



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 112744367 B

(45) 授权公告日 2022.06.10

(21) 申请号 202011605784.2

(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 112744367 A

(43) 申请公布日 2021.05.04

(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  
张琛 李腾 刘文

(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.

G05D 1/08 (2006.01)

B64G 1/24 (2006.01)

(56) 对比文件

CN 106774375 A, 2017.05.31

CN 109798902 A, 2019.05.24

CN 112000127 A, 2020.11.27

WO 2019010260 A1, 2019.01.10

王建华等. 高超声速飞行器俯冲段制导与姿  
控系统设计.《宇航学报》.2016, (第08期),

审查员 张凯

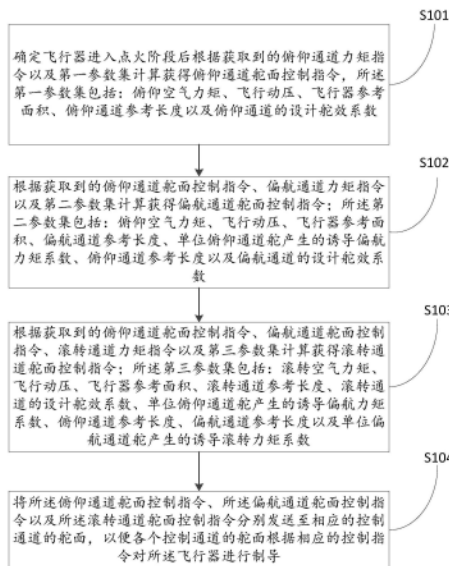
权利要求书3页 说明书15页 附图3页

(54) 发明名称

一种临近空间垂直投放发射点火阶段制导  
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  
点火阶段制导控制方法及系统,该方法包括:确  
定飞行器进入点火阶段后根据获取到的俯仰通  
道力矩指令以及第一参数集计算获得俯仰通道  
舵面控制指令;根据获取到的俯仰通道舵面控  
制指令、偏航通道力矩指令以及第二参数集计  
算获得偏航通道舵面控制指令;根据获取到的  
俯仰通道舵面控制指令、偏航通道舵面控制指  
令、滚转通道力矩指令以及第三参数集计算  
获得滚转通道舵面控制指令。本申请提供的  
临近空间垂直投放发射点火阶段制导控制方  
法,可以获取飞行器的点火时间,还可以在  
飞行器点火后对飞行器进行制导,以便修正  
飞行器的实际飞行轨道,使其尽量与理想轨  
道相符,消除偏差的影响。



1. 一种临近空间垂直投放发射点火阶段制导控制方法,其特征在于,包括:

确定飞行器进入点火阶段,后根据获取到的俯仰通道力矩指令以及第一参数集计算获得俯仰通道舵面控制指令,所述第一参数集包括:俯仰空气力矩、飞行动压、飞行器参考面积、俯仰通道参考长度以及俯仰通道的设计舵效系数;

根据获取到的所述俯仰通道舵面控制指令、偏航通道力矩指令以及第二参数集计算获得偏航通道舵面控制指令,所述第二参数集包括:偏航空气力矩、飞行动压、飞行器参考面积、偏航通道参考长度、单位俯仰通道舵产生的诱导偏航力矩系数、俯仰通道参考长度以及偏航通道的设计舵效系数;

根据获取到的所述俯仰通道舵面控制指令、所述偏航通道舵面控制指令、滚转通道力矩指令以及第三参数集计算获得滚转通道舵面控制指令,所述第三参数集包括: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、滚转通道的设计舵效系数、单位俯仰通道舵产生的诱导偏航力矩系数、俯仰通道参考长度、偏航通道参考长度以及单位偏航通道舵产生的诱导滚转力矩系数;

将所述俯仰通道舵面控制指令、所述偏航通道舵面控制指令以及所述滚转通道舵面控制指令分别发送至相应的控制通道的舵面,以便各个控制通道的舵面根据相应的控制指令对所述飞行器进行制导。

2. 根据权利要求1所述的临近空间垂直投放发射点火阶段制导控制方法,其特征在于,所述俯仰通道舵面控制指令 $\delta_z$ 通过以下公式计算获得:

$$\delta_z = (M_{z_{cmd}} - M_{z_{\alpha\beta}}) / (P_{mes} \cdot S \cdot L_z \cdot C_{mz\_des})$$

所述偏航舵面控制指令 $\delta_y$ 通过以下公式计算获得:

$$\delta_y = (M_{y_{cmd}} - M_{y_{\alpha\beta}}) / (P_{mes} \cdot S \cdot L_y \cdot C_{my\_des}) - \frac{\delta_z \cdot C_{mz\_y\_des} \cdot L_z}{L_y \cdot C_{my\_des}}$$

所述滚转舵面控制指令 $\delta_x$ 通过以下公式计算获得:

$$\delta_x = (M_{x_{cmd}} - M_{x_{\alpha\beta}}) / (P_{mes} \cdot S \cdot L_x \cdot C_{mx\_des}) - \frac{\delta_z \cdot C_{mz\_x\_des} \cdot L_z}{L_x \cdot C_{mx\_des}} - \frac{\delta_y \cdot C_{my\_x\_des} \cdot L_y}{L_x \cdot C_{mx\_des}}$$

式中: $P_{mes}$ 为实时获取的当前飞行动压, $S$ 为飞行器参考面积, $L_x$ 、 $L_y$ 、 $L_z$ 分别为滚转通道参考长度、偏航通道参考长度、俯仰通道参考长度, $M_{x_{cmd}}$ 、 $M_{y_{cmd}}$ 、 $M_{z_{cmd}}$ 分别为滚转通道力矩指令、偏航通道力矩指令、俯仰通道力矩指令, $M_{x_{\alpha\beta}}$ 、 $M_{y_{\alpha\beta}}$ 、 $M_{z_{\alpha\beta}}$ 分别为滚转空气力矩、偏航空气力矩、俯仰空气力矩, $C_{mx\_des}$ 、 $C_{my\_des}$ 、 $C_{mz\_des}$ 分别为滚转通道的设计舵效系数、偏航通道的设计舵效系数、俯仰通道的设计舵效系数, $C_{my\_x\_des}$ 为单位偏航通道舵产生的诱导滚转力矩系数, $C_{mz\_x\_des}$ 、 $C_{mz\_y\_des}$ 分别为单位俯仰通道舵产生的诱导滚转力矩系数、单位俯仰通道舵产生的诱导偏航力矩系数。

3. 根据权利要求2所述的临近空间垂直投放发射点火阶段制导控制方法,其特征在于,所述飞行动压 $P_{mes}$ 为通过所述飞行器的空速管获得或通过所述飞行器的GPS定位信息经计算获得。

4. 根据权利要求2所述的临近空间垂直投放发射点火阶段制导控制方法,其特征在于,

所述滚转通道力矩指令、所述偏航通道力矩指令以及所述俯仰通道力矩指令的获取方法包括：

获取实测飞行攻角以及实测飞行侧滑角；

获取滚转角速度指令、偏航速度指令以及俯仰角速度指令；

根据所述滚转角速度指令、所述偏航速度指令以及所述俯仰角速度指令解算获得机体系从质心指向机头方向的轴的角速度指令；

根据所述机体系从质心指向机头方向的轴的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、所述偏航通道力矩指令以及所述俯仰通道力矩指令。

