



(12) 发明专利

(10) 授权公告号 CN 113277063 B

(45) 授权公告日 2022.03.08

(21) 申请号 202110620166.3

(22) 申请日 2021.06.03

(65) 同一申请的已公布的文献号  
申请公布号 CN 113277063 A

(43) 申请公布日 2021.08.20

(73) 专利权人 中国人民解放军军事科学院国防  
科技创新研究院

地址 100071 北京市丰台区丰台东大街53  
号

(72) 发明人 李彤 张敬 朱德糠 杨钧

(74) 专利代理机构 中国兵器工业集团公司专利  
中心 11011

代理人 王智红

(51) Int. Cl.

B64C 1/30 (2006.01)

B64D 17/62 (2006.01)

B64D 17/80 (2006.01)

(56) 对比文件

WO 2017066662 A1, 2017.04.20

US 2021107645 A1, 2021.04.15

CN 112124569 A, 2020.12.25

EP 3564124 A1, 2019.11.06

WO 2017098172 A1, 2017.06.15

CN 112061376 A, 2020.12.11

CN 112429265 A, 2021.03.02

EP 2475575 A2, 2012.07.18

CN 108762288 A, 2018.11.06

CN 106527491 A, 2017.03.22

CN 111650963 A, 2020.09.11

CN 106882394 A, 2017.06.23

WO 2018171089 A1, 2018.09.27

王宏伟. 弹射折叠翼飞行机器人设计与分  
析.《工程科技II辑》.2016,

审查员 唐雅君

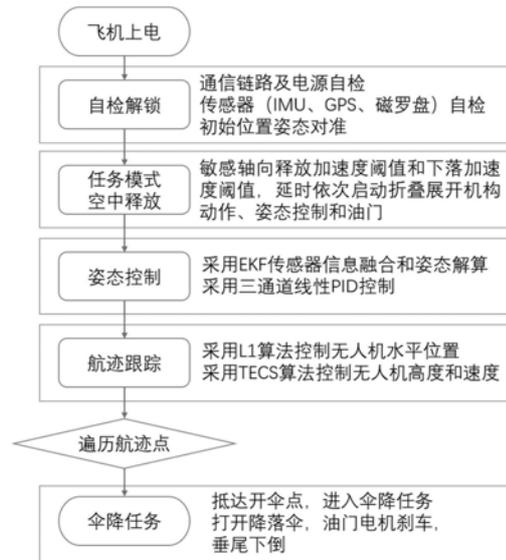
权利要求书1页 说明书4页 附图2页

(54) 发明名称

一种折叠翼无人机空中投放控制系统设计  
方法

(57) 摘要

本发明属于无人机控制系统技术领域,提供  
一种折叠翼无人机空中投放控制系统设计方法。  
控制系统硬件选用小型化PixHawk 4Mini平台,  
小型折叠翼采用左右两平尾舵机控制面布局分  
别连接飞行控制系统的CH1通道和CH2通道,通过  
舵机混控控制无人机俯仰和滚转,偏航则利用双  
垂尾实现自稳定;尾推电机通过电调连接至CH3  
通道进行油门控制;伞降开关和折叠展开动作机  
构分别通过连接飞行控制系统CH5通道和CH6通  
道进行驱动;控制系统软件在PX4飞控架构基础  
上进行二次开发,在其操作系统进程队列中集成  
了折叠展开模块和伞降任务模块,并调整了姿态  
控制参数和舵机混控参数;本发明基于PX4飞控  
架构二次开发,能够最大限度降低开发成本和时间,  
且易于物理实现和改型调试。



CN 113277063 B

1. 一种折叠翼无人机空中投放控制系统设计方法,其特征在于,

控制系统硬件选用小型化PixHawk 4Mini平台,其中数传电台、GPS天线、遥控器接收机以及电源模块按照常规方式和接口进行连接,小型折叠翼采用左右两平尾舵机控制面布局分别连接飞行控制系统的CH1通道和CH2通道,通过舵机混控控制无人机俯仰和滚转,偏航则利用双垂尾实现自稳定;

尾推电机通过电调连接至CH3通道进行油门控制,并利用电调内置UBEC为执行机构和动作机构供电;伞降开关和折叠展开动作机构分别通过连接飞行控制系统CH5通道和CH6通道进行驱动;

