



(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 108408043 B

(45)授权公告日 2019.11.29

(21)申请号 201810175261.5

审查员 倪芳原

(22)申请日 2018.03.02

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 108408043 A

(43)申请公布日 2018.08.17

(73)专利权人 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 郭士钧 张曙光

(74)专利代理机构 北京航智知识产权代理事务

所(普通合伙) 11668

代理人 陈磊 程连贞

(51)Int.Cl.

B64C 27/26(2006.01)

B64C 27/28(2006.01)

B64C 29/00(2006.01)

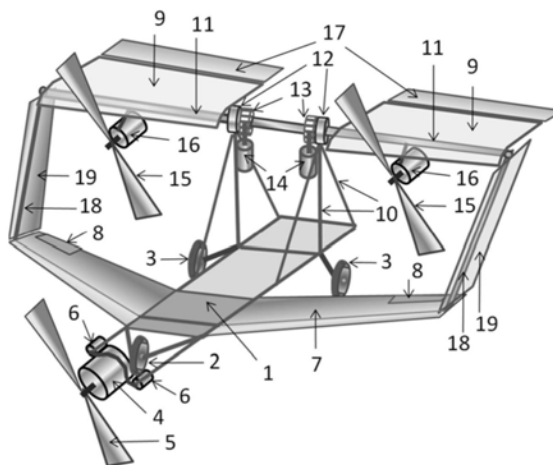
权利要求书2页 说明书6页 附图3页

(54)发明名称

一种盒式倾转翼飞行器

(57)摘要

本发明公开了一种盒式倾转翼飞行器,包括机身、起落架、固定前翼、可倾转后翼以及旋翼系统,所述固定前翼的翼尖通过连接构件与所述可倾转后翼的翼尖连接,所述旋翼系统包括设置于所述机身的前端的可倾转的前螺旋桨,和设置于所述可倾转后翼上且分别位于所述机身的两侧的一对后螺旋桨,所述一对后螺旋桨随所述可倾转后翼同步倾转。本发明的前后机翼在翼尖相连形成的盒式双翼构型使机翼尤其是可倾转后翼结构刚度大幅提高,同时机身前端的发动机和可倾转后翼两侧的电动机所构成的前三点式动力布局,使飞行器在垂直起降和悬停状态均具有足够的俯仰和滚转静平衡余度。



1. 一种盒式倾转翼飞行器,其特征在于,所述飞行器包括机身、起落架、固定前翼、可倾转后翼、以及旋翼系统,

所述固定前翼以下单翼方式安装于所述机身的前段下部,所述可倾转后翼以平直上单翼方式安装于所述机身的后段上部,所述固定前翼的翼尖通过连接构件与所述可倾转后翼的翼尖连接,

所述旋翼系统包括设置于所述机身的前端的可倾转的前螺旋桨,和设置于所述可倾转后翼上且分别位于所述机身的两侧的一对后螺旋桨,所述一对后螺旋桨随所述可倾转后翼同步倾转。