5. 根据权利要求4所述的临近空间垂直投放发射点火阶段制导控制方法，其特征在于，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、所述偏航速度指令以及所述俯仰角速度指令。

6. 根据权利要求1-5中任一项所述的临近空间垂直投放发射点火阶段制导控制方法，其特征在于，所述确定飞行器进入点火阶段的步骤，包括：

确定所述飞行器满足第一目标条件时，确定所述飞行器进入点火阶段；

所述第一目标条件包括获取到的所述飞行器的实测俯仰角大于零且测量法向过载小于预设法向过载。

7. 根据权利要求6所述的临近空间垂直投放发射点火阶段制导控制方法，其特征在于，还包括：

确定所述飞行器满足第二目标条件时，确定所述飞行器进入方位调整阶段；

所述第二目标条件包括飞行动压信息达到第一阈值；

确定所述飞行器满足第三目标条件时，确定所述飞行器进入拉起阶段；

所述第三目标条件包括在所述飞行动压信息达到第二阈值后确定所述飞行器的飞行速度；将所述飞行速度达到第三阈值的时刻确定为控制所述飞行器进入拉起阶段的起始点。

8. 根据权利要求7所述的临近空间垂直投放发射点火阶段制导控制方法，其特征在于，还包括：

确定所述飞行器满足第二目标条件后，获取第一制导指令集，以便飞行器的各个控制通道的舵面在方位调整阶段根据所述第一制导指令集对所述飞行器进行制导直至满足第四目标条件；

其中，所述第一制导指令集中包括滚转制导指令、偏航制导指令以及俯仰制导指令。

9. 根据权利要求8所述的临近空间垂直投放发射点火阶段制导控制方法，其特征在于，所述第四目标条件包括 $\Delta\phi < \Delta\phi_{des}$ 以及 $\Delta\dot{\phi}_{ta-b} < 0$ ；

其中， $\Delta\phi = |\phi_{cmd} - \phi_{mes}|$ ； $\phi_{cmd}$ 为滚转制导指令， $\phi_{mes}$ 为实测滚转角， $\Delta\phi_{des}$ 为预设值， $\Delta\dot{\phi}$ 表示 $\Delta\phi$ 的导数， $\Delta\dot{\phi}_{ta-b}$ 表示从a到b时刻的持续阶段的 $\Delta\dot{\phi}$ ，a时刻为不断检测飞行条件中，首次满足 $\Delta\phi < \Delta\phi_{des}$ 的时刻，b时刻为从a时刻开始，持续预设时间长度 $t_{ab}$ 后到达的时刻。

10. 根据权利要求9所述的临近空间垂直投放发射点火阶段制导控制方法，其特征在

于,所述飞行器满足第三目标条件后,还包括:

获取第二制导指令集,以便飞行器的各个控制通道的舵面在拉起阶段根据所述第二制导指令集对所述飞行器进行制导直至满足所述第一目标条件;

其中,所述第二制导指令集中包括第二滚转制导指令、第二偏航制导指令以及第二俯仰制导指令。

11. 一种临近空间垂直投放发射点火阶段制导控制系统,其特征在于,包括:

俯仰通道舵面控制指令获取机构,用于确定飞行器处于点火阶段后根据获取到的俯仰通道力矩指令以及第一参数集计算获得俯仰通道舵面控制指令,所述第一参数集包括:俯仰空气力矩、飞行动压、飞行器参考面积、俯仰通道参考长度以及俯仰通道的设计舵效系数;

偏航通道舵面控制指令获取机构,用于根据获取到的俯仰通道舵面控制指令、偏航通道力矩指令以及第二参数集计算获得偏航通道舵面控制指令;所述第二参数集包括:偏航空气力矩、飞行动压、飞行器参考面积、偏航通道参考长度、单位俯仰通道舵产生的诱导偏航力矩系数、俯仰通道参考长度以及偏航通道的设计舵效系数;

滚转通道舵面控制指令获取机构,用于根据获取到的所述俯仰通道舵面控制指令、偏航通道舵面控制指令、滚转通道力矩指令以及第三参数集计算获得滚转通道舵面控制指令;所述第三参数集包括: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、滚转通道的设计舵效系数、单位俯仰通道舵产生的诱导偏航力矩系数、俯仰通道参考长度、偏航通道参考长度以及单位偏航通道舵产生的诱导滚转力矩系数;

控制指令发送机构,用于将所述俯仰通道舵面控制指令、所述偏航通道舵面控制指令以及所述滚转通道舵面控制指令分别发送至相应的控制通道的舵面,以便各个控制通道的舵面根据相应的控制指令对所述飞行器进行制导。

## 一种临近空间垂直投放发射点火阶段制导控制方法及系统

### 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点火阶段制导控制方法及系统。

### 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] 通过临近空间投放发射可以比现有火箭发射和机载发射能获得更大的初始能量,但是,飞行器与浮空器分离后,需要进行多个阶段的精确控制,才能控制飞行器进入目标轨道。例如,其中可以包括方位调整阶段,拉起阶段,点火阶段,等等。具体的控制过程就包括各个阶段的起始点控制,也即,需要精确的确定何时启动方位调整,何时开始进行拉起控制,何时进行点火等。另外还包括在点火之后,对飞行器进行制导,以便修正飞行器的实际飞行轨道,使其尽量与理想轨道相符,尽量消除偏差的影响。

[0006] 因此,如何对点火后的飞行轨迹进行制导控制,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点火阶段制导控制方法及系统。

[0008] 本申请提供了如下方案:

[0009] 一种临近空间垂直投放发射点火阶段制导控制方法,包括:

[0010] 确定飞行器进入点火阶段后根据获取到的俯仰通道力矩指令以及第一参数集计算获得俯仰通道舵面控制指令,所述第一参数集包括:俯仰空气力矩、飞行动压、飞行器参考面积、俯仰通道参考长度以及俯仰通道的设计舵效系数;

[0011] 根据获取到的俯仰通道舵面控制指令、偏航通道力矩指令以及第二参数集计算获得偏航通道舵面控制指令；所述第二参数集包括：偏航空气力矩、飞行动压、飞行器参考面积、偏航通道参考长度、单位俯仰通道舵产生的诱导偏航力矩系数、俯仰通道参考长度以及偏航通道的设计舵效系数；

[0012] 根据获取到的俯仰通道舵面控制指令、偏航通道舵面控制指令、滚转通道力矩指令以及第三参数集计算获得滚转通道舵面控制指令；所述第三参数集包括：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、滚转通道的设计舵效系数、单位俯仰通道舵产生的诱导偏航力矩系数、俯仰通道参考长度、偏航通道参考长度以及单位偏航通道舵产生的诱导滚转力矩系数；

[0013] 将所述俯仰通道舵面控制指令、所述偏航通道舵面控制指令以及所述滚转通道舵面控制指令分别发送至相应的控制通道的舵面，以便各个控制通道的舵面根据相应的控制指令对所述飞行器进行制导。

