



(12)发明专利申请

(10)申请公布号 CN 108045575 A

(43)申请公布日 2018.05.18

(21)申请号 201711364349.3

(22)申请日 2017.12.18

(71)申请人 刘行伟

地址 100083 北京市海淀区学清路学清苑
小区3号楼3单元1201

(72)发明人 刘行伟

(74)专利代理机构 北京鸿元知识产权代理有限公司 11327

代理人 郇更岩

(51) Int. Cl.

B64C 29/00(2006.01)

B64C 39/12(2006.01)

B64C 27/28(2006.01)

B64C 5/00(2006.01)

B64C 9/00(2006.01)

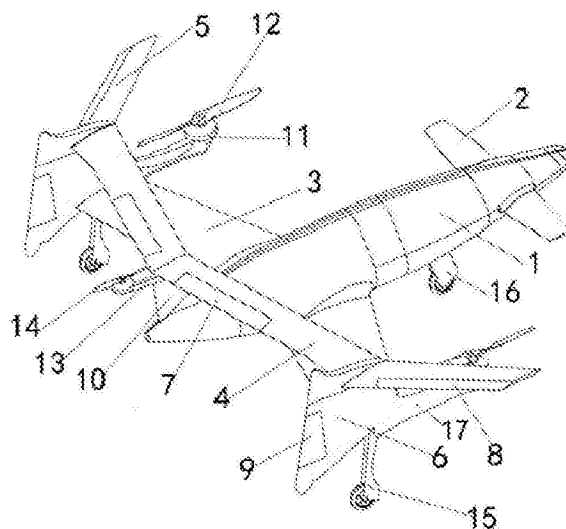
权利要求书1页 说明书7页 附图4页

(54)发明名称

一种短距起飞垂直着陆飞行器

(57)摘要

一种短距起飞垂直着陆飞行器,其包括机身、主发动机、垂尾、以及分别设置在机身两侧的主翼、上翼、端翼和鸭翼;在两个端翼的外侧均设置有延伸翼,两个延伸翼上均设置有副翼,两个上翼上均设置有升降舵;两个端翼的尾部均设置有方向舵;在两个端翼的下部分别设有前向伸出支撑结构,在每个前向伸出支撑结构上设置一台主发动机、主发动机螺旋桨以及螺旋桨倾角驱动装置;在每个端翼的下部设置可收放式主起落架;在垂尾后部设置向后伸出支撑结构,在该向后伸出支撑结构上安装有调姿发动机螺旋桨。本发明飞行器不仅具有短距起飞、垂直着陆性能,同时兼顾了高速、长航时、大航程等飞行性能。



1. 一种短距起飞垂直着陆飞行器,包括机身(1)、主发动机、垂尾(10)以及分别设置在机身两侧的主翼(3)、上翼(4)、端翼(6)和鸭翼(2);两个端翼(6)的上部分别通过设置在机身上方的上翼(4)与垂尾(10)连接;在两个端翼(6)的外侧均设置有与上翼(4)相连的延伸翼(5);两个上翼(4)上均设置有升降舵(7),其特征在于:在两个端翼的下部设有前向伸出支撑结构(17),在每个前向伸出支撑结构上设置一台主发动机、主发动机螺旋桨(12)以及螺旋桨倾角驱动装置(11),并在每个端翼的下部设置可收放式主起落架(15);在所述垂尾(10)后部设置向后伸出支撑结构(13),在该向后伸出支撑结构上安装有调姿发动机螺旋桨(14)。

2. 如权利要求1所述的一种短距起飞垂直着陆飞行器,其特征在于:在两个延伸翼上均设置有副翼(8);所述两个端翼的尾部均设置有方向舵(9)。

3. 如权利要求1所述的一种短距起飞垂直着陆飞行器,其特征在于:所述主翼、鸭翼、上翼和延伸翼采用前掠翼、后掠翼或平直翼。

4. 如权利要求3所述的一种短距起飞垂直着陆飞行器,其特征在于:所述主翼采用后掠翼,上翼采用前掠翼。

5. 如权利要求1述的一种短距起飞垂直着陆飞行器,其特征在于:所述螺旋桨倾角驱动装置(11)采用滚珠丝杠驱动机构。

6. 如权利要求1所述的一种短距起飞垂直着陆飞行器,其特征在于:所述端翼(6)和延伸翼(5)均采用常规翼型、层流翼型、高升力翼型或超临界翼型。

7. 如权利要求6述的一种短距起飞垂直着陆飞行器,其特征在于:所述端翼的前缘带有后掠角,端翼的后缘带有前掠角。

8. 如权利要求1-7任一权利要求所述的一种短距起飞垂直着陆飞行器,其特征在于:所述主翼(3)略带上反角;所述上翼(4)略带下反角。

9. 如权利要求8所述的一种短距起飞垂直着陆飞行器,其特征在于:所述主发动机螺旋桨(12)和调姿发动机螺旋桨(14)的桨叶为二叶桨、三叶桨、四叶桨、五叶桨或六叶桨。

一种短距起飞垂直着陆飞行器

技术领域

[0001] 本发明属于飞行器设计领域,具体涉及一种具有优异气动性能的联结翼鸭式气动布局,能够实现短距起飞、垂直着陆的飞行器。

背景技术

[0002] 飞机具有速度快、机动性高等特点,不受高山、河流、沙漠、海洋的阻隔,无需像汽车和火车那样必须修建昂贵的公路或铁路。但是飞机也有自身的局限性,特别是起降场地有限制,飞机、尤其是大型固定翼飞机,必须依赖于机场跑道起降,机场跑道的建设规模大,一般长达2千米以上,而且占用空间大,在机场跑道数十千米范围内,不允许有高层建筑物或非航管空中飞行物,所以一个城市最多不过几个飞机场,而且机场多分布在远郊。

