

(12) 按照专利合作条约所公布的国际申请

(19) 世界知识产权组织
国际局

(43) 国际公布日
2017 年 9 月 8 日 (08.09.2017)



(10) 国际公布号
WO 2017/148134 A1

- (51) 国际专利分类号:
B64C 11/18 (2006.01) *B64C 27/467* (2006.01)
- (21) 国际申请号: PCT/CN2016/099690
- (22) 国际申请日: 2016 年 9 月 22 日 (22.09.2016)
- (25) 申请语言: 中文
- (26) 公布语言: 中文
- (30) 优先权:
2016201531163 2016 年 2 月 29 日 (29.02.2016) CN
- (71) 申请人: 深圳市大疆创新科技有限公司 (SZ DJI TECHNOLOGY CO., LTD.) [CN/CN]; 中国广东省深圳市南山区高新区南区粤兴一道 9 号香港科大深圳产学研大楼 6 楼, Guangdong 518057 (CN)。
- (72) 发明人: 刘峰 (LIU, Feng); 中国广东省深圳市南山区高新区南区粤兴一道 9 号香港科大深圳产学研大楼 6 楼, Guangdong 518057 (CN)。 邓涛 (DENG, Tao); 中国广东省深圳市南山区高新区南区粤兴一道 9 号香港科大深圳产学研大楼 6 楼, Guangdong

518057 (CN)。 江彬 (JIANG, Bin); 中国广东省深圳市南山区高新区南区粤兴一道 9 号香港科大深圳产学研大楼 6 楼, Guangdong 518057 (CN)。

(74) 代理人: 深圳市赛恩倍吉知识产权代理有限公司 (SHENZHEN SCIENBIZIP INTELLECTUAL PROPERTY AGENCY CO., LTD.); 中国广东省深圳市龙华新区龙观东路 83 号荣群大厦 9 楼, Guangdong 518109 (CN)。

(81) 指定国 (除另有指明, 要求每一种可提供的国家保护): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, 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, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW。

[见续页]

(54) Title: PROPELLER, POWER ASSEMBLY AND AIRCRAFT

(54) 发明名称: 螺旋桨、动力组件及飞行器

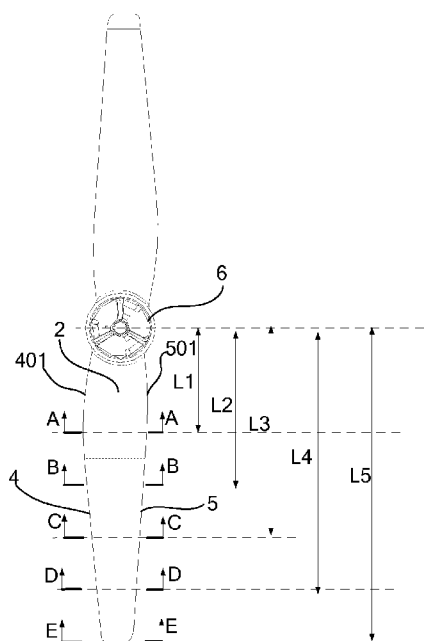


FIG. 2

(57) Abstract: Provided are a propeller, a power assembly and an aircraft, the propeller comprising a hub (6) and a blade (1) connected to the hub (6). At the distance of 50% of a propeller disk radius from a propeller disk centre formed by the propeller, the blade (1) has an angle of attack of $14.4^\circ \pm 2.5^\circ$ and a chord length of $16\text{mm} \pm 5\text{mm}$. At the distance of 66.7% of the propeller disk radius from the propeller disk centre formed by the propeller, the blade (1) has an angle of attack of $12.8^\circ \pm 2.5^\circ$ and a chord length of $13.7\text{mm} \pm 5\text{mm}$. At the distance of 83.3% of the propeller disk radius from the propeller disk centre formed by the propeller, the blade (1) has an angle of attack of $12^\circ \pm 2.5^\circ$ and a chord length of $11.3\text{mm} \pm 5\text{mm}$. The propeller, power assembly and aircraft reduce the resistance of propeller rotation by optimising the structure of the propeller, in order to further reduce the flight resistance of the aircraft, increase the flight speed and flight efficiency of the aircraft and improve the flight performance of the aircraft.

(57) 摘要: 本发明提供了一种螺旋桨、动力组件及飞行器, 其中, 螺旋桨包括桨座(6)和连接在桨座(6)上的桨叶(1); 桨叶(1)在与螺旋桨形成的桨盘的中心相距为桨盘半径的 50% 处的攻角为 $14.4^\circ \pm 2.5^\circ$, 弦长为 $16\text{mm} \pm 5\text{mm}$; 桨叶(1)在与螺旋桨形成的桨盘的中心相距为桨盘半径的 66.7% 处的攻角为 $12.8^\circ \pm 2.5^\circ$, 弦长为 $13.7\text{mm} \pm 5\text{mm}$; 桨叶(1)在与螺旋桨形成的桨盘的中心相距为桨盘半径的 83.3% 处的攻角为 $12^\circ \pm 2.5^\circ$, 弦长为 $11.3\text{mm} \pm 5\text{mm}$ 。本发明提供的螺旋桨、动力组件及飞行器, 通过优化螺旋桨的结构, 可降低螺旋桨转动的阻力, 以进一步减小飞行器的飞行阻力、提高飞行器的飞行速度和飞行效率, 提高飞行器的飞行性能。



(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))。

螺旋桨、动力组件及飞行器

技术领域

本发明涉及螺旋桨结构技术，尤其涉及一种螺旋桨、动力组件及飞行器。

背景技术

飞行器上的螺旋桨，作为飞行器的重要关键器件，其用于将电机或发动机中转轴的转动转化为推力或升力。

现有技术中的螺旋桨，其桨叶外形形状大多呈矩形，导致其飞行时阻力大、效率低，导致飞行器的飞行速度小、续航距离短，严重影响了飞行器的飞行性能。

发明内容

本发明提供一种螺旋桨、动力组件及飞行器，用以解决现有技术中的上述缺陷，以优化螺旋桨的结构，提高飞行器的飞行性能。

本发明一方面提供一种螺旋桨，包括桨叶，所述桨叶旋转形成桨盘；

所述桨叶在与所述螺旋桨相距为桨盘半径的 50% 处的攻角为 $14.4^{\circ} \pm 2.5^{\circ}$ ，弦长为 $16\text{mm} \pm 5\text{mm}$ ；