2. 根据权利要求1所述的飞行器,其特征在于,所述前螺旋桨的倾转角度为0-90度,所述可倾转后翼连同所述一对后螺旋桨的倾转角度为0-90度。

3. 根据权利要求1或2所述的飞行器,其特征在于,

所述飞行器包括下端连接于所述机身的后段的垂向支架,

所述可倾转后翼包括沿其翼展延伸的翼梁、设置于所述翼梁的翼面以及连接于所述翼面的后部的升降副翼,

所述翼梁可转动地连接于所述垂向支架的上端,所述一对后螺旋桨分别设置于所述翼梁的两个侧段。

4. 根据权利要求3所述的飞行器,其特征在于,所述翼梁的中段设置有蜗齿传动机构及驱动所述蜗齿传动机构的伺服电机,所述伺服电机固定安装于所述垂向支架,

所述蜗齿传动机构包括相互啮合的齿轮和蜗杆,所述蜗杆设置于所述伺服电机的上端,所述翼梁穿过并固连于所述齿轮。

5. 根据权利要求1或2所述的飞行器,其特征在于,

所述飞行器包括下端均连接于所述机身的后段的前垂向支架和后垂向支架,

所述可倾转后翼包括沿其翼展延伸的平行间隔设置的前翼梁和后翼梁、设置于所述前翼梁和所述后翼梁的翼面以及连接于所述翼面的后部的升降副翼,

所述后翼梁可转动地连接于所述后垂向支架的上端,所述前翼梁能够以所述后翼梁为轴转动,所述一对后螺旋桨分别设置于所述前翼梁的两个侧段。

6. 根据权利要求5所述的飞行器,其特征在于,所述后翼梁的中段设置有蜗齿传动机构及驱动所述蜗齿传动机构的伺服电机,所述伺服电机固定安装于所述前垂向支架,

所述蜗齿传动机构包括相互啮合的 $\pi/2$ 扇形齿轮和蜗杆,所述蜗杆设置于所述伺服电机的上端,所述前翼梁和所述后翼梁分别穿过并固连于所述 $\pi/2$ 扇形齿轮,所述 $\pi/2$ 扇形齿轮的半径略大于所述前翼梁和所述后翼梁的间距。

7. 根据权利要求6所述的飞行器,其特征在于,所述蜗齿传动机构还包括用于防止所述可倾转后翼的倾转角小于0度的杆,所述杆的一端固连于所述 $\pi/2$ 扇形齿轮的非齿缘,另一端前伸至所述蜗杆的上方。

8. 根据权利要求1或2所述的飞行器,其特征在于,所述固定前翼具有上反角和后掠角,所述上反角为10-15度,所述后掠角为15-20度,

所述连接构件包括具有后倾角和外倾角的垂向梁及安装于所述垂向梁的可偏转的垂直安定面,所述垂向梁的后倾角为20-30度,外倾角为20-30度。

9. 根据权利要求1或2所述的飞行器,其特征在于,所述起落架为前三点式起落架。

10. 根据权利要求1或2所述的飞行器,其特征在于,所述前螺旋桨由发动机驱动,所述一对后螺旋桨分别由一对电动机驱动。

一种盒式倾转翼飞行器

技术领域

[0001] 本申请涉及倾转翼飞行器领域,具体但不排他地,涉及一种具有可短距起降、垂直起降、悬停和前飞功能的前三点式动力布局盒式倾转翼飞行器。

背景技术

[0002] 近年来,随着蓄电池能量密度和主动控制技术的快速发展,加上电机驱动螺旋桨可快速调转速的特点,开发实用型的电驱动超轻型旋翼飞行器的条件已成熟。与直升机相比,倾转旋翼或倾转翼飞行器综合了旋翼和固定翼的优势,其中,倾转翼在垂直起降和悬停时的气动效率显著高于倾转旋翼,这对电驱动飞行器尤为重要,因此倾转翼成为首选构型。

[0003] 然而,目前倾转翼飞行器主要采用上单翼式或四个以上多旋翼构型,其主要有以下两方面的不足:一是导致静稳定裕度不足或是稳定裕度有余但动力系统复杂且低效;二是这类飞行器的主动控制系统在起飞悬停时对各旋翼的升力变化很敏感,因此对机翼的刚度要求更高,以免升力变化产生的机翼的振动和弹性变形引起系统对旋翼的过度调节而导致稳定性控制发散。而传统飞机构型采用的悬臂梁式倾转上单翼的刚度明显不足,采用小展弦比大厚度的机翼设计又会导致结构偏重以及机翼升力面偏小而低速前飞时升力不足。

发明内容

[0004] 为克服或补偿上述现有技术的不足,本发明提供了一种构型科学合理、结构紧凑、气动效率高、控制精准、具备短距起降、垂直起降和悬停并在前飞时可利用气流能量充电功能的前三点式动力布局盒式倾转翼飞行器。

[0005] 根据本发明的一方面,提供一种盒式倾转翼飞行器,包括机身、起落架、固定前翼、可倾转后翼、以及旋翼系统,

[0006] 所述固定前翼以下单翼方式安装于所述机身的前段下部,所述可倾转后翼以平直上单翼方式安装于所述机身的后段上部,所述固定前翼的翼尖通过连接构件与所述可倾转后翼的翼尖连接,

[0007] 所述旋翼系统包括设置于所述机身的前端的可倾转的前螺旋桨,和设置于所述可倾转后翼上且分别位于所述机身的两侧的一对后螺旋桨,所述一对后螺旋桨随所述可倾转后翼同步倾转。