[0014] 优选地：所述俯仰通道舵面控制指令 $\delta_z$ 通过以下公式计算获得：

$$[0015] \quad \delta_z = (M_{z_{cmd}} - M_{z_{\alpha\beta}}) / (P_{mes} \cdot S \cdot L_z \cdot C_{mz_{des}})$$

[0016] 所述偏航舵面控制指令 $\delta_y$ 通过以下公式计算获得：

$$[0017] \quad \delta_y = (M_{y_{cmd}} - M_{y_{\alpha\beta}}) / (P_{mes} \cdot S \cdot L_y \cdot C_{my_{des}}) - \frac{\delta_z \cdot C_{mz_{y_{des}}} \cdot L_z}{L_y \cdot C_{my_{des}}}$$

[0018] 所述滚转舵面控制指令 $\delta_x$ 通过以下公式计算获得：

$$[0019] \quad \delta_x = (M_{x_{cmd}} - M_{x_{\alpha\beta}}) / (P_{mes} \cdot S \cdot L_x \cdot C_{mx_{des}}) - \frac{\delta_z \cdot C_{mz_{x_{des}}} \cdot L_z}{L_x \cdot C_{mx_{des}}} - \frac{\delta_y \cdot C_{my_{x_{des}}} \cdot L_y}{L_x \cdot C_{mx_{des}}}$$

[0020] 式中： $P_{mes}$ 为实时获取的当前飞行动压， $S$ 为飞行器参考面积， $L_x$ 、 $L_y$ 、 $L_z$ 分别为滚转通道参考长度、偏航通道参考长度、俯仰通道参考长度， $M_{x_{cmd}}$ 、 $M_{y_{cmd}}$ 、 $M_{z_{cmd}}$ 分别为滚转通道力矩指令、偏航通道力矩指令、俯仰通道力矩指令， $M_{x_{\alpha\beta}}$ 、 $M_{y_{\alpha\beta}}$ 、 $M_{z_{\alpha\beta}}$ 分别为滚转空气力矩、偏航空气力矩、俯仰空气力矩， $C_{mx_{des}}$ 、 $C_{my_{des}}$ 、 $C_{mz_{des}}$ 分别为滚转通道的设计舵效系数、偏航通道的设计舵效系数、俯仰通道的设计舵效系数， $C_{my_{x_{des}}}$ 为单位偏航通道舵产生的诱导滚转力矩系数， $C_{mz_{x_{des}}}$ 、 $C_{mz_{y_{des}}}$ 分别为单位俯仰通道舵产生的诱导滚转力矩系数、单位俯仰通道舵产生的诱导偏航力矩系数。

[0021] 优选地：所述飞行动压 $P_{mes}$ 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。

[0022] 优选地：所述滚转通道力矩指令、所述偏航通道力矩指令以及所述俯仰通道力矩指令的获取方法包括：

[0023] 获取实测飞行攻角以及实测飞行侧滑角；

[0024] 获取滚转角速度指令、偏航速度指令以及俯仰角速度指令；

[0025] 根据所述滚转角速度指令、所述偏航速度指令以及所述俯仰角速度指令解算获得机体系从质心指向机头方向的轴的角速度指令；

[0026] 根据机体系从质心指向机头方向的轴的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、所述偏航通道力矩指令以及所述俯仰通道力矩指令。

[0027] 优选地：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、所述偏航速度指令以及所述俯仰角速度指令。

[0028] 优选地：所述确定飞行器进入点火阶段，包括：

[0029] 确定所述飞行器满足第一目标条件时，确定所述飞行器进入点火阶段；

[0030] 所述第一目标条件包括获取到的飞行器的实测俯仰角大于零且测量法向过载小于预设法向过载。

[0031] 优选地：还包括：

[0032] 确定所述飞行器满足第二目标条件时，确定所述飞行器进入方位调整阶段；

[0033] 所述第二目标条件包括飞行动压信息达到第一阈值；

[0034] 确定所述飞行器满足第三目标条件时，确定所述飞行器进入拉起阶段；

[0035] 所述第三目标条件包括在所述飞行动压信息达到第二阈值后确定所述飞行器的飞行速度；将所述飞行速度达到第三阈值的时刻确定为控制所述飞行器进入拉起阶段的起始点；

[0036] 确定所述飞行器满足所述第一目标条件时，确定所述飞行器进入点火阶段。

[0037] 优选地：确定所述飞行器满足第二目标条件后，获取第一制导指令集，以便飞行器的各个控制通道的舵面在方位调整阶段根据所述第一制导指令集对所述飞行器进行制导直至满足第四目标条件；

[0038] 其中，所述第一制导指令集中包括滚转制导指令、偏航制导指令以及俯仰制导指令。

[0039] 优选地：所述第四目标条件包括  $\Delta\phi < \Delta\phi_{des}$  以及  $\dot{\Delta\phi}_{ta-b} < 0$ ；

[0040] 其中， $\Delta\phi = |\phi_{cmd} - \phi_{mes}|$ ； $\phi_{cmd2}$ 为第二滚转制导指令， $\phi_{mes}$ 为实测滚转角， $\Delta\phi_{des}$ 为预设值， $\dot{\Delta\phi}$ 表示 $\Delta\phi$ 的导数， $\dot{\Delta\phi}_{ta-b}$ 表示从a到b时刻的持续阶段的 $\dot{\Delta\phi}$ ，a时刻为不断检测飞行条件中，首次满足 $\Delta\phi < \Delta\phi_{des}$ 的时刻，b时刻为从a时刻开始，持续预设时间长度 $t_{ab}$ 后到达的时刻。

[0041] 优选地：所述飞行器满足第三目标条件后，还包括：

[0042] 获取第二制导指令集，以便飞行器的各个控制通道的舵面在拉起阶段根据所述第二制导指令集对所述飞行器进行制导直至满足第一目标条件；

[0043] 其中，所述第二制导指令集中包括滚转制导指令、偏航制导指令以及俯仰制导指令。

[0044] 一种临近空间垂直投放发射点火阶段制导控制系统，可用于执行如上方案或任意优选组合的一种临近空间垂直投放发射点火阶段制导控制方法，该系统包括：

[0045] 俯仰通道舵面控制指令获取机构，用于确定飞行器处于点火阶段后根据获取到的俯仰通道力矩指令以及第一参数集计算获得俯仰通道舵面控制指令，所述第一参数集包括：俯仰空气力矩、飞行动压、飞行器参考面积、俯仰通道参考长度以及俯仰通道的设计舵效系数；

[0046] 偏航通道舵面控制指令获取机构,用于根据获取到的俯仰通道舵面控制指令、偏航通道力矩指令以及第二参数集计算获得偏航通道舵面控制指令;所述第二参数集包括:偏航空气力矩、飞行动压、飞行器参考面积、偏航通道参考长度、单位俯仰通道舵产生的诱导偏航力矩系数、俯仰通道参考长度以及偏航通道的设计舵效系数;

[0047] 滚转通道舵面控制指令获取机构,用于根据获取到的俯仰通道舵面控制指令、偏航通道舵面控制指令、滚转通道力矩指令以及第三参数集计算获得滚转通道舵面控制指令;所述第三参数集包括: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、滚转通道的设计舵效系数、单位俯仰通道舵产生的诱导偏航力矩系数、俯仰通道参考长度、偏航通道参考长度以及单位偏航通道舵产生的诱导滚转力矩系数;

