



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 106184741 B

(45)授权公告日 2020.04.07

(21)申请号 201610872496.0

B64C 27/32(2006.01)

(22)申请日 2016.09.30

B64C 3/00(2006.01)

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 106184741 A

(56)对比文件

US 2016/0144957 A1, 2016.05.26, 说明书第[0026]-[0057]段, 说明书附图1-3B.

(43)申请公布日 2016.12.07

US 2005/0178879 A1, 2005.08.18, 全文.

(73)专利权人 中国科学院工程热物理研究所

BR 102014025950-3 A2, 2016.05.24, 全文.

地址 100190 北京市海淀区北四环西路11号

CN 105129097 A, 2015.12.09, 全文.

CN 206087302 U, 2017.04.12, 权利要求1-

(72)发明人 曾冠南 沈思颖 曹华振 闫晓鹏

赵大林 周礼洋 李晨

10.

审查员 郑硕

(74)专利代理机构 中科专利商标代理有限责任

公司 11021

代理人 任岩

(51)Int.Cl.

B64C 29/02(2006.01)

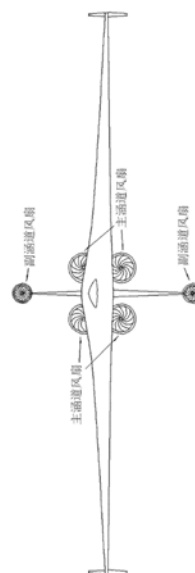
权利要求书1页 说明书3页 附图3页

(54)发明名称

一种飞翼式涵道风扇垂直起降无人机

(57)摘要

本发明公开了一种垂直起降型飞翼布局无人机,包括机身、机翼、上下尾翼和涵道风扇,特征是使用分布式涵道风扇动力以尾座式布局起飞,机身和机翼尾部设置主涵道风扇,用于垂直起降过程中的升力、姿态控制及提供巡航飞行推力,上下垂尾布置副涵道风扇,用于俯仰姿态控制,无人机使用电力与燃油混合动力。该无人机具有机动灵活的垂直起降能力,可以在不依赖机场跑道的前提下完成起飞降落过程,同时拥有优秀的巡航效率、速度及航程,且融合了飞翼布局不错的隐身性与较高的结构利用率等特点。



1. 一种飞翼式涵道风扇垂直起降无人机,包括机身、机翼和涵道风扇,其特征在于,所述涵道风扇分布设置在飞机尾部,所述无人机采用机头朝上机尾坐落在地面的尾座式布局垂直起降,其根据飞行需求调整各涵道风扇工作状态;

所述涵道风扇包括四个主涵道风扇和两个副涵道风扇,在所述无人机起飞和降落的过程中,所述主涵道风扇和副涵道风扇共同工作,在所述无人机巡航过程中,关闭副涵道风扇;

所述主涵道风扇分布设置在机身和机翼尾部,且位于机身尾部的中部位置;主涵道风扇分别位于机身的正反两面上,用于垂直起降过程中的升力、姿态控制及提供巡航飞行推力;