[0003] 目前的飞机只适用于重量轻,时间要求紧急,航程又不能太近的运输。然而,高速铁路的发展,甚至也对飞机的这一功能发出了严重的挑战。所以,从飞机的长远发展来看,需要解决的关键问题是如何使飞机减轻、甚至摆脱对于机场跑道的依赖程度。

[0004] 联结翼鸭式布局飞行器,综合运用气动/结构一体化设计技术,具有有效升力大、全机巡航升阻比高、机体重量轻、主体结构强、机内有效载荷空间大、留空时间长、低空/低速性能好、起降性能优等特点。

[0005] 常规布局飞行器,主要依靠机翼产生全机飞行所需升力,机翼在产生升力的同时,还会附加产生一定的弯曲和扭转力矩,必须采用较强、较重的机翼结构承载,因此需要付出较大的结构重量。而采用联结翼鸭式布局,联结翼本身,既是飞机的升力面,又是升力面的承力框,可将机翼所产生的弯矩和扭矩,转化为对于端翼和垂尾的拉压应力,大大优化了机翼沿展向载荷分布,从而大大减轻了机翼的结构重量和全机重量。

[0006] 常规布局飞行器,采用机翼和尾翼配合实现全机的纵向配平控制,因此在不同的重心条件下,为达到全机纵向配平,需要付出一定的升力损失。而采用联结翼鸭式布局飞行器,可利用三组升力面参与纵向配平控制,十分有利于减小纵向配平升力损失,甚至可以实现正向配平控制功能。

[0007] 常规布局飞行器,采用垂直尾翼作为主要航向安定面,方向舵位于垂尾上,提高航向安定性与操纵性就需要更大的垂尾和方向舵,导致垂尾重量大、结构复杂。而采用联结翼鸭式布局飞行器,可综合利用端翼和安装在端翼上的方向舵实现飞行器航向操稳特性控制。

[0008] 常规布局飞行器的副翼设置在主翼上,距离机身较近,若要提高滚转操纵效率,必须采用较大的副翼舵面。而采用联结翼鸭式布局飞行器,利用前掠延伸翼安装副翼,可在较小副翼操纵面积条件下,实现全机的高效横滚操纵。

[0009] 常规布局的飞机,主要依靠机翼、尾翼等升力面来产生飞行所需升力,只有在飞行速度达到较大时,才能产生足以支撑飞机重量的升力,其结果,必然导致飞机的起、降滑跑距离较长。采用本布局的飞机,可以利用发动机倾转控制技术,通过动力倾转来产生一定的升力,相当于减轻了飞机的起降重量,可以大大降低飞机的起飞离地速度或着陆接地速度,

大大缩短飞机的起降地面滑跑距离。

[0010] 常规布局的飞机,起降时,主要靠舵面的气动效率来产生纵向控制力矩。而采用本布局的飞行器,却可以利用发动机倾转及控制技术,产生俯仰、横滚等控制力矩,特别是在飞机起降阶段,采用发动机的动力倾转及控制,可以产生大的抬头力矩,使得飞机在起降低速条件下,也能达到较大的可控迎角,十分有利于飞机在起飞阶段的大升力离地;也可以为飞机在着陆阶段,实现大迎角(临近失速迎角)、小速度(甚至是垂直向下)着陆接地创造条件。

[0011] 好的飞行器,是以最小的能量付出,最大可能的高效利用空气动力安全可靠飞行而见长的“艺术品”。倘若端翼前安装的发动机螺旋桨具有足够的拉力,足以将飞机“旱地拔葱”式的起飞离地,则可使飞机具有十分出色的垂直起降能力,这样的飞机甚至可以完成类似于直升机的各种飞行,但是势必会造成在长时间巡航飞行阶段,其动力大量冗余,由此必然会带来结构强度和飞机重量的大量冗余,因此短距起飞/垂直着陆的飞行器或许是最佳的选择。

发明内容

[0012] 本发明的目的是针对现有技术存在的不足和缺陷,提供一种短距起飞垂直着陆飞行器,使其不仅能实现短距起飞,能在较短距离的跑道上、甚至不需要在专门的跑道顺利完成起飞,也能让飞机在无跑道条件下,在任意一块平地上完成安全着陆,同时兼顾高速、长航时、大航程等飞行性能。

[0013] 为达到上述目的,本发明的技术方案如下:

[0014] 一种短距起飞垂直着陆飞行器,包括机身、主发动机、垂尾以及分别设置在机身两侧的主翼、上翼、端翼和鸭翼;两个端翼的上部分别通过设置在机身上方的上翼与垂尾连接;在两个端翼的外侧均设置有与上翼相连的延伸翼;两个上翼上均设置有升降舵,其特征在于:在两个端翼的下部设有前向伸出支撑结构,在每个前向伸出支撑结构上设置一台主发动机、主发动机螺旋桨以及螺旋桨倾角驱动装置,并在每个端翼的下部设置可收放式主起落架;在所述垂尾后部设置向后伸出支撑结构,在该向后伸出支撑结构上安装有调姿发动机螺旋桨。优选地,上述技术方案中,所述两个延伸翼上均设置有副翼;所述两个端翼的尾部均设置有方向舵。

[0015] 优选地,所述主翼、鸭翼、上翼和延伸翼采用前掠翼、后掠翼或平直翼。

[0016] 优选地,所述主翼采用后掠翼,上翼采用前掠翼。所述主翼略带上反角;所述上翼略带下反角。

[0017] 优选地,所述螺旋桨倾角驱动装置采用滚珠丝杠驱动机构。

[0018] 优选地,所述端翼和延伸翼均采用常规翼型、层流翼型、高升力翼型或超临界翼型。所述端翼的前缘带有后掠角,端翼的后缘带有前掠角。

[0019] 优选地,所述主发动机螺旋桨和调姿发动机螺旋桨的桨叶为二叶桨、三叶桨、四叶桨、五叶桨或六叶桨。

[0020] 本发明与现有技术相比,具有以下优点及突出性的技术效果:

