

(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
2018 年 5 月 3 日 (03.05.2018)



(10) 国际公布号
WO 2018/076206 A1

(51) 国际专利分类号:
G05D 1/08 (2006.01) **B64C 27/08** (2006.01)

(21) 国际申请号: PCT/CN2016/103402

(22) 国际申请日: 2016 年 10 月 26 日 (26.10.2016)

(25) 申请语言: 中文

(26) 公布语言: 中文

(71) 申请人: 深圳市道通智能航空技术有限公司 (AUTEL ROBOTICS CO., LTD.) [CN/CN]; 中国广东省深圳市南山区西丽街道学苑大道1001号智园B1栋9层, Guangdong 518055 (CN)。

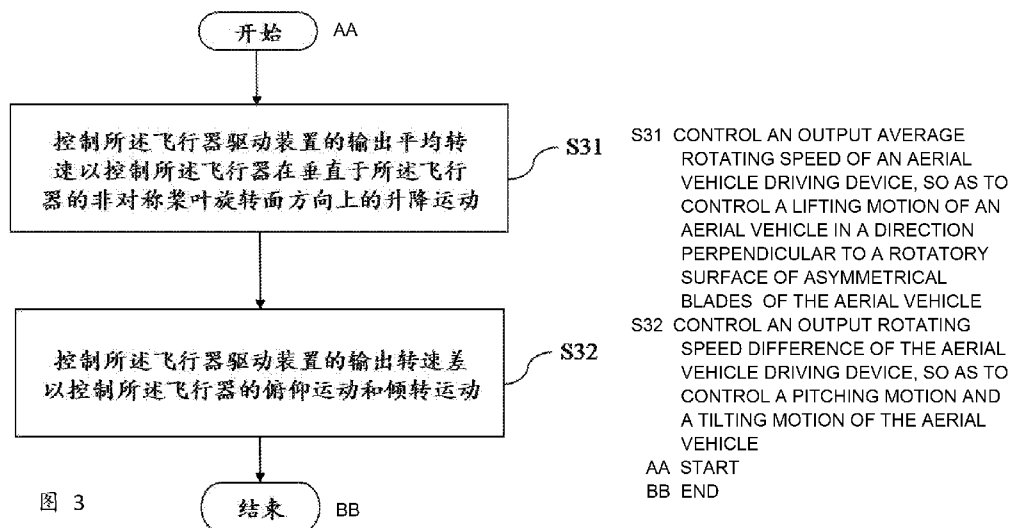
(72) 发明人: 戚乘至 (QI, Chengzhi); 中国广东省深圳市南山区西丽街道学苑大道1001号智园B1栋9层, Guangdong 518055 (CN)。

(74) 代理人: 深圳市六加知识产权代理有限公司 (SHENZHEN LIUJIA INTELLECTUAL PROPERTY AGENCY CO., LTD.); 中国广东省深圳市南山区南海大道4050号上汽大厦705室, Guangdong 518057 (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, DJ, 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。

(54) Title: AERIAL VEHICLE AND FLIGHT CONTROL METHOD AND DEVICE THEREOF

(54) 发明名称: 飞行器及其飞行控制方法和装置



(57) Abstract: An aerial vehicle (1) and a flight control method and device thereof. The flight control method for the aerial vehicle (1) comprises: controlling an output average rotating speed of an aerial vehicle driving device (13), so as to control a lifting motion of an aerial vehicle (1) in a direction perpendicular to a rotatory surface of asymmetrical blades (14) of the aerial vehicle (1) (S31); and controlling an output rotating speed difference of the aerial vehicle driving device (13), so as to control a pitching motion and a tilting motion of the aerial vehicle (1) (S32). Without needing to arranging an auto-bank unit, by changing the output average rotating speed and the output rotating speed difference of the aerial vehicle driving device (13), the lifting motion of the aerial vehicle (1) in the direction perpendicular to the rotatory surface of the asymmetrical blades (14) of the aerial vehicle (1) is controlled, and the pitching motion and the tilting motion of the aerial vehicle (1) are controlled, thereby changing the flight attitude of the aerial vehicle (1).

