



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 105366049 A

(43) 申请公布日 2016. 03. 02

(21) 申请号 201510828381. 7

(22) 申请日 2015. 11. 24

(71) 申请人 中国航空工业集团公司沈阳飞机设计研究所

地址 110035 辽宁省沈阳市皇姑区塔湾街
40 号

(72) 发明人 姚宗信 贺集乐 胡婕 岳智敏

(74) 专利代理机构 北京航信高科知识产权代理
事务所(普通合伙) 11526

代理人 周良玉

(51) Int. Cl.

B64C 29/02(2006. 01)

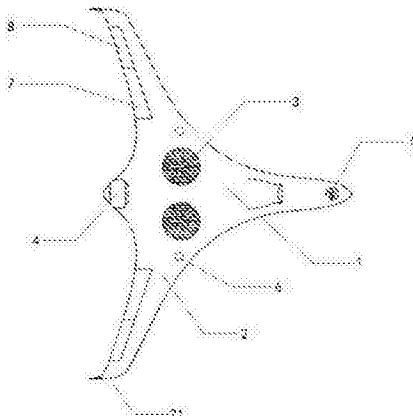
权利要求书1页 说明书3页 附图1页

(54) 发明名称

一种垂直起降无人机

(57) 摘要

本发明公开了一种垂直起降无人机。所述垂直起降无人机包括：机身；机翼，所述机翼以能够折叠方式设置在机身两侧；升力涵道风扇，所述升力涵道风扇为两个，且均设置在机翼的根部、机身的中后段对称轴两侧上；推力涵道风扇，所述推力涵道风扇设置在机身的尾部；配平涵道风扇，所述配平涵道风扇设置在机身的头部；其中，所述垂直起降无人机在起飞-飞行-降落过程中，所述配平涵道风扇用于提供垂直起降阶段纵向俯仰姿态控制所需的抬头和低头力矩；推力涵道风扇用于提供平飞所需的前推动力；升力涵道风扇用于提供垂直升力。本发明的垂直起降无人机能够在民用舰船上垂直起降，且具有比直升机更好的飞行性能。



1. 一种垂直起降无人机，其特征在于，所述垂直起降无人机包括：
机身(1)；
机翼(2)，所述机翼(2)以能够折叠方式设置在机身(1)两侧；
升力涵道风扇(3)，所述升力涵道风扇(3)为两个，且均设置在机翼(2)的根部、机身(1)的中后段对称轴两侧上；
推力涵道风扇(4)，所述推力涵道风扇(4)设置在机身(1)的尾部；
配平涵道风扇(5)，所述配平涵道风扇(5)设置在机身(1)的头部；其中，
所述垂直起降无人机在起飞-飞行-降落过程中，所述配平涵道风扇(5)用于提供垂直起降阶段纵向俯仰姿态控制所需的抬头和低头力矩；推力涵道风扇(4)用于提供平飞所需的前推动力；升力涵道风扇(3)用于提供垂直升力。
2. 如权利要求1所述的垂直起降无人机，其特征在于，所述机身(1)和机翼(2)组成中等展弦比机翼无尾气动外形结构。
3. 如权利要求2所述的垂直起降无人机，其特征在于，所述机身(1)的自机头至机尾的尺寸为10米，机翼翼展15米。
4. 如权利要求3所述的垂直起降无人机，其特征在于，所述机翼(2)在垂直于所述机翼翼面的投影方向为双三角形。
5. 如权利要求4所述的垂直起降无人机，其特征在于，所述机翼(2)的前缘与前机身平面投影包络线通过光滑曲线相接、整体呈S弯曲线形状。
6. 如权利要求5所述的垂直起降无人机，其特征在于，所述机翼(2)的翼尖(21)部分翻转85度，从而形成翼尖侧翼。
7. 如权利要求6所述的垂直起降无人机，其特征在于，所述垂直起降无人机进一步包括方向舵，所述方向舵设置在所述翼尖(21)的侧翼上。
8. 如权利要求7所述的垂直起降无人机，其特征在于，所述垂直起降无人机进一步包括矢量喷口(6)，所述矢量喷口(6)的数量为两个，所述两个矢量喷口(6)分别布置在机翼下表面，其距机身纵轴线的距离占机身展长的35%，其距机翼前缘的距离占该处弦长的30%，用于提供垂直起降阶段横向姿态控制所需的滚转力矩。
9. 如权利要求8所述的垂直起降无人机，其特征在于，所述垂直起降无人机进一步包括升降舵(7)以及副翼(8)，所述升降舵(7)以及所述副翼(8)设置在机翼的后缘。