小型折叠翼无人机统一使用数字舵机,同时舵机布线采用集束式,以满足执行机构和动作机构的抗干扰要求;

折叠翼无人机的空中投放装置采用冷发射方式,利用伺服舵机进行纵向限位,并通过弹簧将小型折叠翼无人机从发射筒沿导轨向后弹出;

控制系统软件在PX4飞控架构基础上进行二次开发,在其操作系统进程队列中集成了折叠展开模块和伞降任务模块,并调整了姿态控制参数和舵机混控参数;

控制系统折叠展开模块采用状态机设计,初始状态设计为敏感释放装置产生的轴向加速度超过12g且持续0.2s后,进入空中释放状态;在空中释放状态下,持续敏感自由落体加速度0.25s后,则进入至折叠展开状态,并完成机翼、平尾和垂尾的折叠展开动作,否则未敏感到自由落地加速度或敏感持续时间未超过0.3s,则返回至初始状态;在折叠展开状态下,机翼、平尾和垂尾依次通过动作机构展开,并延时0.1s启动姿态控制以确保展开到位,而后延时0.15s待无人机姿态稳定后,完成油门启动;

控制系统航迹跟踪和姿态控制主要基于PX4架构分别采用L1算法与TECS算法,以及三通道线性PID控制;L1算法通过设定期望滚转角从而保证无人机航向满足期望水平位置,TECS算法通过设定期望油门量与期望俯仰角从而保持无人机满足期望速度和高度;三通道线性PID控制,双层EKF算法将传感器信息包括双余度IMU信息、GPS位置速度信息、气压计信息、磁罗盘信息进行数据融合滤波,实时计算估计出无人机位置姿态信息,根据航迹跟踪给出的无人机期望姿态角指令,利用前馈和三通道坐标系变换转换为机体系下三轴角速度指令,并通过PID控制和舵机混控指令分配,实现无人机姿态控制;

控制系统伞降任务模块为在小型折叠翼无人机完成航迹遍历后,飞行至指定区域开伞点,执行伞降任务;无人机通过舵机驱动打开降落伞后,油门电机迅速刹车熄火,同时垂尾下倒至折叠状态,以确保降落伞不会与桨叶和垂尾发生缠绕以至于无法打开;

在小型折叠翼无人机自主完成折叠展开后,姿态控制启动,此时设计控制器积分清零,参考固定翼控制参数,设计合适的混控系数,实现两平尾舵机对俯仰和滚转两通道控制。

2. 根据权利要求1所述的一种折叠翼无人机空中投放控制系统设计方法,其特征在于:所述折叠翼无人机全机供电采用3S锂电池,动力系统通过电调由电源模块供电,执行机构和动作机构由UBEC统一供电至5.0V。

## 一种折叠翼无人机空中投放控制系统设计方法

### 技术领域

[0001] 本发明属于无人机控制系统技术领域,具体涉及一种折叠翼无人机空中投放控制系统设计方法。

### 背景技术

[0002] 传统固定翼无人机集群通常采用滑跑起飞,不仅起飞时间长且对场地和跑道依赖较高。相比而言,基于变结构方式的折叠翼无人机采用地面发射装置弹射起飞,在减小存放空间的同时亦能达到快速部署要求,例如美国海军LOCUST项目“郊狼”无人机。

[0003] 然而根据经验统计数据,小型无人机的航程与巡航速度往往受无人机允许起飞重量与最大载荷约束限制,单一的小型无人机集群无法有效在飞行任务半径和费效成本方面达到平衡。因此,在没有可靠陆基或海基着陆点时,为实现低费效比要求和长远距离飞行任务,空中投放与回收小型折叠翼无人机集群是在复杂环境中最简易和最低成本的解决方案。美军DARPA的“小精灵”项目正是由此而来,通过大型运输机长距离安全运输并投放“小精灵”折叠翼无人机,实现了低成本无人机百公里级作战半径,同时通过回收进一步减小损耗,提高任务灵活性。

[0004] 目前,固定翼无人机对折叠翼无人机的空中投放技术仍处在探索阶段,折叠翼无人机被投放至自主飞行过程中内外扰动多,动态特性较为复杂。因此,飞行控制系统设计是保证无人机在投放后自主折叠展开并完成飞行任务的关键技术,但其在商业市场的应用基本上处于空白状态,现阶段的无人机飞行控制系统设计仅能满足常规起降的飞行任务需求。