[0008] 本发明的前后机翼在翼尖相连形成的盒式双翼构型使机翼尤其是可倾转后翼结构刚度大幅提高,另外小展长双机翼可提供足够的升力面,在相对低速飞行状态产生所需的升力。

[0009] 在一些实施方式中,所述前螺旋桨的倾转角度可为0-90度,所述可倾转后翼连同所述一对后螺旋桨的倾转角度可为0-90度。

[0010] 在一些实施方式中,所述飞行器可包括下端连接于所述机身的后段的垂向支架,所述可倾转后翼可包括沿其翼展延伸的翼梁、设置于所述翼梁的翼面以及连接于所述翼面的后部的升降副翼。所述翼梁可转动地连接于所述垂向支架的上端,所述一对后螺旋桨分

别设置于所述翼梁的两个侧段。

[0011] 在一些实施方式中,所述翼梁的中段可设置有蜗齿传动机构及驱动所述蜗齿传动机构的伺服电机,所述伺服电机固定安装于所述垂向支架,所述蜗齿传动机构可包括相互啮合的齿轮和蜗杆,所述蜗杆设置于所述伺服电机的上端,所述翼梁穿过并固连于所述齿轮。

[0012] 在一些实施方式中,所述飞行器可包括下端均连接于所述机身的后段的前垂向支架和后垂向支架,所述可倾转后翼可包括沿其翼展延伸的平行间隔设置的前翼梁和后翼梁、设置于所述前翼梁和所述后翼梁的翼面以及连接于所述翼面的后部的升降副翼,所述后翼梁可转动地连接于所述后垂向支架的上端,所述前翼梁能够以所述后翼梁为轴转动,所述一对后螺旋桨分别设置于所述前翼梁的两个侧段。

[0013] 在一些实施方式中,所述后翼梁的中段可设置有蜗齿传动机构及驱动所述蜗齿传动机构的伺服电机,所述伺服电机固定安装于所述前垂向支架,所述蜗齿传动机构包括相互啮合的 $\pi/2$ 扇形齿轮和蜗杆,所述蜗杆设置于所述伺服电机的上端,所述前翼梁和所述后翼梁分别穿过并固连于所述 $\pi/2$ 扇形齿轮,所述 $\pi/2$ 扇形齿轮的半径略大于所述前翼梁和所述后翼梁的间距。

[0014] 在一些实施方式中,所述蜗齿传动机构还可包括用于防止所述可倾转后翼的倾转角小于0度的杆,所述杆的一端固连于所述 $\pi/2$ 扇形齿轮的非齿缘,另一端前伸至所述蜗杆的上方。

[0015] 在一些实施方式中,所述固定前翼可具有上反角和后掠角,所述上反角可为10-15度,所述后掠角可为15-20度。

[0016] 在一些实施方式中,所述连接构件可包括具有后倾角和外倾角的垂向梁及安装于所述垂向梁的可偏转的垂直安定面,所述垂向梁的后倾角可为20-30度,外倾角可为20-30度。

[0017] 在一些实施方式中,所述起落架可以为前三点式起落架。

[0018] 在一些实施方式中,所述前螺旋桨可由发动机驱动,所述一对后螺旋桨可分别由一对电动机驱动。

[0019] 机身前端的发动机和可倾转后翼两侧的电动机构成了前三点式动力布局,使飞行器的重心正好处于这三点形成的三角形形心附近,基于三点平衡原理,本发明的飞行器在垂直起降和悬停状态均具有足够的俯仰和滚转静平衡余度。

附图说明

[0020] 为了更清楚地说明本申请实施方式中的技术方案,下面将对实施方式描述中所需要使用的附图作简单地介绍,显而易见地,下面描述中的附图仅仅是本申请的一些实施方式,对于本领域普通技术人员来讲,在不付出创造性劳动的前提下,还可以根据这些附图获得其它的附图。