所述桨叶在与所述螺旋桨形成的桨盘的中心相距为桨盘半径的 66.7% 处的攻角为 $12.8^{\circ} \pm 2.5^{\circ}$ ，弦长为 $13.7\text{mm} \pm 5\text{mm}$ ；

所述桨叶在与所述螺旋桨形成的桨盘的中心相距为桨盘半径的 83.3% 处的攻角为 $12^{\circ} \pm 2.5^{\circ}$ ，弦长为 $11.3\text{mm} \pm 5\text{mm}$ 。

如上所述的螺旋桨，所述螺旋桨形成的桨盘直径为 180mm；

所述桨叶在与所述螺旋桨形成的桨盘的中心相距为 45mm 处的攻角为 14.4° ，弦长为 16mm；

所述桨叶在与所述螺旋桨形成的桨盘的中心相距为 60mm 处的攻角为 12.8° ，弦长为 13.7mm；

所述桨叶在与所述螺旋桨形成的桨盘的中心相距为 75mm 处的攻角为 12° ，弦长为 11.3mm。

如上所述的螺旋桨，

所述桨叶在与所述螺旋桨形成的桨盘的中心相距为桨盘半径的 33.3% 处的攻角为 $15.3^\circ \pm 2.5^\circ$ ，弦长为 $18.1\text{mm} \pm 5\text{mm}$ 。

如上所述的螺旋桨，所述螺旋桨形成的桨盘直径为 180mm；

所述桨叶在与所述螺旋桨形成的桨盘的中心相距为 30mm 处的攻角为 15.3° ，弦长为 18.1mm。

如上所述的螺旋桨，

所述桨叶在与所述螺旋桨形成的桨盘的中心相距为桨盘半径的 100% 处的攻角为 $11.4^\circ \pm 2.5^\circ$ ，弦长为 $9.2\text{mm} \pm 5\text{mm}$ 。

如上所述的螺旋桨，所述螺旋桨形成的桨盘直径为 180mm；

所述桨叶在与所述螺旋桨形成的桨盘的中心相距为 90mm 处的攻角为 11.4° ，弦长为 9mm。

如上所述的螺旋桨，所述桨叶的数量为两个，两个桨叶关于桨盘的中心呈中心对称。

如上所述的螺旋桨，从所述桨叶靠近所述桨盘中心的一端至所述桨叶远离所述桨盘中心的一端，所述桨叶的厚度逐渐减小。

如上所述的螺旋桨，所述桨叶包括朝上的叶面、朝下的叶背，以及连接于所述叶背及所述叶面的一侧之间的第一侧缘、以及连接于所述叶背及所述叶面的另一侧之间的第二侧缘，所述第一侧缘位于所述第二侧缘下方；所述叶背以及所述叶面均为曲面。

如上所述的螺旋桨，包括至少两个桨叶，所述螺旋桨还包括连接所述桨叶的桨座，所述至少两个桨叶沿所述桨座周向均匀分布。

如上所述的螺旋桨，所述第一侧缘包括一个曲面状的向外凸出的第一拱起部，所述第二侧缘包括一个曲面状的向外凸出的第二拱起部；所述第一拱起部及所述第二拱起部均靠近所述桨叶与所述桨座相连的一端；且所述第一拱起部的凸出程度大于所述第二拱起部的凸出程度。

如上所述的螺旋桨的螺距为 25mm。

本发明另一方面还提供一种动力组件，包括驱动件和如上任一项所述的

螺旋桨，所述螺旋桨通过桨座与所述驱动件连接。

如上所述的动力组件，所述驱动件为电机，所述电机的 KV 值为 1800~2400 转/（分钟•伏特）。

本发明又一方面提供一种飞行器，包括机身，还包括至少一个如上所述的动力组件，所述动力组件与所述机身连接。

所述飞行器包括多个所述动力组件，且所述多个动力组件的转向不同。

本发明提供的螺旋桨、动力组件及飞行器，由于所述桨叶在与所述螺旋桨形成的桨盘的中心相距为桨盘半径的 50% 处的攻角为 $14.4^{\circ} \pm 2.5^{\circ}$ ，弦长为 $16\text{mm} \pm 5\text{mm}$ ；所述桨叶在与所述螺旋桨形成的桨盘的中心相距为桨盘半径的 66.7% 处的攻角为 $12.8^{\circ} \pm 2.5^{\circ}$ ，弦长为 $13.7\text{mm} \pm 5\text{mm}$ ；所述桨叶在与所述螺旋桨形成的桨盘的中心相距为桨盘半径的 83.3% 处的攻角为 $12^{\circ} \pm 2.5^{\circ}$ ，弦长为 $11.3\text{mm} \pm 5\text{mm}$ 。因此能够降低螺旋桨在转动过程中的阻力，减小飞行器飞行过程中的飞行阻力，提高飞行效率，增加续航里程，提高飞行器的飞行性能。

附图说明

图 1 为本发明实施例一提供的螺旋桨的立体图；

图 2 为图 1 所示螺旋桨的主视图；

图 3 为图 1 所示螺旋桨的左视图；

图 4 为图 1 所示螺旋桨的右视图；

图 5 为图 1 所示螺旋桨的仰视图；

图 6 为图 1 所示螺旋桨的俯视图；

图 7 为图 2 中螺旋桨沿 A-A 线的剖面示意图；

图 8 为图 2 中螺旋桨沿 B-B 线的剖面示意图；

图 9 为图 2 中螺旋桨沿 C-C 线的剖面示意图；

图 10 为图 2 中螺旋桨沿 D-D 线的剖面示意图；

图 11 为图 2 中螺旋桨沿 E-E 线的剖面示意图。

附图标记：

1-桨叶；	2-叶面；	3-叶背
4-第一侧缘；	5-第二侧缘；	6-桨座；

401-第一拱起部； 501-第二拱起部。

具体实施方式

为使本发明实施例的目的、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清楚、完整地描述，显然，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。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。