[0048] 控制指令发送机构,用于将所述俯仰通道舵面控制指令、所述偏航通道舵面控制指令以及所述滚转通道舵面控制指令分别发送至相应的控制通道的舵面,以便各个控制通道的舵面根据相应的控制指令对所述飞行器进行制导。

[0049] 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:

[0050] 本申请提供的临近空间垂直投放发射点火阶段制导控制方法,可以获取飞行器的点火时间,还可以在飞行器点火后对飞行器进行制导,以便修正飞行器的实际飞行轨道,使其尽量与理想轨道相符,尽量消除偏差的影响。

[0051] 另外,在优选的实施方式下,还可以通过能量转换与能量预测算法在线修正飞行姿态,除了完成从自由慢旋的不定方向角到预设定向飞行外,还能自主规划不同高度投放下的进入不同阶段的高度、时刻、平衡过载等,并可以制导控制飞行器从垂直下落到水平飞行的拉起过程。

[0052] 另外,在优选的实施方式下,还可以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。

[0053] 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

[0054] 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。

[0055] 图1是本申请实施例提供的一种临近空间垂直投放发射点火阶段制导控制方法的流程图;

[0056] 图2是本申请实施例提供的一种临近空间垂直投放发射点火阶段制导控制系统的示意图;

[0057] 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。

[0058] 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

[0059] 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

[0060] 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点火阶段制导控制方法,如图1所示,该方法可以包括:

[0061] S101:确定飞行器处于点火阶段后根据获取到的俯仰通道力矩指令以及第一参数集计算获得俯仰通道舵面控制指令,所述第一参数集包括:俯仰空气力矩、飞行动压、飞行器参考面积、俯仰通道参考长度以及俯仰通道的设计舵效系数;

[0062] S102:根据获取到的俯仰通道舵面控制指令、偏航通道力矩指令以及第二参数集计算获得偏航通道舵面控制指令;所述第二参数集包括:偏航空气力矩、飞行动压、飞行器参考面积、偏航通道参考长度、单位俯仰通道舵产生的诱导偏航力矩系数、俯仰通道参考长度以及偏航通道的设计舵效系数;

[0063] S103:根据获取到的俯仰通道舵面控制指令、偏航通道舵面控制指令、滚转通道力矩指令以及第三参数集计算获得滚转通道舵面控制指令;所述第三参数集包括: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、滚转通道的设计舵效系数、单位俯仰通道舵产生的诱导偏航力矩系数、俯仰通道参考长度、偏航通道参考长度以及单位偏航通道舵产生的诱导滚转力矩系数;

[0064] S104:将所述俯仰通道舵面控制指令、所述偏航通道舵面控制指令以及所述滚转通道舵面控制指令分别发送至相应的控制通道的舵面,以便各个控制通道的舵面根据相应的控制指令对所述飞行器进行制导。

[0065] 在确定飞行器进入于点火阶段后即可对飞行器进行导航制导,导航制导的方式是,通过获取不同控制通道相应的控制指令,使得各个控制通道各自的舵面执行相应的控制指令各自的舵面偏转产生相应的力矩,驱动飞行器做出姿态调整,达到导航制导的目的。为了保证在对飞行器进行制导时的确保飞行器稳定,因此,需要对三个控制通道(滚转通道、偏航通道、俯仰通道)同时进行控制。

[0066] 可以理解的是,得出各控制通道的舵面控制指令,由于一个控制通道可能配置若干个舵面,所以一个控制通道的舵面控制指令并不一定代表某一个舵面的指令。各通道舵面控制指令按照重要性,遵循有先保障滚转、其次偏航、最后俯仰的次序,指令计算的优先级为先俯仰通道舵面、其次偏航通道舵面,最后滚转通道舵面。

[0067] 在具体实现时,可以根据确定的先后顺序对各个控制通道的控制指令件计算,计算获得各个控制通道的指令后一并发送至相应的控制通道的舵面,各个控制通道的舵面即可同步执行相应的控制指令。各个控制通道的控制指令可以采用多种方法计算获得,例如,本申请实施例可以提供所述俯仰通道舵面控制指令 $\delta_z$ 通过以下公式计算获得:

$$[0068] \quad \delta_z = (M_{z_{cmd}} - M_{z_{\alpha\beta}}) / (P_{mes} \cdot S \cdot L_z \cdot C_{mz_{des}})$$

[0069] 所述偏航舵面控制指令 $\delta_y$ 通过以下公式计算获得：

$$[0070] \quad \delta_y = (M_{y_{cmd}} - M_{y_{\alpha\beta}}) / (P_{mes} \cdot S \cdot L_y \cdot C_{my_{des}}) - \frac{\delta_z \cdot C_{mz_{y_{des}}} \cdot L_z}{L_y \cdot C_{my_{des}}}$$

[0071] 所述滚转舵面控制指令 $\delta_x$ 通过以下公式计算获得：

$$[0072] \quad \delta_x = (M_{x_{cmd}} - M_{x_{\alpha\beta}}) / (P_{mes} \cdot S \cdot L_x \cdot C_{mx_{des}}) - \frac{\delta_z \cdot C_{mz_{x_{des}}} \cdot L_z}{L_x \cdot C_{mx_{des}}} - \frac{\delta_y \cdot C_{my_{x_{des}}} \cdot L_y}{L_x \cdot C_{mx_{des}}}$$

[0073] 式中： $P_{mes}$ 为实时获取的当前飞行动压， $S$ 为飞行器参考面积， $L_x$ 、 $L_y$ 、 $L_z$ 分别为滚转通道参考长度、偏航通道参考长度、俯仰通道参考长度， $M_{x_{cmd}}$ 、 $M_{y_{cmd}}$ 、 $M_{z_{cmd}}$ 分别为滚转通道力矩指令、偏航通道力矩指令、俯仰通道力矩指令， $M_{x_{\alpha\beta}}$ 、 $M_{y_{\alpha\beta}}$ 、 $M_{z_{\alpha\beta}}$ 分别为滚转空气力矩、偏航空气力矩、俯仰空气力矩， $C_{mx_{des}}$ 、 $C_{my_{des}}$ 、 $C_{mz_{des}}$ 分别为滚转通道的设计舵效系数、偏航通道的设计舵效系数、俯仰通道的设计舵效系数， $C_{my_{x_{des}}}$ 为单位偏航通道舵产生的诱导滚转力矩系数， $C_{mz_{x_{des}}}$ 、 $C_{mz_{y_{des}}}$ 分别为单位俯仰通道舵产生的诱导滚转力矩系数、单位俯仰通道舵产生的诱导偏航力矩系数。

[0074] 具体的，该飞行器的飞行动压可以通过多种方式获取，例如，在一种实现方式下，所述飞行动压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，可以从空速管中直接获取当前的飞行动压 $P_{kong}$ ；或者通过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 $\rho$ ，在获取当前的飞行速度 $v$ 并通过以下公式计算获得：

$$[0075] \quad P_{gps} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2$$

[0076] 具体的，所述滚转通道力矩指令、所述偏航通道力矩指令以及所述俯仰通道力矩指令的获取方法包括：

[0077] 获取实测飞行攻角以及实测飞行侧滑角；

[0078] 获取滚转角速度指令、偏航速度指令以及俯仰角速度指令；

[0079] 根据所述滚转角速度指令、所述偏航速度指令以及所述俯仰角速度指令解算获得机体从质心指向机头方向的轴的角速度指令；具体的，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、所述偏航速度指令以及所述俯仰角速度指令。

