



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 106628116 A

(43)申请公布日 2017.05.10

(21)申请号 201610942358.5

(22)申请日 2016.10.25

(71)申请人 深圳市易飞方达科技有限公司

地址 518000 广东省深圳市宝安区西乡街道宝田一路臣田工业区第37栋5楼右侧

(72)发明人 张会军

(74)专利代理机构 广东广和律师事务所 44298

代理人 陈巍巍

(51) Int. Cl.

B64C 3/38(2006.01)

B64D 45/06(2006.01)

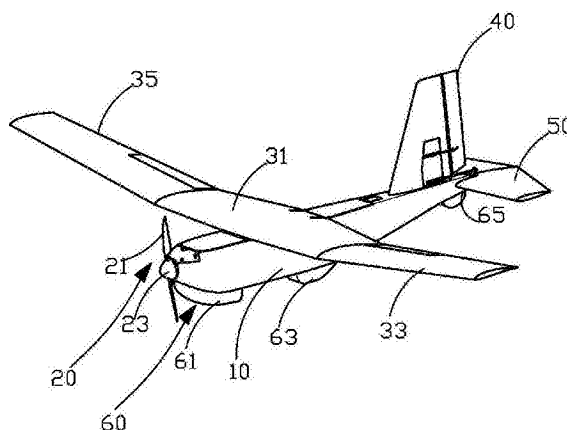
权利要求书1页 说明书3页 附图3页

(54)发明名称

固定翼无人机

(57)摘要

一种固定翼无人机,其包括机身、设置在所述机身头部的电动推进机构、设置在所述机身两侧的机翼及设置在所述机身尾部的平尾,所述机翼采用无工具快速拆装方式装设在所述机身上。在大失速垂直降落时,机翼可以沿机身的滑槽向前脱出,吸收无人机整体坠地的能量,因此,本发明提供的无人机失速分解技术受风影响较小,着陆精度较高。



1. 一种固定翼无人机,其包括机身、设置在所述机身头部的电动推进机构、设置在所述机身两侧的机翼及设置在所述机身尾部的平尾,其特征在于:所述机翼包括中间翼、左外翼及右外翼,所述中间翼安装在所述机身的邻近所述电动推进机构的顶部,所述左外翼安装在所述中间翼的左侧,所述右外翼安装在所述中间翼的右侧,所述中间翼、左外翼及右外翼的组装均采用无工具快速拆装方式组装。

2. 如权利要求1所述的固定翼无人机,其特征在于:所述左外翼与所述中间翼相对的侧面设置有两根插管,且每根插管上套设有橡皮圈,所述中间翼对应地开设有插孔,所述插管插入所述插孔,从而将其连接于一起。

3. 如权利要求1所述的固定翼无人机,其特征在于:所述中间翼的底面一侧并排设置有两个挂柱,其底面另一侧并排开设有两个滑槽,所述机身上并排开设有两个滑槽且并排设置有两个挂柱,所述中间翼上的挂柱与所述机身上的滑槽相互配合,所述中间翼上的滑槽与所述机身上的挂柱相互配合,从而将所述机翼连接到所述机身上。

4. 如权利要求1所述的固定翼无人机,其特征在于:所述左外翼及所述右外翼的上反角度的范围为 4.8° 至 7.2° ,扭转角的范围为 -2.4° 至 -3.6° ,所述机翼的展弦比的范围为9.25至13.87,所述中间翼的安装角的范围为 $+1.6^{\circ}$ 至 $+2.4^{\circ}$ 。

5. 如权利要求1所述的固定翼无人机,其特征在于:所述左外翼及所述右外翼均配置有副翼舵面。

6. 如权利要求1所述的固定翼无人机,其特征在于:所述中间翼与所述机身为平面连接。

7. 如权利要求1所述的固定翼无人机,其特征在于:所述固定翼无人机还包括垂尾,所述垂尾通过插接件与所述机身的尾部无工具拆装方式连接。

8. 如权利要求1所述的固定翼无人机,其特征在于:所述固定翼无人机还包括缓冲包,所述缓冲包设置在所述机身的头部及尾部的底面。

9. 如权利要求1所述的固定翼无人机,其特征在于:所述电动推进机构包括电动机及螺旋桨,所述电动机安装在所述机身的头部,所述螺旋桨安装在所述电动机上,所述螺旋桨为分离式螺旋桨,包括桨叶及桨毂,所述桨叶通过螺栓与所述桨毂连接,且所述桨叶能够折叠。

