



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112764425 B

(45) 授权公告日 2022.12.20

(21) 申请号 202011605712.8

(51) Int.Cl.

(22) 申请日 2020.12.29

G05D 1/08 (2006.01)

(65) 同一申请的已公布的文献号
申请公布号 CN 112764425 A

审查员 李彦琴

(43) 申请公布日 2021.05.07

(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 肖歆昕 杨磊 张陈安
刘文 张琛

(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

权利要求书3页 说明书10页 附图2页

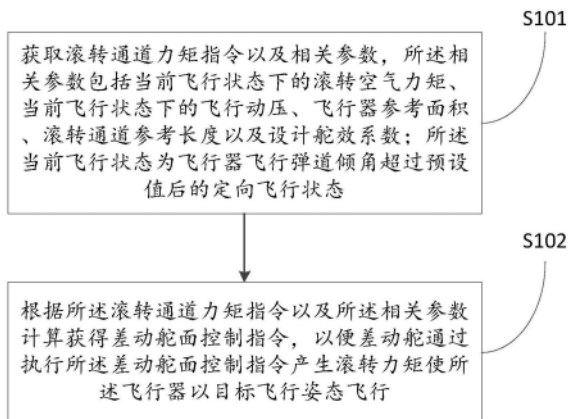
(54) 发明名称

一种临近空间垂直投放发射单通道增稳控制方法及系统

(57) 摘要

本申请公开了一种临近空间垂直投放发射单通道增稳控制方法及系统,该方法包括:获取滚转通道力矩指令以及相关参数,相关参数包括当前飞行状态下的滚转空气力矩、飞行动压、飞行器参考面积、滚转通道参考长度及设计舵效系数;计算获得差动舵面控制指令,以便差动舵通过执行差动舵面控制指令产生滚转力矩使飞行器以目标飞行姿态飞行。本申请实施例仅通过在飞行器的滚转通道上增加一对小型差动舵面,仅通过滚转控制达到飞行器三个通道的稳定飞行效果,同时克服在临近空间投放后高度迅速下降的过程中,大气密度急剧变化的影响,能够通过单通道调整飞行轨迹在预设的飞行垂面内,以降低飞行试验对空域范围的需求,也降低搜索回收飞行器难度。

CN 112764425 B



1. 一种临近空间垂直投放发射单通道增稳控制方法,其特征在于,包括:

获取滚转通道力矩指令以及相关参数,所述相关参数包括当前飞行状态下的滚转空气力矩、当前飞行状态下的飞行动压、飞行器参考面积、滚转通道参考长度以及设计舵效系数;所述当前飞行状态为飞行器飞行弹道倾角超过预设值后的定向飞行状态;

根据所述滚转通道力矩指令以及所述相关参数计算获得差动舵面控制指令,以便差动舵通过执行所述差动舵面控制指令产生滚转力矩使所述飞行器以目标飞行姿态飞行;

其中,所述飞行器在纵向以及横航向静稳定;所述差动舵包括所述飞行器上唯一一对用于控制所述飞行器产生滚转运动的差动舵面;

所述差动舵面控制指令通过以下公式计算获得:

$$\delta_x = (M_{x_{cmd}} - M_{x_{\alpha\beta}}) / (P_{mes} \cdot S \cdot L_x \cdot C_{mx_{des}})$$

式中: δ_x 为差动舵面控制指令、 $M_{x_{cmd}}$ 为滚转通道力矩指令、 $M_{x_{\alpha\beta}}$ 为当前飞行状态下的滚转空气力矩、 P_{mes} 为当前飞行状态下的飞行动压、 S 为飞行器参考面积、 L_x 为滚转通道参考长度、 $C_{mx_{des}}$ 为设计舵效系数。

2. 根据权利要求1所述的临近空间垂直投放发射单通道增稳控制方法,其特征在于,所述当前飞行状态下的滚转空气力矩 $M_{x_{\alpha\beta}}$ 的获取方法包括:

获取当前实测飞行攻角 α_{mes} 以及实测飞行侧滑角 β_{mes} ;

根据所述当前实测飞行攻角 α_{mes} 以及实测飞行侧滑角 β_{mes} 采用空气动力学模型计算获得所述滚转空气力矩。

3. 根据权利要求1所述的临近空间垂直投放发射单通道增稳控制方法,其特征在于,所述滚转通道力矩指令 $M_{x_{cmd}}$ 获取方法包括:

获取所述飞行器方位调整阶段的滚转制导指令以及当前飞行状态下飞行器的实测姿态角;

根据所述滚转制导指令以及所述实测姿态角获取滚转角速度指令;

根据所述滚转角速度指令解算机体从质心指向机头方向的轴的角速度指令;

根据所述角速度指令通过动力学逆解算获得所述滚转通道力矩指令。

4. 根据权利要求3所述的临近空间垂直投放发射单通道增稳控制方法,其特征在于,根据所述滚转制导指令以及所述实测姿态角使用增加二重微分项的比例-积分-微分控制器获取所述滚转角速度指令。

5. 根据权利要求4所述的临近空间垂直投放发射单通道增稳控制方法,其特征在于,所述滚转制导指令用于在确定进入方位调整阶段时发送给所述差动舵,以便所述差动舵动作产生滚转力矩使所述飞行器升力面法向与目标航向之间的夹角调整为目标角度,且使所述飞行器的与升力面相对的一面与所述目标航向相对。