[0021] 本发明能实现短距起飞,能在较短距离的跑道上、甚至不需要在专门的跑道顺利完成起飞;能实现垂直着陆,让飞机能在无跑道条件下,在任意一块平地上完成安全着陆。

本发明飞行器不仅具有短距起飞/垂直着陆性能,同时兼顾了高速、长航时、大航程的飞行性能,具有较大任务载荷的特性。具体表现在以下几方面:

[0022] ①采用联结翼鸭式(即:主翼+上翼+鸭翼的合成外形)布局形式,联结翼本身,既是飞行器的升力面,又是升力面的承力框,可将机翼所产生的弯矩和扭矩转化为对于端翼和垂尾的拉压应力,大大优化了机翼沿展向载荷分布,从而大大减轻了机翼的结构重量和全机重量。

[0023] ②采用联结翼鸭式布局飞行器,可利用三组升力面参与纵向配平控制,十分有利于减小纵向配平的升力损失,甚至可以实现正向配平控制功能。③本发明可综合利用端翼和安装在端翼上的方向舵实现飞行器航向操稳特性控制。④采用本发明,可以利用主发动机螺旋桨倾角驱动装置,通过动力倾转来产生一定的升力,相当于减轻了飞机的起降重量,可以大大降低飞机的起飞离地速度或着陆接地速度,大大缩短飞机的起降地面滑跑距离。⑤本发明可以利用主发动机螺旋桨倾角驱动装置产生俯仰、横滚等控制力矩,特别是在飞机起降阶段,采用主发动机螺旋桨倾角驱动装置,可以产生大的抬头力矩,使得飞机在起降低速条件下,也能达到较大的可控迎角,十分有利于飞机在起飞阶段的大升力离地;也可以为飞机在着陆阶段,实现大迎角(临近失速迎角)、小速度(甚至是垂直向下)着陆接地创造条件。

附图说明

[0024] 图1为本发明提供的一种短距起飞垂直着陆飞行器的外部结构示意图(起落架放下、发动机螺旋桨垂直向上)。

[0025] 图2为本发明提供的一种短距起飞垂直着陆飞行器的起落架放下、发动机螺旋桨向上倾转45°斜俯视图。

[0026] 图3为本发明提供的一种短距起飞垂直着陆飞行器的起落架收起、发动机螺旋桨垂直向前倾转斜俯视图。

[0027] 图4为本发明提供的一种短距起飞垂直着陆飞行器的起落架放下、发动机螺旋桨垂直向上倾转侧视图。

[0028] 图5为本发明提供的一种短距起飞垂直着陆飞行器的起落架收起、发动机螺旋桨向上倾转45°侧视图。

[0029] 图6为本发明提供的一种短距起飞垂直着陆飞行器的起落架收起、发动机螺旋桨垂直向前倾转侧视图。

[0030] 图中,1-机身;2-鸭翼;3-主翼;4-上翼;5-延伸翼;6-端翼;7-升降舵;8-副翼;9-方向舵;10-垂尾;11-螺旋桨倾角驱动装置;12-主发动机螺旋桨;13-后向伸出支撑结构;14-调姿发动机螺旋桨;15-可收放式主起落架;16-可收放式前起落架;17-前向伸出支撑结构。

具体实施方式

[0031] 下面结合附图和具体实施方式对本发明进行详细说明。

[0032] 如图1所示,本发明提供的一种短距起飞垂直着陆飞行器包括:机身1,主动发动机、设置在机身1前端两侧的鸭翼2,分别设置在机身1两侧的主翼3、上翼4、端翼6以及设置在机身1尾部上方的垂尾10;所述端翼6设置在机身两侧的主翼3的端部,两个端翼6的上部

分别通过设置在机身1上方的上翼4与设置在机身1尾部的垂尾10连接,在两个上翼4上均设置有升降舵7;所述两个端翼6的外侧设置有与上翼相连的延伸翼5,两个延伸翼5上均设置有副翼8;所述两个端翼6的尾部均设置有方向舵9。在两个端翼6下部设置有前伸出支撑结构17,在每个前向伸出支撑结构17上设置一台主发动机以及螺旋桨倾角驱动装置11,在主发动机上安装有主发动机螺旋桨12;所述前向伸出支撑结构17内安装有滚珠丝杠倾角驱动装置11,可以对主发动机螺旋桨12的角度进行调节。

[0033] 在两个端翼6下部均安装有可收放式主起落架15,在机身下的中部位置安装可收放式前起落架16;所述垂尾10的后部上方设置有后伸出支撑结构13,在该伸出支撑结构13的上方安装有调姿发动机螺旋桨14,所述主发动机螺旋桨12和调姿发动机螺旋桨14的桨叶为二叶桨、三叶桨、四叶桨、五叶桨或六叶桨。