[0080] 根据机体从质心指向机头方向的轴的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、所述偏航通道力矩指令以及所述俯仰通道力矩指令。

[0081] 下面对滚转通道力矩指令 $M_{x_{cmd}}$ 、偏航通道力矩指令 $M_{y_{cmd}}$ 、俯仰通道力矩指令 $M_{z_{cmd}}$ 的具体获得方法进行详细介绍。

[0082] 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 $\theta_{mes}$ 和俯仰角速度 $\dot{\theta}_{mes}$ ，实测偏航角 $\phi_{mes}$ 和偏航角角速度 $\dot{\phi}_{mes}$ ，实测滚转角 $\Phi_{mes}$ 和滚转角速度 $\dot{\Phi}_{mes}$ ；获得实测飞行速度航迹倾角 $\gamma_{mes}$ ，实测飞行速度航迹偏角

$\xi_{mes}$ , 实测飞行速度倾侧角  $\sigma_{mes}$ ;

[0083] 飞行过程中, 获取实测飞行攻角  $\alpha_{mes}$  和实测飞行侧滑角  $\beta_{mes}$ ;

[0084] 根据滚转制导指令  $\phi_{cmd}$  和实测滚转角  $\phi_{mes}$ , 使用PIDA控制器 (PID控制器 (Proportion Integration Differentiation. 比例-积分-微分控制器) 基础上增加二重微分项) 获取滚转角速度指令  $\dot{\phi}_{cmd}$ , 其中  $K_{p_\phi}$ 、 $K_{i_\phi}$ 、 $K_{d_\phi}$ 、 $K_{a_\phi}$  四个系数分别代表PIDA控制器的四个参数。

$$[0085] \quad \dot{\phi}_{cmd} = K_{p_\phi} \cdot (\phi_{cmd} - \phi_{mes}) + K_{i_\phi} \cdot \left( \int_0^t (\phi_{cmd} - \phi_{mes}) dt \right) + K_{d_\phi} \cdot \frac{d(\phi_{cmd} - \phi_{mes})}{dt} + K_{a_\phi} \cdot \frac{d^2(\phi_{cmd} - \phi_{mes})}{dt^2}$$

[0086] 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  $\omega_{x\_cmd}$ ,  $\omega_{y\_cmd}$ ,  $\omega_{z\_cmd}$

$$[0087] \quad \omega_{x\_cmd} = \dot{\phi}_{cmd} + \sin \theta_{mes} \cdot \dot{\phi}_{mes}$$

$$[0088] \quad \omega_{y\_cmd} = \sin \phi_{mes} \cdot \dot{\theta}_{mes} + \cos \phi_{mes} \cdot \cos \theta_{mes} \cdot \dot{\phi}_{mes}$$

$$[0089] \quad \omega_{z\_cmd} = \cos \phi_{mes} \cdot \dot{\theta}_{mes} - \sin \phi_{mes} \cdot \cos \theta_{mes} \cdot \dot{\phi}_{mes}$$

[0090] 通过动力学逆解算滚转通道力矩指令  $M_{x\_cmd}$ 、偏航通道力矩指令  $M_{y\_cmd}$ 、俯仰通道力矩指令  $M_{z\_cmd}$ 。

$$[0091] \quad \begin{bmatrix} M_{x\_cmd} \\ M_{y\_cmd} \\ M_{z\_cmd} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{\omega}_{x\_cmd} \\ \dot{\omega}_{y\_cmd} \\ \dot{\omega}_{z\_cmd} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega_{x\_mes} \\ \omega_{y\_mes} \\ \omega_{z\_mes} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_{x\_mes} \\ \omega_{y\_mes} \\ \omega_{z\_mes} \end{bmatrix}$$

$$[0092] \quad \text{其中} \quad \begin{bmatrix} \dot{\omega}_{x\_cmd} \\ \dot{\omega}_{y\_cmd} \\ \dot{\omega}_{z\_cmd} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_\phi \\ P_\phi \\ P_\theta \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_{x\_cmd} \\ \omega_{y\_cmd} \\ \omega_{z\_cmd} \end{bmatrix}, P_\phi, P_\phi, P_\theta \text{ 为预设增益系数; } \omega_{x\_mes}, \omega_{y\_mes}$$

,  $\omega_{z\_mes}$  分别由实测滚转、偏航、俯仰角度和角速度计算获得, 如下式:

$$[0093] \quad \omega_{x\_mes} = \dot{\phi}_{mes} + \sin \theta_{mes} \cdot \dot{\phi}_{mes}$$

$$\omega_{y\_mes} = \sin \phi_{mes} \cdot \dot{\theta}_{mes} + \cos \phi_{mes} \cdot \cos \theta_{mes} \cdot \dot{\phi}_{mes} = \omega_{y\_cmd}$$

[0094]

$$\omega_{z\_mes} = \cos \phi_{mes} \cdot \dot{\theta}_{mes} - \sin \phi_{mes} \cdot \cos \theta_{mes} \cdot \dot{\phi}_{mes} = \omega_{z\_cmd}$$

[0095] 
$$\begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{xy} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{xz} & -I_{yz} & I_{zz} \end{bmatrix}$$
 中的  $I_{xx}$ 、 $I_{yy}$ 、 $I_{zz}$  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。

[0096] 通过临近空间投放发射飞行器时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、方位调整阶段以及拉起阶段。通过临近空间投放发射可以比现有火箭发射和机载发射获得更大的初始能量,但是要求飞行器从垂直的下落状态转换为拉成水平飞行状态,才能达到在空中点火的条件。只有在达到空中点火条件后才能够通过本申请提供的方法对飞行器进行导航制导。因此,确定飞行器何时进入点火阶段,可以提高导航制导精度,还可以使地面测控人员及时了解飞行器所处的飞行阶段。为此,有必要对飞行器达到点火条件的时刻进行确定,点火时刻的确定可以有多种方法,例如,在一种实现方式下,本申请实施例可以提供所述确定飞行器进入点火阶段,包括:确定所述飞行器满足第一目标条件时,确定所述飞行器进入点火阶段;所述第一目标条件包括获取到的飞行器的实测俯仰角大于零且测量法向过载小于预设法向过载。当飞行器的实测俯仰角大于零且测量法向过载小于预设法向过载可以确定此时飞行器拉起阶段结束已经进入水平飞行状态,可以随时进行点火。

[0097] 本申请实施例提供的方法还可以通过获取到的飞行动压信息,确定飞行器进入各个阶段的起始点,从而达到自主规划不同高度投放下的主动拉起高度、时刻的目的。其中,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。拉起阶段指的是,方位调整阶段结束飞行器由垂直下落状态转变为与水平面成一定夹角下落状态直至拉成水平飞行。