(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))。

(57) 摘要: 一种飞行器(1)及其飞行控制方法和装置。其中飞行器(1)的飞行控制方法包括: 控制飞行器驱动装置(13)的输出平均转速, 以控制飞行器(1)在垂直于飞行器(1)的非对称桨叶(14)旋转面方向上的升降运动(S31); 控制飞行器驱动装置(13)的输出转速差, 以控制飞行器(1)的俯仰运动和倾转运动(S32)。无需设置自动倾斜器, 通过改变飞行器驱动装置(13)的输出平均转速和输出转速差, 以控制飞行器(1)在垂直于飞行器(1)的非对称桨叶(14)旋转面方向上的升降运动, 以及飞行器(1)的俯仰运动和倾转运动, 从而改变飞行器(1)的飞行姿态。

飞行器及其飞行控制方法和装置

技术领域

本申请涉及飞行技术领域，尤其涉及一种飞行器及其飞行控制方法和装置。

背景技术

现有技术中，直升机上通过自动倾斜器来操纵旋翼实现升降、前后、左右运动，从而控制直升机的升降、前后、左右飞行。所述自动倾斜器一般由类似轴承的旋转（外）环和不旋转（内）环组成，它通过万向接头或球铰套在旋翼轴上，不旋转环通过操纵拉杆与驾驶舱中的驾驶杆和总距杆相连，旋转环通过变距拉杆与桨叶相连。当所述直升机无倾斜时，各片桨叶在旋转时桨距保持恒定；当所述直升机被操纵倾斜时，则每片桨叶在旋转中周期性地改变桨距。变距拉杆转至倾斜器上位时桨距加大，桨叶向上挥舞；所述变距拉杆转至倾斜器下位时桨距减小，桨叶向下挥舞。这样就形成旋翼旋转面的倾斜，使旋翼合力倾斜，产生一水平分力。从而实现所述直升机的前后和左右方向的飞行运动。飞行员操纵（提或压）总距杆使自动倾斜器沿旋翼轴平行向上或向下滑动。各片桨叶的桨距将同时增大或减小，使旋翼的升力增大或减小，从而实现直升机上升或下降。

然而，自动倾斜器的存在无形增加了飞行器的机械结构的复杂性及飞行器的重量。

发明内容

本申请实施例主要解决的技术问题是如何在无自动倾斜装置的情况下控制飞行器的飞行。

为解决上述技术问题，本申请实施例采用的一个技术方案是：

本申请提供一种飞行器的飞行控制方法，该方法包括：

控制飞行器驱动装置的输出平均转速，以控制飞行器在垂直于所述飞行器的非对称桨叶旋转面方向上的升降运动；及控制所述飞行器

驱动装置的输出转速差，以控制所述飞行器的俯仰运动和倾转运动。

优选地，所述输出转速差为所述飞行器驱动装置输出的驱动所述飞行器的非对称桨叶在其旋转面旋转一周中的第一转速与第二转速的差值，其中所述第一转速高于所述第二转速。

优选地，所述控制飞行器驱动装置的输出平均转速，以控制飞行器在垂直于所述飞行器的非对称桨叶旋转面方向上的升降运动包括：

提高飞行器驱动装置的输出平均转速，以加大飞行器的桨叶升力，提高飞行器在垂直于所述飞行器的非对称桨叶旋转面方向上的上升速度；降低飞行器驱动装置的输出平均转速，以减小飞行器的桨叶升力，降低飞行器在垂直于所述飞行器的非对称桨叶旋转面方向上的上升速度。

优选地，所述控制所述飞行器驱动装置的输出转速差，以控制所述飞行器的俯仰运动和倾转运动包括：

增大所述飞行器驱动装置的输出转速差，以提高所述飞行器的倾转平均角加速度，加快所述飞行器的俯仰运动和倾转运动；

减小所述飞行器驱动装置的输出转速差，以降低所述飞行器的倾转平均角加速度，减慢所述飞行器的俯仰运动和倾转运动。

本申请提供一种飞行器的飞行控制装置，该飞行控制装置包括：

转速控制模块，用于控制飞行器驱动装置的输出平均转速，以控制飞行器在垂直于所述飞行器的非对称桨叶旋转面方向上的升降运动；及

转速差控制模块，用于控制所述飞行器驱动装置的输出转速差，以控制所述飞行器的俯仰运动和倾转运动。

优选地，所述输出转速差为所述飞行器驱动装置输出的驱动所述飞行器的非对称桨叶在其旋转面旋转一周中的第一转速与第二转速的差值，其中所述第一转速高于所述第二转速。

优选地，所述转速控制模块包括：转速提高单元，用于提高飞行器驱动装置的输出平均转速，以加大飞行器的桨叶升力，提高飞行器在垂直于所述飞行器的非对称桨叶旋转面方向上的上升速度；及转速

降低单元，用于降低飞行器驱动装置的输出平均转速，以减小飞行器的桨叶升力，降低飞行器在垂直于所述飞行器的非对称桨叶旋转面方向上的上升速度。

优选地，所述转速差控制模块包括：转速差增大单元，用于增大所述飞行器驱动装置的输出转速差，以提高所述飞行器的倾转平均角加速度，加快所述飞行器的俯仰运动和倾转运动；及转速差减小单元，用于减小所述飞行器驱动装置的输出转速差，以降低所述飞行器的倾转平均角加速度，减慢所述飞行器的俯仰运动和倾转运动。