所述无人机还包括上下垂尾,所述副涵道风扇分布设置在上下垂尾上,用于俯仰姿态控制。

2. 如权利要求1所述的飞翼式涵道风扇垂直起降无人机,其特征在于,所述上下垂尾内置舵机、副涵道风扇线缆和通讯天线。

3. 如权利要求1所述的飞翼式涵道风扇垂直起降无人机,其特征在于,所述机身内置发动机和发电机,发动机带动发电机,发电机为涵道风扇提供电力。

4. 如权利要求1所述的飞翼式涵道风扇垂直起降无人机,其特征在于,所述机翼内置主油箱、舵机和涵道风扇线缆。

5. 如权利要求1-4任一项所述的飞翼式涵道风扇垂直起降无人机,其特征在于,所述机翼翼梢设置翼梢小翼。

6. 如权利要求1-4任一项所述的飞翼式涵道风扇垂直起降无人机,其特征在于,所述无人机整体采用翼身融合体设计,机身和机翼采用非对称翼型。

一种飞翼式涵道风扇垂直起降无人机

技术领域

[0001] 本发明涉及一种飞翼式布局分布式涵道风扇无人机,尤其涉及一种飞翼式涵道风扇垂直起降无人机。

背景技术

[0002] 众所周知,飞机要克服重力在天空中飞行,那就需要通过机翼上下表面的不同流动速度的空气产生压力差,形成托举飞机的向上升力。这样的话,飞机起飞时就需要至少数百米甚至上千米的滑跑距离进行加速,由于飞机设计和材料的限制,飞机起飞只能在较为平坦的平地或跑道上进行,机场应运而生。通常,一个军用机场包括一条或多条跑道、滑行道、停机坪、作战指挥室等,这些组成部分都要占据大量的土地面积,因此一个机场的面积都超过3平方公里,目标特征非常明显。可以说,在航天侦察大发展的当下,各军事大国都了解彼此军用机场的分布地点和外观特征,在这方面已经没什么秘密可言。军用机场特征的明显性意味着其易受攻击,此外军用机场还存在脆弱性,即一旦遭受攻击,整个机场有可能陷入瘫痪状态,比如跑道被摧毁后,军用机场就无法放飞战机升空作战,战机就成为一堆废铁,机场也就失去了应用的价值。

[0003] 传统的机身布局巡航速度低,隐身性能较差。传统的机械结构推进技术,机体内部传动操纵结构较复杂,且会占据部分空间。

发明内容

[0004] (一)要解决的技术问题

[0005] 为了克服传统固定翼无人机起飞降落对机场跑道过于依赖,机动性差,没有定点悬停作业能力,且内部传动操纵结构复杂,整机空间利用率低,隐身能力弱的缺点。本发明提供一种飞翼式涵道风扇垂直起降无人机,起飞与降落时机头朝向天空,机尾坐落在地面以尾座式布局起飞降落,起飞后通过整体机身倾转进入巡航飞行姿态。该无人机在具有机动灵活的垂直起降能力的同时,拥有优秀的巡航效率、速度及航程,并且还融合了飞翼布局不错的隐身性与较高的结构利用率等特点。

[0006] (二)技术方案

[0007] 为达到上述目的,本发明采用的技术方案是:

[0008] 一种飞翼式涵道风扇垂直起降无人机,包括机身、机翼和涵道风扇,所述涵道风扇分布设置在飞机尾部,所述无人机采用机头朝上机尾坐落在地面的尾座式布局垂直起降,其根据飞行需求调整各涵道风扇工作状态。

[0009] 上述方案中,所述涵道风扇包括分布式主涵道风扇和副涵道风扇。

[0010] 上述方案中,所述主涵道风扇分布设置在机身和机翼尾部,用于垂直起降过程中的升力、姿态控制及提供巡航飞行推力,。

[0011] 上述方案中,无人机还包括上下垂尾,所述副涵道风扇分布设置在上下垂尾上,用于俯仰姿态控制。

[0012] 上述方案中,所述上下垂尾内置舵机、副涵道风扇线缆和通讯天线。所述机身内置发动机和发电机,发动机带动发电机,发电机为涵道风扇提供电力。所述机翼内置主油箱、舵机和涵道风扇线缆。

[0013] 上述方案中,所述机翼翼梢设置翼梢小翼。所述无人机整体采用翼身融合体设计,机身和机翼采用非对称翼型。

[0014] (三)有益效果

[0015] 采用了新型电动分布式涵道风扇动力设计,实现了结构空间的高利用。可以在不依赖机场跑道的前提下完成起飞降落过程,有着优秀的巡航能力的同时还有着一定的隐身性。功能强大,起降机动性强,实用效益好。

