

LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, WS, ZA, ZM, ZW。

(84) 指定国 (除另有指明, 要求每一种可提供的地区保护): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), 欧亚 (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), 欧洲 (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG)。

本国际公布:

— 包括国际检索报告 (条约第21条(3))。

(610), the third electric motor (610) being mounted in the first accommodating cavity and partially exposed from the fuselage (10); and a fourth rotor assembly (70) comprising a fourth electric motor (710) and a fourth propeller (720) connected to the fourth electric motor (710), the fourth electric motor (710) being mounted in the second accommodating cavity and partially exposed from the fuselage (10).

(57) 摘要: 一种无人飞行器 (100), 包括: 机身 (10), 设置有第一容置腔和第二容置腔; 设于机身两侧的第一机翼 (20) 和第二机翼 (30); 第一旋翼组件 (40), 安装于第一机翼 (20), 第一旋翼组件 (40) 可相对于机身 (10) 转动; 第二旋翼组件 (50), 安装于第二机翼 (30), 第二旋翼组件 (50) 可相对于机身 (10) 转动; 第三旋翼组件 (60), 包括第三电机 (610) 及与第三电机 (610) 相连的第三螺旋桨 (620), 第三电机 (610) 安装于第一容置腔并部分外露于机身 (10); 第四旋翼组件 (70), 包括第四电机 (710) 及与第四电机 (710) 相连的第四螺旋桨 (720), 第四电机 (710) 安装于第二容置腔并部分外露于机身 (10)。

一种无人飞行器

本申请要求于2020年10月16日提交中国专利局、申请号为2020111096484、申请名称为“一种无人飞行器”的中国专利申请的优先权，其全部内容通过引用结合在本申请中。

技术领域

本发明实施例涉及无人机技术领域，尤其涉及一种无人飞行器。

背景技术

固定翼飞行器具有飞行时间长和航程远的特点，但是起飞和降落一般需要进行长距离滑行的跑道，因此对使用环境有较大的限制。某些小型固定翼飞行器采用了弹射起飞或手抛起飞，降落伞辅助降落的方式，虽然不需要专门的跑道，但是起飞时需要专门的弹射器或者经过专业训练的操作人员，降落时虽然降落伞能够减缓飞行器落地的冲击力，仍然对飞行器有一定的损伤，显然也不是理想的方式。

为了解决飞行器所存在的上述问题，目前，出现同时具有水平和垂直方向的两套螺旋动力系统的飞行器。而在起飞和降落时，垂直升力螺旋动力系统旋转，产生向上的升力，而水平方向飞行时，可以通过水平螺旋动力系统，提供水平方向的飞行力，实现水平飞行。

本发明的发明人在实现本发明的过程，考虑到飞行器的散热问题，发现：提供垂直升降螺旋动力系统的电机都是裸露在外的，这在飞行器实现水平飞行（即固定翼飞行）时，会产生很大的飞行阻力，影响了飞行时间。

发明内容

本发明实施例旨在提供一种无人飞行器，能降低电机裸露带来的飞行阻力，还能保障电机的散热效果，以提升了飞行器的航时性能。

本发明实施例解决其技术问题采用以下技术方案：提供一种无人飞行器，包括：机身，设置有第一容置腔和第二容置腔，其中，所述第一容置腔与所述第二容置腔的位置不同；

第一机翼，设置于所述机身的一侧；

第二机翼，设置于所述机身的另一侧；

第一旋翼组件，安装于所述第一机翼，并且所述第一旋翼组件可相对于所述机身转动；

第二旋翼组件，安装于所述第二机翼，并且所述第二旋翼组件可相对于所述机身转动；

第三旋翼组件，包括第三电机及与所述第三电机相连的第三螺旋桨，所述第三电机安装于所述第一容置腔并部分外露于所述机身；

第四旋翼组件，包括第四电机及与所述第四电机相连的第四螺旋桨，所述第四电机安装于所述第二容置腔并部分外露于所述机身；

主控板，固定于所述机身，并且所述主控制板分别与所述第一旋翼组件、所述第二旋翼组件、所述第三旋翼组件及所述第四旋翼组件连接。

在一些实施例中，所述第三旋翼组件还包括第一安装座，所述第一安装座内嵌于对应的所述第一容置腔，所述第三电机安装于所述第一安装座且部分外露于所述机身；

所述第四旋翼组件还包括第二安装座，所述第二安装座内嵌于对应的所述第二容置腔，所述第四电机安装于所述第二安装座且部分外露于所述机身。

在一些实施例中，所述机身的底部与所述第一容置腔相对应的位置设有第一通风孔，所述第一通风孔连通所述第一容置腔；

所述机身的底部与所述第二容置腔相对应的位置设有第二通风孔，所述第二通风孔连通所述第二容置腔。

在一些实施例中，所述第一安装座设置有第一散热孔，所述第一散热孔与所述第一容置腔连通，所述第二安装座设置有第二散热孔，所述第二散热孔与所述第二容置腔连通。

在一些实施例中，所述第一旋翼组件包括第一电机及与所述第一电

机相连的第一螺旋桨，所述第一电机安装于所述第一机翼；

所述第二旋翼组件包括第二电机及与所述第二电机相连的第二螺旋桨，所述第二电机安装于所述第二机翼。

在一些实施例中，所述第一机翼包括第一机翼主体和第一翼尖，所述第一机翼主体的一端连接于所述机身的一侧，所述第一翼尖可倾转地连接于所述第一机翼主体的另一端，所述第一旋翼组件固定于所述第一翼尖；

所述无人飞行器还包括第一倾转电机，所述第一倾转电机与所述主控板连接，所述第一倾转电机用于驱动所述第一翼尖绕所述第一机翼主体转动。

在一些实施例中，所述第二机翼包括第二机翼主体和第二翼尖；

所述第二机翼主体的一端安装于所述机身的一侧，所述第二翼尖可转动地安装于所述第二机翼主体的另一端，所述第二旋翼组件固定于所述第二翼尖；

所述无人飞行器还包括第二倾转电机，所述第二倾转电机与所述主控板连接，所述第二倾转电机用于驱动所述第二翼尖绕所述第二机翼主体转动。

在一些实施例中，所述无人飞行器还包括尾翼，所述尾翼安装于所述机身的尾部，并且所述尾翼可绕所述机身的第二俯仰轴转动。

在一些实施例中，所述尾翼包括第一尾翼和第二尾翼，所述第一尾翼安装于所述机身的尾部一侧，所述第二尾翼安装于所述机身的尾部另一侧，所述第一尾翼与所述第二尾翼皆可绕所述机身转动。

在一些实施例中，所述无人飞行器包括第一角度调节机构和第二角度调节机构，所述第一角度调节机构和所述第二角度调节机构均固定于所述机身，所述第一角度调节机构和所述第二角度调节机构均与所述主控板连接；

所述第一调节机构用于调节所述第一尾翼与所述机身之间的角度，所述第二调节机构用于调节所述第二尾翼与所述机身之间的角度。

本发明的有益效果：

本发明实施例提供的一种无人飞行器，通过使第三电机和第四电机部分裸露于所述机身，使得无人飞行器在垂直升降或悬停时，第三电机和第四电机的热量可以通过自身散发，同时，无人飞行器在固定翼平飞时，可以降低飞行阻力，从而提升了飞行器的航时性能。

附图说明

一个或多个实施例通过与之对应的附图中的图片进行示例性说明，这些示例性说明并不构成对实施例的限定，附图中具有相同参考数字标号的元件表示为类似的元件，除非有特别申明，附图中的图不构成比例限制。

图 1 是本发明实施例提供的一种无人飞行器的结构示意图；

图 2 是图 1 所示的无人飞行器中的第三旋翼组件和第四旋翼组件的安装示意图；

图 3 是图 1 所示的无人飞行器中的第三旋翼组件的结构示意图；

图 4 是图 1 所示的无人飞行器中第一通风孔和第二通风孔的结构示意图；

图 5 是图 1 所示的无人飞行器中第四旋翼组件的爆炸示意图；

图 6 为图 1 所示的无人飞行器中第一角度调节机构的结构示意图；

图 7 为图 1 所示的无人飞行器处于垂直升降飞行姿态的示意图；

图 8 为图 1 所示的无人飞行器处于攀升航行飞行姿态的示意图；

图 9 为图 1 所示的无人飞行器处于俯冲航行飞行姿态的示意图。

具体实施方式

为了便于理解本发明，下面结合附图和具体实施例，对本发明进行更详细的说明。需要说明的是，当元件被表述“固定于”另一个元件，它可以直接在另一个元件上、或者其间可以存在一个或多个居中的元件。当一个元件被表述“连接”另一个元件，它可以是直接连接到另一个元件、或者其间可以存在一个或多个居中的元件。本说明书所使用的术语“上”、“下”、“内”、“外”、“垂直的”、“横向的”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的限制。此外，术语“第一”、“第二”等仅用于描述目的，而不能理解为指示或暗示相对重要性。

除非另有定义，本说明书所使用的所有的技术和科学术语与属于本发明的技术领域的技术人员通常理解的含义相同。在本发明的说明书中所使用的术语只是为了描述具体的实施例的目的，不是用于限制本发明。本说明书所使用的术语“和/或”包括一个或多个相关的所列项目的任意的和所有的组合。

