时传动组件可以驱动该临时抱紧组件22实现与飞行器8接触,使飞行器8与固接支架1形成固定连接。在飞行器8投放导航信息修正完成后,传动组件还可以驱动临时抱紧组件22与飞行器8分离,使飞行器8恢复与固接支架的柔性连接,以免投放路径与固接支架1或抱紧组件22干涉对投放造成影响。该传动机构可以包含多种形式,例如,所述传动机构包括可伸缩或可旋转部件,以通过伸缩或旋转驱动所述临时抱紧组件与所述飞行器接触或分离。

[0064] 为了保证临时抱紧组件22将飞行器8固定后,飞行器8与固接支架1连接稳定,所述临时抱紧组件与所述飞行器8接触的点位于所述飞行器的腹部以及背部。传动机构安装在固接支架1上,可通过安装在浮空器吊舱4上的机构控制器控制伸缩或者旋转,临时抱紧组件22在传动机构的端头,抱紧组件可为与位于飞行器腹部-背部接触位置的随形面接触板,当传动机构伸缩或旋转时,抱紧机构可将飞行器8与固接支架1固联。

[0065] 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设备6、数据传输连接线路以及其他相关配件。其中,供电设备可以为导航辅助机构以及临时固联机构包含的各个用电元件进行供电,供电设备6可以安装在浮空器吊舱4上。

[0066] 下面对本申请提供的系统的一种具体结构及使用方法进行详细介绍:

[0067] 该装置可以将卫星导航数据解算器、机构控制器、电源放置在浮空器的吊舱4上,吊舱4的顶端挂在浮空器的下端。三轴正交天线架和三组天线分别为附图标记5a、5b、5c的双基线天线组,每一组天线包含一个长杆支架和两个天线,三组天线固联且正交,其中双基线天线组5a和双基线天线组5b直接固定安装在浮空器吊舱4上,双基线天线组5c固定安装在双基线天线组5a或者双基线天线组5b的端头,图1中以安装在双基线天线组5b端头为例。三轴正交天线架经过适当安装后,当飞行器与固接支架临时固联时,分别与飞行器机体的X轴(从质心指向机头),Y轴(从质心指向右机翼),Z轴(质心指向腹部,当飞行器平飞时,即指

向地面)平行;浮空器吊舱4与固接支架1可上下固联,飞行器8通过吊装短绳吊挂连接在固接支架1,并与浮空器吊舱4上的卫星导航数据解算器通过数据传输接头软连接;传动机构安装在固接支架1上,可通过安装在浮空器吊舱4上的机构控制器控制伸缩或者旋转,临时抱紧组件22在传动机构的端头,抱紧机构可为与位于飞行器腹部-背部接触位置的随形面接触板,当传动机构伸缩或旋转时,抱紧机构可将飞行器8与固接支架1固联;电池为导航数据解算器3、机构控制器以及天线供电。

[0068] 一种临近空间垂直投放发射用系统具体的使用步骤包括:

[0069] (1)电源启动,导航辅助装置上电工作,安装在吊舱上的卫星导航接收解算器与飞行器机载导航机构建立通信,并同步时钟;

[0070] (2)上升过程中,考虑到大气风场和气流影响,挂在浮空器下方的吊舱、固接机构和柔性吊装在固接结构的飞行器会有摆动、转动以及耦合的章动,上升过程中,传动机构控制临时抱紧组件不与飞行器接触。此时飞行器处于柔性连接挂装状态,可小范围自由摆动;

[0071] (3)卫星导航数据解算器,在上升过程中,实时解算吊舱在三个方向上的姿态角速度 $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ , ( $x, y, z$ 下标分别对应于上述X、Y、Z的三个对应轴方向),单个姿态角速度的解算可通过对应轴的双基线天线组接收数据解算,解算方法是通过两个天线定位位置通过位置差分解算出姿态角度,再对时间求导处理获取角速度,中间的滤波、信号处理等为现有技术的公知常识,不再赘述。

[0072] 使用步骤还包括:(4)当满足以下条件之一时,提示达到可固联状态,如下:

[0073] 1、 $\omega_x^2 + \omega_z^2 \leq k_\omega$ ,其中 $k_\omega$ 为预设的角速判定阈值;此时提示的是固接支架的摆动幅度小于预设的摆动幅度,提示达到可固联状态;

[0074] 2、 $|\dot{\omega}_x^2 + \dot{\omega}_z^2| < 0$ 并持续的时间 $T_{|\dot{\omega}_x^2 + \dot{\omega}_z^2| < 0} > k_T$ ,其中 $k_T$ 为预设的时间持续判定阈值;此时提示的是固接支架的稳定程度虽然没有达到预设的摆动幅度,但是摆动幅度在逐渐减小,且减少持续的时间达到预设的判定阈值;

[0075] 3、 $h > k_h$ ,其中 $h$ 为6个天线接收卫星定位的实时高度数据的平均值, $k_h$ 为预设的任务高度判定阈值。此时提示的是,即使上面两个条件都没达到,但是当浮空器处于一定高度或者飞行器需要在指定时间投放,此时即使固接支架的摆动幅度较大也需要强制执行临时固联。

[0076] 使用步骤还包括:

[0077] (5)当判断达到可固联状态后,可由地面人员发送“抱紧”指令,或者自动发送“抱紧”指令,控制安装在固接支架上的传动机构动作,将临时抱紧组件与飞行器进行接触,实现飞行器与固接支架的临时固联;优选的,抱紧机构接触的点位在飞行器的腹部和背部;

[0078] (6)抱紧机构就位后,返回“已抱紧”状态;

[0079] (7)当检测到“已抱紧”状态后,卫星导航数据解算器开始持续解算三个姿态角,此时三个姿态角与飞行器的俯仰角、偏航角、滚转角相对应;

[0080] (8)当卫星导航数据解算器判定对三个姿态角的解算滤波收敛后(判断条件包括持续收星数、卫星定位信号接收DOP值,以及姿态角测量估计值方差持续减小等,判断方法为现有技术),将数据传输至飞行器机载导航机构,并同步数据;

[0081] (9)达到飞行任务条件前,持续同步数据,机载导航机构通过外部注入的姿态角解

算导航角度,并开始持续初始化和修正之前的导航积累偏差,当导航积累偏差完成修正后,可到达任务条件点;

[0082] (10)当具备达到任务条件点条件时,首先停止同步姿态角数据,然后控制脱开/物理断开数据传输接头,再通过机构控制器驱动传动机构解除“抱紧”状态,飞行器恢复与固接支架的柔性连接,可以小范围自由摆动;

[0083] (11)完成步骤1-10后,飞行器即具备准确导航的投放条件,随时可以投放,且投放路径与吊舱挂架不干涉。

[0084] 总之,本申请提供的临近空间垂直投放发射用系统,可以通过临时固联机构将飞行器与固接支架的连接由柔性连接临时改变为固联,进而通过安装在固接支架上的导航辅助机构传递卫星定姿数据,实现临近投放前的飞行器投放导航增强。