[0098] 由于飞行器与浮空器分离后在下落过程中,飞行器的动压信息根据飞行器的下落高度以及下落速度的变化处于始终变化状态,因此通过获取到的飞行动压信息在用于判断进入不同的飞行阶段时,需要采用不同的判断方式。例如,本申请实施例可以提供一下确定各个阶段进入时刻的方法:

[0099] 确定所述飞行器满足第二目标条件时,确定所述飞行器进入方位调整阶段;

[0100] 所述第二目标条件包括飞行动压信息达到第一阈值;

[0101] 确定所述飞行器满足第三目标条件时,确定所述飞行器进入拉起阶段;

[0102] 所述第三目标条件包括在所述飞行动压信息达到第二阈值后确定所述飞行器的飞行速度;

[0103] 将所述飞行速度达到第三阈值的时刻确定为控制所述飞行器进入拉起阶段的起始点

[0104] 确定所述飞行器满足所述第一目标条件时,确定所述飞行器进入点火阶段。

[0105] 将所述飞行动压信息达到第一阈值的时刻,确定为控制所述飞行器进入方位调整阶段的起始点。当飞行动压信息达到第一阈值时确定此时飞行器进入方位调整阶段,通过飞行器自身的卫星定位系统等辅助设备,即可获得此时飞行器的高度,从而地面测控人员

即可获得进入方位调整阶段时飞行器所处的高度以及时刻。

[0106] 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的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,只有飞行器进入方位调整阶段后才能通过控制个通道的舵面对飞行器进行制导。因此对于飞行器何时进入方位调整阶段是制导开始的必要条件。

[0107] 可见,对于方位调整阶段的开始时间进行确定,对于飞行器制导具有重要的意义。在对是否进入方位调整阶段进行判断时,由于此时飞行器处于垂直下落的姿态,因此无法获取飞行器此时的飞行速度,因此本申请实施例采用设置第一阈值与实时获取到的动压信息比对的方式确定进入方位调整阶段的时刻。无论飞行器初始投放高度如何,只需在飞行器的飞行动压达到第一阈值时即可确定此时飞行器进入方位调整阶段。以便在确定进入方位调整阶段后自动对飞行器进行导航制导。

[0108] 该第一阈值可以在地面通过计算或仿真实验获得,具体的,在一种实现方式下,所述第一阈值 $P_{star}$ 通过以下公式计算获得:

$$[0109] \quad P_{star} = \frac{\dot{\omega}_{x\_dneed} \cdot I_{xx}}{C_{mx\_half} \cdot L_x \cdot S}$$

[0110] 式中: $P_{star}$ 为第一阈值、 $\dot{\omega}_{x\_dneed}$ 为有效预期角加速度、 $I_{xx}$ 为飞行器设计滚转通道的转动惯量、 $C_{mx\_half}$ 为滚转舵面半极限偏转的滚转力矩系数、 $L_x$ 为滚转通道参考长度、 $S$ 为飞行器参考面积。

[0111] 具体的,通过计算或仿真分析获取滚转舵面半极限偏转的滚转力矩系数 $C_{mx\_half}$ ,获取飞行器设计滚转通道的转动惯量 $I_{xx}$ ,和飞行器参考面积 $S$ ,滚转通道参考长度 $L_x$ ,有效预期角加速度 $\dot{\omega}_{x\_dneed}$ ,计算获取 $P_{star}$ 。

[0112] 该飞行器的飞行动压可以通过多种方式获取,例如,在一种实现方式下,所述飞行动压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,可以从空速管中直接获取当前的飞行动压 $P_{kong}$ ;或者通过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 $\rho$ ,在获取当前的飞行速度 $v$ 并通过以下公式计算获得:

$$[0113] \quad P_{gps} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2$$

[0114] 在确定进入方位调整阶段后,即可通过相应的导航制导方法对飞行器进行制导。具体的,本申请实施例可以提供确定所述飞行器满足第二目标条件后,获取第一制导指令集,以便飞行器的各个控制通道的舵面在方位调整阶段根据所述第一制导指令集对所述飞行器进行制导直至满足第四目标条件;其中,所述第一制导指令集中包括滚转制导指令、偏航制导指令以及俯仰制导指令。

[0115] 在确定进入方位调整阶段后即可对飞行器进行导航制导,导航制导的方式是,通过获取不同控制通道相应的控制指令,使得各个控制通道各自的舵面执行相应的控制指令各自的舵面偏转产生相应的力矩,驱动飞行器做出姿态调整,达到导航制导的目的。为了保证在对飞行器进行制导时的确保飞行器稳定,因此,需要对三个控制通道(滚转通道、偏航通道、俯仰通道)同时进行控制。在具体实现时,

[0116] 所述第一制导指令集包括第一滚转制导指令 $\varphi_{cmd1}$ 、第一偏航制导指令 $\phi_{cmd1}$ 以及第一俯仰制导指令 $\theta_{cmd1}$ ;所述获取第一制导指令集,包括:

[0117] 获取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;

[0118] 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;

[0119] 根据所述夹角获取所述第一滚转制导指令 $\phi_{cmd1}$ ;

[0120] 根据获得的第一制导攻角指令 $\alpha_{cmd1}$ 以及第一制导侧滑角指令 $\beta_{cmd1}$ 获取所述第一偏航制导指令 $\phi_{cmd1}$ 以及所述第一俯仰制导指令 $\theta_{cmd1}$ 。

[0121] 方位调整阶段滚转通道制导部分,本申请实施例提供的第一滚转制导指令 $\phi_{cmd1}$ 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。

[0122] 该第一滚转制导指令 $\phi_{cmd1}$ 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:

[0123] 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;

[0124] 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;

[0125] 根据所述夹角获取所述第一滚转制导指令 $\phi_{cmd1}$ 。

[0126] 具体的,该第一滚转制导指令 $\phi_{cmd1}$ 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 $0^\circ$ 。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。

[0127] 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。

[0128] 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。

[0129] 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;

[0130] 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;

[0131] 参见图3,所述导航辅助机构2用于在通过浮空器(如图3上方浮球形状的物体所示)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3的姿态信息;

[0132] 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。

[0133] 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;

[0134] 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。

[0135] 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。

[0136] 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。

[0137] 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。

[0138] 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。

[0139] 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。

[0140] 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。

[0141] 所述第一偏航制导指令 $\phi_{cmd1}$ 以及所述第一俯仰制导指令 $\theta_{cmd1}$ 通过所述第一滚转制导指令 $\Phi_{cmd1}$ 、飞行瞬时的飞行速度倾角 $\gamma$ （飞行速度与水平面的夹角），速度偏角 $\psi$ （飞行速度与东方向的夹角）以及所述第一制导攻角指令 $\alpha_{cmd1}$ 以及第一制导侧滑角指令 $\beta_{cmd1}$ 这5个角度通过坐标转换获得。

[0142] 方位调整阶段偏航通道以及俯仰通道的制导部分，制导侧滑角指令为 $\beta_{cmd} = 0$ ，俯仰通道的制导部分，制导攻角指令为 $\alpha_{cmd} = \alpha_{L/d\_Max}$ ，其中 $\alpha_{L/d\_Max}$ 表示为飞行器升阻比最大的对应攻角，该数值可以由离线的气动设计数据模型获得，该值随着飞行的高度和速度不断变化；根据获得的 $\alpha_{cmd}$ ， $\beta_{cmd}$ 指令，获得第一偏航制导指令 $\phi_{cmd1}$ 以及第一