[0034] 所述主翼3、鸭翼2、上翼4和延伸翼5采用前掠翼、后掠翼或平直翼。主翼3后掠,上翼4前掠,形成一前一后的机翼布局形式,气动效率高,能充分发挥两组翼面的增升效应。延伸翼5增加了全机的有效升力面积,极大的提高了飞行器的有效升力。主发动机装在端翼下部的前伸出支撑结构17上,在前伸出支撑结构17上,利用滚珠丝杠来实现发动机螺旋桨的倾转控制。当主发动机螺旋桨12向上倾转,呈升力状态工作时,在其下洗流方向上,几乎未有任何遮挡,可以充分发挥旋翼的增升气动效率,为全机在起降阶段提供有效的动力升力,而不会因为下洗流遮挡而导致动力升力损失。当主发动机螺旋桨12垂直向上,增升最大状态时,由于螺旋桨充分靠近地面,具有类似于直升机的地效悬停类的功效,可以大大增强螺旋桨在地面附近的增升效率,十分有利于飞机的起降性能改善。飞机在巡航飞行阶段,主发动机螺旋桨12所产生的滑流,不会对机翼3产生不利气动干扰;此时,螺旋桨滑流向后流经端翼6和主翼3,可以对端翼6和主翼3产生有利气动干扰,增大主翼3的升阻比和端翼6的方向安定性。可收放式主起落架15安装在端翼6的下方,有利于充分利用该飞行器的结构优势,增大机身1和机翼3内部的可利用空间。

[0035] 本发明飞行器依据空气动力学原理设计,具有阻力小、有效升力面大、升阻比高等特点,主翼3采用后掠角,主要目的是让端翼6尽可能远离飞机重心,增强端翼6垂直安定面的方向安定性。上翼4采用前掠翼,前掠翼具有优越的气动性能,可大大提高飞机的低速操纵性能,显著减小跨声速飞行时的阻力,在大迎角下具有良好的失速特性。飞行器的主翼3略带上反角,上翼4略带下反角,使得飞行器机翼(包括上翼4主翼3)的俯视图和主视图的外形都接近菱形,飞行器整体刚度好,结构承力特性好。本飞行器设计中,主翼3、上翼4翼面的间距足够,主翼3和上翼4之间的相互干扰比较小,因此可以充分发挥两组翼面的气动特性。在飞行器的机头附近设置有鸭翼2,提高了全机的总升力,极大地提高了全机的纵向控制能力,由鸭翼2拖出的前缘涡在一定条件下(主要在于平飞状态条件下),可以稳定主翼3的上边界层,从而延迟气流分离,使得主翼3的有效升力和失速迎角增加。延伸翼5增加了全机的有效升力面积,因为延伸翼5恰好位于全机重心附近,可为全机提供几乎无需配平的升力,所以具有很大的增升效率。

[0036] 端翼6的前缘后掠,端翼6的后缘前掠,可加大端翼6垂直安定面与飞机重心之间的距离,提高了飞机的方向安定性。在左右端翼6下部前方,设置主发动机和螺旋桨倾角驱动装置,在左右端翼6下部中间位置,安装可收放式主起落架15;在两个端翼6的尾部安装方向舵9;方向舵9的安装位置位于上翼4和主翼3面之间,使得上翼4和主翼3对方向舵9产生较强

的“端翼效应”，可增大方向舵9的气动效率，有利于提高方向舵的舵面效率；由于方向舵9舵面的气动中心靠近全机的垂直重心，使得方向舵偏转所产生的非指令横滚力矩大大减小；同时设置在延伸翼5上的副翼8，由于靠近飞机的纵向重心，副翼8的偏转也不会产生大的非指令的俯仰力矩，其综合作用效果，将大大提高飞机的滚转角控制精度和抗侧风着陆能力，这对于改善飞机的操纵品质是十分有利的。

[0037] 在起飞阶段，只要飞机的重量接近于发动机螺旋桨的动力升力，就可以实现飞机的“旱地拔葱”式垂直起飞离地。即使发动机的动力升力不足以将飞机直接举起，也能大大改善飞机的起飞性能，实现短距起飞：在起飞阶段，仍然需要飞机在地面滑跑增速，当飞机已经具有一定的飞行速度时，主发动机螺旋桨12向上倾斜一定角度，使发动机在产生向前拉力的同时产生一定的动力升力；在动力升力作用下，飞机将产生抬头力矩，使得飞机即使在低速条件下，也能使用很大的起飞迎角，增大全机升力面的有效升力，以较短的滑跑距离，离地升空。随后，逐渐增大调姿发动机螺旋桨14的升力，逐渐减小飞行迎角，减小飞行阻力，并逐渐前倾主发动机螺旋桨12，增大了螺旋桨拉力分量，使飞机作持续加速飞行运动，全机升力将随着飞行速度的增加而增大，直到飞机各升力面所产生的升力足以支撑全机飞行重量，即可转入固定翼高效巡航飞行阶段。

[0038] 在着陆阶段，只要飞机的重量接近于发动机动力升力，就可以实现飞机的垂直着陆。即使发动机所产生的动力升力不足以支撑全机的着陆重量，也可以使得飞机的着陆速度大大降低：在着陆下滑临近地面时，可以让发动机满负荷工作，利用螺旋桨倾角驱动装置11，使得绝大部分的推力作用在升力方向，所产生的升力，相当于减轻了飞机的着陆重量，从而大大降低飞机的着陆接地速度。在着陆的后期，可以令主发动机螺旋桨12完全向上垂直，并作最大工作状态运转，此时在主发动机螺旋桨12所产生的抬头力矩作用下，可使的飞机产生较大迎角和俯仰角，使主发动机螺旋桨12和调姿发动机螺旋桨14在产生最大的动力升力的同时，还会在其飞行速度方向上，产生很大的反推力，令飞机迅速减速，并保持飞机以大迎角、大气动阻力姿态前行，即使主发动机螺旋桨12升力不足以保证飞机垂直着陆，也能确保飞机以极低的速度接地，接地后还能确保飞机以大俯仰角、大气动阻力姿态前行，从而大大缩短着陆滑跑距离。