[0085] 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。

[0086] 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。

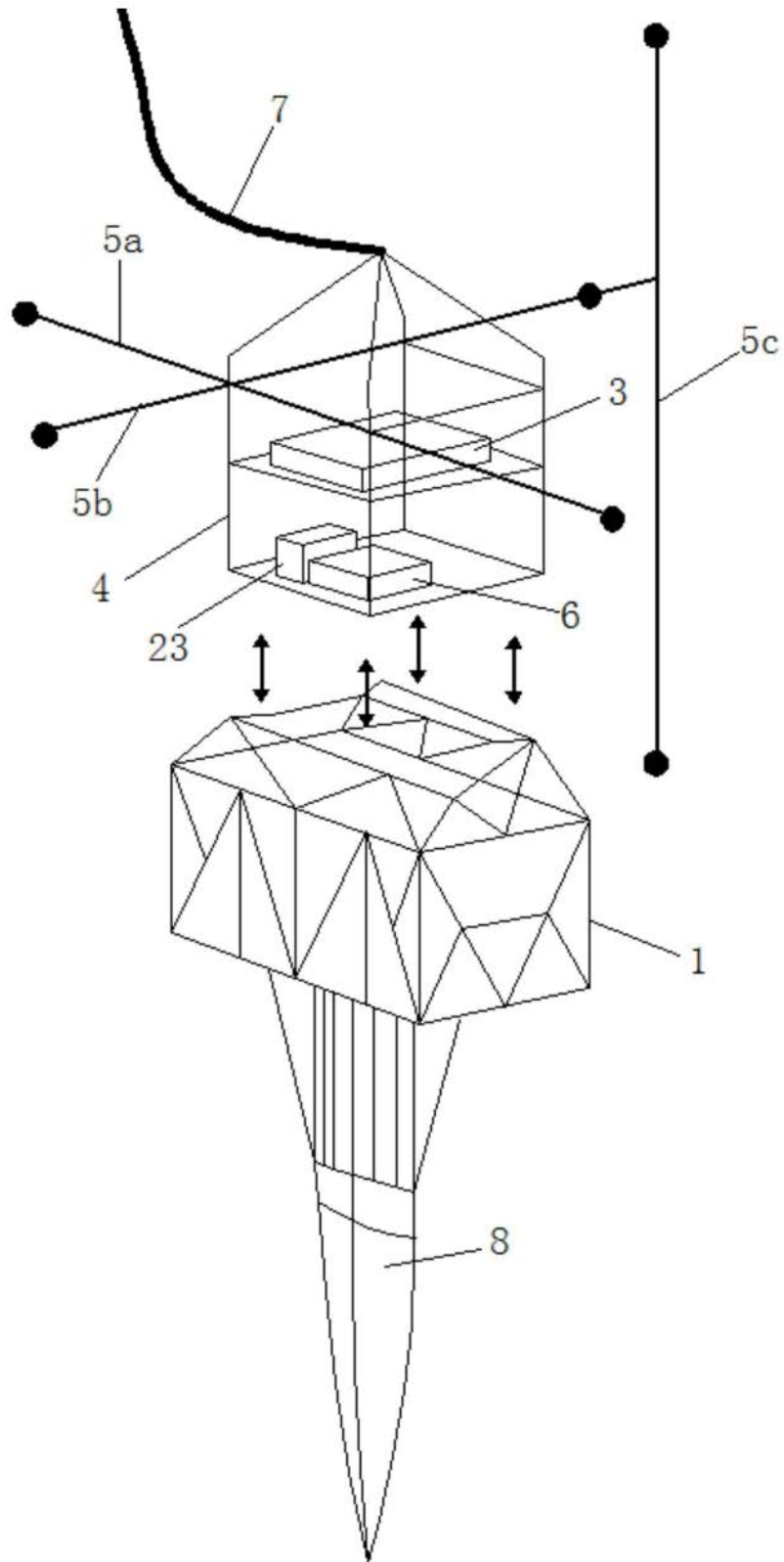


图1

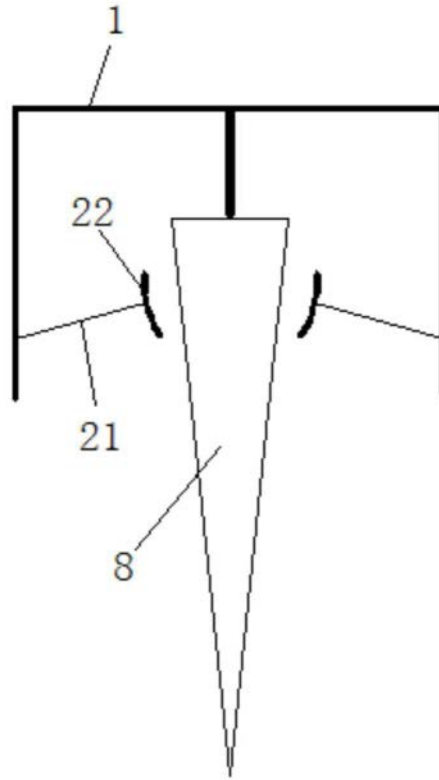


图2