需要说明的是，当组件被称为“固定于”另一个组件，它可以直接在另一个组件上或者也可以存在居中的组件。当一个组件被认为是“连接”另一个组件，它可以是直接连接到另一个组件或者可能同时存在居中组件。

除非另有定义，本文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。本文中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，不是旨在于限制本发明。本文所使用的术语“及 / 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。

实施例一

本发明实施例一提供一种螺旋桨。本实施例中的螺旋桨，可以应用于飞行器，螺旋桨可以包括：桨座和连接在桨座上的桨叶。本实施例提供的螺旋桨中，桨叶与桨座可以为一体成型结构，或者也可以通过其它方式实现相互连接，例如可通过焊接的形式固定，又或者可以通过可拆卸的连接件固定连接，例如螺接固定，或通过其它连接件实现连接等。在此，本实施例不作具体限定。

在本实施例中，螺旋桨可以是正桨或反桨，所谓正桨，指的是从俯视飞行器的角度看（或者，从驱动件如电机尾部向电机头部方向看），顺时针旋转而产生升力的螺旋桨；所谓反桨，指的是从俯视飞行器的角度看（指从电机尾部向电机头部方向看），逆时针旋转而产生升力的螺旋桨。正桨的结构与反桨的结构之间为镜面对称，本实施例中仅以正桨的结构为例对螺旋桨的结构进行说明，本领域技术人员可以根据本实施例所提供的方式进行扩展而得到反桨的结构。

图 1 为本发明实施例一提供的螺旋桨中桨叶的立体图；图 2 为图 1 所示桨叶的主视图；图 7 为图 1 中桨叶沿 A-A 线的剖面示意图；图 8 为图 1 中桨叶沿 B-B 线的剖面示意图；图 9 为图 1 中桨叶沿 C-C 线的剖面示意图；图 10 为图 1 中桨叶沿 D-D 线的剖面示意图；图 11 为图 1 中桨叶沿 E-E 线的剖面示意图。本实施例对桨叶的五个截面处的尺寸进行改进，其中，对 B-B 截面、C-C 截面和 D-D 截面处的尺寸所进行的改进最为重要。

本实施例所提供的螺旋桨的桨座带动桨叶旋转时，在旋转过程中所形成的圆，称为桨盘，该圆的中心称为桨盘的中心，该圆的直径称为桨盘的直径。对于分体式的桨叶 1 而言，桨盘的半径可以大于桨叶 1 的长度。桨叶 1 的数量可以为两个，或者两个以上，在本实施例中，优选的，桨叶 1 的数量为两个，两个桨叶 1 关于桨盘的中心可以呈中心对称，由此，可提高螺旋桨的平衡性。对于一体式的螺旋桨，桨盘的半径即为螺旋桨的半径。

如图 2 和图 8 所示，桨叶 1 在与螺旋桨形成的桨盘的中心相距为桨盘半径的 50% 处，即：如图 2 所示的距离桨盘中心 L2 的 B-B 截面处，该处桨叶 1 的攻角 A2 为 $14.4^{\circ} \pm 2.5^{\circ}$ ，弦长 D2 为 $16\text{mm} \pm 5\text{mm}$ 。其中，弦长为桨叶 1 在该处的截面在水平方向上投影的长度，攻角为弦翼与气体来流方向的夹角。

如图 2 和图 9 所示，桨叶 1 在与螺旋桨形成的桨盘的中心相距为桨盘半径的 66.7% 处，即：如图 2 所示的距离桨盘中心 L3 的 C-C 截面处，该处桨叶 1 的攻角 A3 为 $12.8^{\circ} \pm 2.5^{\circ}$ ，弦长 D3 为 $13.7\text{mm} \pm 5\text{mm}$ 。

如图 2 和图 10 所示，桨叶 1 在与螺旋桨形成的桨盘的中心相距为桨盘半径的 83.3% 处，即：如图 2 所示的距离桨盘中心 L4 的 D-D 截面处，该处桨叶 1 的攻角为 A4 为 $12^{\circ} \pm 2.5^{\circ}$ ，弦长 D4 为 $11.3\text{mm} \pm 5\text{mm}$ 。

本实施例通过对桨叶 1 中上述三个截面的弦长和攻角的设定，由上述参数限定出具备特定形状的桨叶，具备该种桨叶的螺旋桨在转动过程中的阻力较小，飞行器的飞行速度和飞行效率高，并且在一定的电力条件供给下增加续航距离，提高飞行器的飞行性能。

在上述技术方案的基础上，还可以对桨叶 1 中 A-A 截面和 E-E 截面的攻角和弦长进行优化，以进一步降低螺旋桨在转动过程中的空气阻力。

如图 2 和图 7 所示，桨叶 1 在与螺旋桨形成的桨盘的中心相距为桨盘半

径的 33.3% 处，即：如图 2 所示的距离桨盘中心 L1 的 A-A 截面处，该处桨叶 1 的攻角为 $15.3^{\circ} \pm 2.5^{\circ}$ ，弦长为 $18.1\text{mm} \pm 5\text{mm}$ 。

如图 2 和图 11 所示，桨叶 1 在与螺旋桨形成的桨盘的中心相距为桨盘半径的 100% 处，即：如图 2 所示的距离桨盘中心 L5 的 E-E 截面处，该处桨叶 1 的攻角为 $11.4^{\circ} \pm 2.5^{\circ}$ ，弦长为 $9.2\text{mm} \pm 5\text{mm}$ 。

当然，本领域技术人员可以理解的是，上述 A-A 截面、B-B 截面、C-C 截面、D-D 截面和 E-E 截面的位置可略微变动。

对于上述技术方案，本实施例提供一种具体的螺旋桨，该螺旋桨所形成的桨盘直径为 180mm，桨盘中心到桨叶 1 末端的距离为桨盘直径的一半，即桨盘中心到桨叶 1 末端的距离为 90mm。