此外，下面所描述的本发明不同实施例中所涉及的技术特征只要彼此之间未构成冲突就可以相互结合。

请参阅图 1，所述无人飞行器 100 包括机身 10、第一机翼 20、第二机翼 30、第一旋翼组件 40、第二旋翼组件 50、第三旋翼组件 60、第四旋翼组件 70、尾翼 80 及主控板（图未示）。

所述第一机翼 20 与所述第二机翼 30 对称设置于所述机身 10 的左右两侧，所述第一旋翼组件 40 安装于所述第一机翼 30，并且所述第一旋翼组件 40 的转动轴 O1 可相对于所述机身 10 的第一俯仰轴 y1 转动，所述第二旋翼组件 50 安装于所述第二机翼 30，并且所述第二旋翼组件 50 的转动轴 O2 可相对于所述机身 10 的第一俯仰轴 y1 转动，所述第三旋翼组件 60 安装于所述机身 10 的第一位置，所述第四旋翼组件 70 安装于所述机身 10 的第二位置，所述第二位置与所述第一位置不重合，并且所述第三旋翼组件 60 的转动轴 O3 与所述第四旋翼组件 70 的转动轴 O4 均垂直于机身 10 的横滚轴 x，所述尾翼 80 安装于所述机身 10 的尾部，并且所述尾翼 80 可相对于机身 10 的第二俯仰轴 y2 转动，所述主控板固定于所述机身，所述主控板分别与所述第一旋翼组件 40、所述第二旋翼组件 50、所述第三旋翼组件 60 以及所述第四旋翼组件 70 连接。

可以理解，所述第一旋翼组件 40 和所述第二旋翼组件 50 对称设置于所述机身 10 的两侧。所述第三旋翼组件 60 和所述第四旋翼组件 70

分别位于所述第一机翼 20 的两侧，或者所述第三旋翼组件 60 和所述第四旋翼组件 70 分别位于所述第二机翼 30 的两侧。

通过所述第一机翼 20、所述第二机翼 30、所述第一旋翼组件 40、所述第二旋翼组件 50、所述第三旋翼组件 60、所述第四旋翼组件 70 的组合，保证了无人飞行器垂直起降和固定翼飞行时所需的动力，通过尾翼 80 的调节，可以调整无人飞行器在飞行过程中调整飞行姿态。

当所述第一旋翼组件 40、所述第二旋翼组件 50、所述第三旋翼组件 60 和所述第四旋翼组件 70 的转动轴 04 均垂直于所述机身 10 时，所述无人飞行器 100 可以通过所述第一旋翼组件 40、所述第二旋翼组件 50、所述第三旋翼组件 60 和所述第四旋翼组件 70 实现垂直升降和悬停。当所述第一旋翼组件 40 和所述第二旋翼组件 50 的转动轴 02 平行于所述机身 10 时，所述无人飞行器 100 可以通过所述第一旋翼组件 40 和所述第二旋翼组件 50 进行固定翼飞行，并且在无人飞行器的飞行过程中，通过调节尾翼 80 的倾转角度，即可调整无人飞行器 100 的飞行姿态。

需要说明的是：无人飞行器具有横滚轴 x 、第一俯仰轴 y_1 、航向轴 z 及第二俯仰轴 y_2 。横滚轴 x 、第一俯仰轴 y_1 以及航向轴 z 三者中两两相互垂直，第一俯仰轴 y_1 与第二俯仰轴 y_2 平行，其中，横滚轴 x 、第一俯仰轴 y_1 、航向轴 z 以及第二俯仰轴 y_2 均为本申请实施例方便描述而定义的虚拟直线。无人飞行器在垂直起降时，基本沿航向轴 z 起降，无人飞行器在续航飞行时，基本沿横滚轴 x 飞行，无人飞行器在前后俯仰时，基本沿第一俯仰轴 y_1 转动。

另外，所述尾翼 80 可绕机身的第二俯仰轴 y_2 转动是指在尾翼所处平面与机身的横滚轴 x 所处平面相交的前提下，尾翼所处平面绕尾翼所处平面与机身所处平面相交的交线顺时针或逆时针转动。

请参阅图 2，所述机身 10 设置有容置腔（图未示），所述主控板固定且收容于所述容置腔。

所述机身 10 的顶部设置有第一开口 110 和第二开口 120，所述第一开口 110 设置于所述机身 10 的第一位置，所述第二开口 120 设置于所述机身的第二位置，所述第一开口 110 与所述第二开口 120 沿机身 10

的横滚轴 x 的延伸方向间隔设置,所述第一开口 110 与所述第二开口 120 均与所述容置腔连通,所述第一开口 110 用于显露所述第三旋翼组件 60,同时,所述第一开口也用于供所述主控板的导线穿过以使所述第三旋翼组件 60 与所述主控板电连接,所述第二开口 120 用于显露所述第四旋翼组件 70,同时,所述第一开口也用于供所述主控板的导线穿过以使所述第三旋翼组件 60 与所述主控板电连接。

所述机身 10 的两侧相对设置有第三开口(图未示)与第四开口(图未示),所述第三开口与所述第四开口均连通于所述容置腔,所述第三开口用于供所述主控板的导线穿过以使所述第一旋翼组件 30 电连接于所述主控板,所述第四开口用于供所述主控板的导线穿过以使所述第二旋翼组件 40 电连接于所述主控板。

所述机身 10 的尾部两侧相对设置有第五开口(图未示)与第六开口(图未示),所述第五开口与所述第六开口均连通于所述容置腔,所述第五开口与所述第六开口均用于安装所述尾翼 80。

可以理解的是:所述主控板安装于所述机身 10 的方式不限于上述方式,还可以为其它方式,例如:

(1)、所述容置腔包括第一容置腔和第二容置腔,所述第一容置腔与所述第一开口 110 连通,所述第二容置腔与所述第二开口 120 连通,所述第三旋翼组件 60 一部分安装于所述第一容置腔内,另一部分从所述第一开口 110 伸出,所述第四旋翼组件 70 一部分安装于所述第二容置腔内,并且另一部分从所述第二开口 120 伸出。所述主控板可以安装于所述第一容置腔或所述第二容置腔内,且所述第一容置腔与所述第二容置腔之间设置有连通孔,所述第三开口和所述第四开口均连通于所述连通孔,当所述主控板安装于所述第一容置腔内时,则所述主控板通过所述连通孔与位于所述第二容置腔内的第四旋翼组件 70 连接。同理的,当主控板安装于所述第二容置腔内时,则所述主控板通过所述连通孔与位于所述第一容置腔内的第三旋翼组件 60 连接。

可以理解,由于所述第三开口及所述第四开口均连通于所述连通孔,所以不论所述第三开口及所述第四开口连通于所述第一容置腔或所

述第二容置腔，所述主控板均可实现与所述第一旋翼组件及第二旋翼组件的连接。

值得说明的是：在一些实施例中，所述第一容置腔和所述第二容置腔可以由所述主控板分割出来的，即：当主控板安装于所述容置腔内时，所述主控板将所述容置腔分割成所述第一容置腔和所述第二容置腔，所述主控板的两个表面分别与所述第三旋翼组件 60 和所述第四旋翼组件 70 连接，此时，还可以将所述第三开口与所述第四开口均连通于所述第一容置腔，或者所述第三开口与所述第四开口均连通于所述第二容置腔，主控板通过第三开口和第四开口连接第一旋翼组件及第二旋翼组件。

(2)、所述容置腔包括第一容置腔和第二容置腔，所述第一容置腔与所述第一开口 110 连通，所述第二容置腔与所述第二开口 120 连通，所述第三旋翼组件 60 一部分安装于所述第一容置腔内，另一部分从所述第一开口 110 伸出，所述第四旋翼组件 70 一部分安装于所述第二容置腔内，并且另一部分从所述第二开口 120 伸出。所述主控板安装于所述机身 10 的外表面，所述主控板与所述第一旋翼组件 40、所述第二旋翼组件 50、所述第三旋翼组件 60 以及所述第四旋翼组件 70 无线连接，或所述主控板与第一旋翼组件 40、所述第二旋翼组件 50、所述第三旋翼组件 60 和所述第四旋翼组件 70 之间连接的导线均布设于所述机身的外部。

可以理解的是，当主控板与第一旋翼组件 40、所述第二旋翼组件 50、所述第三旋翼组件 60 和所述第四旋翼组件 70 之间连接的导线均布设于所述机身的外部时，所述机身的外部设置有保护装置，所述保护装置用于对所述主控板及导线进行防护，避免所述主控板及导线直接裸露，容易损坏。

(3)、所述容置腔包括第一容置腔、第二容置腔和第三容置腔，所述第一容置腔与所述第一开口 110 连通，所述第二容置腔与所述第二开口 120 连通，所述第三旋翼组件 60 部分安装于所述第一容置腔内，并