[0021] 图1为本发明的一实施方式的飞行器处于前飞状态的结构示意图。

[0022] 图2为本发明的一实施方式的飞行器处于垂直起降和悬停状态的结构示意图。

[0023] 图3为本发明的另一实施方式的飞行器处于前飞状态的结构示意图。

[0024] 图4为本发明的另一实施方式的飞行器处于垂直起降和悬停状态的结构示意图。

[0025] 图5为本发明的飞行器设置有驾驶舱的示意图。

具体实施方式

[0026] 下面将结合本申请实施方式中的附图,对本申请的实施方式中的技术方案进行清楚、完整的描述,显然,所描述的实施方式仅仅是作为例示,并非用于限制本申请。

[0027] 如图1和2所示,本发明的盒式倾转翼飞行器包括机身1、安装于机身1的底部的前三点式起落架(前起落架2和主起落架3)、安装于机身1的前端的发动机4和螺旋桨5、以及位于机身1的前端两侧的可驱动发动机4和螺旋桨5倾转的伺服电机(未示出)和蜗齿传动机构6。

[0028] 特别地,本发明的飞行器包括以下单翼方式安装于机身1的前段下部的固定前翼7,以在飞行器前飞时提供升力。该前翼7具有一定后掠角和上反角,特别地,上反角为10-15度,优选为10度,后掠角为15-20度,优选为15度。前翼7的外翼后缘处安装有副翼8,操纵副翼8偏转可控制飞行器的滚转姿态。在一些实施方式中,副翼8的长度约为前翼7的翼展的50%,其外端距离前翼7的翼尖0-0.05m。

[0029] 特别地,本发明的飞行器还包括以平直上单翼方式安装于机身1的后段上部的可倾转后翼。

[0030] 在如图1和2所示的实施例中,飞行器包括下端分别连接于所述机身的后段两侧的一对垂向支架10。在本实例中,可倾转后翼包括一根沿其翼展延伸的连续的翼梁11,该翼梁11通过安装于一对垂向支架10的上端的一对轴承12,可转动地连接于垂向支架10的上端。为清楚说明,将翼梁11划分为对应于机身1两侧的两个侧段和连接该两个侧段的中段。

[0031] 在一些实施方式中,翼梁11可以仅包括对应于机身1两侧的两个侧段。

[0032] 如图1和2所示,翼梁11的中段且邻近轴承12的内侧(或外侧)处设置有蜗齿传动机构13及驱动该蜗齿传动机构13的伺服电机14,该伺服电机14固定安装于垂向支架10。特别地,蜗齿传动机构13包括相互啮合的齿轮和蜗杆,其中,蜗杆设置于伺服电机14的上端,翼梁11穿过并固连于齿轮,使得蜗齿传动机构13能够驱动翼梁11转动,从而使可倾转后翼按需要的速率在一定角度之间倾转并且可以在该角度范围内任意停止和锁定。

[0033] 特别地,翼梁11的两个侧段上分别安装有可以随翼梁11转动的螺旋桨15和驱动该螺旋桨15的电动机16,优选地,螺旋桨15及电动机16安装于翼梁11的两个侧段的中部偏外的位置。

[0034] 特别地,设置一对蜗齿传动机构及一对伺服电机,可以在任一个伺服电机出问题,仍可保证可倾转后翼正常工作。然而,应当理解,设置一个或两个以上蜗齿传动机构13和伺服电机14以及相应地设置一个或两个以上垂向支架10和轴承12,也在本发明的保护范围内。

[0035] 在一些实施方式中,可倾转后翼还包括分别固定安装于翼梁11的两个侧段的翼肋(未示出)、翼面9以及通过铰接和作动器连接于翼肋和翼面9的后部的升降副翼17,该升降副翼17可起后翼增升或调整俯仰姿态的作用。

[0036] 在一些实施方式中,可倾转后翼还可以包括沿其翼展延伸的平行间隔设置的前翼梁和后翼梁,以提高后翼结构的刚度。在如图3和4所示的实施例中,可倾转后翼包括翼面9和均由完整连续的梁制成的前翼梁11' 和后翼梁11",其中,后翼梁11"为可转动的翼梁。同

样,为清楚说明,将前翼梁11'和后翼梁11''各自划分为对应于机身1两侧的两个侧段和连接该两个侧段的中段。

[0037] 在一些实施方式中,前翼梁11'和/或后翼梁11''可以仅包括对应于机身1两侧的两个侧段。

[0038] 如图3所示,机身1的后段两侧安装有前后两对垂向支架10,后垂向支架的上端安装有轴承12。后翼梁11''通过该轴承12可转动地连接于后垂向支架,前翼梁11'设置于前后垂向支架之间且邻近前垂向支架处。特别地,前翼梁11'和后翼梁11''的中段且邻近轴承12的内侧(或外侧)处设置有蜗齿传动机构13'及驱动该蜗齿传动机构13'的伺服电机14,伺服电机14安装于前垂向支架10。