本申请提供一种飞行器，包括机身、飞行器驱动装置和桨叶，所述桨叶为非对称桨叶；所述飞行器还包括：

至少一个处理器；以及

与所述至少一个处理器通信连接的存储器；其中，

所述存储器存储有可被所述至少一个处理器执行的指令，所述指令被所述至少一个处理器执行，以使所述至少一个处理器能够执行所述飞行控制方法。

优选地，所述非对称桨叶包括单叶桨、大小双叶桨、非镜像对称双叶桨或三叶桨。

本申请实施例的有益效果是：本申请实施例无需设置自动倾斜器，通过改变飞行器驱动装置的输出平均转速和输出转速差，以控制飞行器在垂直于所述飞行器的非对称桨叶旋转面方向上的升降运动，以及飞行器的俯仰运动和倾转运动，从而改变飞行器的飞行姿态，简化了飞行器的机械结构设计，提高了飞行器的机械结构强度，降低了飞行器故障率。

附图说明

一个或多个实施方式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方式的限定，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 是本申请提供的一种飞行器较佳实施例的结构示意图；

图 2 是本申请提供的一种飞行器的飞行控制装置的较佳实施例的功能模块图；

图 3 是本申请提供的一种飞行器的飞行控制方法的较佳实施例的流程图。

具体实施方式

为了使本申请的目的、技术方案及优点更加清楚明白，以下结合附图及实施例，对本申请进行进一步详细说明。应当理解，此处所描述的具体实施例仅用以解释本申请，并不用于限定本申请。

此外，下面所描述的本申请各个实施方式中所涉及到的技术特征只要彼此之间未构成冲突就可以相互组合。

参阅图 1 所示，是本申请实施例提供的一种飞行器的结构示意图。在本申请较佳实施例中，所述飞行器 1 至少可以包括机身 10，所述机身 10 内设有，但不限于相互电性连接的处理器 11、存储器 12 及飞行器驱动装置 13。所述飞行器 1 还可以包括设置于所述机身 10 上的桨叶 14。

在本实施方式中，所述处理器 11 为所述飞行器 1 的控制中心，用于与所述飞行器 1 的其他模块连接以输入及/或输出数据。所述处理器 11 可为微控制器（Microprogrammed Control Unit, MCU），例如 STM32，或数据处理单元（Digital Signal Processor, DSP）。

所述存储器 12 用于存储所述飞行器 1 飞行过程中产生的各种数据，如飞行速度、飞行高度等。所述存储器 12 可为所述飞行器 1 的内部存储器，也可为可移除的存储装置，例如一可移除媒体卡，外置 U 盘，及其他闪存或存储设备。所述可移除媒体卡包括但不限于，TF（Trans-flash）卡、安全数字（Secure Digital, SD）卡，微型快擦写存储（Compact Flash, CF）卡。

所述飞行器驱动装置 13 用于驱动所述飞行器 1 飞行。在本实施方式中，所述飞行器驱动装置 13 可以包括飞行器主驱动装置和飞行

器副驱动装置。所述飞行器主驱动装置可以驱动所述桨叶 14 的转动，在所述桨叶 14 转动过程中提供的压强差可以为所述飞行器 1 提供升力。在本实施方式中，所述飞行器主驱动装置和所述飞行器副驱动装置都可以是马达。

所述桨叶 14 用于为所述飞行器 1 的飞行提供升力。在本实施方式中，所述桨叶 14 具有非对称结构，为非对称桨叶。例如，所述桨叶 14 可以是单叶桨、大小双叶桨、非镜像对称双叶桨或三叶桨等。

所述飞行器 1 可以是小型直升机或者旋翼机。

在一实施例中，当所述飞行器 1 为一单旋翼机时，该飞行器还可以包括尾桨（图中未示出）。所述尾桨用于平衡所述单旋翼机的飞行姿态。所述飞行器副驱动装置可以控制所述尾桨，通过所述飞行器副驱动装置驱动所述尾桨来平衡垂直于所述桨叶 14 旋转面方向的力矩。

在本实施方式中，所述处理器 11 可以控制所述飞行器驱动装置 13 的输出平均转速，以控制所述飞行器 1 在垂直于所述飞行器 1 的非对称桨叶 14 旋转面方向上的升降运动；及控制所述飞行器驱动装置 13 的输出转速差，以控制所述飞行器 1 的俯仰运动和倾转运动。