以桨盘直径 180mm 为例，桨叶 1 在与螺旋桨形成的桨盘的中心相距为 45mm 处（即 90mm 的 50%）的攻角为 14.4° ，弦长为 16mm；桨叶 1 在与螺旋桨形成的桨盘的中心相距为 60mm 处（即 90mm 的 66.7%）的攻角为 12.8° ，弦长为 13.7mm；桨叶 1 在与螺旋桨形成的桨盘的中心相距为 75mm 处（即 90mm 的 83.3%）的攻角为 12° ，弦长为 11.3mm。

进一步的，在与桨盘中心距离 30mm（即 90mm 的 33.3%）处，桨叶 1 的攻角为 15.3° ，弦长为 18.1mm。在与桨盘中心距离 90mm（即 90mm 的 100%）处，桨叶 1 的攻角为 11.4° ，弦长为 9.2mm。

可以理解的是，因 A-A 截面、B-B 截面、C-C 截面、D-D 截面和 E-E 截面的位置可略微变动，故相应地，在 A-A 截面、B-B 截面、C-C 截面、D-D 截面和 E-E 截面处所得的攻角和弦长值可相应改变。

上述各截面的弦长和攻角的设定均可以桨盘的尺寸来进行设定。桨座 6 可以呈圆筒状，并且，在圆筒状的桨座 6 中心可以安装驱动件，桨叶 1 可以呈长条状，桨叶 1 与桨座 6 可以一体成型或者通过连接件连接，并沿桨座的径向延伸。具体的，驱动件可以为电机，电机的转轴与桨座 6 的中心固定连接，用以直接传递扭矩，驱动件可以带动桨座 6 转动，而桨座 6 则带动桨叶 1 转动，进而产生推力或升力。

本实施例所提供的上述螺旋桨，通过与现有技术中的螺旋桨进行对比测试，参照表一可知，在相同的拉力下，本实施例所提供的螺旋桨的功率更低，也即：在较小的功率条件下，具有更大的拉力，从而降低电量损耗，增

加续航距离。特别的，本实施例提供的螺旋桨在密度降低的高海拔区域或者低海拔地区起飞重量较大的极端情况下，其可以显著提高拉力，保证足够动力同时延长续航时间，提高飞行性能。

表一 本实施例所提供的螺旋桨与现有技术的对比参数

现有的螺旋桨		本实施例提供的螺旋桨	
拉力 (g)	功率 (W)	拉力 (g)	功率 (W)
175.0	16.4	175.0	16.5
225.0	24.5	225.0	22.5
275.0	32.2	275.0	30.3
325.0	41.2	325.0	39.4
375.0	50.4	375.0	47.2
380.0	最大	400.0	最大

图3为图1所示桨叶的左视图；图4为图1所示桨叶的右视图；图5为图1所示桨叶的仰视图；图6为图1所示桨叶的俯视图。如图1至图6所示，本实施例中的螺旋桨的桨叶，可以包括朝上的叶背3、朝下的叶面2，以及连接于叶背3及叶面2的一侧之间的第一侧缘4、以及连接于叶背3及叶面2的另一侧之间的第二侧缘5，第一侧缘4位于第二侧缘5下方；叶背3以及叶面2均为曲面。

其中，叶背3为飞行器在飞行过程中，桨叶1朝上的一面；叶面2为飞行器在飞行过程中，桨叶1朝下的一面。如图5所示，叶背3和叶面2均为曲面，且弯曲的趋势为：当桨叶1整体处于水平状态时，第一侧缘4所处的位置比第二侧缘5所处的位置低，因此可减小空气的阻力，提高桨叶1的拉力。

第一侧缘4可以包括曲面状的向外凸出的第一拱起部401，由此可进一步提高桨叶1的拉力，第一拱起部401与第一侧缘4的其余部分为平滑过渡连接。在整个桨叶1的长度方向上，相对于桨叶1远离桨座6的一端，第一拱起部401更靠近桨叶1与桨座6相连的一端。第一拱起部401不仅朝桨叶1的一侧拱起，同时还可以向下拱起，即朝向叶面2所在的方向拱起，并且可与叶面2形成平滑过渡连接。

第二侧缘5可以包括一个曲面状的向外凸出的第二拱起部501，由此可

进一步提高桨叶 1 的拉力，第二拱起部 501 与第二侧缘 5 的其余部分为平滑过渡连接。在整个桨叶 1 的长度方向上，相对于桨叶 1 远离桨座 6 的一端，第二拱起部 501 更靠近桨叶 1 与桨座 6 相连的一端。

在本实施例中，第一拱起部 401 的凸出程度可以大于第二拱起部 501 的凸出程度。第一拱起部 401 的顶点与第二拱起部 501 的顶点可以大致位于桨叶 1 的同一个横截面上。并且，桨叶 1 的表面各个位置处均为平滑过渡，无急剧扭转之处，因此具有较小的应力，且强度较高不易折断，整个螺旋桨具有较高的可靠性。

本实施例所提供的螺旋桨在旋转过程中所形成的圆，称为桨盘，该圆的中心称为桨盘的中心，该圆的直径称为桨盘的直径。对于分体式的桨叶 1 而言，桨盘的半径可以大于桨叶 1 的长度。

从桨叶 1 靠近桨盘中心的一端至桨叶 1 远离桨盘中心的一端，桨叶 1 的厚度可以逐渐减小。由此，桨叶 1 中离桨盘中心最远处的端部为桨叶 1 中最薄的部分，因而有利于降低飞行时的空气阻力，提高飞行效率。

实施例二

本发明实施例二提供一种动力组件，包括驱动件和上述实施例所述的螺旋桨，所述螺旋桨通过桨座与所述驱动件连接。

桨座与驱动件连接后，驱动件可以带动桨座转动，进而桨座带动桨叶转动。而桨叶的数量可以根据实际需要来设置。其中，驱动件具体可以为电机，电机的 KV 值为 1800~2400 转/（分钟·伏特），其中，KV 值用于衡量电机转速对电压增加的敏感度，本实施例中的电机的电压每增加 1 伏，电机每分钟转速就提高 1800~2400 转。