[0039] 实施例1：

[0040] 本发明实施例提供一种短距起飞垂直着陆的飞行器，该飞行器包括：机身1，设置在机身1前端两侧的鸭翼2，分别设置在机身1两侧的主翼3、上翼4和端翼6以及设置在机身1尾部上方的垂尾10；所述端翼6设置在机身两侧的主翼3的端部，两个端翼6的上部分别通过设置在机身1上方的上翼4与设置在机身1尾部的垂尾10连接，在两个上翼4上均设置有升降舵7；所述两个端翼6的外侧设置有与上翼相连的延伸翼5，两个延伸翼5上均设置有副翼8；所述两个端翼6的尾部均设置有方向舵9。在两个端翼6下部设置有前伸出支撑结构17，在每个前向伸出支撑结构17上设置一台主发动机和螺旋桨倾角驱动装置11，螺旋桨倾角驱动装置11用于调节螺旋桨的倾斜角度（参见图2、图3、图4、图5、图6），螺旋桨倾角驱动装置11可采用滚珠丝杠驱动装置。在两个端翼6下部均安装有可收放式起落架15；所述垂尾10的后部上方设置有后伸出支撑结构13，在该伸出支撑结构13的上方安装有调姿发动机螺旋桨14。

[0041] 本飞行器依据空气动力学原理设计，由于在具有阻力小、有效升力面大、升阻比高等特点，主翼3采用后掠翼，上翼4采用前掠翼，前掠翼具有优越的气动性能，可大大提高飞

机的低速操纵性能,显著减小跨声速以下飞行时的阻力,在大迎角下具有良好的失速特性。飞行器的主翼3略带上反角,上翼4略带下反角,使得飞行器机的主翼3和上翼4的俯视图和正视图的外形都接近菱形,飞行器整体刚度好,结构承力特性好。本飞行器设计中,主翼3和上翼4翼面的间距足够,主翼3和上翼4之间的相互干扰比较小,因此可以充分发挥两组翼面的气动特性。在飞行器的机头附近设置有鸭翼2,提高了全机升力,极大地提高了全机的纵向控制能力;由鸭翼2拖出的前缘涡在一定条件下(主要在于平飞状态条件下),可以稳定主翼3的上表面边界层,从而延迟气流分离,使得主翼3有效升力和失速迎角增加。延伸翼5增加了全机的有效升力面积,因为延伸翼5恰好位于全机纵向重心附近,可为全机提供几乎无需配平的升力,所以具有很大的增升效率。

[0042] 本发明中,端翼6前缘后掠,端翼6的后缘前掠,有利于加大端翼6垂直安定面与全机重心的距离,提高飞机的方向安定性,在每个前向伸出支撑结构17上设置一台主发动机以及螺旋桨倾角驱动装置11;在左右端翼6下部中间位置,安装可收放式主起落架15;在端翼6的尾部,设置方向舵9,位于上翼4和主翼3的翼面之间,使得上翼4和主翼3翼面对方向舵9产生较强的“端翼效应”,可增大方向舵9的气动效率,有利于提高方向舵9舵面效率。由于方向舵9舵面的气动中心靠近全机的垂直重心,使得方向舵9偏转所产生的非指令横滚力矩大大减小;同时在延伸段5上设置副翼8,由于靠近全机的纵向重心,副翼8的偏转,也不会产生大的非指令的俯仰力矩,其综合作用效果,将大大提高飞机的滚转角控制精度和抗侧风着陆能力,这对于改善飞机的操纵品质是十分有利的。

[0043] 本发明飞行器的机身1和主翼3进行了翼身融和处理,机身1和鸭翼2进行了翼身融和处理,从而在改善其气动效能的前提下,增加了机身1机翼3和鸭翼2连接处的结构强度;所述垂尾10和机身1进行融合连接,增加强度。所述主翼3、鸭翼2、上翼4、延伸翼5和端翼6采用常规翼型、层流翼型、高升力翼型或超临界翼型。鸭翼2和延伸翼5采用前掠翼、后掠翼或平直翼。

[0044] 实施例2:

[0045] 本发明实施例提供一种短距起飞飞行器,该飞行器包括:机身1、设置在机身1前端两侧鸭翼2、设置在机身1两侧的主翼3、上翼4)、端翼6、设置在机身1尾部上方的垂尾10;在机身1两侧的主翼3的端部均设置端翼6,所述两个端翼6的上部分别通过设置在机身1上方的上翼4与设置在机身尾部的垂尾10连接;所述两个端翼6的外侧设置有与上翼相连的延伸翼5;所述两个上翼4上均设置有升降舵7,所述两个延伸翼5上均设置有副翼8,所述两个端翼6的尾部均设置有方舵9;所述两个端翼6下部设置前向伸出支撑结构17,所述前向伸出支撑结构17前端设置有螺旋桨倾角驱动装置11;所述螺旋桨倾角驱动装置上安装有主发动机螺旋桨12;所述两个端翼6下部安装有可收放式主起落架15;所述垂尾10的后部上方设置有后向伸出支撑结构13,所述后向伸出支撑结构13的上方安装有调姿发动机螺旋桨14。

[0046] 在起飞阶段,只要飞机的重量接近于主发动机螺旋桨动力升力,就可以实现飞机的垂直起飞离地。

[0047] 即使主发动机螺旋桨12的动力升力不足以将飞机直接举起,也能大大改善飞机的起飞性能,实现短距起飞:在起飞阶段,仍然需要飞机在地面滑跑增速,当飞机已经具有一定的飞行速度时,主发动机螺旋桨12向上倾斜一定角度,就会使主发动机螺旋桨在产生向前拉力的同时产生一定的动力升力;主发动机螺旋桨12动力升力还会产生较大的抬头力