6. 根据权利要求5所述的临近空间垂直投放发射单通道增稳控制方法,其特征在于,所述滚转制导指令的获取方法包括:

获取所述飞行器与浮空器分离时刻所述飞行器升力面法向以及目标航向;

根据所述升力面法向与地理坐标位置关系确定所述飞行器升力面法向与所述目标航向之间的夹角;

根据所述夹角获取所述滚转制导指令。

7. 根据权利要求6所述的临近空间垂直投放发射单通道增稳控制方法, 其特征在于, 还包括:

所述飞行器与所述浮空器分离前, 使用导航辅助机构获取到的固接支架的姿态信息调节补偿机载导航机构包括的惯性导航设备的姿态角解算数据精度后, 获取所述飞行器与所述浮空器分离时刻所述飞行器升力面法向以及目标航向。

8. 根据权利要求7所述的临近空间垂直投放发射单通道增稳控制方法, 其特征在于, 所述固接支架的姿态信息的获取方法包括:

导航辅助机构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。

9. 根据权利要求8所述的临近空间垂直投放发射单通道增稳控制方法, 其特征在于, 所述调节补偿机载导航机构包括的惯性导航设备的姿态角解算数据精度, 包括:

临时固联机构在达到固联条件时, 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;

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。

10. 根据权利要求7所述的临近空间垂直投放发射单通道增稳控制方法, 其特征在于, 所述惯性导航设备的姿态角为所述飞行器吊装于所述固接支架上后, 采用双欧拉角坐标解算和四元数转移矩阵确定的飞行器姿态角。

11. 根据权利要求10所述的临近空间垂直投放发射单通道增稳控制方法, 其特征在于, 所述惯性导航设备进行地面定姿后将所述飞行器吊装于所述固接支架上。

12. 根据权利要求1-11中任一项所述的临近空间垂直投放发射单通道增稳控制方法, 其特征在于, 所述当前飞行状态下的飞行动压 P_{mes} 为通过所述飞行器的空速管获得或通过所述飞行器GPS定位信息经计算获得。

13. 根据权利要求1-11中任一项所述的临近空间垂直投放发射单通道增稳控制方法, 其特征在于, 所述设计舵效系数通过以下公式计算确定:

$$C_{mx_des} \geq \frac{k_{Cmx} \cdot (|Cl_{max} \cdot \Delta d_z| + C_{mx_a_beta_max})}{L_x \cdot \delta_x \text{ limit}}$$

式中: C_{mx_des} 为设计舵效系数、 k_{Cmx} 为富余系数、 Cl_{max} 为飞行器的升力系数最大值、 Δd_z 为预设的飞行器在机体侧向的质心安装工艺误差、 $C_{mx_a_beta_max}$ 为由飞行器的横侧向和攻角造成的诱导滚转力矩系数最大值、 L_x 为滚转通道参考长度、 $\delta_x \text{ limit}$ 为差动舵的偏转极限角。

14. 根据权利要求13所述的临近空间垂直投放发射单通道增稳控制方法, 其特征在于,

所述富余系数 $k_{C_{mx}}$ 的取值范围为1.2-1.5。

15. 一种临近空间垂直投放发射单通道增稳控制系统,其特征在于,包括:

参数获取机构,用于获取滚转通道力矩指令以及相关参数,所述相关参数包括当前飞行状态下的滚转空气力矩、当前飞行状态下的飞行动压、飞行器参考面积、滚转通道参考长度以及设计舵效系数;所述当前飞行状态为飞行器飞行弹道倾角超过预设值后的定向飞行状态;

指令计算机构,用于根据所述滚转通道力矩指令以及所述相关参数计算获得差动舵面控制指令,以便差动舵通过执行所述差动舵面控制指令产生滚转力矩使所述飞行器以目标飞行姿态飞行;

其中,所述飞行器在纵向以及横航向静稳定;所述差动舵包括所述飞行器上唯一一对用于控制所述飞行器产生滚转动作的差动舵面;

所述差动舵面控制指令通过以下公式计算获得:

$$\delta_x = (M_{x_{cmd}} - M_{x_{\alpha\beta}}) / (P_{mes} \cdot S \cdot L_x \cdot C_{mx_{des}})$$

式中: δ_x 为差动舵面控制指令、 $M_{x_{cmd}}$ 为滚转通道力矩指令、 $M_{x_{\alpha\beta}}$ 为当前飞行状态下的滚转空气力矩、 P_{mes} 为当前飞行状态下的飞行动压、 S 为飞行器参考面积、 L_x 为滚转通道参考长度、 $C_{mx_{des}}$ 为设计舵效系数。

一种临近空间垂直投放发射单通道增稳控制方法及系统

技术领域

[0001] 本申请涉及临近空间垂直投放技术领域,特别是涉及一种临近空间垂直投放发射单通道增稳控制方法及系统。

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器,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虽然包括很多优点,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] 临近空间垂直投放可以用于飞行器的发射,还可以用于对飞行器的设计特性进行研究。当使用临近空间垂直投放用于待研究飞行器,对待研究飞行器设计特性进行研究时,希望在真实飞行条件下准确获知飞行器设计构型的升阻力、力矩特性、自配平和各通道稳定性等特性,而这些特性的获取是需要尽可能的排除飞行控制的耦合(如各舵面偏转后会带对飞行器构型本体特性带来明显变化)。