本实施例提供的动力组件，通过对桨叶中的三个截面弦长和攻角的设定，能够降低螺旋桨在转动过程中的阻力，提高飞行器的飞行速度，在一定的电力条件供给下延长航行距离，提高飞行性能。

实施例三

本发明实施例三提供一种飞行器。本实施例中的飞行器，可以包括机身以及至少一个如上述实施例二所述的动力组件，所述动力组件与所述机身连接。飞行器中动力组件的个数可以为一个，也可以为多个，本实施例的飞行器包括多个动力组件，且所述多个动力组件的转向不同。

本实施例提供的飞行器，采用了上述动力组件，通过对桨叶中的至少三个截面弦长和攻角的设定，能够降低螺旋桨在转动过程中的阻力，提高飞行器的飞行速度，在一定的电力条件供给下延长航行距离，提高飞行性能。

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；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。

权 利 要 求 书

1、一种螺旋桨，包括桨叶，其特征在于，所述桨叶旋转形成桨盘；

所述桨叶在与所述螺旋桨形成的桨盘的中心相距为桨盘半径的 50% 处的攻角为 $14.4^{\circ} \pm 2.5^{\circ}$ ，弦长为 $16\text{mm} \pm 5\text{mm}$ ；

所述桨叶在与所述螺旋桨形成的桨盘的中心相距为桨盘半径的 66.7% 处的攻角为 $12.8^{\circ} \pm 2.5^{\circ}$ ，弦长为 $13.7\text{mm} \pm 5\text{mm}$ ；

所述桨叶在与所述螺旋桨形成的桨盘的中心相距为桨盘半径的 83.3% 处的攻角为 $12^{\circ} \pm 2.5^{\circ}$ ，弦长为 $11.3\text{mm} \pm 5\text{mm}$ 。

2、根据权利要求 1 所述的螺旋桨，其特征在于，所述螺旋桨形成的桨盘直径为 180mm；

所述桨叶在与所述螺旋桨形成的桨盘的中心相距为 45mm 处的攻角为 14.4° ，弦长为 16mm；

所述桨叶在与所述螺旋桨形成的桨盘的中心相距为 60mm 处的攻角为 12.8° ，弦长为 13.7mm；

所述桨叶在与所述螺旋桨形成的桨盘的中心相距为 75mm 处的攻角为 12° ，弦长为 11.3mm。

3、根据权利要求 1 所述的螺旋桨，其特征在于，

所述桨叶在与所述螺旋桨形成的桨盘的中心相距为桨盘半径的 33.3% 处的攻角为 $15.3^{\circ} \pm 2.5^{\circ}$ ，弦长为 $18.1\text{mm} \pm 5\text{mm}$ 。

4、根据权利要求 3 所述的螺旋桨，其特征在于，所述螺旋桨形成的桨盘直径为 180mm；

所述桨叶在与所述螺旋桨形成的桨盘的中心相距为 30mm 处的攻角为 15.3° ，弦长为 18.1mm。

5、根据权利要求 1 所述的螺旋桨，其特征在于，

所述桨叶在与所述螺旋桨形成的桨盘的中心相距为桨盘半径的 100% 处的攻角为 $11.4^{\circ} \pm 2.5^{\circ}$ ，弦长为 $9.2\text{mm} \pm 5\text{mm}$ 。

6、根据权利要求 5 所述的螺旋桨，其特征在于，所述螺旋桨形成的桨盘直径为 180mm；

所述桨叶在与所述螺旋桨形成的桨盘的中心相距为 90mm 处的攻角为 11.4° ，弦长为 9mm。

7、根据权利要求 1 所述的螺旋桨，其特征在于，所述桨叶的数量为两个，两个桨叶关于桨盘的中心呈中心对称。

8、根据权利要求 1 所述的螺旋桨，其特征在于，从所述桨叶靠近所述桨盘中心的一端至所述桨叶远离所述桨盘中心的一端，所述桨叶的厚度逐渐减小。

9、根据权利要求 1~8 任一项所述的螺旋桨，其特征在于，所述桨叶包括朝上的叶面、朝下的叶背，以及连接于所述叶背及所述叶面的一侧之间的第一侧缘、以及连接于所述叶背及所述叶面的另一侧之间的第二侧缘，所述第一侧缘位于所述第二侧缘下方；所述叶背以及所述叶面均为曲面。

10、根据权利要求 9 所述的螺旋桨，其特征在于，所述螺旋桨包括至少两个桨叶，所述螺旋桨还包括连接所述桨叶的桨座，所述至少两个桨叶沿所述桨座周向均匀分布。

11、根据权利要求 10 所述的螺旋桨，其特征在于，所述第一侧缘包括一个曲面状的向外凸出的第一拱起部，所述第二侧缘包括一个曲面状的向外凸出的第二拱起部；所述第一拱起部及所述第二拱起部均靠近所述桨叶与所述桨座相连的一端；且所述第一拱起部的凸出程度大于所述第二拱起部的凸出程度。

