



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 102161381 A

(43) 申请公布日 2011. 08. 24

(21) 申请号 201010135607. 2

(22) 申请日 2010. 03. 26

(71) 申请人 北京航空航天大学

地址 100191 北京市海淀区学院路 37 号

(72) 发明人 万志强 雷萤 王耀坤 周磊

王川

(74) 专利代理机构 北京金恒联合知识产权代理

事务所 11324

代理人 李强 吴云华

(51) Int. Cl.

B64C 27/02(2006. 01)

B64C 13/18(2006. 01)

B64C 13/24(2006. 01)

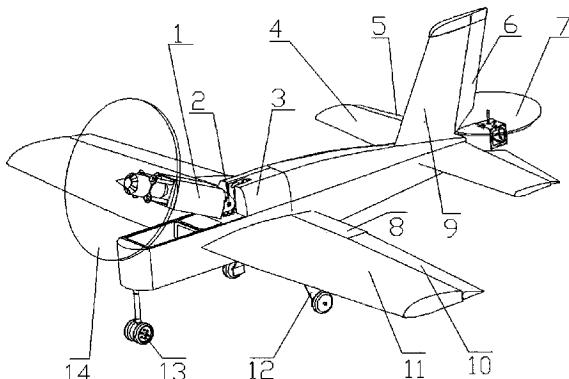
权利要求书 2 页 说明书 3 页 附图 2 页

(54) 发明名称

一种基于倾转动力系统的短距起降小型飞行器

(57) 摘要

本发明提供了一种小型飞行器，包括：机身(3)；机翼(11)；水平尾翼(4)；垂直尾翼(9)；位于所述机身(3)的前部的动力系统部分(1)；位于所述动力系统(1)的前部的螺旋桨(14)，其特征在于进一步包括：位于机身中上部的倾转机构(2)，所述动力系统(1)通过所述倾转机构(2)以可倾转的方式与机身连接，从而使所述动力系统(1)的螺旋桨(14)的轴向能够相应地进行倾转。根据本发明的一个进一步的方面，上述小型飞行器进一步包括设置在所述机身的尾部的俯仰调姿系统，用于在所述飞行器起飞时控制所述飞行器的俯仰。



1. 一种小型飞行器,包括:

机身(3);

机翼(11);

水平尾翼(4);

垂直尾翼(9);

位于所述机身(3)的前部的动力系统部分(1);

位于所述动力系统(1)的前部的螺旋桨(14),

其特征在于进一步包括:

位于机身中上部的倾转机构(2),所述动力系统(1)通过所述倾转机构(2)以可倾转的方式与机身连接,从而使所述动力系统(1)的螺旋桨(14)的轴向能够相应地进行倾转。

2. 根据权利要求1所述的小型飞行器,其特征在于进一步包括:

设置在所述机身(3)的尾部的俯仰调姿系统(7),用于在所述飞行器起飞时控制所述飞行器的俯仰。

3. 根据权利要求2所述的小型飞行器,其特征在于

所述俯仰调姿系统(7)包括一台小型电机或发动机或发动机,

其中所述小型电机/发动机用于带动所述变距螺旋桨系统的螺旋桨作定速旋转;所述螺旋桨的螺距通过一个变距系统而得到改变,从而迅速改变所述螺旋桨拉力的大小和方向,为所述飞行器提供操纵力矩。

舵机(204)和舵机(205)的舵盘(203)和(206)通过连杆(207)并联。在舵机的作用下,通过摇臂(203)带动连杆(202),通过基座(201)驱动动力系统(1)绕转轴(208)旋转。

4. 根据权利要求3所述的小型飞行器,其特征在于所述倾转机构(2)包括:

固定在所述动力系统部分(1)上的基座(201),

第一连杆(202),其一端与所述基座(201)相连,

舵机摇臂(203)其一端与所述第一连杆(202)的另一端相连,

第一舵机(204),用于驱动所述舵机摇臂(203),

第二连杆(207),其一端与所述舵机摇臂(203)的另一端相连,

第二舵机(205),其具有一个舵盘(206),其中所述第二连杆(207)的另一端与所述舵盘(206)相连。

5. 根据权利要求4所述的小型飞行器,其特征在于所述倾转机构(2)进一步包括:

一个动力系统部分支座(209)

一个转轴(208),其中所述动力系统部分支座(209)被固定于机身(3)上,并通过所述转轴(208)将整个动力系统部分(1)与动力系统部分支座(209)相连,

其中所述舵机摇臂(203)和所述舵盘(206)通过所述连杆(207)并联。

6. 根据权利要求4所述的小型飞行器,其特征在于

每个所述机翼(11)包括设置在其内侧后缘的襟翼(8)和设置在其外侧后缘的副翼(10),

其中当所述飞行器起飞时,所述动力系统部分(1)与所述螺旋桨(14)共同绕所述倾转机构倾转至一个预定角度,从而同时提供向前的拉力和一定的向上的拉力。

7. 根据权利要求4所述的小型飞行器,其特征在于

所述水平尾翼 (4) 的后缘设有升降舵 (5),

所述垂直尾翼 (9) 后缘设有方向舵 (6)。

8. 根据权利要求 1 或 2 所述的小型飞行器, 其特征在于进一步包括:

设置在所述机身 (3) 的前下部的前起落架 (13), 用于在滑跑时控制方向;

设置在所述机身 (3) 的中下部的主起落架 (12), 用于承受所述飞行器的主要重量。

9. 根据权利要求 8 所述的小型飞行器, 其特征在于

所述小型飞行器具有一个机腹载荷舱, 且

所述主起落架 (12) 在装卸所述机腹载荷舱时能够避免与进出机腹载荷舱的机载设备发生干涉。

一种基于倾转动力系统的短距起降小型飞行器

技术领域

[0001] 本发明涉及一种具有短距起降功能的小型飞行器的设计，属于航空飞行器设计领域。

背景技术

[0002] 小型无人飞行器具有成本低、效费比好，无人员伤亡风险，生存能力强，机动性能好，使用方便等优点。随着材料科学、微电子技术、计算机技术的飞速发展，小型无人飞行器广泛应用于战场侦察和监视、定位校射、毁伤评估、电子战等军事任务以及包括边境巡逻、核辐射探测、航空摄影、航空探矿、灾情监视、交通巡逻、治安监控等民用领域。

[0003] 能完成复杂任务的飞行器常采用常规滑跑起降，滑跑距离较长，对起降环境有着较高的要求，这也限制了飞行器的使用范围。为了解决起降问题，固定翼飞行器往往采用弹射起飞或火箭助推起飞和伞降回收，这无疑需要增加专用设备，从而在一定程度上限制了使用。

[0004] 具备短距起降性能的飞行器仅需要滑跑较短的距离就能完成起降，减小了对起降场地的要求，且与无人直升机相比，飞行速度高，航程远，便于高效、高质地完成相关飞行科目。有着广阔的应用前景。

[0005] 例如在灾区等起降场地限制较高的场所，可短距起降的飞行器能够携带较多的机载设备和燃油滑跑很短的距离起飞。在空中转换为常规飞行状态后，以其较快的速度、较远的航程和较长的航时，可以有效地完成侦察、监视、护航等任务，最后转为短距状态低速短距降落。

[0006] 现存的无人飞行器有着各自的优势和缺陷。小型固定翼飞行器飞行速度高，航程远，但对起降条件（跑道长度、跑道平整度）有较高要求；小型无人直升机虽然对起降条件要求不高，但结构复杂，飞行速度低，航程和航时较小。