在本实施方式中，所述输出转速差为所述飞行器驱动装置 13 输出的驱动所述飞行器 1 的非对称桨叶 14 在其旋转面旋转一周中的第一转速与第二转速的差值，其中所述第一转速高于所述第二转速。

具体而言，所述处理器 11 控制所述飞行器驱动装置 13 的输出平均转速，以控制所述飞行器 1 在垂直于所述飞行器的非对称桨叶 14 旋转面方向上的升降运动包括：提高所述飞行器驱动装置 13 的输出平均转速，以加大所述飞行器 1 的桨叶升力，提高所述飞行器 1 在垂直于所述飞行器的非对称桨叶 14 旋转面方向上的上升速度；及降低所述飞行器驱动装置 13 的输出平均转速，以减小所述飞行器 1 的桨叶升力，降低所述飞行器 1 在垂直于所述飞行器 1 的非对称桨叶 14 旋转面方向上的上升速度。

所述处理器 11 控制所述飞行器驱动装置 13 的输出转速差，以控制所述飞行器 1 的俯仰运动和倾转运动包括：增大所述飞行器驱动装

置 13 的输出转速差，以提高所述飞行器 1 的倾转平均角加速度，加快所述飞行器 1 的俯仰运动和倾转运动；及减小所述飞行器驱动装置 13 的输出转速差，以降低所述飞行器 1 的倾转平均角加速度，减慢所述飞行器 1 的俯仰运动和倾转运动。

在其他实施例中，所述飞行器 1 还可以包括显示装置（图中未示出），所述显示装置用于显示所述飞行器 1 运行时的状态及需要与用户交互的数据等。所述显示装置可为液晶显示屏（Liquid Crystal Display, LCD）、有机电激光显示屏（Organic Light-Emitting Diode, OLED）、触摸显示屏或其他类型的显示屏。所述显示装置可以内置于所述飞行器 1 上，也可以外接于所述飞行器 1。

参阅图 2 所示，是本申请实施例提供的一种飞行器的飞行控制装置的模块示意图。所述飞行控制装置 120 可以包括一个或多个模块，所述一个或多个模块存储在所述存储器 12 中，并被配置在所述处理器 11 中执行，以完成本申请。例如，所述飞行控制装置 120 包括转速控制模块 121 及转速差控制模块 122。本申请所称的模块是能够完成一特定功能的程序段，比程序更适合用于描述软件在飞行控制装置 120 中的执行过程，关于各模块的详细功能将在后文中作具体描述。在本实施例中，所述飞行控制装置 120 用于控制所述飞行器 1 的飞行姿态，包括控制所述飞行器 1 的上升与下降、以及所述飞行器 1 的俯仰和倾转。

所述转速控制模块 121，用于控制所述飞行器驱动装置 13 的输出平均转速，以控制所述飞行器 1 在垂直于所述飞行器 1 的非对称桨叶 14 旋转面方向上的升降运动。在本实施方式中，所述转速控制模块 121 可以包括转速提高单元 1210 和转速降低单元 1211。所述转速提高单元 1210 用于提高所述飞行器驱动装置 13 的输出平均转速，以加大飞行器 1 的桨叶升力，提高所述飞行器 1 在垂直于所述飞行器 1 的非对称桨叶 14 旋转面方向上的上升速度。所述转速降低单元 1211 用于降低飞行器驱动装置 13 的输出平均转速，以减小飞行器 1 的桨叶升力，降低所述飞行器 1 在垂直于所述飞行器 1 的非对称桨叶 14 旋

转面方向上的上升速度。

所述转速差控制模块 122 用于控制所述飞行器驱动装置 13 的输出转速差，以控制所述飞行器 1 的俯仰运动和倾转运动。所述输出转速差为所述飞行器驱动装置 13 输出的驱动所述飞行器 1 的非对称桨叶 14 在其旋转面旋转一周中的第一转速与第二转速的差值，其中所述第一转速高于所述第二转速。

在本实施方式中，所述转速差控制模块 122 可以包括转速差增大单元 1220 和转速差减小单元 1221。所述转速差增大单元 1220 用于增大所述飞行器驱动装置 13 的输出转速差，以提高倾转平均角加速度，加快所述飞行器 1 的俯仰运动和倾转运动。所述转速差减小单元 1221 用于减小所述飞行器驱动装置 13 的输出转速差，以降低倾转平均角加速度，减慢所述飞行器 1 的俯仰运动和倾转运动。