部分从所述第一开口 110 伸出，所述第四旋翼组件 70 部分安装于所述第二容置腔内，并且部分从所述第二开口 120 伸出，所述主控板安装于所述第三容置腔内，所述第三开口及所述第四开口均与所述第三容置腔连通。其中，所述第三容置腔与所述第一容置腔和所述第二容置腔之间均设置有连通孔，主控板通过该连通孔与所述第三旋翼组件 60 和所述第四旋翼组件 70 连接。

可以理解的是，由于所述第三开口及所述第四开口均与所述第三容置腔连通，且所述第三容置腔又分别与所述第一容置腔和所述第二容置腔连通，所以无论所述第三开口及第四开口通过所述第三容置腔与第一容置腔或第二容置腔连通，所述主控板均可实现与所述第一旋翼组件 40 及第二旋翼组件 50 的连接。

值得说明的是：所述第一机翼 20 和所述第二机翼 30 与所述机身 10 呈交叉十字，而所述第三旋翼组件 60 和所述第四旋翼组件 70 位于所述机身上，所述第一旋翼组件 40、所述第二旋翼组件 50 分别位于所述第一机翼 20 和所述第二机翼 30 上，为了方便主控板与第一旋翼组件 40、第二旋翼组件 50、第三旋翼组件 60 和第四旋翼组件 70 连接，优选的，所述主控板安装于该交叉十字的位置，换而言之，当主控板安装于容置腔内，该主控板也是位于该交叉十字的位置。当然所述主控板也可安装于所述容置腔的任意位置，只要保证所述主控板将所述容置腔分割成所述第一容置腔和所述第二容置腔即可，对此本申请不作任何限制。

下文将以所述容置腔包括第一容置腔和第二容置腔为例进行说明。

所述第一容置腔和所述第二容置腔均为所述机身 10 的外壳围合形成的安装空间。

由上文的描述可知，所述第一容置腔和所述第二容置腔的位置不同。请继续参阅图 1，所述第一机翼 20 包括第一机翼主体 210 和第一翼尖 220。所述第一机翼主体 210 的一端安装于机身 10 左侧，所述第一翼尖 220 可倾转地安装于所述第一机翼主体 210 的另一端，所述第一旋翼组件 40 固定于第一翼尖 220。

进一步的，所述第一机翼主体 210 内设有第一轴向空间（图未示），

所述第一轴向空间与所述第三开口相连通，其中，第一轴向空间用于供所述主控板的导线穿过，以使所述第一旋翼组件 40 电连接于所述主控板。

用于驱动所述第一翼尖 220 相对于所述第一机翼主体 210 倾转的机构可以为任何机构，例如，所述无人飞行器 100 还包括第一倾转电机（图未示）。所述第一倾转电机安装于所述第一轴向空间内且与所述主控板连接，所述第一翼尖 220 连接于所述第一倾转电机的转轴，所述第一倾转电机用于驱动所述第一翼尖 220 相对于第一机翼主体 210 倾转。

所述第二机翼 30 包括第二机翼主体 310 和第二翼尖 320。所述第二机翼主体 310 的一端安装于所述机身 10 右侧，所述第二翼尖 320 可转动地安装于所述第二机翼主体 310 的另一端，所述第二旋翼组件 50 固定于第二翼尖 320。

进一步的，所述第二机翼主体 310 内设有第二轴向空间，所述第二轴向空间与所述第四开口相连通，其中，所述第二轴向空间用于供所述主控板的导线穿过，以使所述第二旋翼组件 50 电连接于所述主控板。

用于驱动所述第二翼尖 320 相对于所述第二机翼主体 310 倾转的机构可以为任何机构，例如，所述无人飞行器 100 还包括第二倾转电机（图未示）。所述第二倾转电机安装于所述第二轴向空间内且与所述主控板连接，所述第二翼尖 320 连接于所述第二倾转电机的转轴，所述第二倾转电机用于驱动所述第二翼尖 320 相对于第二机翼主体 310 倾转。

所述第一旋翼组件 40 包括第一电机 410 及与所述第一电机 410 的转动轴相连的第一螺旋桨 420，所述第一电机 410 固定于所述第一翼尖 220，所述第一电机 410 用于驱动第一螺旋桨 420 转动，为无人飞行器 100 提供动力。

可以理解，所述第一旋翼组件 40 的转动轴 O1 即为所述第一电机 410 的转动轴。

所述第二旋翼组件 50 包括第二电机 510 及与所述第二电机 510 的转动轴相连的第二螺旋桨 520，所述第二电机 510 固定于所述第二翼尖 320，所述第二电机 510 用于驱动第二螺旋桨 520 转动，为无人飞行器

100 提供动力。

可以理解，所述第二旋翼组件 50 的转动轴 O2 即为所述第二电机 510 的转动轴。

所述第三旋翼组件 60 包括第三电机 610 及与所述第三电机 610 的转动轴相连的第三螺旋桨 620，所述第三电机 610 安装于所述第一容置腔并部分通过所述第一开口 110 外露于所述机身 10，所述第三电机 610 的转动轴垂直于所述机身 10 的横滚轴 x，所述第三电机 610 用于驱动第三螺旋桨 620 转动，为无人飞行器 100 提供动力。

可以理解，所述第三旋翼组件 60 的转动轴 O3 即为所述第三电机 610 的转动轴。

请参阅图 3，在一些实施例中，所述第三旋翼组件 60 还包括第一安装座 630，所述第一安装座 630 内嵌于对应的所述第一容置腔且盖设于所述第一开口 110，所述第三电机 610 固定于所述第一安装座 630 且部分外露于所述机身 10，从而使得所述第三电机 610 的热量可以通过自身及第一安装座 630 散发到空气中。

可以理解，所述第一安装座 630 由导热性较好的金属材质制成，且所述第三螺旋桨 620 产生的气流经过所述第一安装座 630。

通过上述方式，在无人飞行器垂直起降或悬停时，所述第三电机 610 的热量一部分由所述第三螺旋桨产生的气流带走，另一部分传导至所述第一安装座 630，并由流经所述第一安装座 630 的气流带走。

请参阅图 4，在一些实施例中，为进一步增强所述第三电机 610 的散热，所述第一安装座 630 上设置有第一散热孔 631，所述第一散热孔 631 连通所述第一容置腔，所述机身 10 的底部与所述第一容置腔相对应的位置设有第一通风孔 130，所述第一通风孔 130 连通所述第一容置腔。所述第一容置腔通过所述第一通风孔 130 与外界连通，提高热交换率，促进所述第三电机 610 的散热。

值得说明的是：所述第三旋翼组件 60 的转动轴 O3 垂直于机身 10 的横滚轴 x，而所述第一开口 110 连通所述第一容置腔，且所述第一开口 110 用于使所述第三电机 610 部分外露于所述机身，为了更好地对所

述第三电机 610 散热, 优选地, 所述第一通风孔 130 设置于所述第一开口 110 的正下方, 当然所述第一通风孔 130 可以设置于所述机身 10 底部的任意位置, 只要保证所述第一通风孔 130 与所述第一容置腔连通即可, 对此本申请不作任何限制。

在一些实施例中, 所述机身 10 的底部设置有倾斜面, 所述第一通风孔 130 设置于所述倾斜面, 以使在相同横截面的条件下增大所述第一通风孔 130 的孔径, 从而加强散热效果。

所述第一散热孔 631 的数量可以为多个, 多个所述第一散热孔 631 均匀分布于所述第一安装座 630 上。

所述第四旋翼组件 70 包括第四电机 710 及与第四电机 710 的转动轴相连的第四螺旋桨 720, 所述第四电机 710 安装于所述第二容置腔并部分通过所述第二开口 120 外露于所述机身 10, 所述第四电机 710 的转动轴垂直于机身 10 的横滚轴 x, 所述第四电机 710 用于驱动第四螺旋桨 720 转动, 为无人飞行器 01 提供动力。

可以理解, 所述第四旋翼组件 70 的转动轴 O4 即为所述第四电机 710 的转动轴。

请参阅图 5, 在一些实施例中, 所述第四旋翼组件 70 还包括第二安装座 730, 所述第二安装座 730 内嵌于对应的所述第二容置腔且盖设于所述第二开口 120, 所述第四电机 710 固定于所述第二安装座 730 且部分外露于所述机身 10, 从而使得所述第四电机 710 的热量可以通过自身及第二安装座 730 散发到空气中。

可以理解, 所述第二安装座 730 由导热性较好的金属材质制成, 且所述第四螺旋桨 720 产生的气流经过所述第二安装座 730。

通过上述方式, 在无人飞行器垂直起降或悬停时, 所述第四电机 710 的热量一部分由所述第四螺旋桨 720 产生的气流带走, 另一部分传导至所述第二安装座 730, 并由流经所述第二安装座 730 的气流带走。

在一些实施例中, 为进一步增强所述第四电机 710 的散热, 所述第二安装座 730 上设置有第二散热孔 731, 所述第二散热孔 731 连通所述第二容置腔, 所述机身 10 的底部与所述第二容置腔相对应的位置设有

第二通风孔 140，所述第二通风孔 140 连通所述第二容置腔。所述第二容置腔通过所述第二通风孔 140 与外界连通，提高热交换率，促进所述第四电机 710 的散热。