发明内容

[0007] 根据本发明的一个方面，提供了一种小型飞行器，包括：机身；机翼；水平尾翼；垂直尾翼；位于所述机身的前部的动力系统部分；位于所述动力系统的前部的螺旋桨，其特征在于进一步包括：位于机身中上部的倾转机构，所述动力系统通过所述倾转机构以可倾转的方式与机身连接，从而使所述动力系统的螺旋桨的轴向能够相应地进行倾转。

[0008] 根据本发明的一个进一步的方面，上述小型飞行器进一步包括设置在所述机身的尾部的俯仰调姿系统，用于在所述飞行器起飞时控制所述飞行器的俯仰。

附图说明

[0009] 图1是根据本发明的一个实施例的小型飞行器在其水平飞行状态下的整体外形图。

[0010] 图2是图1所示的小型飞行器在其起飞状态下的整体外形图。

- [0011] 图 3 是适用于图 1 所示的小型飞行器的主起落架的示意图。
- [0012] 图 4 是适用于图 1 所示的小型飞行器的倾转机构处于水平状态下的示意图。
- [0013] 图 5 是适用于图 1 所示的小型飞行器的倾转机构处于倾斜状态下的示意图。

具体实施方式

[0014] 本发明的目的在于提供一种综合以上优势并避开上述缺点的小型飞行器，既对起降条件要求较低，又具有较高的飞行速度、较大的航程和较长的航时。

[0015] 本发明的特征包括短距起降小型飞行器的总体布局、短距起降 - 水平飞行状态转换方式、姿态调整模式所需机构的合理设计等。

[0016] 以下结合附图说明本发明具体实施的技术方案：

[0017] 总体布局

[0018] 根据本发明的一个实施例的小型飞行器采用常规气动布局（如图 1 所示），具有中单翼、单垂尾，安装前三点式起落架。

[0019] 其中动力系统（1）可倾转（见图 2），并通过机身中上部的倾转机构（2）与机身连接。当动力系统倾转时，螺旋桨（14）所产生的拉力的方向随之改变，其向上的分量用于克服一部分重力，向前的分量用于克服飞行时的阻力。

[0020] 根据本发明的一个实施例，如图 4 所示，倾转机构（2）包括基座（201）、连杆（202）、舵机摇臂（203）、舵机（204）、舵机（205）、机头动力舱支座（209）、转轴（208）。机头动力舱支座（209）固定于机身（3）上，通过转轴（208）将整个动力系统（1）与动力系统支座（169）（图中无此标号）相连，动力系统（1）可以绕转轴（208）倾转。安装于动力系统（1）上的基座（201）通过连杆（202）与舵机摇臂（203）相连，舵机（204）和舵机（205）的舵盘（203）和（206）通过连杆（207）并联。在舵机的作用下，通过摇臂（203）带动连杆（202），通过基座（201）驱动动力系统（1）绕转轴（208）旋转，以满足不同飞行状态对动力方向的要求。

[0021] 根据本发明的一个实施例，如图 1 和 2 所示，机翼（11）平面形状为梯形，其前缘后掠，后缘前掠。每侧机翼内侧后缘设置有襟翼（8），外侧后缘设置有副翼（10）。机翼为常规单梁式结构，在机翼的 30% 弦长处设有一根主梁。整个机翼通过主梁和前缘接头与机身连接，用于传递载荷。

[0022] 根据本发明的一个实施例，如图 1 和 2 所示，机身（3）采用盒型方舱设计，内部为一个大容量的机舱，用于安装机载设备。机身（3）前下部设计有滑跑时控制方向的前起落架（13），中下部设计有承受飞机主要重量的主起落架（12）。（如图 3 所示）在装卸机腹设备时，起落架与机载设备及机腹载荷舱能够避免发生干涉，便于对位于机腹的机载设备进行快速装卸。