[0039] 在本实施例中,蜗齿传动机构13'包括相互啮合的 $\pi/2$ 扇形齿轮和蜗杆,其中,蜗杆设置于伺服电机14的上端,后翼梁11''穿过并固连于 $\pi/2$ 扇形齿轮的轴心,前翼梁11'穿过并固连于 $\pi/2$ 扇形齿轮的靠近轮盘外周的位置,使得蜗齿传动机构13'能够驱动前翼梁11'以后翼梁11''为轴转动,从而使可倾转后翼按需要的速率在一定角度之间倾转并且在该倾转角度范围内任意停止和锁定。应该理解,所述 $\pi/2$ 扇形齿轮的半径略大于前翼梁11'和后翼梁11''的间距。优选地,前翼梁11'与后翼梁11''两者在 $\pi/2$ 扇形齿轮上的安装点的连线与该 $\pi/2$ 扇形齿轮上部的非齿缘邻近且平行。

[0040] 在一些实施方式中, $\pi/2$ 扇形齿轮的非齿缘上部还固连有金属杆13'',该杆的另一端前伸至蜗杆的上方,用于防止伺服电机14出故障时,可倾转后翼的倾转角小于0度而导致蜗杆与扇形齿轮的蜗齿脱离。

[0041] 同样地,前翼梁11'的两个侧段上分别固定安装有螺旋桨15和驱动该螺旋桨15的电动机16,优选地,螺旋桨15及电动机16安装于前翼梁11'的两个侧段的中部偏外的位置。

[0042] 同样地,可倾转后翼还包括分别固定安装于前后翼梁的两个侧段上的翼面9以及通过铰接和作动器连接在翼面9后部的升降副翼17。

[0043] 特别地,可倾转后翼的前后翼梁之间可沿翼展按一定间隔设置翼肋(未示出),为翼面9的蒙皮提供支撑结构。

[0044] 特别地,前翼7上的副翼8和可倾转后翼上的升降副翼17可分别由另外的伺服电机(未示出)驱动偏转。

[0045] 特别地,前翼7和可倾转后翼在翼尖通过连接构件相连接。在图1-4的实施例中,前翼7和可倾转后翼通过具有一定后倾角和外倾角的垂向梁18连接。优选地,垂向梁18的后倾角为20-30度,外倾角为20-30度。通过连接构件将前后翼和机身连为一体形成盒式双翼构型飞行器,可以使本申请的飞行器的翼身结构大幅提高刚度和减重,尤其可以使可倾转后翼的结构刚度大幅提高。

[0046] 通常,在机翼翼尖的一侧安装有翼尖小翼,其与机翼夹角近似 90° 。在飞行中,机翼下翼面的高压区气流会绕过翼梢流向上翼面,形成强烈的旋涡气流,并从机翼向后沿伸很长一段距离,进而增加了诱导阻力,而翼梢小翼就是用以减小该阻力。而本申请的垂向梁18上可设置有蒙皮,以形成用于使上述翼尖小翼的减阻增升的垂直安定面。可以理解,垂向梁18可以为垂直安定面提供支撑。此外,在该垂直安定面的后缘可连接有舵面19。

[0047] 特别地,可倾转后翼的半翼展大于前翼7的半翼展。

[0048] 特别地,机身1的前部可设置有蓄电池或油箱等载荷,机身1的后部且翼梁11或后

翼梁11”的下方可设置驾驶舱(如图5所示)和/或乘客座椅,舱门可设置于可倾转后翼后面的机身侧部,使得在飞行器处于垂直起飞状态(即,可倾转后翼向上倾转到近90度时),驾驶员和乘客可以从可倾转后翼后面的机身侧部登机。