[0006] 然而任何飞行器,不存在同时三通道全静稳定的设计可能,工程实现中也不可能将重心、压心配置在完全准确的位置,也就意味着如果没有控制干预,任何飞行器被投放飞行时必然会发生姿态发散,显然该飞行结果对于获取飞行器构型气动特性也是非常不利的。

[0007] 因此,如何在尽量排除对待实验飞行器飞行控制耦合的基础上,可以实现对飞行器姿态进行控制防止姿态发散,是迫切需要本领域技术人员解决的技术问题。

发明内容

[0008] 本申请提供了一种临近空间垂直投放发射单通道增稳控制方法及系统。

[0009] 本申请提供了如下方案:

[0010] 一种临近空间垂直投放发射单通道增稳控制方法,包括:

[0011] 获取滚转通道力矩指令以及相关参数,所述相关参数包括当前飞行状态下的滚转空气力矩、当前飞行状态下的飞行动压、飞行器参考面积、滚转通道参考长度以及设计舵效系数;所述当前飞行状态为飞行器飞行弹道倾角超过预设值后的定向飞行状态;

[0012] 根据所述滚转通道力矩指令以及所述相关参数计算获得差动舵面控制指令,以便差动舵通过执行所述差动舵面控制指令产生滚转力矩使所述飞行器以目标飞行姿态飞行;

[0013] 其中,所述飞行器在纵向以及横航向静稳定;所述差动舵包括所述飞行器上唯一一对用于控制所述飞行器产生滚转运动的差动舵面。

[0014] 优选地:所述差动舵面控制指令通过以下公式计算获得:

$$[0015] \quad \delta_x = (M_{x_{cmd}} - M_{x_{\alpha\beta}}) / (P_{mes} \cdot S \cdot L_x \cdot C_{mx_{des}})$$

[0016] 式中: δ_x 为差动舵面控制指令、 $M_{x_{cmd}}$ 为滚转通道力矩指令、 $M_{x_{\alpha\beta}}$ 为当前飞行状态下的滚转空气力矩、 P_{mes} 为当前飞行状态下的飞行动压、 S 为飞行器参考面积、 L_x 为滚转通道参考长度、 $C_{mx_{des}}$ 为设计舵效系数。

[0017] 优选地:所述当前飞行状态下的滚转空气力矩 $M_{x_{\alpha\beta}}$ 的获取方法包括:

[0018] 获取当前实测飞行攻角 α_{mes} 以及实测飞行侧滑角 β_{mes} ;

[0019] 根据所述当前实测飞行攻角 α_{mes} 以及实测飞行侧滑角 β_{mes} 采用空气动力学模型计算获得所述滚转空气力矩。

[0020] 优选地:所述滚转通道力矩指令 $M_{x_{cmd}}$ 获取方法包括:

[0021] 获取所述飞行器方位调整阶段的滚转制导指令以及当前飞行状态下飞行器的实测姿态角;

[0022] 根据所述滚转制导指令以及所述实测姿态角获取滚转角速度指令;

[0023] 根据所述滚转角速度指令解算机体系从质心指向机头方向的轴的角速度指令;

[0024] 根据所述角速度指令通过动力学逆解算获得所述滚转通道力矩指令。

[0025] 优选地:根据所述滚转制导指令以及所述实测姿态角使用增加二重微分项的比例-积分-微分控制器获取所述滚转角速度指令。

[0026] 优选地:所述滚转制导指令用于在确定进入方位调整阶段时发送给所述差动舵,以便所述差动舵动作产生滚转力矩使所述飞行器升力面法向与所述目标航向之间的夹角调整为目标角度,且使所述飞行器的与升力面相对的一面与所述目标航向相对。

[0027] 优选地:所述滚转制导指令的获取方法包括:

[0028] 获取所述飞行器与浮空器分离时刻所述飞行器升力面法向以及目标航向;

[0029] 根据所述升力面法向与地理坐标位置关系确定所述飞行器升力面法向与所述目标航向之间的夹角;

[0030] 根据所述夹角获取所述滚转制导指令。

[0031] 优选地:所述飞行器与所述浮空器分离前,使用导航辅助机构获取到的固接支架的姿态信息调节补偿机载导航机构包括的惯性导航设备的姿态角解算数据精度后,获取所述飞行器与所述浮空器分离时刻所述飞行器升力面法向以及目标航向。

[0032] 优选地:所述固接支架的姿态信息的获取方法包括:

[0033] 导航辅助机构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。

[0034] 优选地:所述调节补偿机载导航机构包括的惯性导航设备的姿态角解算数据精度,包括:

[0035] 临时固联机构在达到固联条件时,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;

[0036] 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。

[0037] 优选地:所述惯性导航设备的姿态角为所述飞行器吊装于所述固接支架上后,采用双欧拉角坐标解算和四元数转移矩阵确定的飞行器姿态角。

[0038] 优选地:所述惯性导航设备进行地面定姿后将所述飞行器吊装于所述固接支架上。

[0039] 优选地:所述当前飞行状态下的飞行动压 P_{mes} 为通过所述飞行器的空速管获得或通过所述飞行器GPS定位信息经计算获得。

[0040] 优选地:所述设计舵效系数通过以下公式计算确定:

$$[0041] \quad C_{mx_des} \geq \frac{k_{Cmx} \cdot (|Cl_{max} \cdot \Delta d_z| + C_{mx_a_b_max})}{L_x \cdot \delta_{x_limit}}$$