一种垂直起降无人机

技术领域

[0001] 本发明涉及无人机技术领域，具体涉及一种垂直起降无人机。

背景技术

[0002] 目前，现有火箭助推起飞 / 撞网回收的固定翼无人机在续航和载荷能力上无法满足现实要求。因此，迫切需求一类可适用于民用舰船（排水量 1-5 千吨左右）的垂直起降船载无人机，以便完成航时长、速度快、范围广的监视与侦察。

[0003] 因此，希望有一种技术方案来克服或至少减轻现有技术中的至少一个上述问题。

发明内容

[0004] 本发明的目的在于提供一种垂直起降无人机来克服或至少减轻现有技术中的至少一个上述问题。

[0005] 为实现上述目的，本发明提供了一种垂直起降无人机，所述垂直起降无人机包括：机身；机翼，所述机翼以能够折叠方式设置在机身两侧；升力涵道风扇，所述升力涵道风扇为两个，且均设置在机翼根部、机身中后段对称轴两侧上；推力涵道风扇，所述推力涵道风扇设置在机身尾部；配平涵道风扇，所述配平涵道风扇设置在机身头部；其中，所述垂直起降无人机在起飞 - 飞行 - 降落过程中，所述配平涵道风扇用于提供垂直起降阶段纵向俯仰姿态控制所需的抬头和低头力矩；推力涵道风扇用于提供平飞所需的前推动力；升力涵道风扇用于提供垂直升力。

[0006] 优选地，所述机身和机翼组成中等展弦比机翼无尾气动外形结构。

[0007] 优选地，所述机身自机头至机尾的尺寸为 10 米，机翼翼展 15 米。

[0008] 优选地，所述机翼在垂直于所述机翼翼面的投影方向为双三角形。

[0009] 优选地，所述机翼的前缘与前机身平面投影包络线通过光滑曲线相接、整体呈 S 弯曲线形状。

[0010] 优选地，所述机翼的翼尖部分翻转 85 度，从而形成翼尖侧翼。

[0011] 优选地，所述垂直起降无人机进一步包括方向舵，所述方向舵设置在所述翼尖侧翼上。

[0012] 优选地，所述垂直起降无人机进一步包括矢量喷口，所述矢量喷口的数量为两个，所述两个矢量喷口分别布置在机翼下表面，其距机身纵轴线的距离占机身展长的 35%，其距机翼前缘的距离占该处弦长的 30%，用于提供垂直起降阶段横向姿态控制所需的滚转力矩。

[0013] 优选地，所述垂直起降无人机进一步包括升降舵以及副翼，所述升降舵以及所述副翼设置在机翼的后缘。

[0014] 本发明的垂直起降无人机能够在民用舰船上垂直起降，且具有比直升机更好的飞行性能、巡航速度和时间至少提高一倍。较好地解决了船载狭小空间的起飞降落以及广域海洋环境的持续监视问题。

附图说明

[0015] 图 1 是根据本发明第一实施例的垂直起降无人机的结构示意图。

[0016] 附图标记：

[0017]

1	机身	21	翼尖
2	机翼	6	矢量喷口
3	升力涵道风扇	7	升降舵
4	推力涵道风扇	8	副翼
5	配平涵道风扇		

具体实施方式

[0018] 为使本发明实施的目的、技术方案和优点更加清楚，下面将结合本发明实施例中的附图，对本发明实施例中的技术方案进行更加详细的描述。在附图中，自始至终相同或类似的标号表示相同或类似的元件或具有相同或类似功能的元件。所描述的实施例是本发明一部分实施例，而不是全部的实施例。下面通过参考附图描述的实施例是示例性的，旨在用于解释本发明，而不能理解为对本发明的限制。基于本发明中的实施例，本领域普通技术人员在没有作出创造性劳动前提下所获得的所有其他实施例，都属于本发明保护的范围。下面结合附图对本发明的实施例进行详细说明。