[0049] 下面对本发明的飞行器在短距起降、垂直起降、悬停和前飞状态下的操作过程作进一步说明。

[0050] 在垂直起降和悬停状态时,机身1前端的发动机4连同螺旋桨5被伺服电机(未示出)和蜗齿传动机构6驱动倾转到90度(垂直位置),此时螺旋桨5处于水平状态产生向上拉力。可倾转后翼连同安装在后翼两侧上的螺旋桨15和电动机16被相应的蜗齿传动机构倾转到小于等于85度的位置。注意,在垂直起降的过程中,螺旋桨15连同可倾转后翼如果倾转到85-90度,螺旋桨15产生的滑流作用就会在翼型上产生垂直于翼面(即向后)的气动力,使飞行器倒退运动。

[0051] 当可倾转后翼倾转到80-85度时,螺旋桨15产生垂直向上的拉力和向前的推力分量。螺旋桨15产生的滑流作用在翼面9上所产生的垂直于翼面的气动力可分解为向上和向后的分量,该向后的分量与螺旋桨15产生的向前的推力分量相抵消,以使飞行器保持前后平衡状态。

[0052] 此时,前翼7和机身1处于螺旋桨15产生的滑流场之外,不干扰螺旋桨15产生的下洗气流,从而保证最大的向上拉力效率。另外,飞行器在垂直起降和悬停状态与前飞状态的转换过程中,前翼7和机身也不阻碍螺旋桨15产生的气流。

[0053] 特别地,通过调节三个螺旋桨的转速和操纵可倾转后翼在80-85度之间倾转以及升降副翼17在±25度范围内对称或差动偏转,可调节翼面9上的气动力分量,控制飞行器实现6个自由度的平衡或运动(包括前后移动、转向,俯仰、侧向倾转),完成准确定位。

[0054] 在从垂直起飞或悬停转换到前飞状态的转换过程中,机身1前端的发动机4连同螺旋桨5被逐渐向前倾转至0度,同时可倾转后翼连同两侧的螺旋桨15及电动机16同步逐渐向前倾转至近0度(根据所选翼型优选为1-3度)。与此同时,逐渐调整发动机4的转速,完成飞行状态的转换。随着可倾转后翼连同螺旋桨15和电动机16的向前向下倾转,飞机的重心和后翼的气动中心也会略为前移,从而增加飞行的俯仰稳定性。在前飞状态时,操纵副翼8的偏角可以控制滚转角,操纵升降副翼17的偏角可以控制俯仰角,操纵可倾转后翼上的螺旋桨15的转速和垂直安定面上的舵面19的偏角可以调整飞行器的航向。

[0055] 应当理解,机身前段上的螺旋桨5与可倾转后翼两侧上的螺旋桨15在倾转时作动同时但不同步。

[0056] 在一些实施方式中,机身前段的发动机可以为燃油发动机。

[0057] 特别地,在前飞状态下,可倾转后翼两侧的电动机16可处于低速运转状态,或在前行气流的驱动下被动旋转而转换到发电机模式,以风力发电的方式为机载蓄电池充电。

[0058] 在从前飞状态转换到悬停或垂直降落的转换过程中,机身1前端的发动机4连同螺旋桨5被逐渐向上倾转至90度,并且逐渐调整发动机4的转速。同时,翼梁11或后翼梁11”连同螺旋桨15和电动机16逐渐向上倾转至小于等于85度的位置,优选为80-85度,完成飞行状态的转换。

[0059] 特别地,当前后螺旋桨倾转位置保持在前飞状态时,飞行器可在跑道上长距起降。然而,在蓄电池电量不足以使飞行器垂直起降时,前后翼上的螺旋桨可在一定倾转角度下

实现短距起降。在短距起降时,根据跑道的长度,机身前端的发动机4和螺旋桨5从0度逐步向上倾转到20-30度,可倾转后翼连同螺旋桨15从近0度逐步向上倾转到35-45度。

[0060] 最后,本发明的飞行器在前飞状态时,机身、前翼翼面、垂直安定面和后翼翼面围成的形状对后翼上的螺旋桨可起到涵道作用。在前飞状态,可倾转后翼上的螺旋桨可对位于前下方的前翼上表面的气流起到吸附和加速作用,使前翼增升,而且可倾转后翼在滑流作用下也有增升效益。此外,本发明的飞行器的双翼的翼展虽小,但可提供足够的升力面和高升力系数,在相对低速飞行状态产生所需的升力。