[0042] 式中: C_{mx_des} 为设计舵效系数、 k_{Cmx} 为富裕系数、 Cl_{max} 为飞行器的升力系数最大值、 Δd_z 为预设的飞行器在机体侧向的质心安装工艺误差、 $C_{mx_a_b_max}$ 为由飞行器的横侧向和攻角造成的诱导滚转力矩系数最大值、 L_x 为滚转通道参考长度、 δ_{x_limit} 为差动舵的偏转极限角。

[0043] 优选地:所述富余系数 k_{Cmx} 的取值范围为1.2-1.5。

[0044] 一种临近空间垂直投放发射单通道增稳控制系统,可用于执行如上所述方案或其任意优选组合的一种临近空间垂直投放发射单通道增稳控制方法,该系统包括:

[0045] 参数获取机构,用于获取滚转通道力矩指令以及相关参数,所述相关参数包括当前飞行状态下的滚转空气力矩、当前飞行状态下的飞行动压、飞行器参考面积、滚转通道参考长度以及设计舵效系数;所述当前飞行状态为飞行器飞行弹道倾角超过预设值后的定向飞行状态;

[0046] 指令计算机构,用于根据所述滚转通道力矩指令以及所述相关参数计算获得差动舵面控制指令,以便差动舵通过执行所述差动舵面控制指令产生滚转力矩使所述飞行器以目标飞行姿态飞行;

[0047] 其中,所述飞行器在纵向以及横航向静稳定;所述差动舵包括所述飞行器上唯一一对用于控制所述飞行器产生滚转动作的差动舵面。

[0048] 根据本申请提供的具体实施例,本申请公开了以下技术效果:

[0049] 本申请实施例仅通过在飞行器的滚转通道上增加一对小型差动舵面,仅通过滚转控制达到飞行器三个通道的稳定飞行效果,同时克服在临近空间投放后高度迅速下降的过

程中,大气密度急剧变化的影响,最后还能够通过单通道调整飞行轨迹在预设的飞行垂面内,以降低飞行试验对空域范围的需求,也降低搜索回收飞行器难度。

[0050] 另外,在优选的实施方式下,还可以通过引入初始定姿的飞行器升力面法向与地理坐标解算关系,确定垂直下落的姿态航向而非飞行航向,并只采用滚转通道舵面利用飞行器升力实现目标航向调整,从而在不确定的初始旋转以及难以确定飞行航向的垂直下落中快速调整至设计目标航向,达到临近空间垂直投放后定向飞行目的。

[0051] 另外,在优选的实施方式下,还可以通过导航辅助机构,调节补偿惯性导航设备的姿态角解算数据精度,提高获取到的飞行器升力面法向以及目标航向等参数的准确度,达到进一步提高增稳效果的目的。

[0052] 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

[0053] 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。

[0054] 图1是本申请实施例提供的一种临近空间垂直投放发射单通道增稳控制方法的流程图;

[0055] 图2是本申请实施例提供的一种临近空间垂直投放发射单通道增稳控制系统的示意图;

[0056] 图3是本申请实施例提供的导航辅助机构与临时固联机构的结构示意图。

[0057] 图中:1-飞行器、2-导航辅助机构、3-固接支架、4-临时固联机构。。

具体实施方式

[0058] 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。

[0059] 当使用临近空间垂直投放研究飞行器设计特性时,希望在真实飞行条件下准确获知飞行器设计构型的升阻力、力矩特性、自配平和各通道稳定性等特性,而这些特性的获取是需要尽可能的排除飞行控制的耦合(如各舵面偏转后会对飞行器构型本体特性带来明显变化)。然而任何飞行器,不存在同时三通道全静稳定的设计可能,工程实现中也不可能将重心、压心配置在完全准确的位置,也就意味着如果没有控制干预,任何飞行器必然会发生姿态发散,显然该飞行结果对于获取飞行器构型气动特性也是非常不利的。

[0060] 本申请实施例仅通过在飞行器的滚转通道上增加一对小型差动舵面,仅通过滚转控制达到飞行器三个通道的稳定飞行效果,同时克服在临近空间投放后高度迅速下降的过程中,大气密度急剧变化的影响,最后还能够通过单通道调整飞行轨迹在预设的飞行垂面内,以降低飞行试验对空域范围的需求,也降低搜索回收飞行器难度。

实施例

[0061] 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单通道增稳控制方法,如图1所示,该方法可以包括:

[0062] S101:获取滚转通道力矩指令以及相关参数,所述相关参数包括当前飞行状态下的滚转空气力矩、当前飞行状态下的飞行动压、飞行器参考面积、滚转通道参考长度以及设计舵效系数;所述当前飞行状态为飞行器飞行弹道倾角超过预设值后的定向飞行状态;

[0063] S102:根据所述滚转通道力矩指令以及所述相关参数计算获得差动舵面控制指令,以便差动舵通过执行所述差动舵面控制指令产生滚转力矩使所述飞行器以目标飞行姿态飞行;

[0064] 其中,所述飞行器在纵向以及横航向静稳定;所述差动舵包括所述飞行器上唯一一对用于控制所述飞行器产生滚转运动的差动舵面。

[0065] 本申请实施例在飞行器上仅设置的一套差动舵面,根据获取到的差动舵面控制指令通过滚转通道控制达到飞行器增稳的目的。与三轴控制不同,俯仰通道(俯仰角 θ)和偏航通道的(偏航角 φ)是可测状态,但是无法控制,因此在使用本申请实施例提供的方法时,前提要求飞行器在纵向和横航向静稳定。具体实现时,可以通过飞行器的设计构型实现纵向和横航向静稳定。