俯仰制导指令 $\theta_{cmd1}$ 。

[0143] 通过第一滚转制导指令 $\phi_{ccmd1}$ 、第一偏航制导指令 $\phi_{cmd1}$ 以及第一俯仰制导指令 $\theta_{cmd1}$ 可以对飞行器处于方位调整阶段时进行制导,直到达到第四目标条件后即可确定方位调整阶段完成。具体的,所述第四目标条件包括 $\Delta\phi < \Delta\phi_{des}$ 以及 $\Delta\dot{\phi}_{ta-b} < 0$ ;

[0144] 其中, $\Delta\phi = |\phi_{cmd} - \phi_{mes}|$ ;  $\phi_{cmd1}$ 为第一滚转制导指令, $\phi_{mes}$ 为实测滚转角, $\Delta\phi_{des}$ 为预设值, $\Delta\dot{\phi}$ 表示 $\Delta\phi$ 的导数, $\Delta\dot{\phi}_{ta-b}$ 表示从a到b时刻的持续阶段的 $\Delta\dot{\phi}$ ,a时刻为不断检测飞行条件中,首次满足 $\Delta\phi < \Delta\phi_{des}$ 的时刻,b时刻为从a时刻开始,持续预设时间长度 $t_{ab}$ 后到达的时刻。

[0145] 当确定方位调整阶段完成后,即可对是否进入拉起阶段进行判断,具体的,本申请实施例可以提供所述至少根据所述飞行动压信息,确定控制所述飞行器进入方位调整阶段或拉起阶段的起始点,包括:根据所述飞行动压信息以及所述飞行器的飞行速度信息,确定控制所述飞行器进入拉起阶段的起始点。

[0146] 拉起阶段起始点的确定方法与方位调整阶段类似,均可以采用获取当前的飞行动压进行确定,由于此时飞行器的飞行速度可以获取,因此为了使获得的起始点更加准确,还可以通过同时获取飞行器的当前飞行速度,通过获取到的两个参数共同计算获得准确的拉起阶段的起始点。具体的,

[0147] 判断当前飞行动压信息 $P_{mes}$ 是否大于预设值动压 $P_{poll}$ (第二阈值),如果大于,则判断当前飞行速度 $V_{mes}$ 是否大于预设速度值 $V_{poll}$ (第三阈值),如果大于,则达到升力拉起段条件,即将该时刻作为进入拉起阶段的起始点。

[0148] 在确定进入拉起阶段后,即可通过飞行器的三个控制通道对飞行器的飞行姿态进行导航制导。具体的,所述飞行器满足第三目标条件后;获取第二制导指令集,以便飞行器的各个控制通道的舵面在拉起阶段根据所述第二制导指令集对所述飞行器进行制导直至满足第一目标条件;其中,所述第二制导指令集中包括滚转制导指令、偏航制导指令以及俯仰制导指令。

[0149] 具体的,所述第二制导指令集包括第二滚转制导指令 $\phi_{cmd2}$ 、第二偏航制导指令 $\phi_{cmd2}$ 以及第二俯仰制导指令 $\theta_{cmd2}$ ;所述获取第二制导指令集的方法包括:

[0150] 拉起阶段滚转通道的控制,第二滚转制导指令 $\phi_{cmd2} = 0$ ;

[0151] 拉起阶段偏航通道以及俯仰通道的控制,根据获得的第二制导攻角指令 $\alpha_{cmd2}$ 以及第二制导侧滑角指令 $\beta_{cmd2}$ 获取所述第二偏航制导指令 $\phi_{cmd2}$ 以及第二俯仰制导指令 $\theta_{cmd2}$ 。

[0152] 所述第二偏航制导指令 $\phi_{cmd2}$ 以及所述第二俯仰制导指令 $\theta_{cmd2}$ 通过所述第二滚转制导指令 $\phi_{cmd2}$ 、飞行瞬时的飞行速度倾角 $\gamma$ (飞行速度与水平面的夹角),速度偏角 $\psi$ (飞行速度与东方向的夹角)以及所述第二制导攻角指令 $\alpha_{cmd2}$ 以及第二制导侧滑角指令 $\beta_{cmd2}$ 这5个角度通过坐标转换获得。

[0153] 具体的,所述第二制导侧滑角指令 $\beta_{cmd2} = 0$ ,所述第二制导攻角指令 $\alpha_{cmd2}$ 通

过以下公式计算获得：

$$[0154] \quad \alpha_{\text{cmd2}} = K_{d-N} \cdot \Delta \dot{N}_y + K_{p-N} \cdot \Delta N_y$$

[0155] 式中： $\Delta N_y$ 为测量法向过载 $N_{y-\text{mes}}$ 与预设等法向过载指令 $N_{y-\text{cmd}}$ 的差， $\Delta \dot{N}_y$ 为 $\Delta N_y$ 的导数， $K_{d-N}$ 为法向过载差导数的制导比例系数， $K_{p-N}$ 为法向过载差的制导比例系数。

[0156] 通过第二滚转制导指令 $\Phi_{\text{ccmd2}}$ 、第二偏航制导指令 $\Phi_{\text{cmd2}}$ 以及第二俯仰制导指令 $\theta_{\text{cmd2}}$ 可以对飞行器处于方位调整阶段时进行制导，直到达到第一目标条件后即可确定方位调整阶段完成。具体的，所述第一目标条件包括实测俯仰角大于零且所述测量法向过载小于预设法向过载。

[0157] 具体的，判断拉起段结束达到空中点火时刻的判断标准为，获取飞行器的实测俯仰角 $\theta_{\text{mes}} > 0$ 同时 $N_{y-\text{mes}} < N_{y-\text{des-F}}$ 。其中， $N_{y-\text{mes}}$ 为测量法向过载， $N_{y-\text{des-F}}$ 为预设法向过载。

[0158] 当确定拉起阶段结束时，即达到满足点火的时刻，可以随时控制飞行器进行空中点火。即，将达到所述第一目标条件的时刻确定为点火时刻。

[0159] 总之，本申请提供的临近空间垂直投放发射点火阶段制导控制方法，可以获取飞行器的点火时间，还可以在飞行器点火后对飞行器进行制导，以便修正飞行器的实际飞行轨道，使其尽量与理想轨道相符，尽量消除偏差的影响。

[0160] 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点火阶段制导控制方法相对应，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点火阶段制导控制系统，该系统具体可以包括：

[0161] 俯仰通道舵面控制指令获取机构201，用于确定飞行器处于点火阶段后根据获取到的俯仰通道力矩指令以及第一参数集计算获得俯仰通道舵面控制指令，所述第一参数集包括：俯仰空气力矩、飞行动压、飞行器参考面积、俯仰通道参考长度以及俯仰通道的设计舵效系数；

[0162] 偏航通道舵面控制指令获取机构202，用于根据获取到的俯仰通道舵面控制指令、偏航通道力矩指令以及第二参数集计算获得偏航通道舵面控制指令；所述第二参数集包括：偏航空气力矩、飞行动压、飞行器参考面积、偏航通道参考长度、单位俯仰通道舵产生的诱导偏航力矩系数、俯仰通道参考长度以及偏航通道的设计舵效系数；