[0061] 以上申请的仅为本申请的一些实施方式。对于本领域的普通技术人员来说,在不脱离本申请创造构思的前提下,还可以做出若干变型和改进,这些都属于本申请的保护范围。

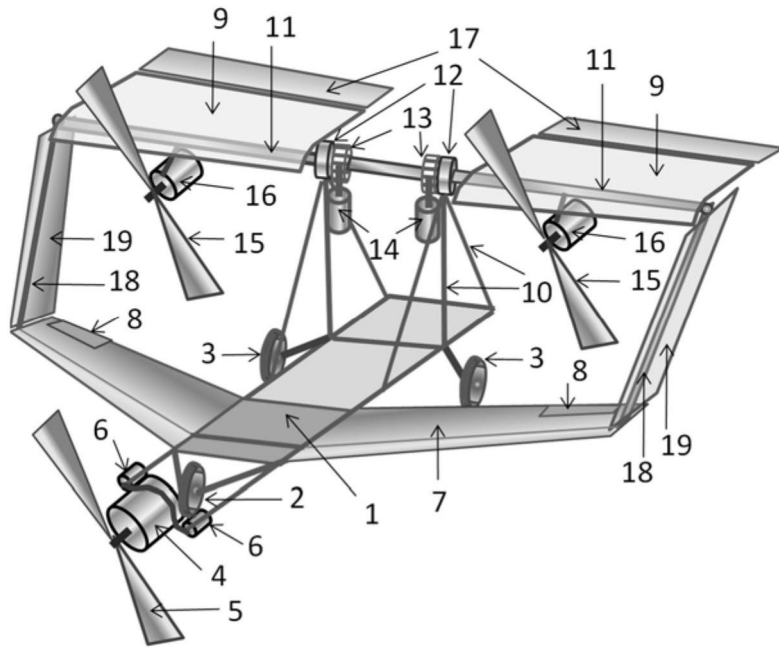


图1

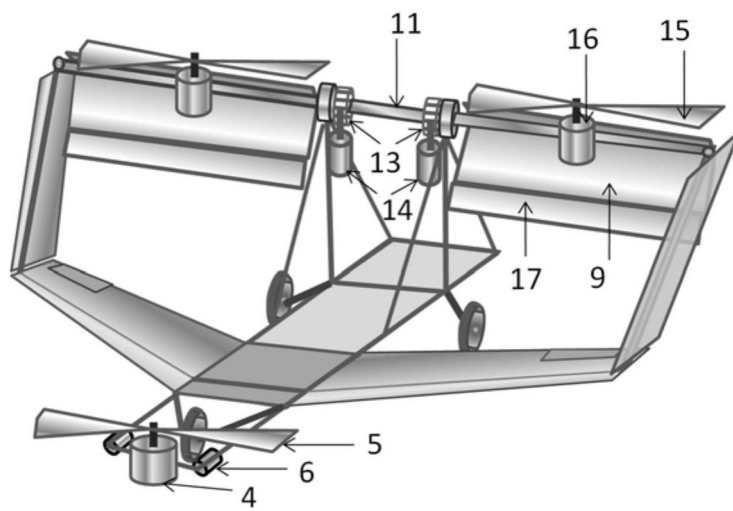