固定翼无人机

技术领域

[0001] 本发明涉及一种无人机,尤其涉及一种手抛式固定翼无人机。

背景技术

[0002] 随着电子载荷的小型化、高度集成化,小型电动无人机特别是手抛发射的电动无人机正在快速的发展,在军用、民用方面均有应用。机翼和机身的相对位置一般是固定的,失速分解时,机翼与机身较难分离,导致无人机的着陆精度较低。

发明内容

[0003] 有鉴于此,本发明的实施方式提供了一种着陆精度较高的固定翼无人机。

[0004] 一种固定翼无人机,其包括机身、设置在所述机身头部的电动推进机构、设置在所述机身两侧的机翼及设置在所述机身尾部的平尾,所述机翼包括中间翼、左外翼及右外翼,所述中间翼安装在所述机身的邻近所述电动推进机构的顶部,所述左外翼安装在所述中间翼的左侧,所述右外翼安装在所述中间翼的右侧,所述中间翼、左外翼及右外翼的组装均采用无工具快速拆装方式组装。

[0005] 优选地,所述左外翼与所述中间翼相对的侧面设置有两根插管,且每根插管上套设有橡皮圈,所述中间翼对应地开设有插孔,所述插管插入所述插孔,从而将其连接于一起。

[0006] 优选地,所述中间翼的底面一侧并排设置有两个挂柱,其底面另一侧并排开设有两个滑槽,所述机身上并排开设有两个滑槽且并排设置有两个挂柱,所述中间翼上的挂柱与所述机身上的滑槽相互配合,所述中间翼上的滑槽与所述机身上的挂柱相互配合,从而将所述机翼连接到所述机身上。

[0007] 优选地,所述左外翼及所述右外翼的上反角度的范围为 4.8° 至 7.2° ,扭转角的范围为 -2.4° 至 -3.6° ,所述机翼的展弦比的范围为9.25至13.87,所述中间翼的安装角的范围为 $+1.6^{\circ}$ 至 $+2.4^{\circ}$ 。

[0008] 优选地,所述左外翼及所述右外翼均配置有副翼舵面。

[0009] 优选地,所述中间翼与所述机身为平面连接。

[0010] 优选地,所述固定翼无人机还包括垂尾,所述垂尾通过插接件与所述机身的尾部无工具拆装方式连接。

[0011] 优选地,所述固定翼无人机还包括缓冲包,所述缓冲包设置在所述机身的头部及尾部的底面。

[0012] 优选地,所述电动推进机构包括电动机及螺旋桨,所述电动机安装在所述机身的头部,所述螺旋桨安装在所述电动机上,所述螺旋桨为分离式螺旋桨,包括桨叶及桨毂,所述桨叶通过螺栓与所述桨毂连接,且桨叶能够折叠。

[0013] 在大失速垂直降落时,机翼可以沿机身的滑槽向前脱出,吸收无人机整体坠地的能量。当无人机接近回收区域时,在一定高度上迅速大角度偏转平尾,使无人机快速大角度

抬头失速、快速下落,由缓冲包承受落地冲击,机翼作为一个整体向前分离,平尾向后上方分离,垂尾向上松动,吸收冲击载荷,螺旋桨收藏于机头两侧区域。因此,本发明提供的无人机失速分解技术受风影响较小,着陆精度较高。