[0023] 水平尾翼（4）位于机身（3）后部，水平尾翼（4）后缘设有升降舵（5），机身尾部设有垂直尾翼（9），垂直尾翼后缘设有方向舵（6）。机身（3）尾部设有短距起降和过渡至常规飞行状态时控制飞机俯仰的俯仰调姿系统（7）。根据本发明的一个实施例，如图 1 和 2 所示，俯仰调姿系统（7）包括一台小型电机或发动机和由该小型电机或发动机驱动的变距螺旋桨系统；该小型电机带动螺旋桨定速旋转，通过一个变距系统（未显示）（这个变距系统是否还要详细描述？）改变螺旋桨的螺距，迅速改变螺旋桨拉力的大小和方向，为飞机提

供操纵力矩。

[0024] 飞行控制

[0025] 该飞行器主要进行常规水平飞行、短距起降以及短距起降 - 水平飞行的过渡。

[0026] 常规水平飞行时, 动力系统(1)倾转为水平状态, 产生前飞拉力。该机的控制与常规布局飞机基本相同, 即依靠副翼(9)的偏转对飞机滚转进行控制, 依靠升降舵(5)的偏转对飞机俯仰进行控制, 依靠方向舵(8)的偏转对飞机航向进行控制。

[0027] 该飞行器在短距起飞 - 水平飞行过渡状态时, 动力系统(1)先倾转到一个预定角度(建议给出该角度的一个范围), 同时提供向前的拉力和一定的向上的拉力。依靠两侧机翼(11)外部的副翼的偏转, 改变两侧机翼升力的大小, 形成滚转力矩, 控制飞机的滚转。依靠改变机身尾部的俯仰调姿系统(7)产生的拉力的方向及其大小, 控制飞机的俯仰。依靠垂尾(9)上的方向舵(6)控制飞机航向。同时两侧襟翼(8)向下偏转提供额外的升力。待飞机短距起飞至一定高度后, 动力系统(1)在倾转机构(2)的驱动下, 缓慢倾转为水平状态。在倾转过程中, 拉力方向逐渐从倾斜向上转变为水平, 相应地造成飞机前飞速度缓慢增加, 这样升降舵(5)、方向舵(6)与副翼(10)的舵效也随飞行速度逐渐增加, 在飞行速度足够大时, 常规舵面(5)、(6)、(10)产生的舵效足够对飞机进行控制, 此时关闭俯仰调姿系统(7), 襟翼偏转为正常状态, 飞机完全转为常规水平飞行。

[0028] 水平飞行 - 短距降落的过渡飞行过程与短距起飞 - 水平飞行的过渡飞行过程相反, 在此不予赘述。

[0029] 本发明的优点包括:

[0030] 1) 通过倾转动力系统改变拉力的方向, 实现了飞行器的短距起降, 突破了起降环境对固定翼飞行器的限制, 使飞机能够灵活地在复杂起降环境下使用。当飞机在空中执行任务时, 可方便地转为水平飞行状态, 使飞机能够以较高的速度飞行并拥有较大的航程和航时。

[0031] 2) 整机依靠机身尾部的俯仰调姿系统产生直接力对俯仰姿态进行控制, 动力消耗小, 效率高, 反应灵敏, 并且调姿系统为可拆卸结构, 构造简单、可靠性高且便于维护。

[0032] 3) 整机采用模块化设计, 机头、机翼可快速装卸, 便于运输和维护。采用前三点起落架, 滑跑时具有良好的操纵性; 主起落架避让开载荷舱, 便于对机内机载设备进行快速更换。

[0033] 采用常规气动布局, 中单翼、单垂尾设计; 这使得飞机操纵简便、飞行性能较好, 结构简单且成本较低。

[0034] 下面通过实例对本发明的实施方式进行说明:

[0035] 实例: 短距起飞 - 水平飞行 - 短距降落

[0036] 在起降条件较为恶劣的环境下使用时, 首先将机头倾转一定角度, 产生向上和向前的拉力, 并启动调姿系统进行短距起飞。至一定高度后动力系统缓缓转为水平状态, 待水平飞行速度积累至一定值后, 关闭调姿系统, 转换为常规水平飞行。执行完任务并返航后, 在降落时将动力系统向上倾转并使用调姿系统, 降低飞行速度, 在低速下进行短距降落。