[0066] 在具体计算获得该差动舵面控制指令是可以采用多种方法,例如,本申请实施例可以提供所述差动舵面控制指令通过以下公式计算获得:

$$[0067] \quad \delta_x = (M_{x_{cmd}} - M_{x_{\alpha\beta}}) / (P_{mes} \cdot S \cdot L_x \cdot C_{mx_{des}})$$

[0068] 式中: δ_x 为差动舵面控制指令、 $M_{x_{cmd}}$ 为滚转通道力矩指令、 $M_{x_{\alpha\beta}}$ 为当前飞行状态下的滚转空气力矩、 P_{mes} 为当前飞行状态下的飞行动压、 S 为飞行器参考面积、 L_x 为滚转通道参考长度、 $C_{mx_{des}}$ 为设计舵效系数。

[0069] 在具体获得上述各参数时,可以采用现有技术中已知的多种方法,例如,本申请实施例可以提供所述当前飞行状态下的滚转空气力矩 $M_{x_{\alpha\beta}}$ 的获取方法包括:

[0070] 获取当前实测飞行攻角 α_{mes} 以及实测飞行侧滑角 β_{mes} ;

[0071] 根据所述当前实测飞行攻角 α_{mes} 以及实测飞行侧滑角 β_{mes} 采用空气动力学模型计算获得所述滚转空气力矩。

[0072] 所述滚转通道力矩指令 $M_{x_{cmd}}$ 获取方法包括:

[0073] 获取所述飞行器方位调整阶段的滚转制导指令以及当前飞行状态下飞行器的实测姿态角;

[0074] 根据所述滚转制导指令以及所述实测姿态角获取滚转角速度指令;具体的,根据所述滚转制导指令以及所述实测姿态角使用PIDA控制器(PID控制器(Proportion Integration Differentiation.比例-积分-微分控制器)获取所述滚转角速度指令。

[0075] 根据所述滚转角速度指令解算机体从质心指向机头方向的轴的角速度指令;

[0076] 根据所述角速度指令通过动力学逆解算获得所述滚转通道力矩指令。

[0077] 下面对滚转通道力矩指令 $M_{x_{cmd}}$ 的具体获得方法进行详细介绍。

[0078] 飞行过程中,从导航系统(惯组和卫星定位)实时获得飞行器的实测姿态角,包括

实测俯仰角 θ_{mes} 和俯仰角速度 $\dot{\theta}_{mes}$ ，实测偏航角 ϕ_{mes} 和偏航角角速度 $\dot{\phi}_{mes}$ ，实测滚转角 Φ_{mes} 和滚转角速度 $\dot{\Phi}_{mes}$ ；获得实测飞行速度航迹倾角 γ_{mes} ，实测飞行速度航迹偏角 ξ_{mes} ，实测飞行速度倾侧角 σ_{mes} ；

[0079] 飞行过程中，获取实测飞行攻角 α_{mes} 和实测飞行侧滑角 β_{mes} ；

[0080] 根据滚转制导指令 Φ_{cmd} 和实测滚转角 ϕ_{mes} ，使用PIDA控制器获取滚转角速度指令 $\dot{\phi}_{cmd}$ ，其中 K_{p_ϕ} 、 K_{i_ϕ} 、 K_{d_ϕ} 、 K_{a_ϕ} 四个系数分别代表PIDA控制器的四个参数。

$$[0081] \quad \dot{\phi}_{cmd} = K_{p_\phi} \cdot (\phi_{cmd} - \phi_{mes}) + K_{i_\phi} \cdot \left(\int_0^t (\phi_{cmd} - \phi_{mes}) dt \right) + K_{d_\phi} \cdot \frac{d(\phi_{cmd} - \phi_{mes})}{dt} + K_{a_\phi} \cdot \frac{d^2(\phi_{cmd} - \phi_{mes})}{dt^2}$$

[0082] 由滚转角速度指令 $\dot{\phi}_{cmd}$ ，解算机体系统X轴的角速度指令 ω_{x_cmd} ， ω_{y_cmd} ， ω_{z_cmd}

$$[0083] \quad \omega_{x_cmd} = \dot{\phi}_{cmd} + \sin \theta_{mes} \cdot \dot{\phi}_{mes}$$

$$[0084] \quad \omega_{y_cmd} = \sin \phi_{mes} \cdot \dot{\theta}_{mes} + \cos \phi_{mes} \cdot \cos \theta_{mes} \cdot \dot{\phi}_{mes}$$

$$[0085] \quad \omega_{z_cmd} = \cos \phi_{mes} \cdot \dot{\theta}_{mes} - \sin \phi_{mes} \cdot \cos \theta_{mes} \cdot \dot{\phi}_{mes}$$

[0086] 通过动力学逆解算滚转通道力矩指令 M_{xcmd} 。

$$[0087] \quad \begin{bmatrix} M_{xcmd} \\ M_{ycmd} \\ M_{zcmd} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\omega}_{xcmd} \\ \dot{\omega}_{ycmd} \\ \dot{\omega}_{zcmd} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_{xmes} \\ \omega_{ymes} \\ \omega_{zmes} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_{xmes} \\ \omega_{ymes} \\ \omega_{zmes} \end{bmatrix}$$

$$[0088] \quad \text{其中} \begin{bmatrix} \dot{\omega}_{xcmd} \\ \dot{\omega}_{ycmd} \\ \dot{\omega}_{zcmd} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_\phi \\ P_\phi \\ P_\theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_{x_cmd} \\ \omega_{y_cmd} \\ \omega_{z_cmd} \end{bmatrix}, P_\phi, P_\phi, P_\theta \text{ 为预设增益系数; } \omega_{xmes}, \omega_{ymes}, \omega_{zmes} \text{ 分}$$