[0019] 在本发明的描述中，需要理解的是，术语“中心”、“纵向”、“横向”、“前”、“后”、“左”、“右”、“竖直”、“水平”、“顶”、“底”“内”、“外”等指示的方位或位置关系为基于附图所示的方位或位置关系，仅是为了便于描述本发明和简化描述，而不是指示或暗示所指的装置或元件必须具有特定的方位、以特定的方位构造和操作，因此不能理解为对本发明保护范围的限制。

[0020] 图 1 是根据本发明第一实施例的垂直起降无人机的结构示意图。

[0021] 如图 1 所示的所述垂直起降无人机包括机身 1、机翼 2、升力涵道风扇 3、推力涵道风扇 4 以及配平涵道风扇 5。

[0022] 参见图 1，在本实施例中，机翼 2 以可折叠方式设置在机身 1 两侧；升力涵道风扇 3 为两个，且均设置在机翼 2 的根部、机身 1 的中后段对称轴两侧上；推力涵道风扇 4 设置在机身 1 的尾部；配平涵道风扇 5 设置在机身 1 的头部；其中，垂直起降无人机在起飞 - 飞行 - 降落过程中，配平涵道风扇 5 用于提供垂直起降阶段纵向俯仰姿态控制所需的抬头和低头力矩；推力涵道风扇 4 用于提供平飞所需的前推动力；升力涵道风扇 3 用于提供垂直升力。

[0023] 在本实施例中，机身 1 和机翼 2 组成中等展弦比机翼无尾气动外形结构。

[0024] 在本实施例中，机身 1 的自机头至机尾的尺寸为 10 米，机翼翼展 15 米。可以理解的是，上述的尺寸仅为一个实施例中，本申请的垂直起降无人机的具体尺寸可以根据需要

而自行设定。例如,自机头至机尾的尺寸为 8 米,机翼翼展 14 米或者其他尺寸。

[0025] 在本实施例中,机翼 2 在垂直于所述机翼翼面的投影方向为双三角形。具体地,机翼为近似双三角翼,其前缘与前机身平面投影包络线通过光滑曲线相接、整体呈 S 弯曲线形状。

[0026] 在本实施例中,机翼 2 的前缘与前机身平面投影包络线通过光滑曲线相接、整体呈 S 弯曲线形状。

[0027] 在本实施例中,机翼 2 的翼尖 21 部分翻转 85 度,从而形成翼尖侧翼。

[0028] 在本实施例中,垂直起降无人机进一步包括方向舵,方向舵设置在翼尖 21 的侧翼上。所述机翼的翼尖部分上翻约 80-90 度、形成翼尖侧翼,用于提供平飞阶段航向姿态稳定所需的偏航力矩,其中翼尖侧翼上配置方向舵,用于提供平飞阶段航向姿态控制所需的偏航力矩。

[0029] 在本实施例中,垂直起降无人机进一步包括矢量喷口 6,矢量喷口 6 的数量为两个,两个矢量喷口 6 分别布置在机翼下表面,其距机身纵轴线的距离占机身展长的 35%,其距机翼前缘的距离占该处弦长的 30%,用于提供垂直起降阶段横向姿态控制所需的滚转力矩。

[0030] 在本实施例中,所述垂直起降无人机进一步包括升降舵 7 以及副翼 8,升降舵 7 以及副翼 8 设置在机翼的后缘。

[0031] 在本实施例中,升降舵和副翼布置于机翼的后缘,升降舵位于机翼内侧根部、副翼位于机翼外侧尖部,升降舵用于提供平飞阶段纵向俯仰姿态控制所需的抬头和低头力矩,副翼用于提供平飞阶段横向姿态控制所需的滚转力矩;机翼可在折叠分离面处向上翻转 120-150 度、实现机翼折叠,可方便在所应用的舰船上存储和运输。

[0032] 采用以上方案的有益效果:由于采用了基于固定翼嵌入涵道风扇复合升力机理的气动外形设计,无人机既可利用升力涵道风扇提供的垂直拉力实现垂直起飞和降落,又可利用固定机翼提供的压差升力在平飞阶段获得更高的飞行速度和动力运用效率;使无人机集垂直起降和长航时性能于一身,较好地解决了船载狭小空间的起飞降落以及广域海洋环境的持续监视问题。