附图说明

[0014] 为了更清楚地说明本发明的实施例中的技术方案,下面将对实施例描述中所需要使用的附图作简单地介绍。

[0015] 图1是本发明实施方式的无人机立体图。

[0016] 图2是图1所示无人机的机翼分解图。

[0017] 图3是图1所示无人机的中间翼的结构示意图。

[0018] 图4是图1所示无人机的副翼舵面结构示意图。

[0019] 图5是图1所示无人机的垂尾结构示意图。

[0020] 图6是图1所示无人机的尾部示意图。

具体实施方式

[0021] 为使本发明的目的、技术方案和优点更加清楚,下面将结合附图对本发明实施方式的无人机作进一步地描述。

[0022] 请参阅图1,本发明实施方式的无人机包括机身10、电动推进机构20、机翼30、垂尾40、平尾50及缓冲包60。电动推进20设置在机身10的头部,机翼30设置在机身10的两侧,垂尾40及平尾50设置在机身10的尾部,缓冲包60设置在机身10的底部。可以理解,无人机还包括其他功能组件,如方向舵、舱盖等,为节省篇幅,下文未对这些其他功能模组详细描述。

[0023] 机身10形成有载荷舱,其位于机身的中间段,为适应不同形式的载荷,载荷舱为上下通透开口,根据不同的载荷可以设置不同的设备安装件。载荷舱无舱盖设计,上部被机翼的中间翼完全覆盖,形成密闭防水结构,如图1所示。

[0024] 电动推进机构20包括电动机21及螺旋桨23,用于为无人机100提供拉力,电动机21安装在机身10的头部,螺旋桨23安装在电动机21上。本发明实施方式中,螺旋桨23采用分离式螺旋桨,桨叶通过螺栓与桨毂连接,可折叠。

[0025] 机翼30包括中间翼31、左外翼33及右外翼35,中间翼31安装在机身10的邻近电动推进机构20的顶部,左外翼33安装在中间翼31的左侧,右外翼35安装在中间翼31的右侧。中间翼31、左外翼33及右外翼35的组装均采用无工具快速拆装方式组装。具体地,左外翼33与中间翼31相对的侧面设置有两根插管331,且每根插管331上套设有橡皮圈333,中间翼31对应地开设有插孔310,插管331插入插孔310,从而将其组成一个可以承力的整体结构。右外翼35与中间翼31也通过类似结构组成一个可以承力的整体结构。

[0026] 中间翼31的底面一侧并排设置有两个挂柱311,其底面另一侧并排开设有两个滑槽313,两个挂柱311与两个滑槽313相对设置。相应地,机身10上也并排开设有两个滑槽(图未示)且并排设置有两个挂柱(图未示),中间翼31上的挂柱311与机身10上的滑槽相互配合,中间翼31上的滑槽313与机身10上的挂柱相互配合,从而当中间翼31、左外翼33及右外翼35组成一个整体后,将机翼30连接到机身10上。

[0027] 左外翼33及右外翼35均配置有副翼舵面351(左外翼33的副翼舵面未标注),可以

根据需要配置为有副翼构型和无副翼构型,且其副翼舵面351可采用同一套模具成型。左外翼33及右外翼35具有较大上反角度,以提升低速状态的稳定性。机翼30使用高升力系数翼型结合大展弦比平面布局,中间翼31具有小角度安装角,左外翼33及右外翼35均具有小角度负扭转,同时具有较大上反角,在增加稳定性的同时降低了降落过程中左外翼33及右外翼35擦地损伤的可能性。中间翼31与机身10接触部分形成了一个具有指定安装角的平面,与机身10对接属于完全平面连接,而非曲面相交,降低了工装精度要求。

[0028] 具体地,在本实施方式中,机翼30的展弦比的范围大致为9.25至13.87,最优为11.56;左外翼33及右外翼35的上反角度的范围大致为 4.8° 至 7.2° ,最优为 6° ;中间翼31的安装角的范围大致为 $+1.6^{\circ}$ 至 $+2.4^{\circ}$,最优为 2° ;左外翼33及右外翼35的扭转角的范围大致为 -2.4° 至 -3.6° ,最优为 -3° 。可以理解,在其他实施方式中,上述参数也可依实际情况在一定范围内调整。

[0029] 垂尾40通过插接件41与机身10的尾部无工具拆装。垂尾40还形成有安装空间401,平尾操纵舵机(图未示)和方向舵操纵舵机(图未示)均安装在安装空间401内。

[0030] 平尾50为全动平尾,通过平尾摇臂51与机身10的尾段相连,且平尾摇臂51同时作为平尾50的旋转支撑端,机身10尾段设置了平尾转轴固定端102。平尾50上不含任何电子设备,以防止在降落分解时损坏。