矩,叠加上鸭翼2和升降舵7的舵面效率;端翼6下面设置可收放式主起落架15,让飞机具有足够大的擦地角;其综合作用的结果:使得飞机即使在低速条件下,也能使用很大的起飞迎角,增大全机鸭翼2、主翼3、上翼4和延伸翼5升力面的有效升力,以较短的滑跑距离离地升空。随后,逐渐增大调姿发动机螺旋桨14的升力,逐渐减小飞行迎角,减小飞行阻力,并逐渐前倾主发动机,增大主发动机螺旋桨12拉力分量,使飞机作持续加速飞行运动,飞机各升力面的升力将随着飞行速度的增大而增大,直到飞机各升力面所产生的升力足以支撑全机飞行重量,即可转入固定翼高效巡航飞行阶段。

[0048] 实施例3

[0049] 本发明实施例提供一种垂直(短距)着陆飞行器,该飞行器包括:机身1、设置在机身前端两侧鸭翼2、设置在机身1两侧的主翼3、上翼4、端翼6、以及设置在机身尾部上方的垂尾10;所述设置在机身两侧的主翼3的端部均设置端翼6,所述两个端翼6的上部分别通过设置在机身上方的上翼4与设置在机身尾部的垂尾10连接;所述两个端翼6的外侧设置有与上翼相连的延伸翼5;所述两个上翼4上均设置有升降舵7,所述两个延伸翼5上均设置有副翼8,所述两个端翼6的尾部均设置有方舵9;所述两个端翼6下部设置前向伸出支撑结构17,所述前向伸出支撑结构17前端设置有螺旋桨倾角驱动装置11;所述螺旋桨倾角驱动装置上安装有螺旋桨发动机;所述两个端翼6下部安装有可收放式主起落架15;所述垂尾10的后部上方设置有后向伸出支撑结构13,所述后向伸出支撑结构13的上方安装有调姿发动机螺旋桨14。

[0050] 在着陆阶段,只要飞机的重量接近于主发动机螺旋桨12动力升力,就可以实现飞机的垂直着陆。

[0051] 即使主发动机螺旋桨12所产生的动力升力不足以支撑全机的着陆重量,也可以使得飞机的着陆速度大大降低。在着陆下滑临近地面时,可以让主发动机螺旋桨12满负荷工作,利用螺旋桨倾角驱动装置11,使得绝大部分的推力作用在升力方向,主发动机螺旋桨12所产生的升力,相当于减轻了飞机的着陆重量。在着陆的后期,可以令主发动机螺旋桨12完全向上垂直,并作最大工作状态运转,此时主发动机螺旋桨12所产生的抬头力矩和鸭翼2、升降舵7的共同作用下,可使得飞机产生较大迎角或俯仰角,此时,主发动机螺旋桨12和调姿发动机螺旋桨14在产生最大的动力升力的同时,还会在其飞行速度方向上,产生很大的反推力,令飞机迅速减速;同时,由于所采用的可收放式主起落架15具有几乎不受限制的擦地角,使飞机能以大迎角/大气动阻力姿态接地、前行,即使主发动机螺旋桨升力不足以保证飞机垂直着陆,也能大大缩短着陆滑跑距离。

[0052] 另外,可收放式主起落架15所具有的超大主轮距,可以确保飞机在起飞大迎角离地、着陆大迎角接地时的横航向稳定性不发生问题。

[0053] 所述鸭翼2、主翼3、上翼4、端翼6和延伸翼5可采用常规翼型、层流翼型、高升力翼型或超临界翼型,主发动机螺旋桨12和调姿发动机螺旋桨14的桨叶为二叶桨、三叶桨、四叶桨、五叶桨或六叶桨。