### 发明内容

[0005] 本发明是一种折叠翼无人机空中投放控制系统设计方法,解决折叠翼无人机空中投放条件下自主折叠展开且稳定可靠飞行的技术问题。

[0006] 为达到上述目的,解决相应的技术问题,本发明提供一种折叠翼无人机空中投放飞行控制系统设计方法,具体的技术方案如下:

[0007] 控制系统硬件选用小型化PixHawk 4Mini平台,其中数传电台、GPS天线、遥控器接收机以及电源模块按照常规方式和接口进行连接,小型折叠翼采用左右两平尾舵机控制面布局分别连接飞行控制系统的CH1通道和CH2通道,通过舵机混控控制无人机俯仰和滚转,偏航则利用双垂尾实现自稳定;

[0008] 尾推电机通过电调连接至CH3通道进行油门控制,并利用电调内置UBEC为执行机构和动作机构供电;伞降开关和折叠展开动作机构分别通过连接飞行控制系统CH5通道和CH6通道进行驱动;

[0009] 小型折叠翼无人机统一使用数字舵机,同时舵机布线采用集束式,以满足执行机构和动作机构的抗干扰要求;

[0010] 折叠翼无人机的空中投放装置采用冷发射方式,利用伺服舵机进行纵向限位,并

通过弹簧将小型折叠翼无人机从发射筒沿导轨向后弹出；

[0011] 控制系统软件在PX4飞控架构基础上进行二次开发，在其操作系统进程队列中集成了折叠展开模块和伞降任务模块，并调整了姿态控制参数和舵机混控参数；

[0012] 控制系统折叠展开模块采用状态机设计，初始状态设计为敏感释放装置产生的轴向加速度超过12g且持续0.2s后，进入空中释放状态；在空中释放状态下，持续敏感自由落体加速度0.25s后，则进入至折叠展开状态，并完成机翼、平尾和垂尾的折叠展开动作，否则未敏感到自由落地加速度或敏感持续时间未超过0.3s，则返回至初始状态；在折叠展开状态下，机翼、平尾和垂尾依次通过动作机构展开，并延时0.1s启动姿态控制以确保展开到位，而后延时0.15s待无人机姿态稳定后，完成油门启动；

[0013] 控制系统航迹跟踪和姿态控制主要基于PX4架构分别采用L1算法与TECS算法，以及三通道线性PID控制；L1算法通过设定期望滚转角从而保证无人机航向满足期望水平位置，TECS算法通过设定期望油门量与期望俯仰角从而保持无人机满足期望速度和高度；三通道线性PID控制，双层EKF算法将传感器信息包括双余度IMU信息、GPS位置速度信息、气压计信息、磁罗盘信息进行数据融合滤波，实时计算估计出无人机位置姿态信息，根据航迹跟踪给出的无人机期望姿态角指令，利用前馈和三通道坐标系变换转换为机体系下三轴角速度指令，并通过PID控制和舵机混控指令分配，实现无人机姿态控制；

[0014] 控制系统伞降任务模块为在小型折叠翼无人机完成航迹遍历后，飞行至指定区域开伞点，执行伞降任务；无人机通过舵机驱动打开降落伞后，油门电机迅速刹车熄火，同时垂尾下倒至折叠状态，以确保降落伞不会与桨叶和垂尾发生缠绕以至于无法打开；

[0015] 在小型折叠翼无人机自主完成折叠展开后，姿态控制启动，此时设计控制器积分清零，参考一般固定翼控制参数，设计合适的混控系数，实现两平尾舵机对俯仰和滚转两通道控制。

[0016] 进一步的，折叠翼无人机全机供电采用3S锂电池，动力系统通过电调由电源模块供电，执行机构和动作机构由UBEC统一供电至5.0V。

[0017] 本发明的有效收益在于：

[0018] 1、本发明申请的控制系统硬件增加了折叠展开动作机构和伞降开关，使用灵活，能够实现空中投放、地面弹射和伞降回收等多种功能，配合执行不同飞行任务；

[0019] 2、本发明申请的控制系统软件上采用状态机控制逻辑设计，能够实现无人机在折叠条件下通过发射自主展开和稳定飞行，简易可靠，能够拓展至冷发射、热发射以及布撒等多种空中投放方式；