值得说明的是：所述第四旋翼组件 70 的转动轴 O4 垂直于机身 10 的横滚轴 x，而所述第二开口 120 连通所述第二容置腔看，且所述第二开口 120 用于使所述第四电机 710 部分外露于所述机身 10，为了更好地对所述第四电机 710 散热，优选地，所述第二通风孔 140 设置于所述第二开口 120 的正下方，当然所述第二通风孔 140 可以设置于所述机身 10 底部的任意位置，只要保证所述第二通风孔 140 与所述第二容置腔连通即可，对此本申请不作任何限制。

所述第二散热孔 731 的数量可以为多个，多个所述第一散热孔 731 均匀分布于所述第二安装座 730 上。

在一些实施例中，所述第一通风孔 130 和第二通风孔 140 上装设有进气格栅，所述进气格栅用于防止外界空气带有的杂物进入所述容置腔，从而保证所述容置腔内的主控板以及其它电性元件(图未示)的稳定性能。

通过上述方式，相比电机全部裸露在机身外，使得本申请实施例的无人飞行器在固定翼飞行时，第三电机 610 和第四电机 710 可以减小飞行阻力，提升飞行器的续航能力，同时无人飞行器在垂直升降或悬停时也能保证第三电机 610 和第四电机 710 的散热。

在一些实施例中，所述第三电机裸露于所述机身 10 外部的长度占所述第三电机总长度的比例可以为 5%、10%、20%、30%、40%、50% 或 60%。

所述第四电机与所述第三电机裸露于所述机身外部的长度一致，在此将不再赘述。所述尾翼 80 包括第一尾翼 810 和第二尾翼 820。所述第一尾翼 810 安装于所述机身 10 的尾部左侧，第二尾翼 820 安装于所述机身 10 的尾部右侧，其中，所述第一尾翼 810 与所述第二尾翼 820 皆可绕所述机身 10 的第二俯仰轴 y2 转动，从而调整无人飞行器在飞行过程中飞行姿态。

请参阅图 6, 用于驱动所述第一尾翼 810 相对于所述机身 10 的第二俯仰轴 y_2 转动的机构可以为任意机构, 例如, 所述无人飞行器 100 还包括第一角度调节机构 150。第一角度调节机构 150 固定并收容于所述机身 10 的尾部, 所述第一角度调节机构 150 用于调节第一尾翼 810 与所述机身 10 之间的角度。所述第一角度调节机构 150 包括第一调节电机 151 和第一连接轴 152。所述第一调节电机 151 固定于所述机身 10 的尾部且与所述主控板连接, 所述第一连接轴 152 的一端连接于所述第一调节电机 151 的转轴, 所述第一连接轴 152 的另一端固定于所述第一尾翼 810, 所述第一调节电机 151 用于驱动第一尾翼 810 绕所述机身 10 的第二俯仰轴 y_2 转动, 实现所述第一尾翼 810 与所述机身 10 之间的角度调节。

用于驱动所述第二尾翼 820 相对于所述机身 10 的第二俯仰轴 y_2 转动的机构可以为齿轮传动机构、蜗轮蜗杆机构等, 对此本申请不作任何限制。例如, 所述无人飞行器还包括第二角度调节机构 (图未示)。所述第二角度调节机构固定并收容于所述机身 10 的尾部, 第二角度调节机构用于调节第二尾翼 820 与机身 10 之间的角度。具体的, 第二角度调节机构包括第二调节电机 (未示出)、外齿轮 (未示出) 与内齿轮 (未示出)。第二调节电机固定于机身的尾部且与所述主控板连接, 外齿轮套设于第二调节电机的转动轴, 内齿轮固定于第一尾翼, 外齿轮插接并啮合于内齿轮, 第二调节电机用于驱动第二尾翼绕所述机身 10 的第二俯仰轴 y_2 转动, 实现所述第二尾翼 820 与所述机身 10 之间的角度调节。

其中, 所述第一角度调节机构与所述第二角度调节机构的结构可以相同也可以不同, 对此, 本申请不做任何限制。

在一些实施例中, 所述第一机翼 20、第二机翼 30 及尾翼 80 上设置有起降缓冲器, 这样可以降低无人飞行器的碰撞, 减少维护成本。

在一些实施例中, 所述第一螺旋桨、第二螺旋桨、第三螺旋桨及第四螺旋桨均由碳纤维制成, 且桨叶的内部填充有泡沫, 此桨的质量轻, 强度足, 还能吸收螺旋桨的震动。

为便于读者理解本申请实施例, 对无人飞行器的运动过程进行描

述，如下：

请参阅图 7，垂直起降时，在所述主控板的控制下，第一倾转电机及第二倾转电机分别驱动第一翼尖 220 以及第二翼尖 320 转动至竖直模式，并且第一电机 410、第二电机 510、第三电机 610 与第四电机 710 一起提供拉力，克服无人飞行器 100 自身的重力实现垂直起降和空中悬停。

上述竖直模式是指，所述第一旋翼组件的转动轴 O1 和所述第二旋翼组件的转动轴 O2 垂直于所述机身 10。

无人飞行器 100 固定翼平飞时，第一倾转电机及第二倾转电机分别驱动第一翼尖 220 以及第二翼尖 320 共同转动至水平模式，由设置于第三电机 610 的转动轴上的第三螺旋桨 620 与设置于第四电机 710 的转动轴上的第四螺旋桨 720 提供动力克服无人飞行器 100 飞行时的阻力。

上述水平模式是指，所述第一旋翼组件的转动轴 O1 和所述第二旋翼组件的转动轴 O2 平行于所述机身 10。

另外，请一并参阅图 8 及图 9，通过控制第三电机 610 的转速与第四电机 710 的转速，可实现无人飞行器 100 的俯仰操纵及前后飞；通过控制第一电机 410 的转速与第二电机 510 的转速，可实现无人飞行器 100 的滚转操纵及左右飞；以及通过第一调节电机转动第一尾翼 810、第二调节电机 1211 转动第二尾翼 820，使第一尾翼 810 与第二尾翼 820 之间形成角度差，可实现无人飞行器 100 的航向操纵。

在本申请实施例中，通过使第三电机和第四电机部分裸露于所述机身，使得无人飞行器在垂直升降或悬停时，第三电机和第四电机的热量可以通过自身散发到外界空气中，同时，使得无人飞行器在固定翼平飞时，可以降低飞行阻力，从而提升了飞行器的航时性能。

最后应说明的是：以上实施例仅用以说明本发明的技术方案，而非对其限制；在本发明的思路下，以上实施例或者不同实施例中的技术特征之间也可以进行组合，步骤可以以任意顺序实现，并存在如上所述的本发明的不同方面的许多其它变化，为了简明，它们没有在细节中提供；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范围。

权 利 要 求 书

1、一种无人飞行器，其特征在于，包括：

机身，设置有第一容置腔和第二容置腔，其中，所述第一容置腔与所述第二容置腔的位置不同；

第一机翼，设置于所述机身的一侧；

第二机翼，设置于所述机身的另一侧；

第一旋翼组件，安装于所述第一机翼，并且所述第一旋翼组件可相对于所述机身转动；

第二旋翼组件，安装于所述第二机翼，并且所述第二旋翼组件可相对于所述机身转动；

第三旋翼组件，包括第三电机及与所述第三电机相连的第三螺旋桨，所述第三电机安装于所述第一容置腔并部分外露于所述机身；

第四旋翼组件，包括第四电机及与所述第四电机相连的第四螺旋桨，所述第四电机安装于所述第二容置腔并部分外露于所述机身；

主控板，固定于所述机身，并且所述主控制板分别与所述第一旋翼组件、所述第二旋翼组件、所述第三旋翼组件及所述第四旋翼组件连接。

2、根据权利要求1所述的无人飞行器，其特征在于，

所述第三旋翼组件还包括第一安装座，所述第一安装座内嵌于对应的所述第一容置腔，所述第三电机安装于所述第一安装座且部分外露于所述机身；

所述第四旋翼组件还包括第二安装座，所述第二安装座内嵌于对应的所述第二容置腔，所述第四电机安装于所述第二安装座且部分外露于所述机身。

3、根据权利要求2所述的无人飞行器，其特征在于，

所述机身的底部与所述第一容置腔相对应的位置设有第一通风孔，所述第一通风孔连通所述第一容置腔；

所述机身的底部与所述第二容置腔相对应的位置设有第二通风孔，所述第二通风孔连通所述第二容置腔。

4、根据权利要求2所述的无人飞行器，其特征在于，

所述第一安装座设置有第一散热孔，所述第一散热孔与所述第一容置腔连通，所述第二安装座设置有第二散热孔，所述第二散热孔与所述第二容置腔连通。

5、根据权利要求1至4任一项所述的无人飞行器，其特征在于，

所述第一旋翼组件包括第一电机及与所述第一电机相连的第一螺旋桨，所述第一电机安装于所述第一机翼；

所述第二旋翼组件包括第二电机及与所述第二电机相连的第二螺旋桨，所述第二电机安装于所述第二机翼。

6、根据权利要求1至4任一项所述的无人飞行器，其特征在于，

所述第一机翼包括第一机翼主体和第一翼尖，

所述第一机翼主体的一端连接于所述机身的一侧，所述第一翼尖可倾转地连接于所述第一机翼主体的另一端，所述第一旋翼组件固定于所述第一翼尖；

所述无人飞行器还包括第一倾转电机，所述第一倾转电机与所述主控板连接，所述第一倾转电机用于驱动所述第一翼尖绕所述第一机翼主体转动。

7、根据权利要求1至4任一项所述的无人飞行器，其特征在于，

所述第二机翼包括第二机翼主体和第二翼尖；

所述第二机翼主体的一端安装于所述机身的一侧，所述第二翼尖可转动地安装于所述第二机翼主体的另一端，所述第二旋翼组件固定于所述第二翼尖；

所述无人飞行器还包括第二倾转电机，所述第二倾转电机与所述主控板连接，所述第二倾转电机用于驱动所述第二翼尖绕所述第二机翼主

体转动。

8、根据权利要求1至4任一项所述的无人飞行器，其特征在于，所述无人飞行器还包括尾翼，所述尾翼安装于所述机身的尾部，并且所述尾翼可绕所述机身转动。

9、根据权利要求8所述的无人飞行器，其特征在于，所述尾翼包括第一尾翼和第二尾翼，所述第一尾翼安装于所述机身的尾部一侧，所述第二尾翼安装于所述机身的尾部另一侧，所述第一尾翼与所述第二尾翼皆可绕所述机身转动。