图2

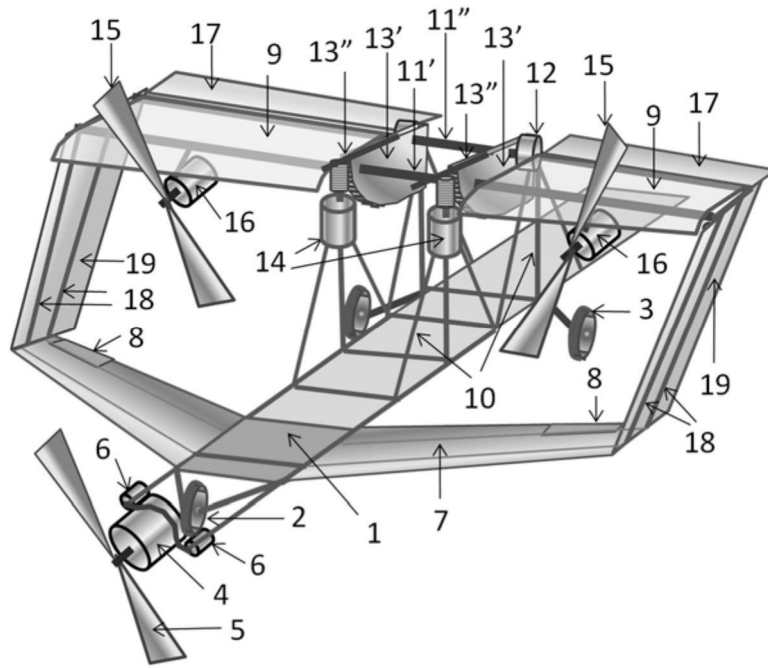


图3

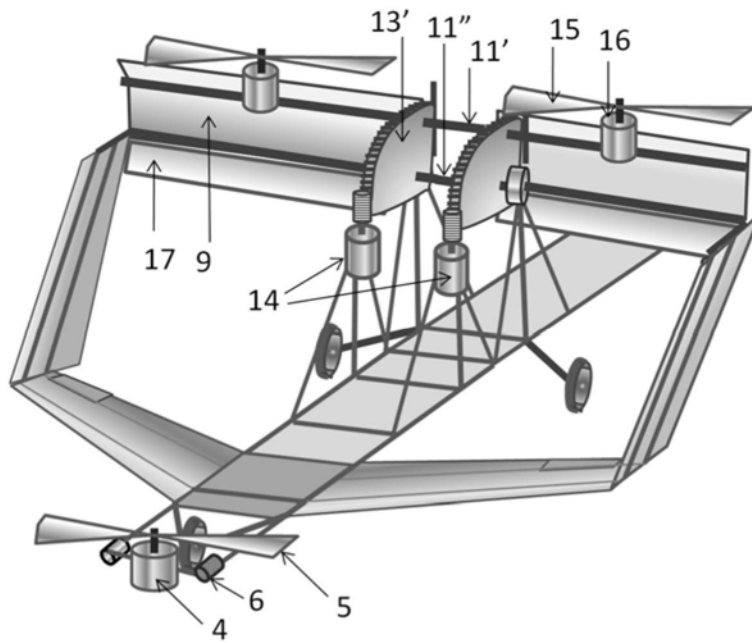


图4

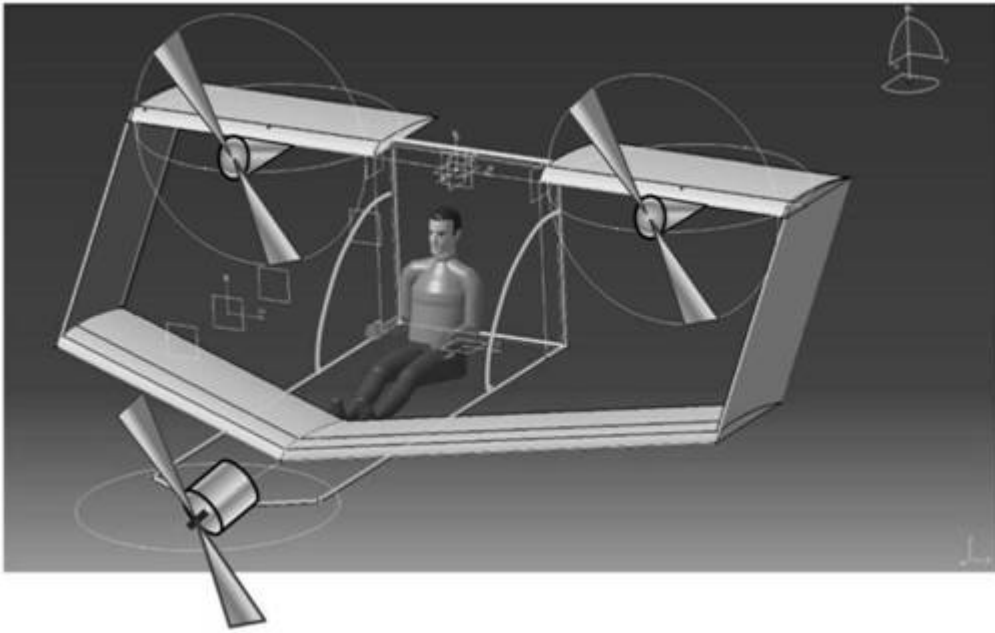


图5