[0163] 滚转通道舵面控制指令获取机构203，用于根据获取到的俯仰通道舵面控制指令、偏航通道舵面控制指令、滚转通道力矩指令以及第三参数集计算获得滚转通道舵面控制指令；所述第三参数集包括：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、滚转通道的设计舵效系数、单位俯仰通道舵产生的诱导偏航力矩系数、俯仰通道参考长度、偏航通道参考长度以及单位偏航通道舵产生的诱导滚转力矩系数；

[0164] 控制指令发送机构204，用于将所述俯仰通道舵面控制指令、所述偏航通道舵面控制指令以及所述滚转通道舵面控制指令分别发送至相应的控制通道的舵面，以便各个控制通道的舵面根据相应的控制指令对所述飞行器进行制导。

[0165] 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

单,相关之处参见方法实施例的部分说明即可。

[0166] 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。

[0167] 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。

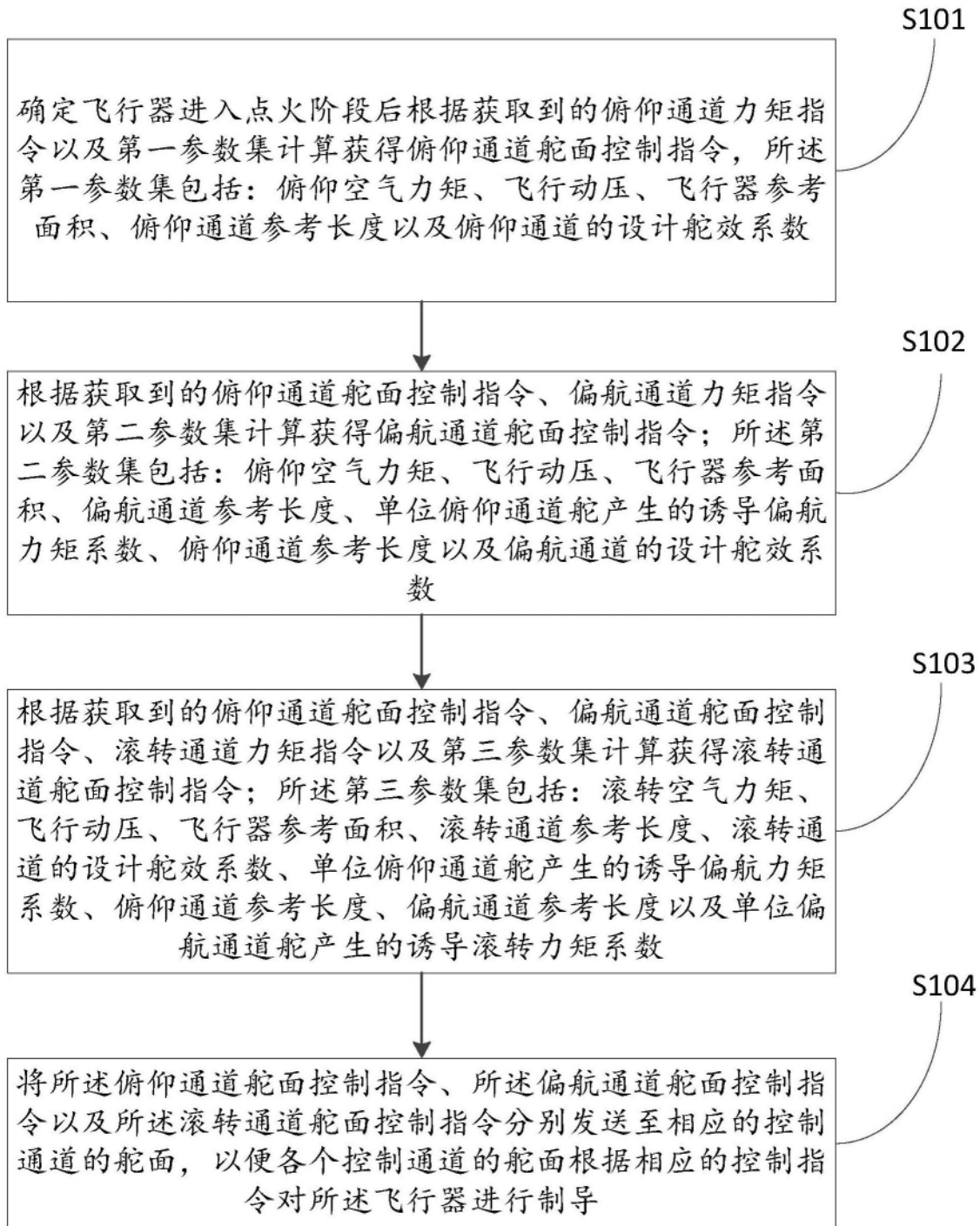


图1



图2

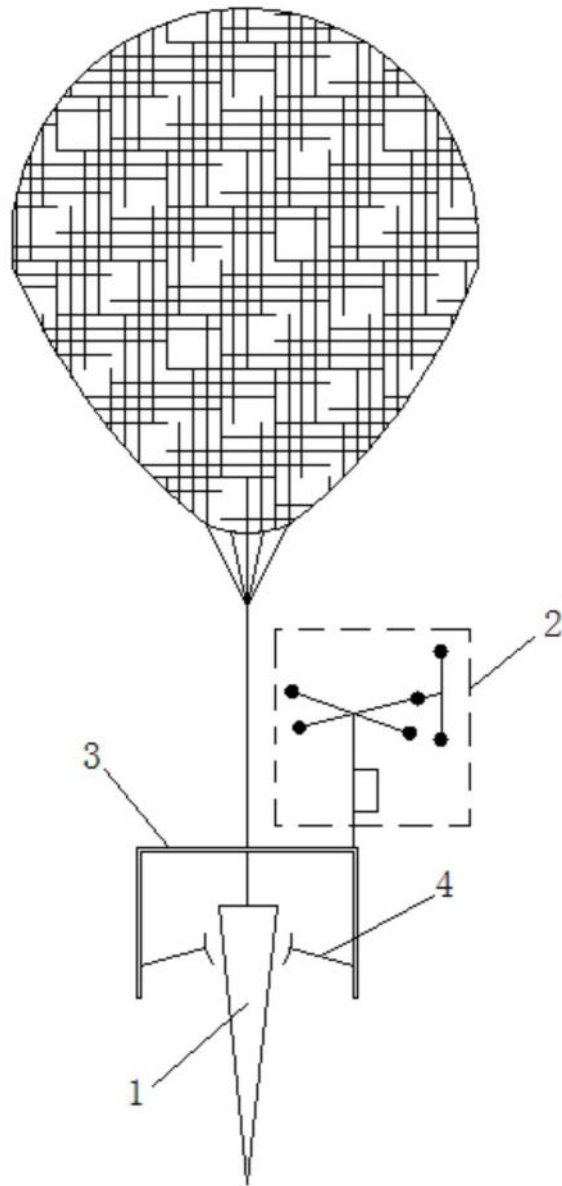


图3