10、根据权利要求9所述的无人飞行器，其特征在于，所述无人飞行器包括第一角度调节机构和第二角度调节机构，所述第一角度调节机构和所述第二角度调节机构均固定于所述机身，所述第一角度调节机构和所述第二角度调节机构均与所述主控板连接；

所述第一调节机构用于调节所述第一尾翼与所述机身之间的角度，所述第二调节机构用于调节所述第二尾翼与所述机身之间的角度。

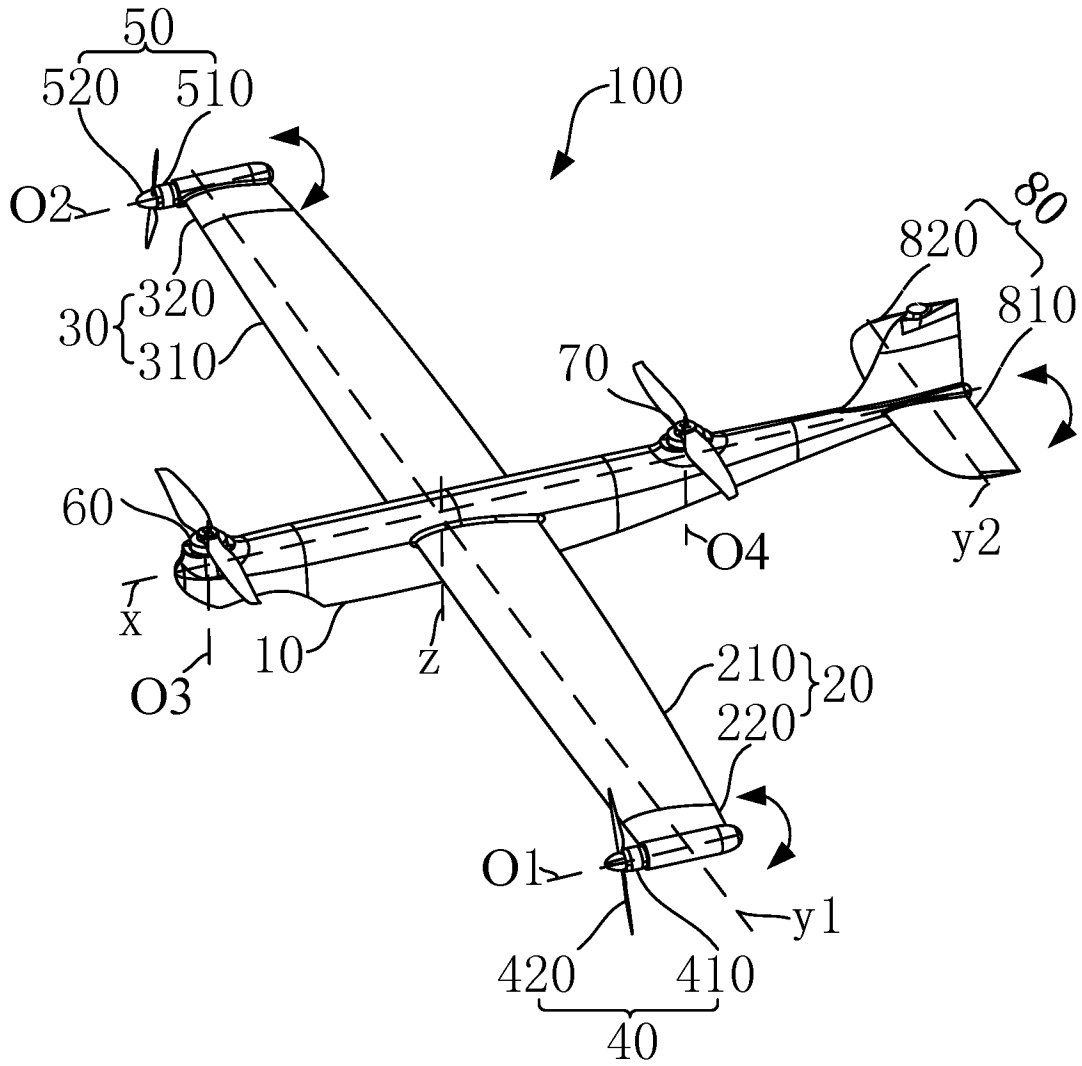


图 1

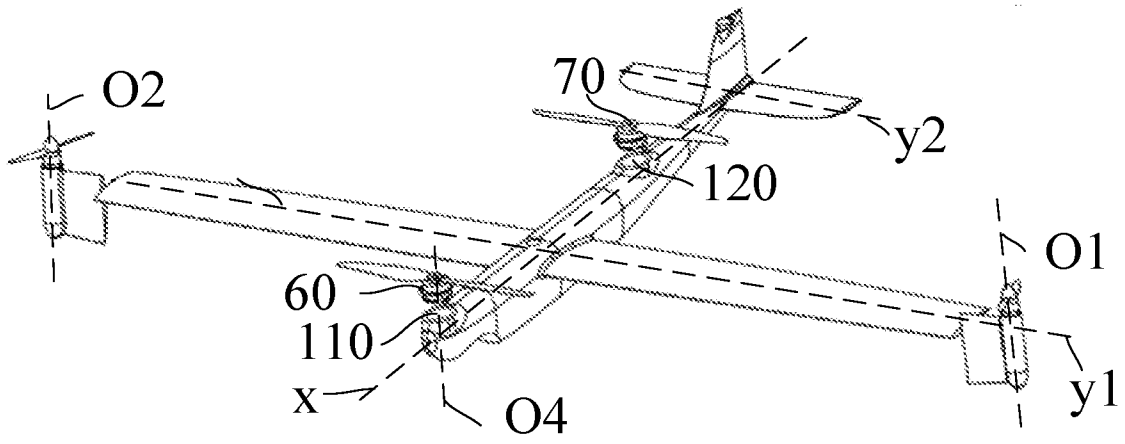


图 2