[0037] 应当理解的是, 在以上叙述和说明中对本发明所进行的描述只是说明而非限定性的, 且在不脱离如所附权利要求书所限定的本发明的前提下, 可以对上述实施例进行各种改变、变形、和 / 或修正。

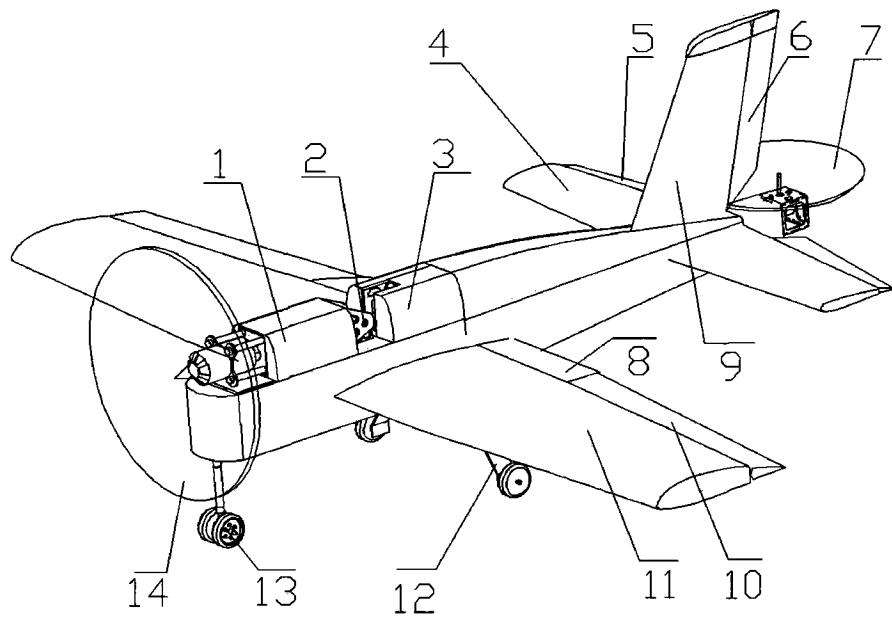


图 1