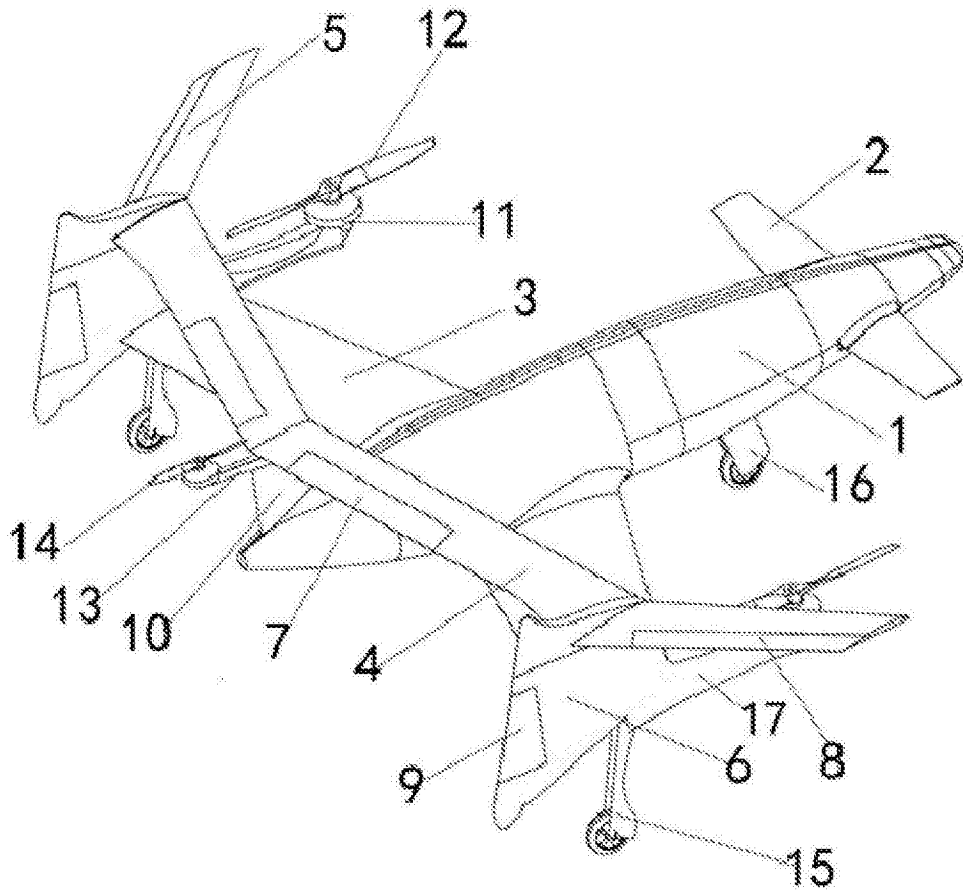


图1

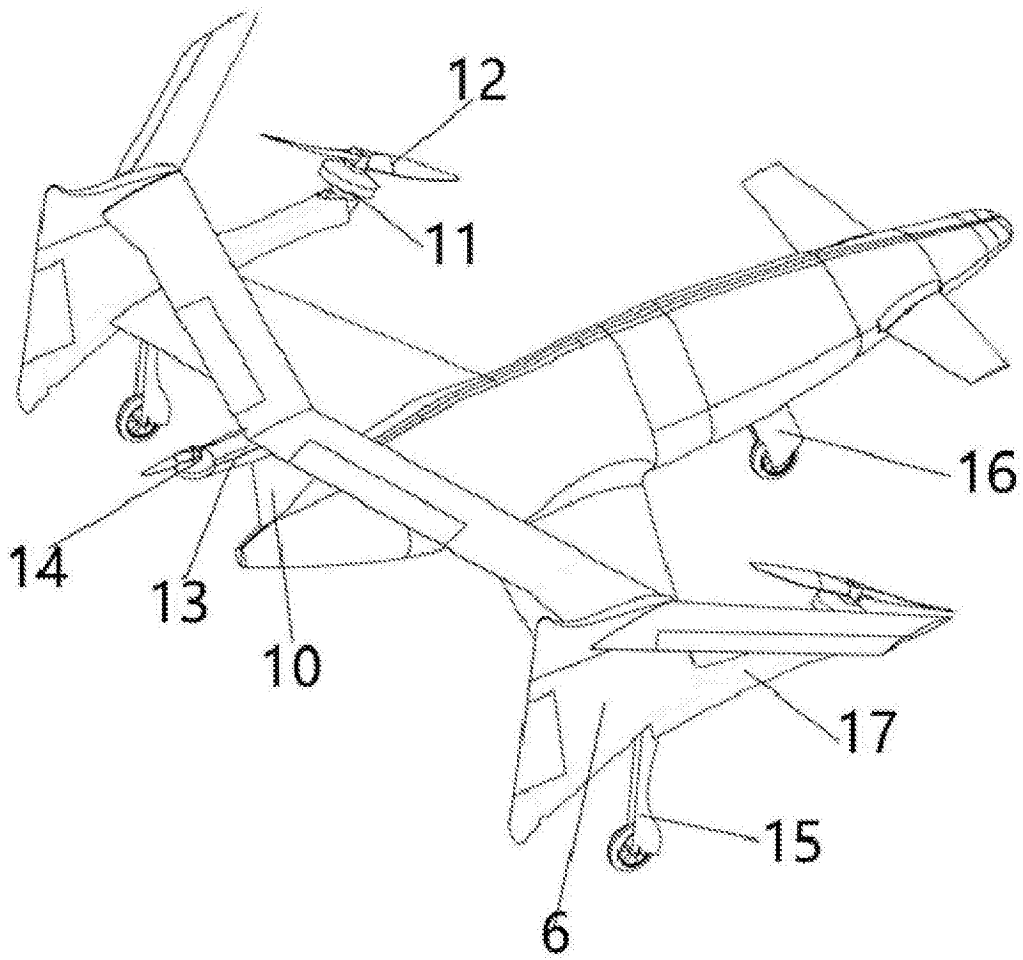


图2

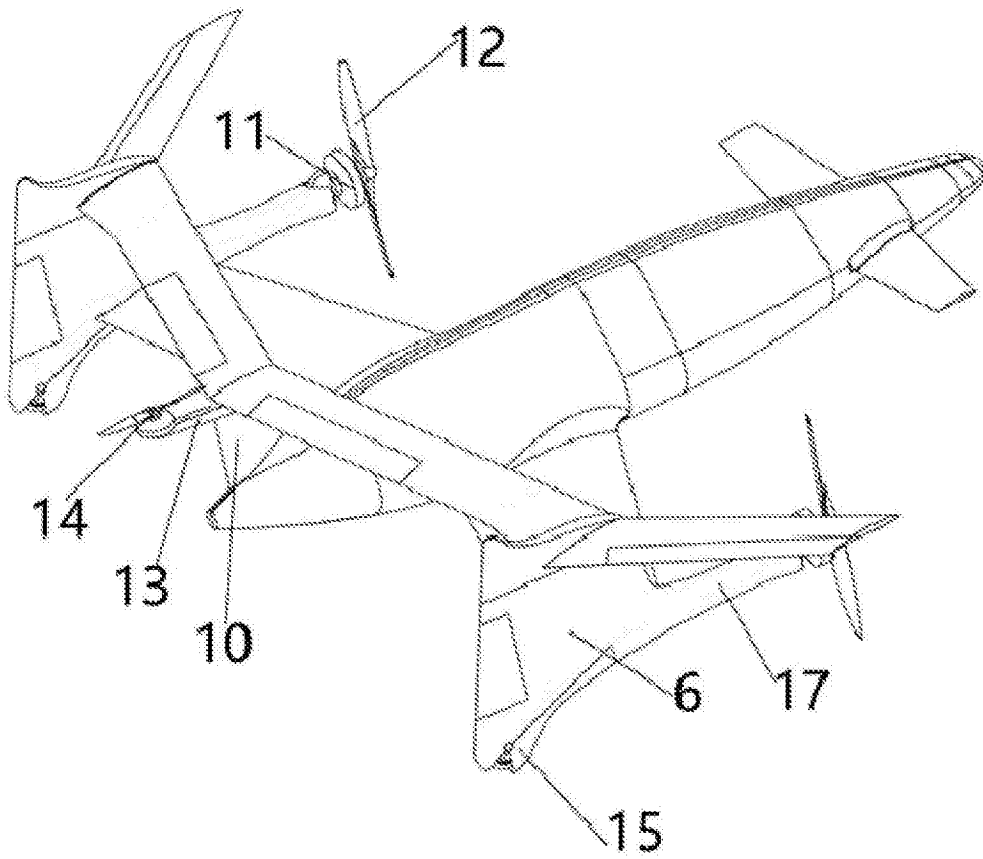


图3