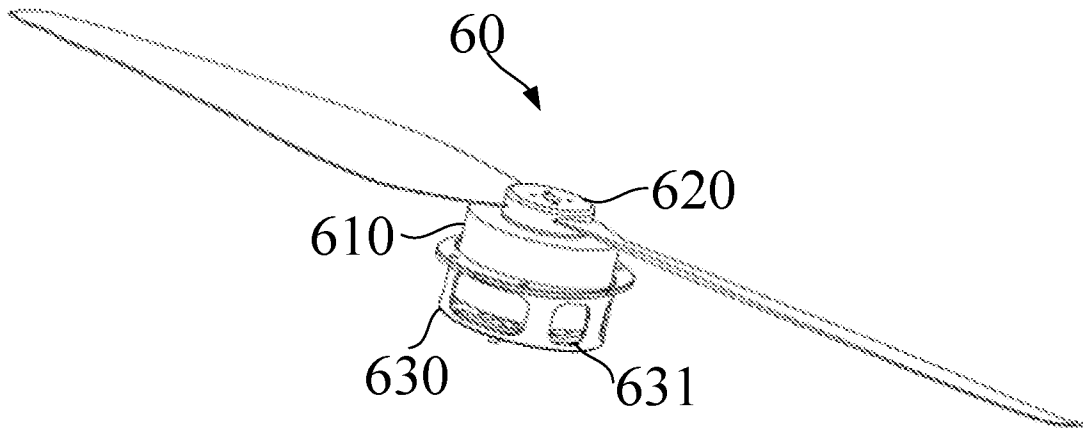


图 3

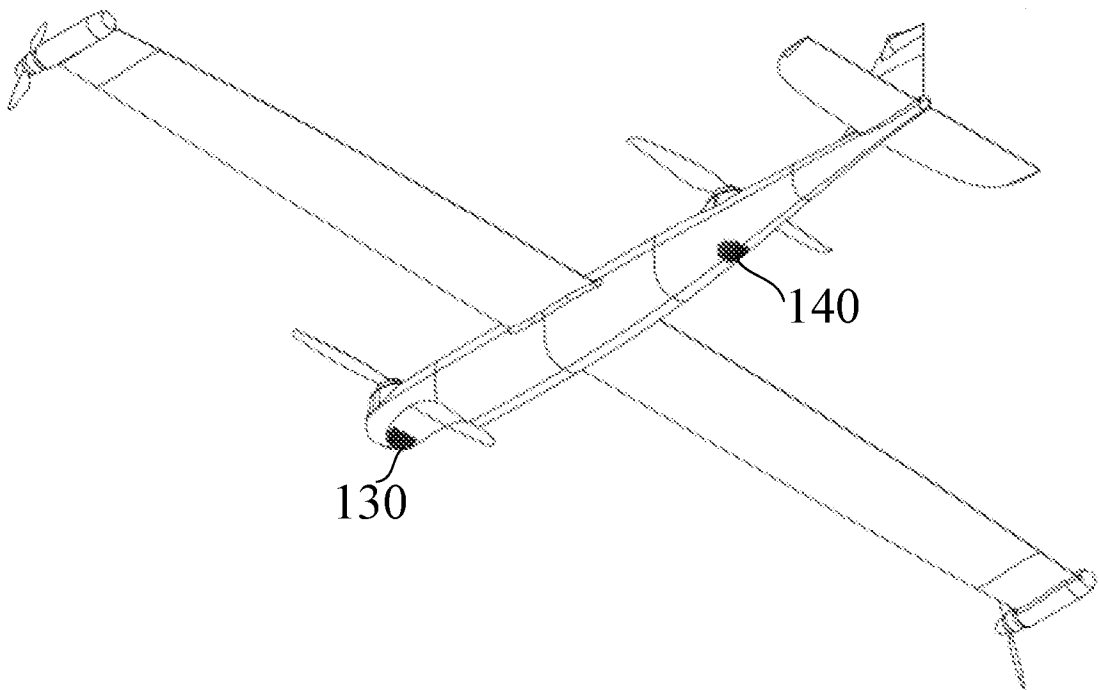


图 4

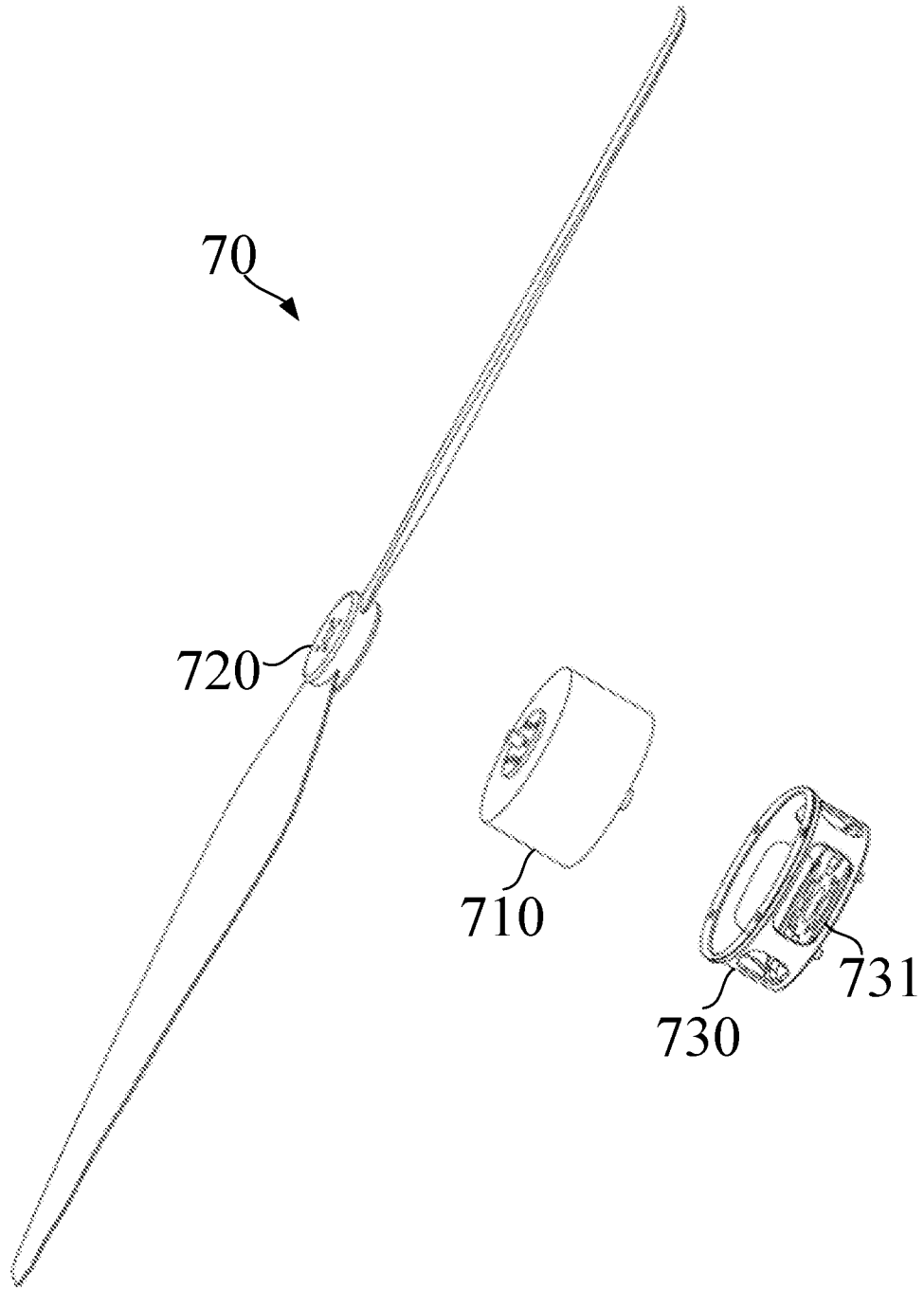


图 5

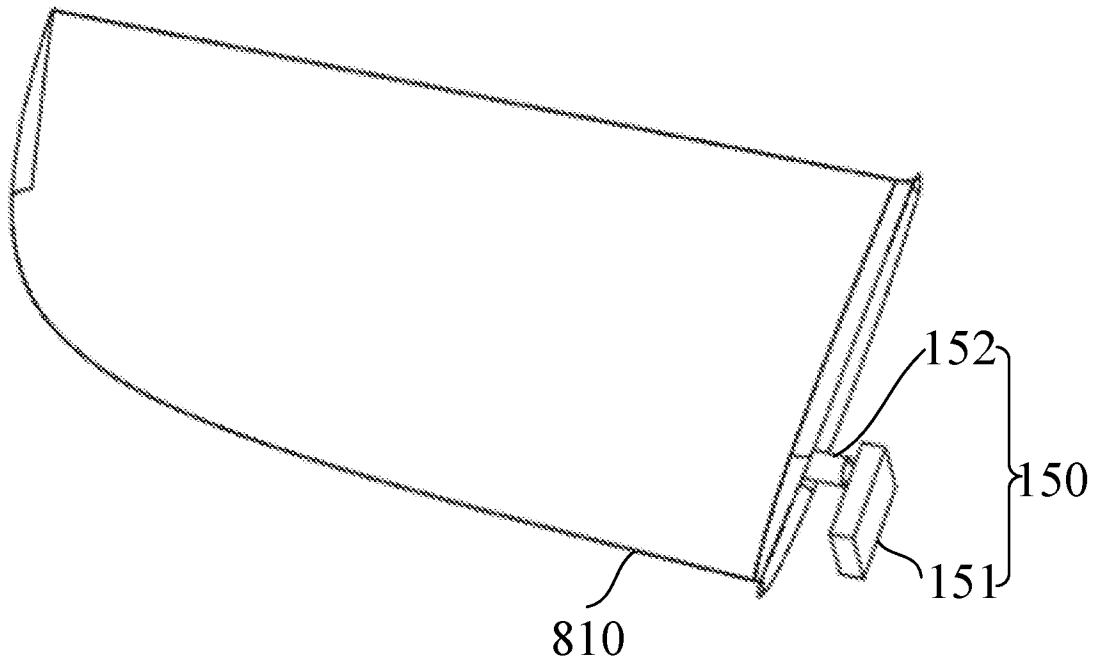


图 6

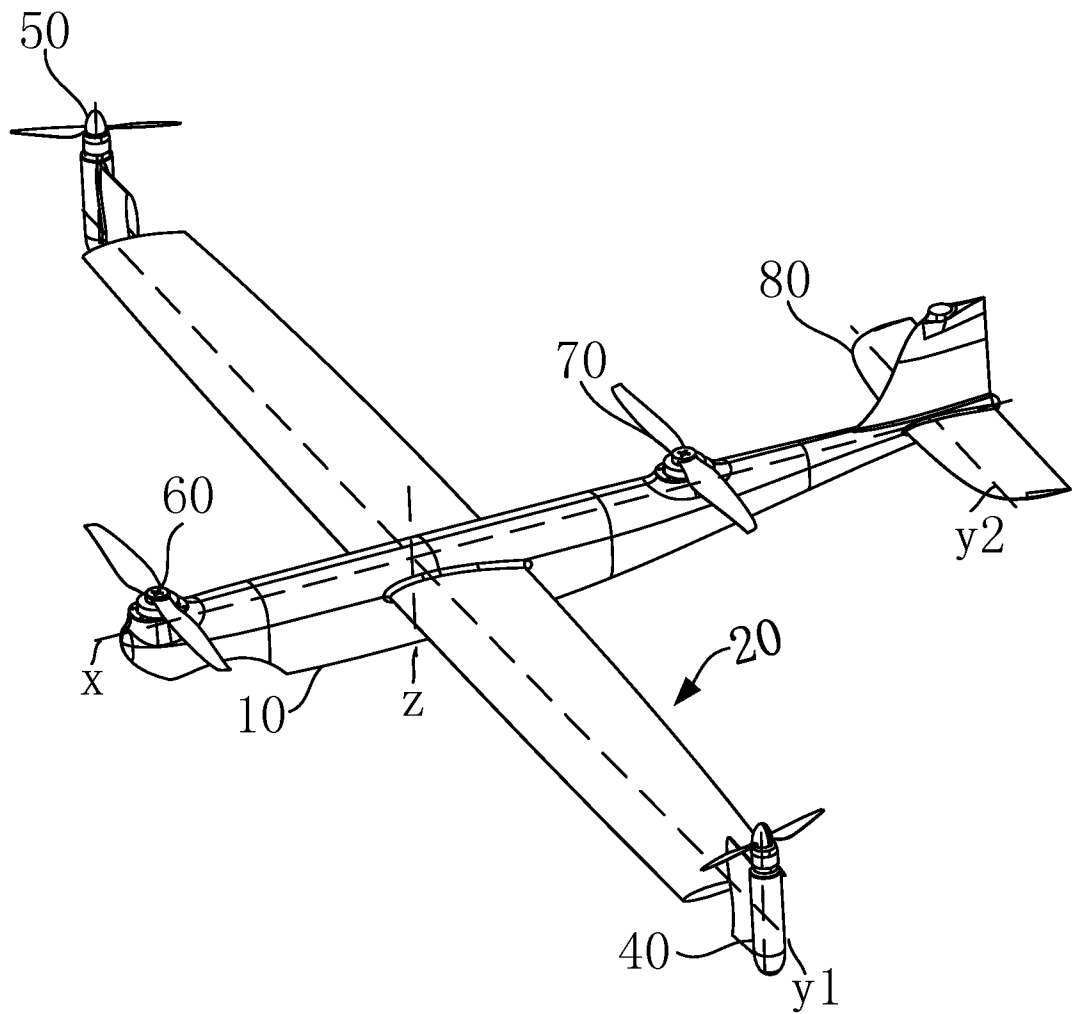


图 7

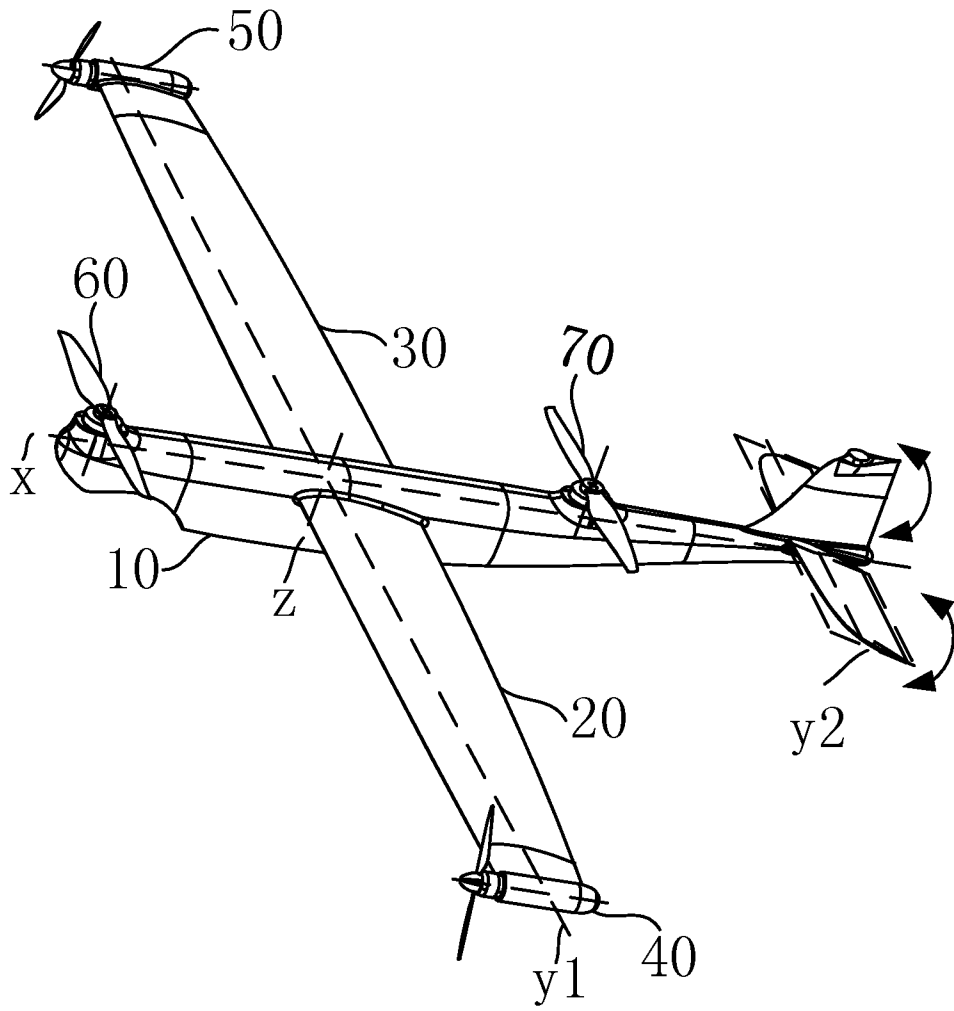


图 8