12、根据权利要求 1~8 任一项所述的螺旋桨，其特征在于，所述螺旋桨的螺距为 25mm。

13、一种动力组件，其特征在于，包括驱动件和如权利要求 1~11 任一项所述的螺旋桨，所述螺旋桨通过桨座与所述驱动件连接。

14、根据权利要求 13 所述的动力组件，其特征在于，所述驱动件为电机，所述电机的 KV 值为 1800~2400 转/（分钟•伏特）。

15、一种飞行器，包括机身，其特征在于，还包括至少一个如权利要求 13 或 14 所述的动力组件，所述动力组件与所述机身连接。

16、根据权利要求 15 所述的飞行器，其特征在于，所述飞行器包括多个所述动力组件，且所述多个动力组件的转向不同。

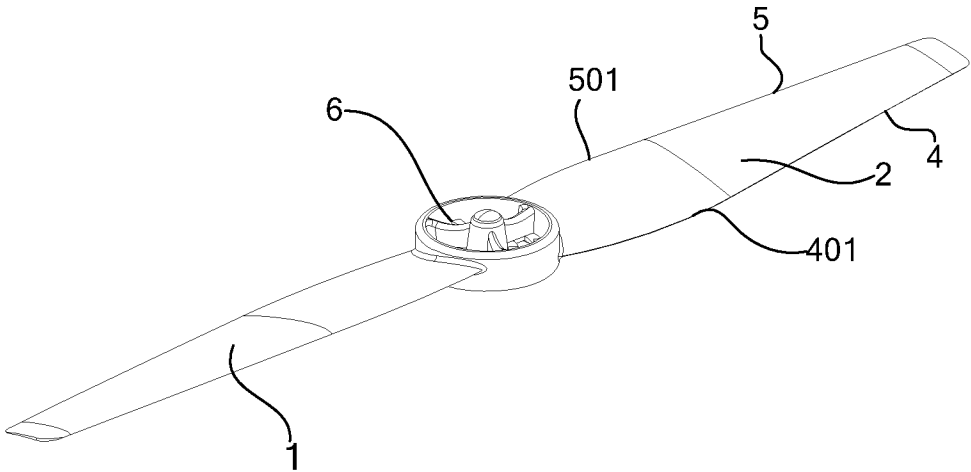


FIG. 1

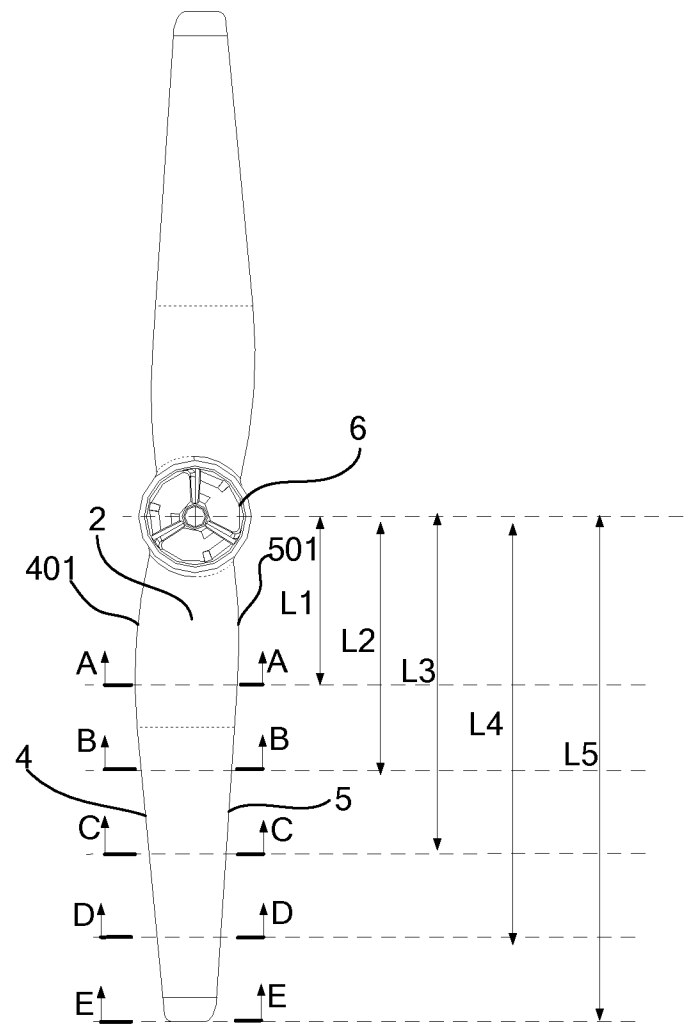


FIG. 2

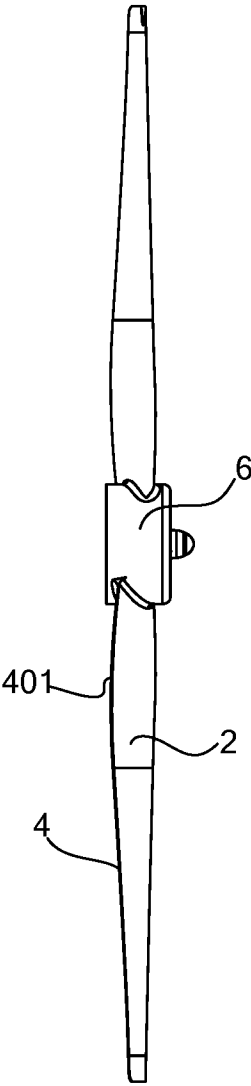


FIG. 3

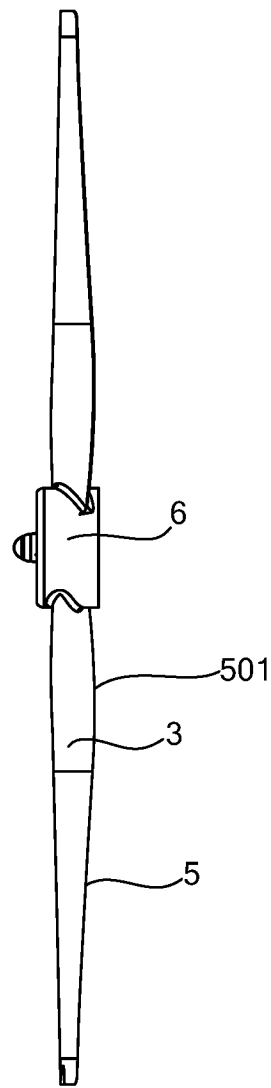


FIG. 4

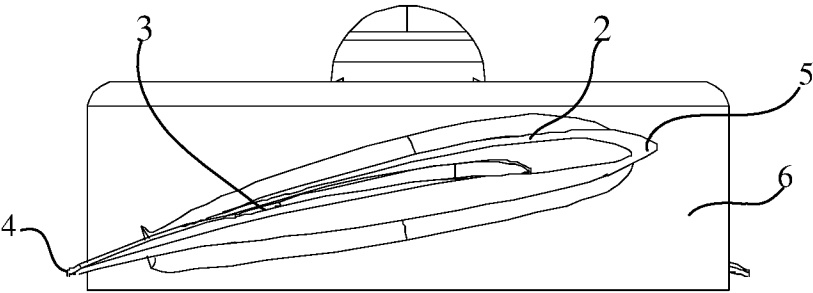


FIG. 5

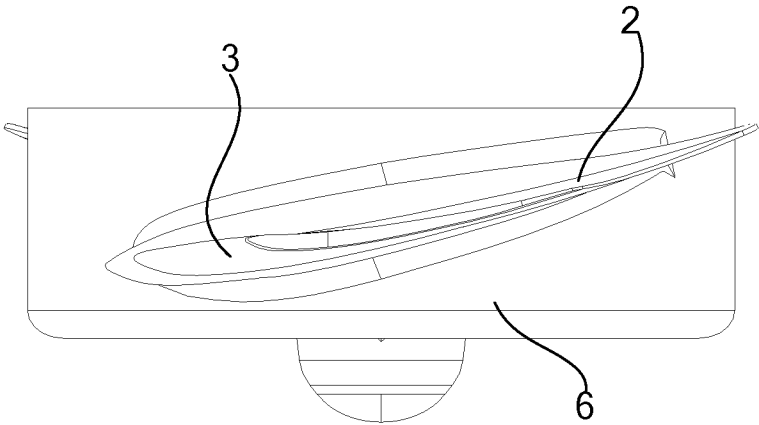


FIG. 6

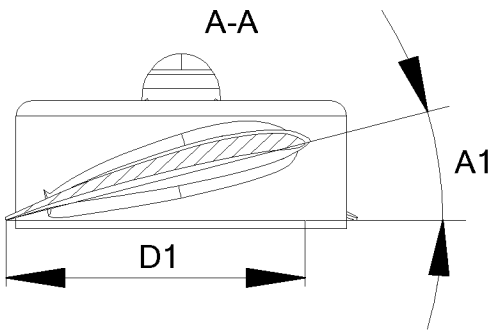


FIG. 7

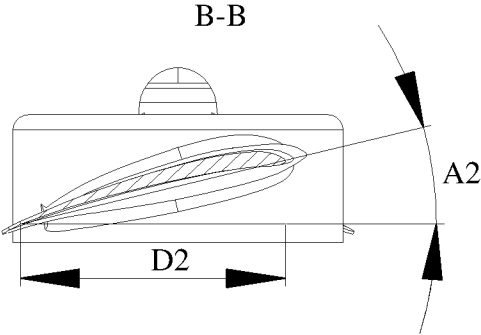


FIG. 8

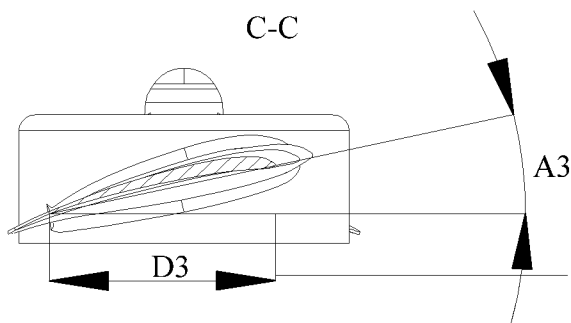


FIG. 9

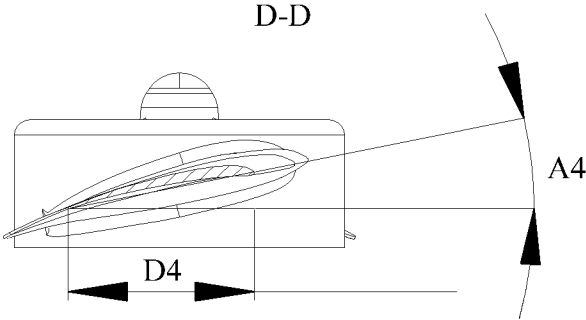


FIG. 10

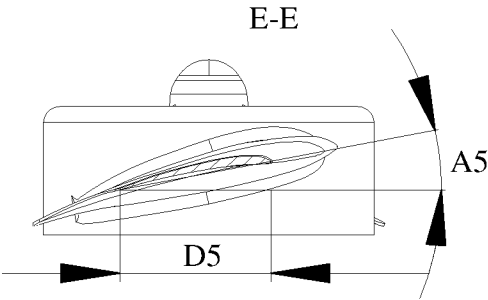


FIG. 11

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/CN2016/099690

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

B64C 11/18 (2006.01) i; B64C 27/467 (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

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)

CNPAT, CNKI, WPI, EPODOC: unmanned aerial vehicle, attack angle, propeller, blade, angle, chord length

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
PX	CN 205524940 U (DJI-INNOVATIONS COMPANY LIMITED), 31 August 2016 (31.08.2016), the whole document	1-16
A	CN 203996873 U (DJI-INNOVATIONS COMPANY LIMITED), 10 December 2014 (10.12.2014), figures 2-3, and the whole description	1-16
A	CN 105235893 A (SHENZHEN AUTEL INTELLIGENT AVIATION TECHNOLOGY CO., LTD.), 13 January 2016 (13.01.2016), the whole document	1-16
A	CN 104149968 A (NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY), 19 November 2014 (19.11.2014), the whole document	1-16
A	US 5879131 A (ARLTON et al.), 09 March 1999 (09.03.1999), the whole document	1-16
A	US 5433586 A (CESSNA AIRCRAFT CO.), 18 July 1995 (18.07.1995), the whole document	1-16
A	US 4519746 A (UNITED TECHNOLOGIES CORP.), 28 May 1985 (28.05.1985), the whole document	1-16

☒ Further documents are listed in the continuation of Box C.