附图说明

[0016] 图1是本发明的一个实施例的无人机总体整体结构图;

[0017] 图2是本发明的一个实施例的翼身融合体的结构示意图;

[0018] 图3是本发明的一个实施例的翼身融合体的翼型示意图;

[0019] 图4是本发明的一个实施例的垂尾及翼梢小翼的翼型示意图;

[0020] 图5是本发明的一个实施例的无人机尾座式起飞降落姿态示意图。

具体实施方式

[0021] 本发明提出一种飞翼式涵道风扇垂直起降无人机,包括机身、机翼和涵道风扇,所述涵道风扇设置在飞机尾部,起飞与降落时机头朝向天空,机尾坐落在地面以尾座式布局起飞降落,起飞后通过整体机身倾转进入巡航飞行姿态。

[0022] 新型分布式布局,能量管理与分配是设计的重点,为了在不同的飞行阶段与飞行状态时,涵道风扇都有较高的效率,故依据不同阶段的飞行特性,设计配备不同性能的涵道风扇。当以机头朝上的姿态起飞与降落时,所需风扇推力较大,因此整机所有涵道风扇共同工作。当以机身正常姿态巡航飞行时,整机有优秀的升阻特性,此时仅需部分涵道风扇组合工作即可完成推动飞行并调整俯仰姿态的需求。

[0023] 该无人机具有机动灵活的垂直起降能力,可以在不依赖机场跑道的前提下完成起飞降落过程,同时拥有优秀的巡航效率、速度及航程,并且还融合了飞翼布局不错的隐身性与较高的结构利用率等特点。

[0024] 为使本发明的目的、技术方案和优点更加清楚明白,以下结合具体实施例,并参照附图,对本发明作进一步的详细说明。

[0025] 图1是本发明的一个实施例的无人机整体结构图。如图1所示,该实施例的无人机整体采用翼身融合体设计,机身机翼均采用有利于巡航效率及空间结构利用的非对称翼型WORTMANN FX 08-S-176,上下垂尾及翼梢小翼采用对称翼型BTP-8。机翼内布置主油箱、舵机及涵道风扇线缆,空间利用率高。上下垂尾内部布置舵机、副涵道风扇线缆、通讯天线。机身内置一台350kW涡轴发动机带动一台发电机,发电机产生的电力被分配至全机六个涵道风扇上。

[0026] 图2是本发明的一个实施例的主副涵道风扇结构示意图,如图所示,垂尾上布置两个副涵道风扇,主要用于俯仰姿态控制,翼身融合体上的四个主涵道风扇用于垂直起降过

程中升力、姿态控制及提供巡航飞行推力,保证全机具有较高的巡航效率。垂直起降采用尾座式设计,起飞时全部六个涵道风扇受飞控协调工作,起飞后,姿态变化过渡至巡航模式,副涵道风扇关闭,主涵道风扇在最优工作效率状态巡航工作。翼梢小翼的设计负责拟补飞翼布局航向稳定性的不足。

[0027] 图3是本发明的一个实施例的翼身融合体的翼型示意图。如图所示,整机采用WORTMANN FX 08-S-176非对称翼型,升阻特性好,在巡航飞行时有较好的飞行效率,同时翼型厚度较为理想,机身内空间较大。

[0028] 图4是本发明的一个实施例的垂尾及翼梢小翼的结构示意图。如图所示,垂尾及翼梢小翼采用BTP-8翼型,选用对称翼型,在巡航飞行时不会产生额外的偏航力矩。上下垂尾采用双垂尾对称翼型设计,在起飞与降落时在地面可以给予整机很好的支撑,在巡航飞行时,垂尾及翼梢小翼可以弥补飞翼布局偏航稳定性较弱的不足。