别由实测滚转、偏航、俯仰角度和角速度计算获得，如下式：

$$[0089] \quad \omega_{xmes} = \dot{\phi}_{mes} + \sin \theta_{mes} \cdot \dot{\phi}_{mes}$$

$$[0090] \quad \omega_{ymes} = \sin \phi_{mes} \cdot \dot{\theta}_{mes} + \cos \phi_{mes} \cdot \cos \theta_{mes} \cdot \dot{\phi}_{mes} = \omega_{y_cmd}$$

$$[0091] \quad \omega_{zmes} = \cos \phi_{mes} \cdot \dot{\theta}_{mes} - \sin \phi_{mes} \cdot \cos \theta_{mes} \cdot \dot{\phi}_{mes} = \omega_{z_cmd}$$

$$[0092] \quad \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \text{ 中的 } I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} \text{ 飞行器绕机体X、Y、Z轴的转动惯量, } I_{xy}, I_{xz}, I_{yz}$$

为对应绕轴的转动交叉惯性积。

[0093] 飞行器与浮空器分离垂直投放后，飞行器即进入垂直下落阶段。而垂直下落阶段又可以分为自由下落阶段、方位调整阶段以及升力拉起阶段。由于飞行器在整个下落阶段，均处于无动力飞行状态，飞行器只能通过各个控制通道上的舵面动作利用气动力进行导航

制导,因此需要飞行器的飞行速度达到一定速度后才能有效的利用气动力进行导航制导。飞行器处于自由下落阶段时,飞行器的速度较慢,因此在此阶段无法对飞行器进行导航制导。

[0094] 本申请实施例提供的滚转制导指令是在方位调整阶段对飞行器进行导航制导,该方位调整阶段指的是,飞行器处于垂直下落状态且其速度足够快,飞行器速度足够快可以使得通过控制该差动舵的运动利用气动力产生的转动力矩能够使飞行器动作。具体的,本申请实施例提供的滚转制导指令用于在确定进入方位调整阶段时发送给所述差动舵,以便所述差动舵动作产生滚转力矩使所述飞行器升力面法向与所述目标航向之间的夹角调整为目标角度,且使所述飞行器的与升力面相对的一面与所述目标航向相对。该滚转制导指令执行完成后即可进入本申请实施例提供的方法,通过计算获得差动舵面控制指令实现对方位调整阶段以后的飞行阶段进行增稳控制。

[0095] 该滚转制导指令的获取方法可以包括多种,例如,本申请实施例可以提供所述滚转制导指令的获取方法包括:

[0096] 获取所述飞行器与浮空器分离时刻所述飞行器升力面法向以及目标航向;

[0097] 根据所述升力面法向与地理坐标位置关系确定所述飞行器升力面法向与所述目标航向之间的夹角;

[0098] 根据所述夹角获取所述滚转制导指令。

[0099] 具体的,该滚转制导指令的获取方法是通过确定垂直下落的姿态航向(可以参照升力面法向)而非实际飞行航向(无法获取到实际飞行航向),并利用飞行器升力实现目标航向调整,从而在不确定的初始旋转、以及难以确定飞行航向的垂直下落中快速调整至设计目标航向,达到临近空间垂直投放后定向飞行目的。另外,本申请提供的方法仅通过对滚转通道产生的力矩对飞行器姿态进行调整,将飞行器升力面法向与所述目标航向之间的夹角调整为目标角度,该目标角度可以为 0° 。使飞行器在方位调整阶段结束进入升力拉起阶段时,保证飞行器的头部指向目标航向,确保飞行器在拉起阶段时均朝向目标好像飞行,达到对飞行器进行导航制导的目的。

[0100] 可以理解的是,当飞行器吊装完成后,即可进入浮空器携带飞行器升空阶段,进入升空阶段后,浮空器会携带飞行器飞行至目标高度后再将飞行器进行投放。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。

[0101] 因此,如果在飞行器与浮空器分离前不对惯性导航设备的偏差进行修正,会使得获取到各个姿态数据以及定位数据等不准确,直接影响飞行器与浮空器分离后的导航制导及增稳控制。为此,本申请实施例可以提供所述飞行器与所述浮空器分离前,使用导航辅助

机构获取到的固接支架的姿态信息调节补偿机载导航机构包括的惯性导航设备的姿态角解算数据精度后,获取所述飞行器与所述浮空器分离时刻所述飞行器升力面法向以及目标航向。

[0102] 本申请实施例提供的导航辅助机构可以包括多种形式,例如,在一种实现方式下,本申请实施例可以提供包含导航辅助机构的发射系统,所述系统可以包括: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;

[0103] 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上,所述飞行器与所述固接支架之间柔性连接;

[0104] 如图3所示,所述导航辅助机构2,用于在通过浮空器带动所述飞行器1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;

[0105] 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。

[0106] 所述临时固联机构4,用于在达到所述固联条件时,将所述飞行器1与所述固接支架3进行临时固联,使所述飞行器1与所述固接支架3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1与所述固接支架3解除固联,使所述飞行器1与所述固接支架3恢复柔性连接;