[0020] 3、本发明申请的控制系统基于PX4飞控架构二次开发，能够最大限度降低开发成本和时间，且易于物理实现和改型调试。

## 附图说明

[0021] 图1为本发明小型折叠翼无人机控制系统及电气连接示意图；

[0022] 图2为本发明小型折叠翼无人机整体控制流程图；

[0023] 图3为本发明控制系统姿态控制结构图；

[0024] 图4为本发明折叠展开模块状态机示意图。

## 具体实施方式

[0025] 下面结合附图对本发明的具体实现过程进行详细的描述和说明。

[0026] 本发明采用大型固定翼无人机作为飞行平台空中投放小型折叠翼无人机集群,从而有效提高无人机执行任务可达飞行半径,同时,在任务完成后,小型折叠翼无人机通过回收进一步降低成本,提高无人机的任务灵活性。由此,需设计小型折叠翼无人机飞行控制系统,以保证无人机能够在空中投放后,自主折叠展开且稳定可靠飞行,并执行航迹任务,最后通过伞降方式回收。

### [0027] 1. 控制系统硬件设计

[0028] 考虑到无人机飞控系统的复杂度,小型折叠翼无人机飞行控制系统采用开源飞控PX4架构。PX4能够在提供POSIX-API接口具备实时调度能力的各种操作系统上运行,同时具备无人机完善的导航、制导和控制算法的集合以及嵌入式传感器驱动、MAVLink数据通信以及uORB发布-订阅消息总线。

[0029] 通过折叠展开机构结构设计,小型折叠翼无人机飞行控制系统硬件选用小型化PixHawk 4Mini平台,其电气连接如图1所示。数传电台、GPS天线、遥控器接收机以及电源模块按照常规方式和接口进行连接。区别于传统固定翼无人机“副翼、升降舵、方向舵”对应的俯仰、偏航、滚转三通道舵面控制,小型折叠翼采用左右两平尾舵机控制面布局分别连接飞行控制系统的CH1通道和CH2通道,通过舵机混控控制无人机俯仰和滚转,偏航则利用双垂尾实现自稳定。尾推电机通过电调连接至CH3通道进行油门控制,并利用电调内置UBEC为执行机构和动作机构供电。伞降开关和折叠展开动作机构分别通过连接飞行控制系统CH5通道和CH6通道进行驱动。

[0030] 小型折叠翼无人机统一使用数字舵机,同时舵机布线采用集束式,以满足执行机构和动作机构的抗干扰要求。全机供电采用3S锂电池,动力系统通过电调由电源模块供电,执行机构和动作机构由UBEC统一供电至5.0V。

### [0031] 2. 控制系统逻辑设计

[0032] 大型固定翼无人机巡航速度一般大于小型折叠翼无人机,根据空中投放任务要求,小型折叠翼无人机在空中释放后需自主完成机翼、平尾和垂尾的折叠展开,而后进行自主航迹跟踪与遍历,飞至回收区域后执行伞降回收。

[0033] 因此,根据固定翼无人机和折叠翼无人机飞行速度要求和流场气动分析,设计了空中投放方案,固定翼无人机对折叠翼无人机的空中投放装置采用冷发射方式,利用伺服舵机进行纵向限位,并通过弹簧将小型折叠翼无人机从发射筒沿导轨向后弹出。

[0034] 小型折叠翼无人机整体控制流程和逻辑如图2所示。小型折叠翼无人机安放至投放装置内,在上电自检解锁完成后进入任务模式,由大型固定翼无人机将其运送至指定位置进行空中投放;而后,无人机按照空中投放方案设计,敏感投放后自主完成机翼、平尾和垂尾的折叠展开,并依次启动姿态控制和油门电机;无人机按照预定航迹点设计执行航迹跟踪任务,并进行航迹点遍历;最后,无人机飞行至回收区域开伞点,进入伞降任务模块并打开降落伞,同时油门电机刹车熄火,垂尾下倒。