[0029] 图5是本发明的一个实施例的飞行器尾座式起飞降落姿态示意图。在图5中,飞行器以图示姿态布置,当完成地检后,有地面站机长发出起飞指令,此时在机载电瓶与起动机的作用下,涡轴发动机进行点火,通过减速机构带动发电机工作。六个涵道风扇在飞控的控制下,保证姿态稳定的同时不断输出升力,使得飞行器完成垂直起飞过程。

[0030] 当飞行器垂直起飞到达一定高度及状态时,六个涵道风扇协调输出俯仰力矩,在保证姿态稳定过渡的前提下,使飞行器进入巡航状态。经过飞控计算机的判定,将关闭部分涵道风扇,同时根据飞行需求协调剩余涵道风扇工作于最优能量效率状态。多余度合理的动力控制,保证了飞行器的巡航效率、机动性、稳定性与安全性。

[0031] 当飞行器准备降落时,飞控将控制飞行器拉起俯仰,六个涵道风扇也将提供舵面外额外的俯仰力矩。当机头拉起整机垂直于地面后,飞控在保证飞行模态稳定过渡的前提下,变化为垂直降落模式,逐渐降低高度,降落至设定的降落点。

[0032] 以上所述的具体实施例,对本发明的目的、技术方案和有益效果进行了进一步详细说明,应理解的是,以上所述仅为本发明的具体实施例而已,并不用于限制本发明,凡在本发明的精神和原则之内,所做的任何修改、等同替换、改进等,均应包含在本发明的保护范围之内。