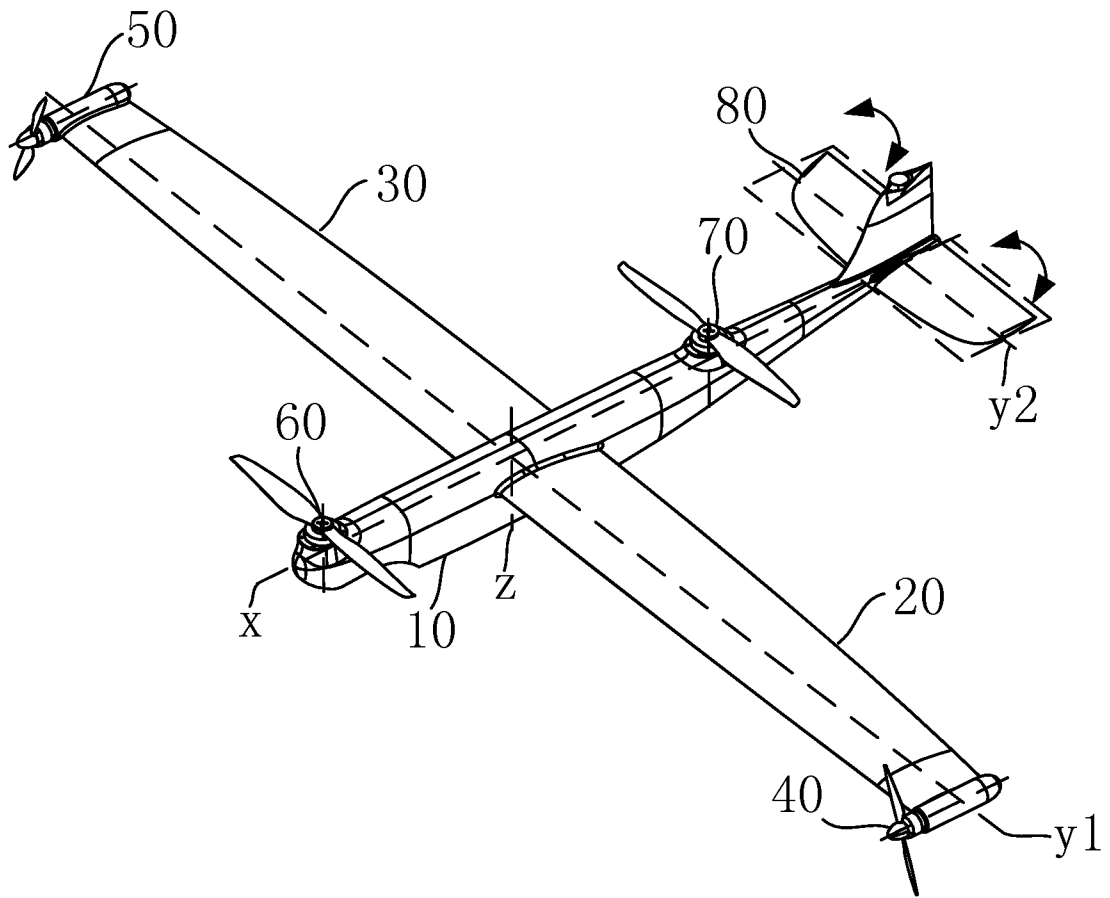


图 9

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/CN2021/115732

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

B64C 27/08(2006.01)i; B64C 27/12(2006.01)i; B64C 27/28(2006.01)i; B64C 27/32(2006.01)i; B64D 27/24(2006.01)i