☒ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:	“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
“A” document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance	“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
“E” earlier application or patent but published on or after the international filing date	“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
“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)	“&” document member of the same patent family
“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	

Date of the actual completion of the international search 14 October 2016 (14.10.2016)	Date of mailing of the international search report 03 November 2016 (03.11.2016)
Name and mailing address of the ISA/CN: State Intellectual Property Office of the P. R. China No. 6, Xitucheng Road, Jimenqiao Haidian District, Beijing 100088, China Facsimile No.: (86-10) 62019451	Authorized officer MAO, Yongning Telephone No.: (86-10) 62085887

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/CN2016/099690

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 5209643 A (CESSNA AIRCRAFT CO), 11 May 1993 (11.05.1993), the whole document	1-16

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.

PCT/CN2016/099690

Patent Documents referred in the Report	Publication Date	Patent Family	Publication Date
CN 205524940 U	31 August 2016	None	
CN 203996873 U	10 December 2014	None	
CN 105235893 A	13 January 2016	None	
CN 104149968 A	19 November 2014	CN 104149968 B	10 June 2015
US 5879131 A	09 March 1999	None	
US 5433586 A	18 July 1995	None	
US 4519746 A	28 May 1985	SE 447469 B	17 November 1986
		DE 3226968 A1	10 February 1983
		JP S5826699 A	17 February 1983
		SE 8204424 D0	22 July 1982
		FR 2510066 A1	28 January 1983
		BR 8204244 A	12 July 1983
		GB 2102505 B	14 November 1984
		ES 275141 U	16 April 1985
		NL 191579 C	03 October 1995
		IT 1151923 B	24 December 1986
		IT 8222325 D0	09 July 1982
		GB 2102505 A	02 February 1983
		NL 191579 B	01 June 1995
		FR 2510066 B1	06 September 1985
		NL 8202858 A	16 February 1983
		ES 275141 Y	01 November 1985
		JP H0375398 B2	29 November 1991
		SE 8204424 L	22 July 1982
		DE 3226968 C2	01 April 1993
US 5209643 A	11 May 1993	None	

A. 主题的分类		
B64C 11/18(2006.01)i; B64C 27/467(2006.01)i		
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		
B. 检索领域		
检索的最低限度文献(标明分类系统和分类号)		
B64C		
包含在检索领域中的除最低限度文献以外的检索文献		
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))		
CNPAT、CNKI、WPI、EPDOC: 无人机, 螺旋桨, 叶片, 攻角, 弦长, propeller, blade, angle, chord length		
C. 相关文件		
类 型*	引用文件, 必要时, 指明相关段落	相关的权利要求
PX	CN 205524940 U (深圳市大疆创新科技有限公司) 2016年 8月 31日 (2016 - 08 - 31) 全文	1-16
A	CN 203996873 U (深圳市大疆创新科技有限公司) 2014年 12月10日 (2014 - 12 - 10) 图2-3及说明书全文	1-16
A	CN 105235893 A (深圳市道通智能航空技术有限公司) 2016年 1月 13日 (2016 - 01 - 13) 全文	1-16
A	CN 104149968 A (西北工业大学) 2014年 11月 19日 (2014 - 11 - 19) 全文	1-16
A	US 5879131 A (ARLTON 等.) 1999年 3月 9日 (1999 - 03 - 09) 全文	1-16
A	US 5433586 A (CESSNA AIRCRAFT CO) 1995年 7月 18日 (1995 - 07 - 18) 全文	1-16
A	US 4519746 A (UNITED TECHNOLOGIES CORP) 1985年 5月 28日 (1985 - 05 - 28) 全文	1-16
☒ 其余文件在C栏的续页中列出。 ☒ 见同族专利附件。		
* 引用文件的具体类型: “A” 认为不特别相关的表示了现有技术一般状态的文件 “E” 在国际申请日的当天或之后公布的在先申请或专利 “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) “O” 涉及口头公开、使用、展览或其他方式公开的文件 “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 “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 “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 “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 “&” 同族专利的文件		
国际检索实际完成的日期		国际检索报告邮寄日期
2016年 10月 14日		2016年 11月 3日
ISA/CN的名称和邮寄地址		受权官员
中华人民共和国国家知识产权局(ISA/CN) 中国北京市海淀区蓟门桥西土城路6号 100088		毛永宁
传真号 (86-10)62019451		电话号码 (86-10)62085887

C. 相关文件		
类 型*	引用文件，必要时，指明相关段落	相关的权利要求
A	US 5209643 A (CESSNA AIRCRAFT CO) 1993年 5月 11日 (1993 - 05 - 11) 全文	1-16

国际检索报告
关于同族专利的信息

国际申请号

PCT/CN2016/099690

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	205524940	U	2016年 8月 31日	无			
CN	203996873	U	2014年 12月 10日	无			
CN	105235893	A	2016年 1月 13日	无			
CN	104149968	A	2014年 11月 19日	CN	104149968	B	2015年 6月 10日
US	5879131	A	1999年 3月 9日	无			
US	5433586	A	1995年 7月 18日	无			
US	4519746	A	1985年 5月 28日	SE	447469	B	1986年 11月 17日
				DE	3226968	A1	1983年 2月 10日
				JP	S5826699	A	1983年 2月 17日
				SE	8204424	D0	1982年 7月 22日
				FR	2510066	A1	1983年 1月 28日
				BR	8204244	A	1983年 7月 12日
				GB	2102505	B	1984年 11月 14日
				ES	275141	U	1985年 4月 16日
				NL	191579	C	1995年 10月 3日
				IT	1151923	B	1986年 12月 24日
				IT	8222325	D0	1982年 7月 9日
				GB	2102505	A	1983年 2月 2日
				NL	191579	B	1995年 6月 1日
				FR	2510066	B1	1985年 9月 6日
				NL	8202858	A	1983年 2月 16日
				ES	275141	Y	1985年 11月 1日
				JP	H0375398	B2	1991年 11月 29日
				SE	8204424	L	1982年 7月 22日
				DE	3226968	C2	1993年 4月 1日
US	5209643	A	1993年 5月 11日	无			