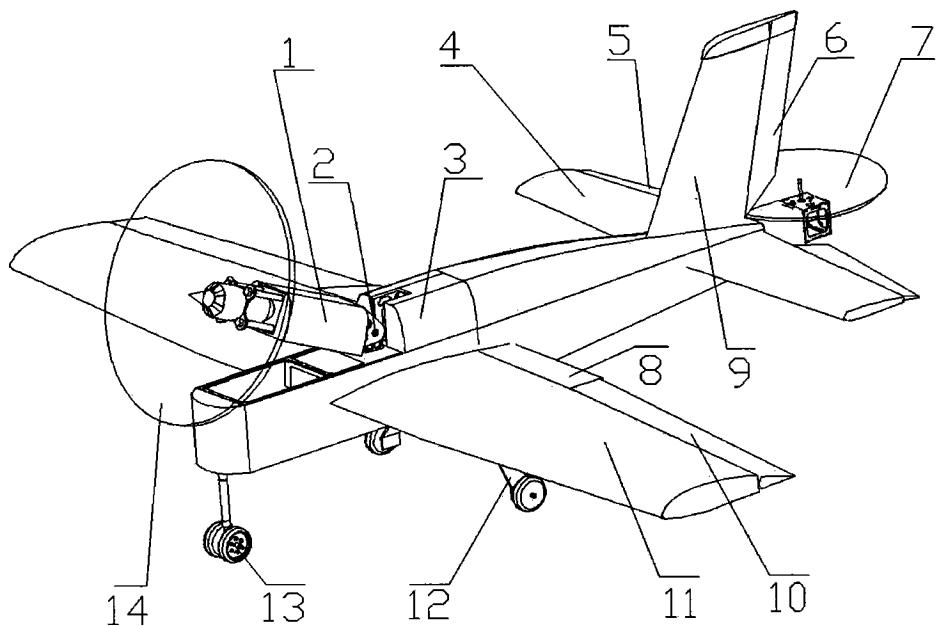


图 2

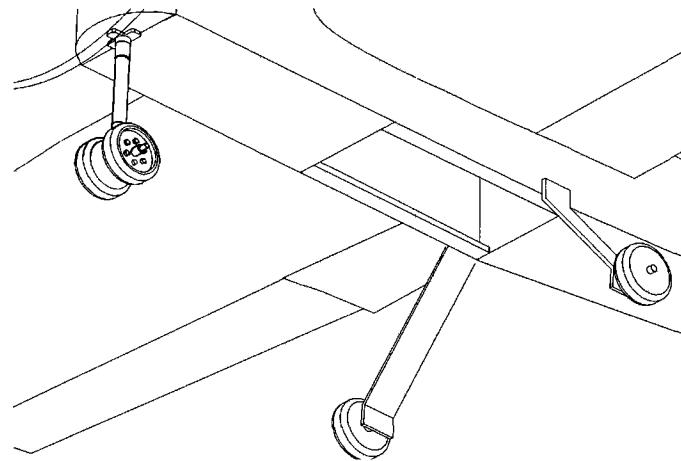


图 3

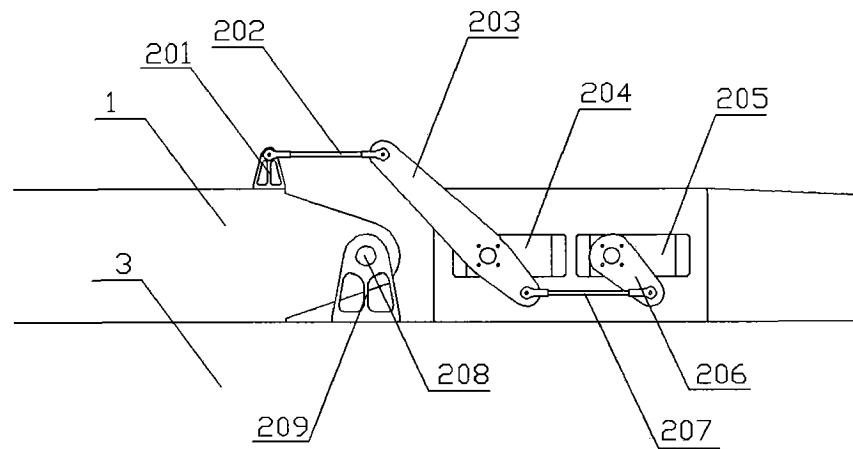


图 4

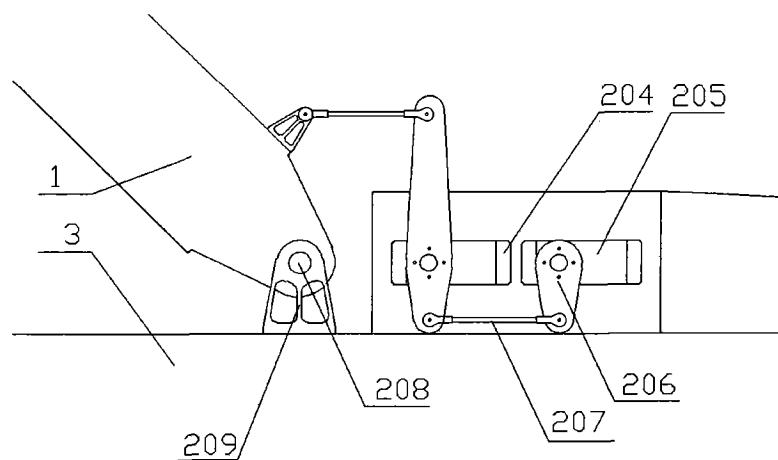


图 5