[0033] 最后需要指出的是:以上实施例仅用以说明本发明的技术方案,而非对其限制。尽管参照前述实施例对本发明进行了详细的说明,本领域的普通技术人员应当理解:其依然可以对前述各实施例所记载的技术方案进行修改,或者对其中部分技术特征进行等同替换;而这些修改或者替换,并不使相应技术方案的本质脱离本发明各实施例技术方案的精神和范围。

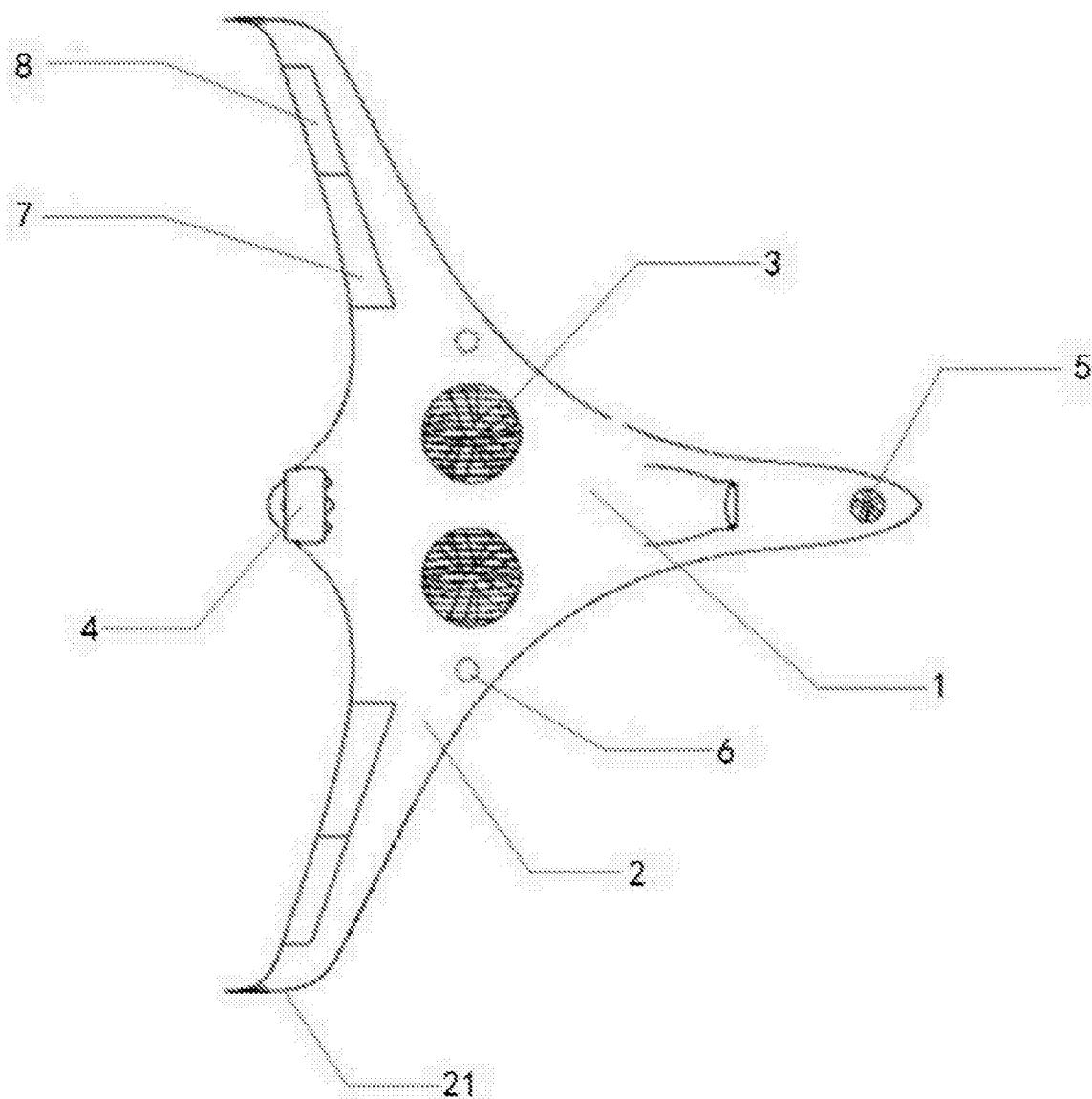


图 1