[0107] 其中,所述导航辅助机构2与所述飞行器1的机载导航机构可通信相连,在所述飞行器1与所述固接支架3临时固联的状态下,将所述固接支架3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。

[0108] 上述发射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,保证在调节补偿惯性导航设备的姿态角解算数据精度后,获取分离时刻的各个数据更加准确,为后续投放后的导航制导提供良好基础。

[0109] 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。在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,使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。

[0110] 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,可以采用固联且正交的所述三组双基线天线组形成的三轴正交天线。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。

[0111] 在到达任务条件点后可以随时对飞行器进行投放,在接收到投放指令后,飞行器与固接支架相连的短绳断开即可将飞行器进行垂直投放。

[0112] 还由于机载导航系统通常包括惯性导航设备以及卫星的定位设备,惯性导航设备是以陀螺和加速度计为敏感器件的导航参数解算系统,惯性导航设备根据陀螺的输出建立导航坐标系,根据加速度计输出解算出运载体在导航坐标系中的速度和位置。由于惯性导航设备在工作是不依赖外部信息,因此惯性导航设备的自身的定姿精度对于工作时对导航信息的计算具有深远影响。为此,本申请实施例可以提供所述惯性导航设备进行地面定姿后将所述飞行器吊装于所述固接支架上。惯性导航设备在地面进行定姿,具体方法可以是,惯性导航设备放置在地面上电后静置,在静置时间内,惯性导航设备通过定姿算法完成精确定姿,定姿算法可以采用现有技术中任何可以实现惯性导航设备地面定姿的方法。

[0113] 惯性导航设备在地面定姿完成后,即可进入地面吊装阶段。具体操作时,需要使飞行器的头部朝下吊装至浮空器的挂架上,由于吊装的过程中,飞行器处于移动状态,因此在吊装完成后,惯性导航设备的初始姿态可能会出现漂移,因此,为了消除由于吊装过程造成的姿态漂移,当飞行器垂直下落吊装在挂架后,使用双欧拉角坐标解算和四元数转移矩阵,确定飞行器姿态角消除由于吊装产生的姿态漂移,即所述惯性导航设备的姿态角为所述飞行器吊装于所述固接支架上后,采用双欧拉角坐标解算和四元数转移矩阵确定的飞行器姿态角。双欧拉角和姿态四元数矩阵为业内已有技术,在此不再赘述。

[0114] 在获取当前飞行状态下的飞行动压时,可以采用可获取到飞行器飞行动压各种方法,例如,本申请实施例可以提供所述当前飞行状态下的飞行动压 P_{mes} 为通过所述飞行器的空速管获得或通过所述飞行器GPS定位信息经计算获得。具体的,当飞行器有空速管输出时, $P_{mes} = P_{kong}$, 如果没有空速管输出, $P_{mes} = P_{gps}$ 。通过GPS定位信息,获取当前的飞行高度 H ,通过查询大气密度表(如美国空军76模型),获取高度 H 对应的大气密度 ρ ,在获取当前的飞行速度 v 并通过式 $P_{gps} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2$ 计算获得。

[0115] 由于在研究飞行器的研究飞行器设计特性时,为了尽量减少飞行耦合,因此在设置该差动舵时,应使差动舵的尺寸尽量小。而有需要差动舵可以产生使飞行器旋转的旋转力矩,因此,该差动舵在具体设计时,需要根据飞行器的自身设计构型以及投放高度等等进行优化设计。为此本申请实施例可以一种提供差动舵的设计方式,具体的,假设飞行器在机体侧向的质心安装工艺误差为 Δd_z , 飞行器滚转通道参考长度为 L_x , 飞行器的升力系数最大值为 Cl_{max} 以及由飞行器的横侧向和攻角造成的诱导滚转力矩系数最大值为 $C_{mx \alpha \beta max}$, 设差动舵的偏转极限角为 δ_{xlimit} , 则差动舵的设计舵效系数 C_{mxdes} (即单位角度差动舵产生的滚转力矩系数)根据下式确定:

$$[0116] \quad C_{mxdes} \geq \frac{k_{Cmx} \cdot (|Cl_{max} \cdot \Delta d_z| + C_{mx \alpha \beta max})}{L_x \cdot \delta_{xlimit}}$$

[0117] 其中 k_{Cmx} 为富裕系数,一般取1.2-1.5。

[0118] 与申请提供一种临近空间垂直投放发射单通道增稳控制系统,其特征不在于,包括:

[0119] 参数获取机构,用于获取滚转通道力矩指令以及相关参数,所述相关参数包括当

前飞行状态下的滚转空气力矩、当前飞行状态下的飞行动压、飞行器参考面积、滚转通道参考长度以及设计舵效系数；所述当前飞行状态为飞行器飞行弹道倾角超过预设值后的定向飞行状态；

[0120] 指令计算机构，用于根据所述滚转通道力矩指令以及所述相关参数计算获得差动舵面控制指令，以便差动舵通过执行所述差动舵面控制指令产生滚转力矩使所述飞行器以目标飞行姿态飞行；

[0121] 其中，所述飞行器在纵向以及横航向静稳定；所述差动舵包括所述飞行器上唯一一对用于控制所述飞行器产生滚转动作的差动舵面。

[0122] 参见图2，与本申请实施例提供的一种的临近空间垂直投放发射单通道增稳控制方法相对应，如图2所示，本申请实施例还提供了一种临近空间垂直投放发射单通道增稳控制系统，该系统具体可以包括：