[0035] 其中,控制系统航迹跟踪和姿态控制主要基于PX4架构分别采用L1算法与TECS算法,以及三通道线性PID控制。L1算法通过设定期望滚转角从而保证无人机航向满足期望水平位置,TECS算法通过设定期望油门量与期望俯仰角从而保持无人机满足期望速度和高

度。三通道线性PID控制框图如图3所示,双层EKF算法将传感器信息包括双余度IMU信息、GPS位置速度信息、气压计信息、磁罗盘信息进行数据融合滤波,实时计算估计出无人机位置姿态信息,根据航迹跟踪给出的无人机期望姿态角指令,利用前馈和三通道坐标系变换转换为机体系下三轴角速度指令,并通过PID控制和舵机混控指令分配,实现无人机姿态控制。

### [0036] 3. 控制系统软件设计

[0037] 根据空中投放方案设计,小型折叠翼无人机飞行控制系统软件在PX4飞控架构基础上进行二次开发,在其操作系统进程队列中集成了折叠展开模块和伞降任务模块,并调整了姿态控制参数和舵机混控参数。

[0038] 控制系统折叠展开模块采用状态机设计,如图4所示。由于空中投放装置采用的弹簧后出冷发射方式,空中投放所产生的过载峰值在20g左右,考虑到传感器滤波影响和持续时长,初始状态设计为敏感释放装置产生的轴向加速度超过12g且持续0.2s后,进入空中释放状态;在空中释放状态下,持续敏感自由落体加速度0.25s后,则进入至折叠展开状态,并完成机翼、平尾和垂尾的折叠展开动作,否则未敏感到自由落地加速度或敏感持续时间未超过0.3s,则返回至初始状态;在折叠展开状态下,机翼、平尾和垂尾依次通过动作机构展开,并延时0.1s启动姿态控制以确保展开到位,而后延时0.15s待无人机姿态稳定后,完成油门启动。

[0039] 控制系统伞降任务模块设计为在小型折叠翼无人机完成航迹遍历后,飞行至指定区域开伞点,执行伞降任务。无人机通过舵机驱动打开降落伞后,油门电机迅速刹车熄火,同时垂尾下倒至折叠状态,以确保降落伞不会与桨叶和垂尾发生缠绕以至于无法打开。

[0040] 在小型折叠翼无人机自主完成折叠展开后,姿态控制启动,此时设计控制器积分清零,而后考虑小型折叠翼无人机在动压较大且仅通过两平尾作为执行机构前提下,参考一般固定翼控制参数,设计了合适的混控系数,实现两平尾舵机对俯仰和滚转两通道控制。在此基础上,降低了俯仰和滚转两通道权重,增加了滚转通道阻尼,提高了俯仰通道带宽和前馈。