[0031] 缓冲包60包括第一缓冲包61、第二缓冲包63、第三缓冲包65,其分别设置在机身10头部、中部及尾部的底面,如图1所示。第一缓冲包61、第二缓冲包63、第三缓冲包65均由PU泡沫制成。

[0032] 在大失速垂直降落时,机翼30可以沿机身10的滑槽向前脱出,吸收无人机整体坠地的能量。当无人机接近回收区域时,在一定高度上迅速大角度偏转全动平尾50,使无人机快速大角度抬头失速、快速下落,由第一缓冲包61及第三缓冲包63承受落地冲击,机翼30作为一个整体向前分离,平尾50向后上方分离,垂尾40向上松动,吸收冲击载荷,螺旋桨23收藏于机头10两侧区域。因此,本发明实施方式的无人机失速分解技术受风影响较小,着陆精度较高。

[0033] 在本文中,所涉及的前、后、上、下等方位词是以附图中零部件位于图中以及零部件相互之间的位置来定义的,只是为了表达技术方案的清楚及方便。应当理解,所述方位词的使用不应限制本申请请求保护的范围。

[0034] 在不冲突的情况下,本文中上述实施例及实施例中的特征可以相互结合。

[0035] 以上所述仅为本发明的较佳实施例,并不用以限制本发明,凡在本发明的精神和原则之内,所作的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