[0123] 参数获取机构201，用于获取滚转通道力矩指令以及相关参数，所述相关参数包括当前飞行状态下的滚转空气力矩、当前飞行状态下的飞行动压、飞行器参考面积、滚转通道参考长度以及设计舵效系数；所述当前飞行状态为飞行器飞行弹道倾角超过预设值后的定向飞行状态；

[0124] 指令计算机构202，用于根据所述滚转通道力矩指令以及所述相关参数计算获得差动舵面控制指令，以便差动舵通过执行所述差动舵面控制指令产生滚转力矩使所述飞行器以目标飞行姿态飞行；

[0125] 其中，所述飞行器在纵向以及横航向静稳定；所述差动舵包括所述飞行器上唯一一对用于控制所述飞行器产生滚转动作的差动舵面。

[0126] 对于系统或装置实施例而言，由于其基本相似于方法实施例，所以描述的比较简略，相关之处参见方法实施例的部分说明即可。

[0127] 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。

[0128] 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。

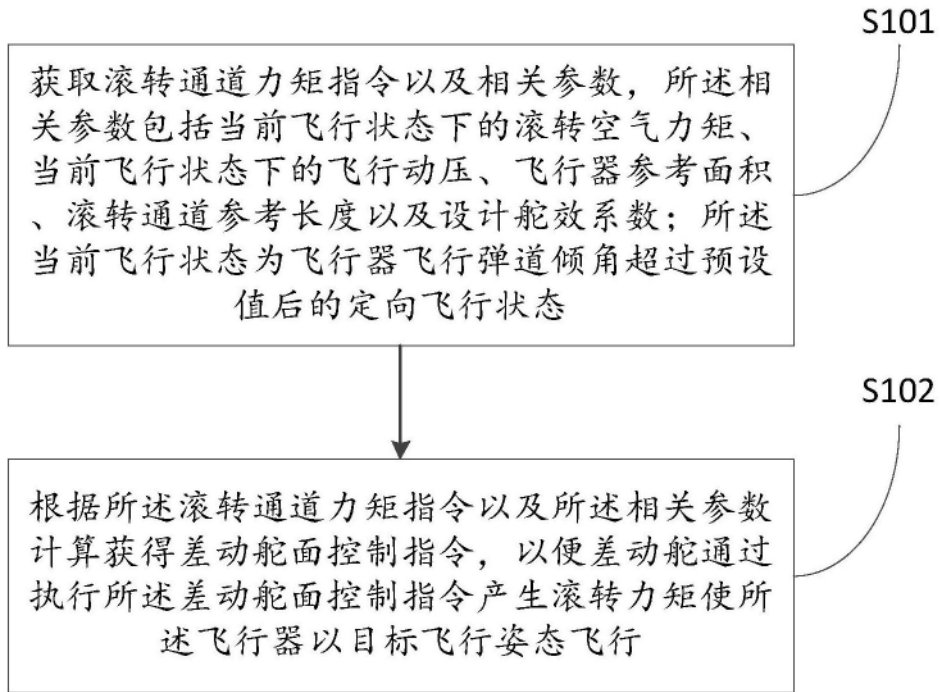


图1



图2

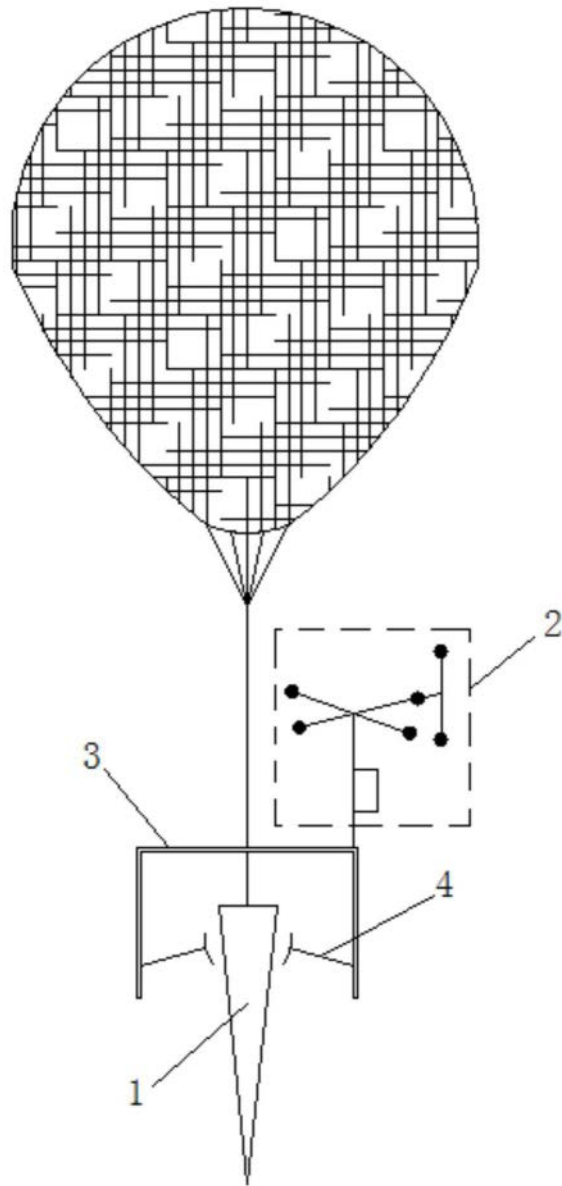


图3