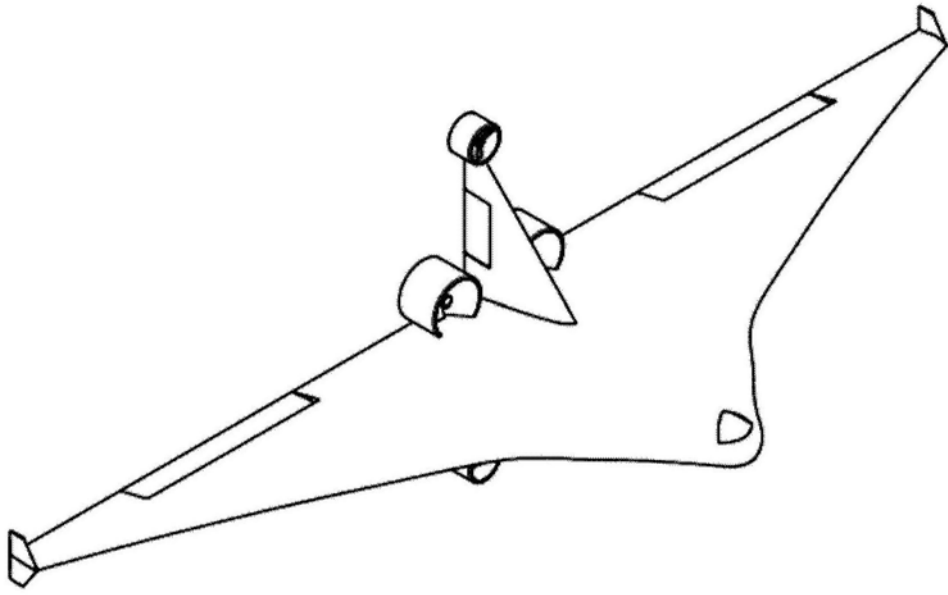


图1

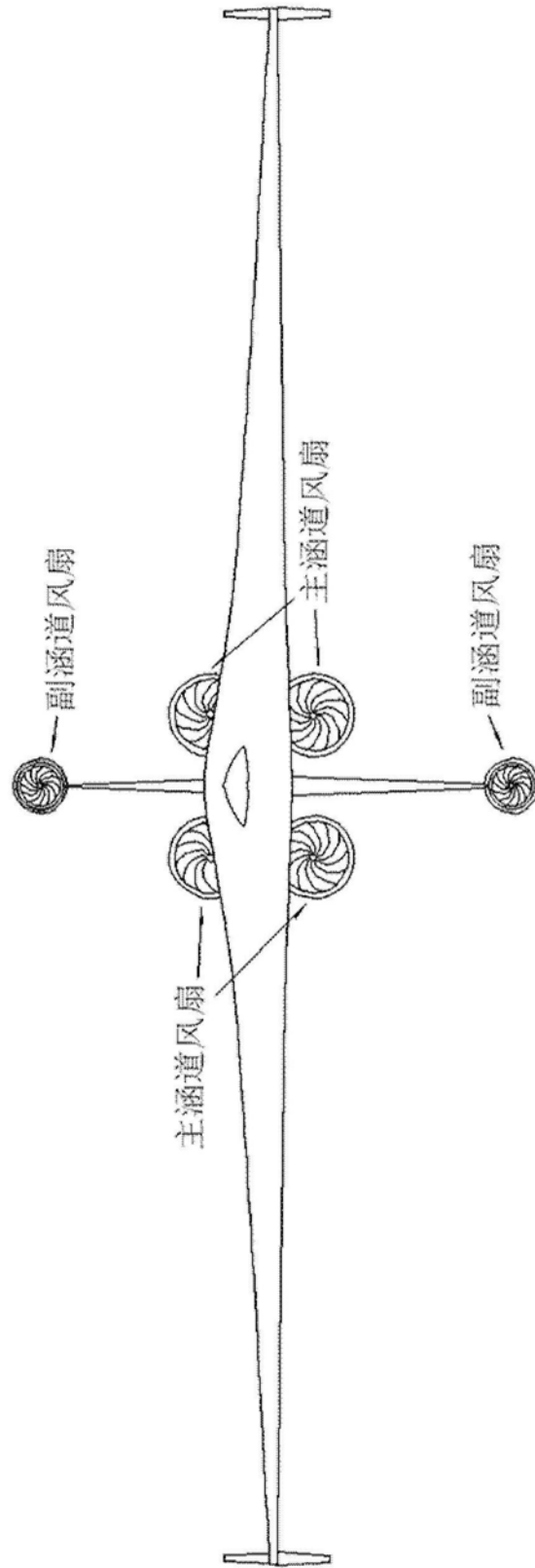


图2

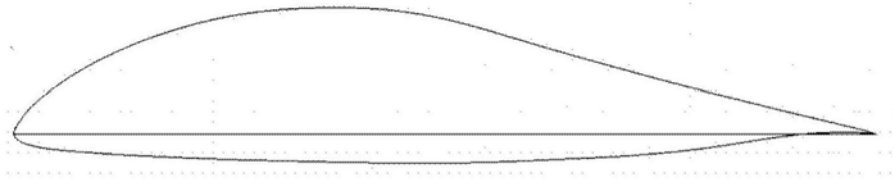


图3



图4

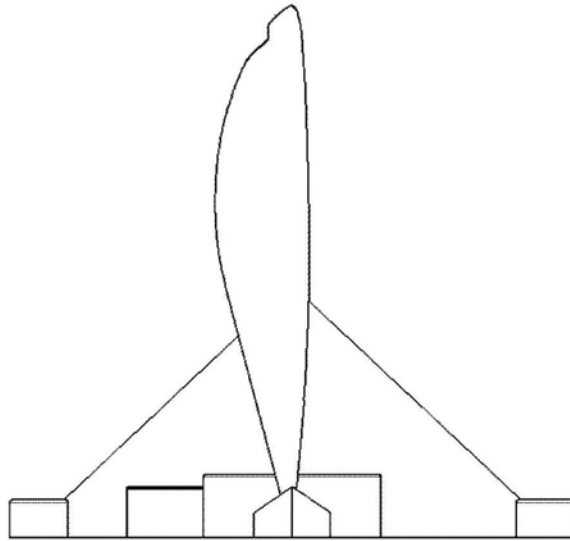


图5