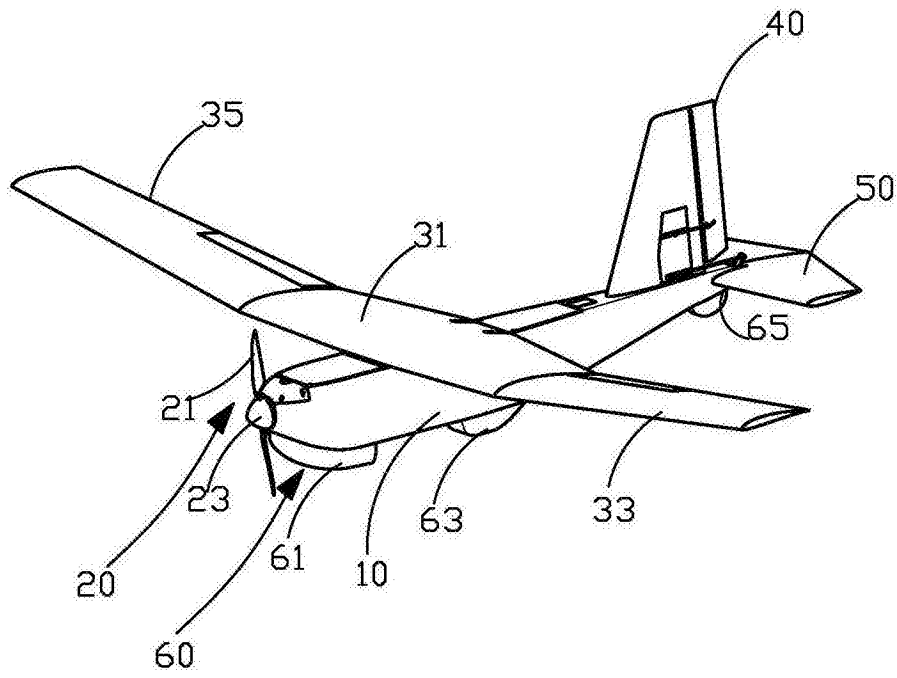


图1

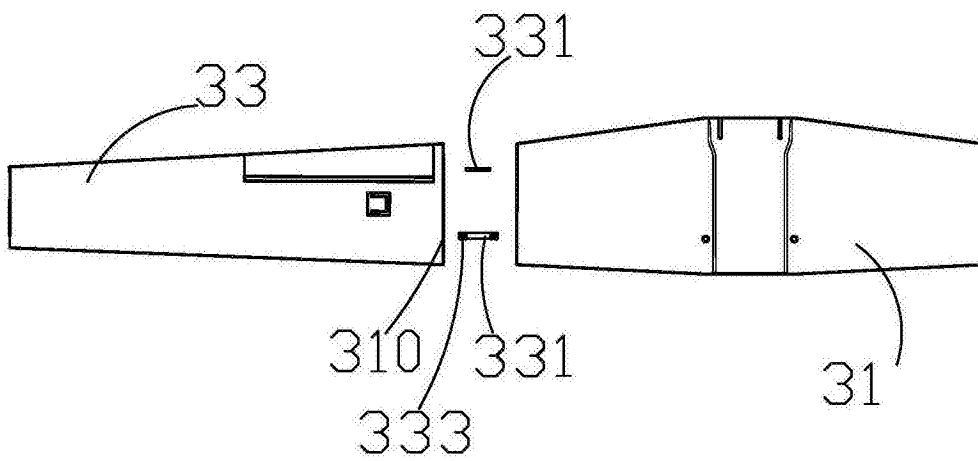


图2

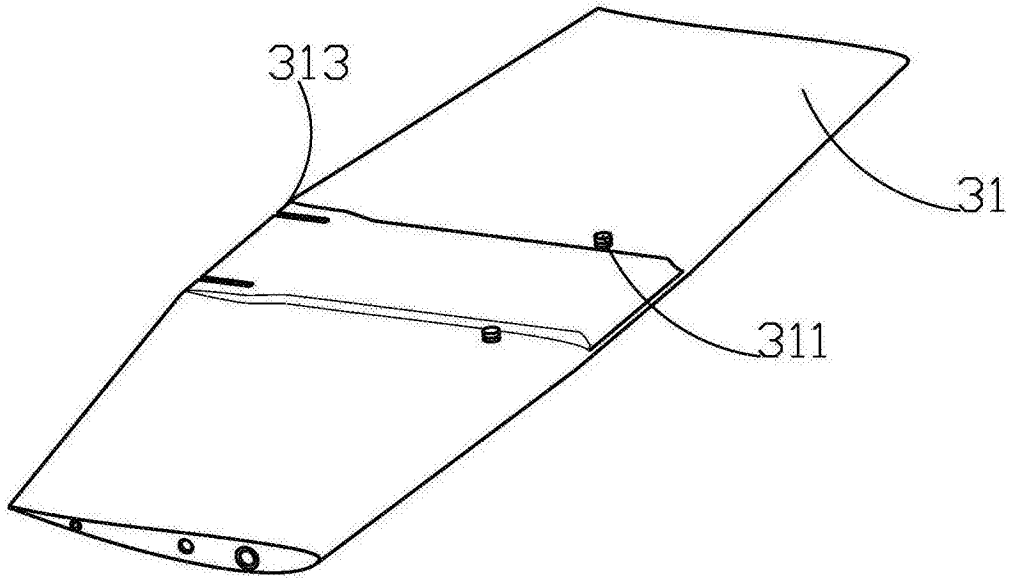


图3