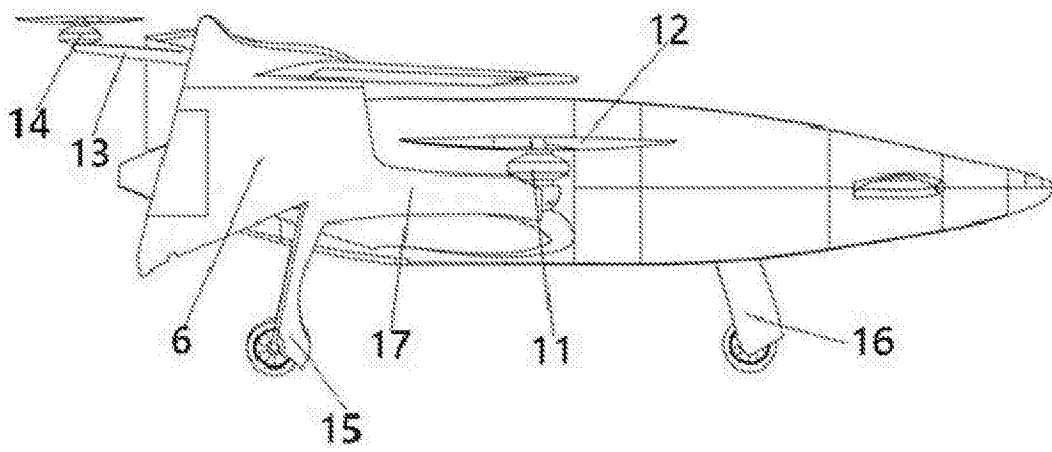


图4

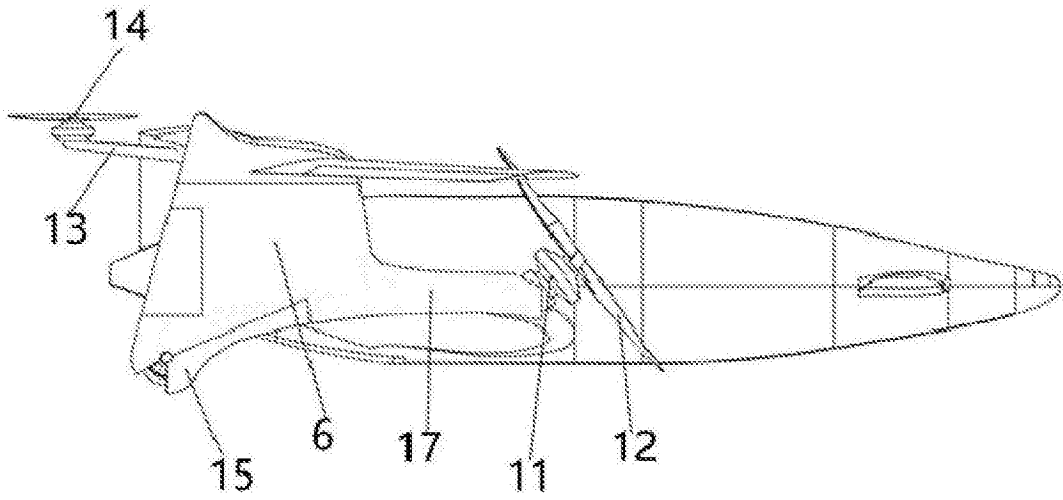


图5

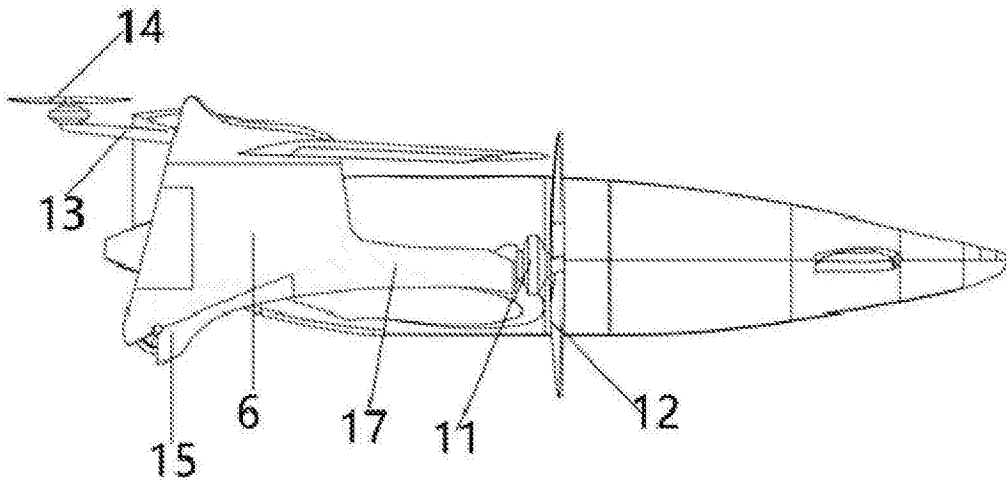


图6