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

B64C B64D

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

CNABS; CNKI; CNTXT; VEN; USTXT; EPTXT; WOTXT: 道通智能, 无人机, 飞行器, 旋翼, 通风, 散热, 冷却, 电机, 阻力, 腔, 裸露, 暴露, 露出, 伸出, 尾翼, 转动, UAV, unmanned aerial, wing, cool, motor, drag, chamber, cavity, shell, naked, bare, tail wing

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
PX	CN 112158330 A (SHENZHEN AUTEL INTELLIGENT AVIATION TECHNOLOGY CO., LTD.) 01 January 2021 (2021-01-01) claims 1-10	1-10
Y	CN 109436314 A (SHENZHEN AUTEL INTELLIGENT AVIATION TECHNOLOGY CO., LTD.) 08 March 2019 (2019-03-08) description, paragraphs [0028]-[0061], and figures 1-6	1-10
Y	CN 207029543 U (PRODRONE TECHNOLOGY (SHENZHEN) CO., LTD.) 23 February 2018 (2018-02-23) description paragraph [0031], figures 2-4	1-10
A	US 2020031464 A1 (SHAFIR YEHUDA) 30 January 2020 (2020-01-30) entire document	1-10
A	CN 207045754 U (BEIJING TIANQING AVIATION TECHNOLOGY CO., LTD.) 27 February 2018 (2018-02-27) entire document	1-10

 Further documents are listed in the continuation of Box C. See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

13 October 2021

Date of mailing of the international search report

28 October 2021

Name and mailing address of the ISA/CN

China National Intellectual Property Administration (ISA/
CN)
No. 6, Xitucheng Road, Jimenqiao, Haidian District, Beijing
100088
China

Facsimile No. (86-10)62019451

Authorized officer

Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.

PCT/CN2021/115732

Patent document cited in search report			Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)			Publication date (day/month/year)
CN	112158330	A	01 January 2021	None			
CN	109436314	A	08 March 2019	WO	2020134136	A1	02 July 2020
				CN	209617480	U	12 November 2019
CN	207029543	U	23 February 2018	None			
US	2020031464	A1	30 January 2020	WO	2018163171	A1	13 September 2018
				EP	3583027	A1	25 December 2019
				EP	3583027	A4	04 March 2020
				IL	269148	A	31 March 2020
CN	207045754	U	27 February 2018	None			

国际检索报告

国际申请号

PCT/CN2021/115732

<p>A. 主题的分类</p> <p>B64C 27/08(2006.01)i; B64C 27/12(2006.01)i; B64C 27/28(2006.01)i; B64C 27/32(2006.01)i; B64D 27/24(2006.01)i</p> <p>按照国际专利分类(IPC)或者同时按照国家分类和IPC两种分类</p>																				
<p>B. 检索领域</p> <p>检索的最低限度文献(标明分类系统和分类号)</p> <p>B64C B64D</p> <p>包含在检索领域中的除最低限度文献以外的检索文献</p> <p>在国际检索时查阅的电子数据库(数据库的名称, 和使用的检索词(如使用))</p> <p>CNABS;CNKI;CNTXT;VEN;USTXT;EPTXT;WOTXT; 道通智能, 无人机, 飞行器, 旋翼, 通风, 散热, 冷却, 电机, 阻力, 腔, 裸露, 暴露, 露出, 伸出, 尾翼, 转动, UAV, unmanned aerial, wing, cool, motor, drag, chamber, cavity, shell, naked, bare, tail wing</p>																				
<p>C. 相关文件</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>类型*</th> <th>引用文件, 必要时, 指明相关段落</th> <th>相关的权利要求</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>PX</td> <td>CN 112158330 A (深圳市道通智能航空技术有限公司) 2021年 1月 1日 (2021 - 01 - 01) 权利要求1-10</td> <td>1-10</td> </tr> <tr> <td>Y</td> <td>CN 109436314 A (深圳市道通智能航空技术有限公司) 2019年 3月 8日 (2019 - 03 - 08) 说明书第[0028]-[0061]段, 图1-6</td> <td>1-10</td> </tr> <tr> <td>Y</td> <td>CN 207029543 U (普宙飞行器科技深圳有限公司) 2018年 2月 23日 (2018 - 02 - 23) 说明书第[0031]段, 图2-4</td> <td>1-10</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>US 2020031464 A1 (SHAFIR YEHUDA) 2020年 1月 30日 (2020 - 01 - 30) 全文</td> <td>1-10</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>CN 207045754 U (北京天擎智造航空科技有限公司) 2018年 2月 27日 (2018 - 02 - 27) 全文</td> <td>1-10</td> </tr> </tbody> </table>			类型*	引用文件, 必要时, 指明相关段落	相关的权利要求	PX	CN 112158330 A (深圳市道通智能航空技术有限公司) 2021年 1月 1日 (2021 - 01 - 01) 权利要求1-10	1-10	Y	CN 109436314 A (深圳市道通智能航空技术有限公司) 2019年 3月 8日 (2019 - 03 - 08) 说明书第[0028]-[0061]段, 图1-6	1-10	Y	CN 207029543 U (普宙飞行器科技深圳有限公司) 2018年 2月 23日 (2018 - 02 - 23) 说明书第[0031]段, 图2-4	1-10	A	US 2020031464 A1 (SHAFIR YEHUDA) 2020年 1月 30日 (2020 - 01 - 30) 全文	1-10	A	CN 207045754 U (北京天擎智造航空科技有限公司) 2018年 2月 27日 (2018 - 02 - 27) 全文	1-10
类型*	引用文件, 必要时, 指明相关段落	相关的权利要求																		
PX	CN 112158330 A (深圳市道通智能航空技术有限公司) 2021年 1月 1日 (2021 - 01 - 01) 权利要求1-10	1-10																		
Y	CN 109436314 A (深圳市道通智能航空技术有限公司) 2019年 3月 8日 (2019 - 03 - 08) 说明书第[0028]-[0061]段, 图1-6	1-10																		
Y	CN 207029543 U (普宙飞行器科技深圳有限公司) 2018年 2月 23日 (2018 - 02 - 23) 说明书第[0031]段, 图2-4	1-10																		
A	US 2020031464 A1 (SHAFIR YEHUDA) 2020年 1月 30日 (2020 - 01 - 30) 全文	1-10																		
A	CN 207045754 U (北京天擎智造航空科技有限公司) 2018年 2月 27日 (2018 - 02 - 27) 全文	1-10																		
<p><input type="checkbox"/> 其余文件在C栏的续页中列出。</p> <p><input checked="" type="checkbox"/> 见同族专利附件。</p>																				
<p>* 引用文件的具体类型:</p> <p>“A” 认为不特别相关的表示了现有技术一般状态的文件</p> <p>“E” 在国际申请日的当天或之后公布的在先申请或专利</p> <p>“L” 可能对优先权要求构成怀疑的文件, 或为确定另一篇引用文件的公布日而引用的或者因其他特殊理由而引用的文件(如具体说明的)</p> <p>“O” 涉及口头公开、使用、展览或其他方式公开的文件</p> <p>“P” 公布日先于国际申请日但迟于所要求的优先权日的文件</p> <p>“T” 在申请日或优先权日之后公布, 与申请不相抵触, 但为了理解发明之理论或原理的在后文件</p> <p>“X” 特别相关的文件, 单独考虑该文件, 认定要求保护的发明不是新颖的或不具有创造性</p> <p>“Y” 特别相关的文件, 当该文件与另一篇或者多篇该类文件结合并且这种结合对于本领域技术人员为显而易见时, 要求保护的发明不具有创造性</p> <p>“&” 同族专利的文件</p>																				
国际检索实际完成的日期	国际检索报告邮寄日期																			
2021年 10月 13日	2021年 10月 28日																			
ISA/CN的名称和邮寄地址	授权官员																			
中国国家知识产权局(ISA/CN) 中国 北京市海淀区蓟门桥西土城路6号 100088	赵银凤																			
传真号 (86-10)62019451	电话号码 (86-512) 88995386																			

国际检索报告
关于同族专利的信息

国际申请号

PCT/CN2021/115732

检索报告引用的专利文件			公布日 (年/月/日)	同族专利			公布日 (年/月/日)
CN	112158330	A	2021年 1月 1日	无			
CN	109436314	A	2019年 3月 8日	WO	2020134136	A1	2020年 7月 2日
				CN	209617480	U	2019年 11月 12日
CN	207029543	U	2018年 2月 23日	无			
US	2020031464	A1	2020年 1月 30日	WO	2018163171	A1	2018年 9月 13日
				EP	3583027	A1	2019年 12月 25日
				EP	3583027	A4	2020年 3月 4日
				IL	269148	A	2020年 3月 31日
CN	207045754	U	2018年 2月 27日	无			