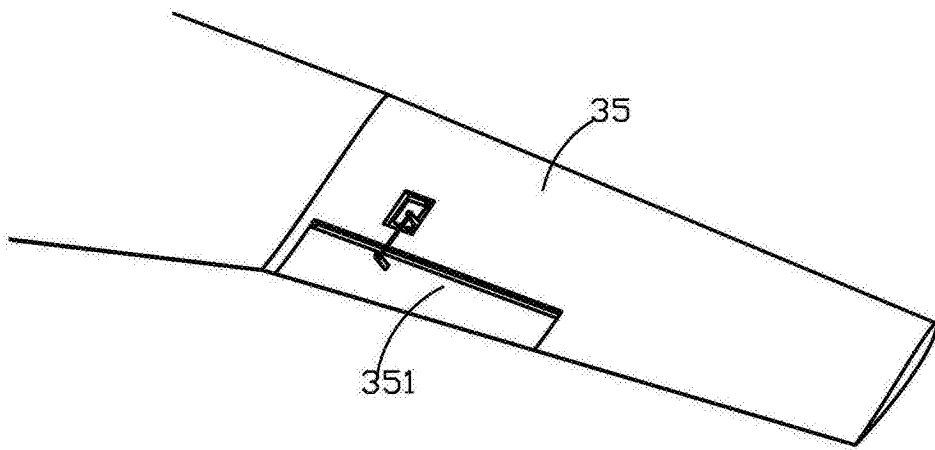


图4

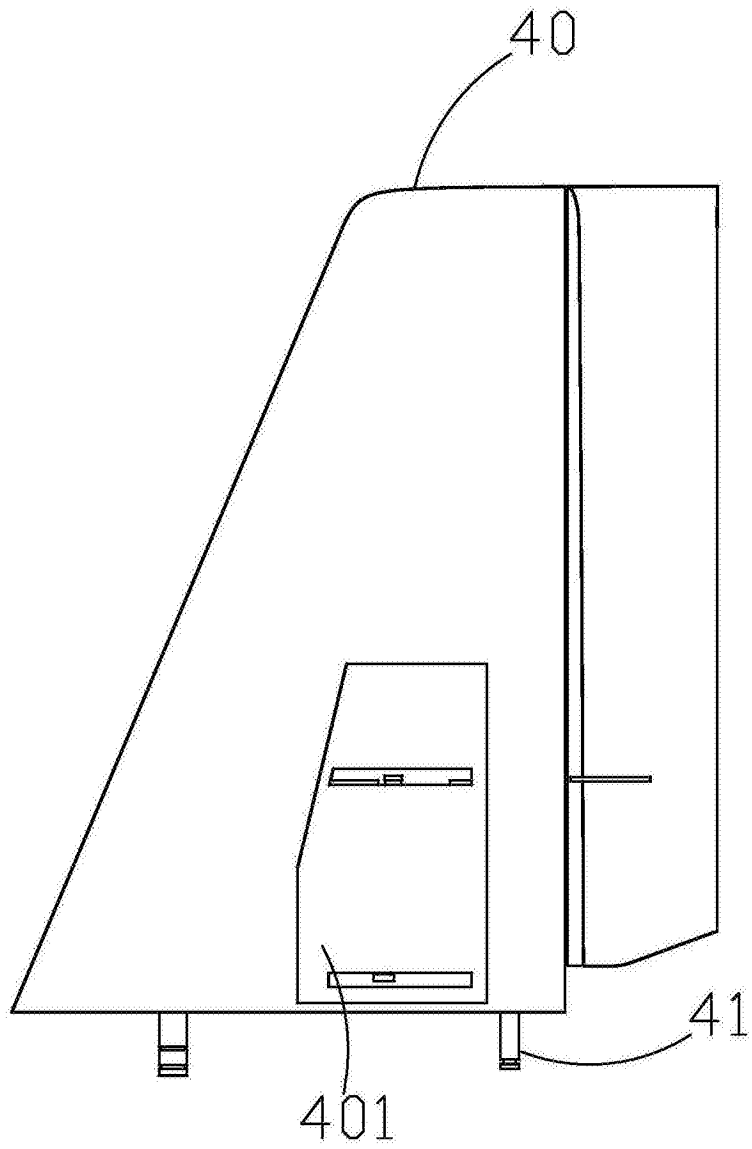


图5

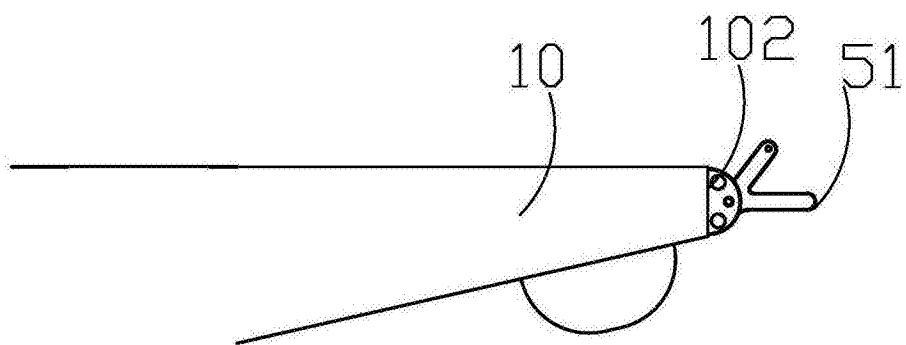


图6