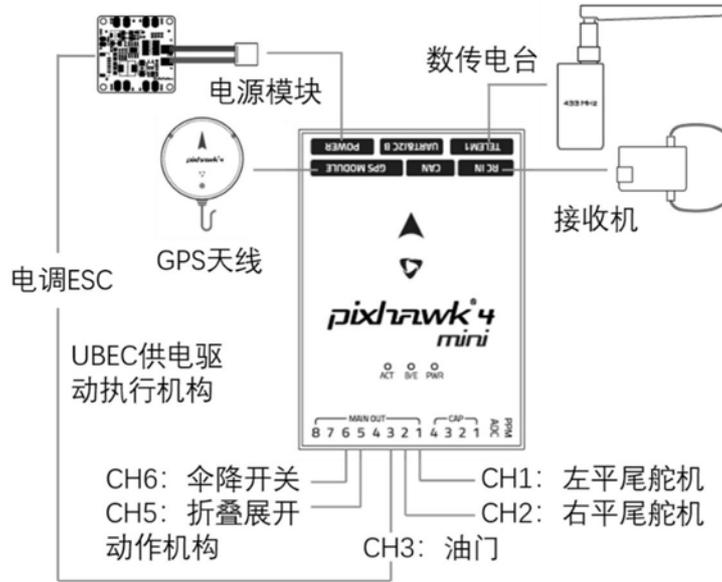


图1

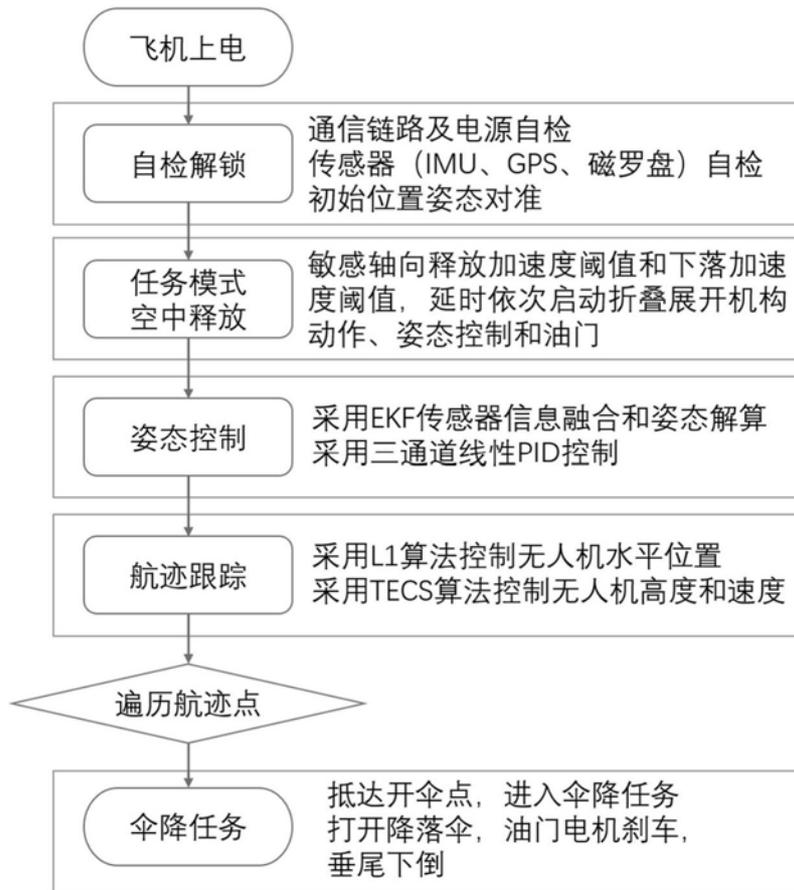


图2

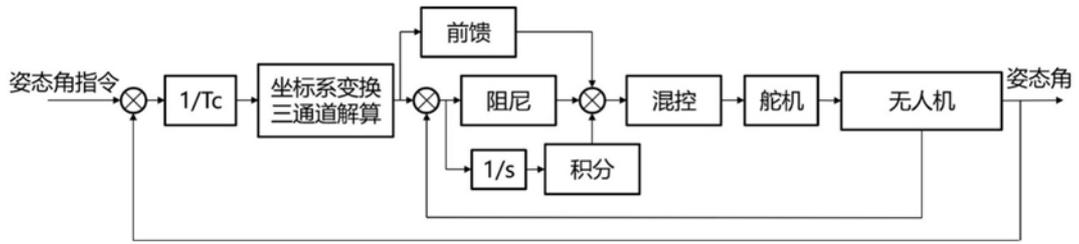


图3

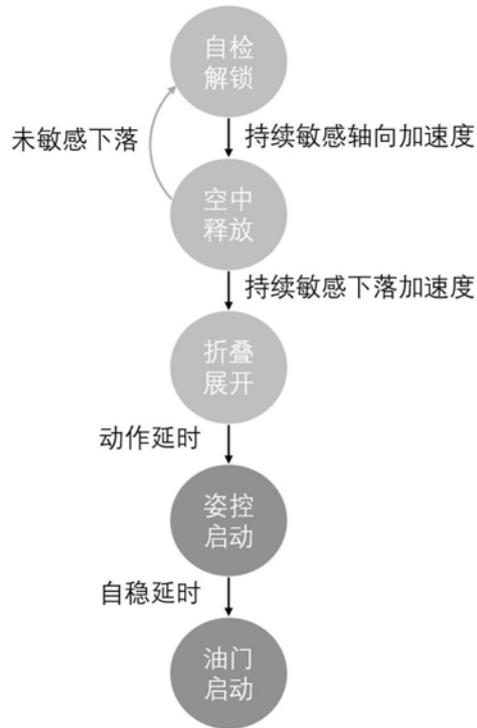


图4