在本实施方式中，所述飞行器 1 的平均力矩和所述倾转平均角加速度的计算方式如下所述。

以单叶直升机为例进行说明，设定飞行器 1 的以下参数：总质量为： $m=1kg$ ；其中，电池质量为： $m_{\text{battery}}=300g$ ；其他质量为： $m_{\text{body}}=700g$ 。飞行器悬停时马达转速为 Ω ，其中最大转速 $\Omega_{\text{max}}=10000rpm$ ，飞行器的主桨叶数为 B ；飞行器的主桨弦长(chord)为 c ；飞行器旋翼提供的推力为 T ；当飞行器悬停时旋翼提供的推力为 T_{hover} ；飞行器桨叶平均升力系数为 $\bar{C}_l$ ；飞行器桨叶旋转面半径为 R ；空气密度为 $\rho=1.23kg/m^3$ ；桨叶攻角为 α ；倾转平均角加速度为 $\bar{\alpha}$ ；雷诺数为 Re ；气流速度为 v ；特征长度为 L ；旋翼实度为 σ ；运动黏度为 $\nu=\mu/\rho$ (μ 为流体动力黏度)；重力加速为 g ；总体效率为 η (取 80%)；力矩为 τ ；飞行器的转动惯量为 I 。

根据桨叶升力公式：

$$dT = B * \int_0^R \frac{1}{2} \rho * c * (\Omega * R)^2 * \bar{C}_l * dr ;$$

$$T = \frac{1}{6} * B * \rho * c * \Omega^2 * R^3 * \bar{C}_l;$$

$$\sigma = \frac{B * c}{\pi * R}$$

其中，旋翼实度 σ 选择 0.1，因为使用单叶桨，所以主桨叶数 B 为 1，旋翼旋转面半径 R 设计为 0.2 米，则主桨弦长为 c 为 0.0628 米。当直升机悬停时升力为其重力： $T_{hover} = W = m * g$ ；无刷马达转速输出为 5000 rpm (523.6 rad/s)。那么，

平均升力系数为：

$$\bar{C}_l = \frac{6 * m * g}{B * \rho * c * \Omega^2 * R^3} * \frac{1}{\sigma} = 0.5$$

叶尖雷诺数：

$$Re = \frac{v * L}{\nu} = \frac{\Omega * R * c}{\nu} = 4.3 * 10^5$$

以叶型 NACA0012 为例， $\bar{C}_l = 0.5$ ，攻角 $\alpha = 3^\circ$ ($\bar{C}_{l\alpha} = 0.08/\text{deg}$)。由此，可以得出：

$$dT = \frac{1}{2} \rho * c * \Omega^2 * R^3 * \bar{C}_l * dr$$

$$d\tau = \frac{1}{2} \rho * c * \Omega^2 * R^3 * \bar{C}_l * dr$$

$$\tau = \frac{1}{8} \rho * c * \Omega^2 * R^4 * \bar{C}_l$$

平均力矩：

$$\begin{aligned} \bar{\tau} &= \frac{\int \tau dt}{\int dt} = \frac{2 * \int_0^{\frac{\gamma}{\Omega_{low}}} \tau_{low} * dt - 2 * \int_0^{\frac{\pi-\gamma}{\Omega_{high}}} \tau_{high} * dt}{\int dt} \\ &= \frac{2 * \int_0^{\frac{\gamma}{\Omega_{low}}} \frac{1}{8} \rho * c * \Omega_{low}^2 * R^4 * \bar{C}_l * \cos(\Omega_{low} * t) * dt - 2 * \int_0^{\frac{\pi-\gamma}{\Omega_{high}}} \frac{1}{8} \rho * c * \Omega_{high}^2 * R^4 * \bar{C}_l * \cos(\Omega_{high} * t) * dt}{\frac{2 * \pi - 2 * \gamma}{\Omega_{high}} + \frac{2 * \gamma}{\Omega_{low}}} \\ &= \frac{\frac{1}{4} \rho * c * R^4 * \bar{C}_l * (\Omega_{high} - \Omega_{low}) * \sin(\gamma) * \frac{1}{\frac{2 * \pi - 2 * \gamma}{\Omega_{high}} + \frac{2 * \gamma}{\Omega_{low}}}}{\end{aligned}$$

倾转平均角加速度为：

$$\bar{\alpha} = \frac{\bar{\tau}}{I} = \frac{\frac{1}{4} \rho * c * R^4 * \bar{C}_l * (\Omega_{high} - \Omega_{low}) * \sin(\gamma) * \frac{1}{\frac{2 * \pi - 2 * \gamma}{\Omega_{high}} + \frac{2 * \gamma}{\Omega_{low}}}}{I}$$

这里以圆球估算飞行器 1 的转动惯量:

$$I = \frac{2}{5} m * R^2 = \frac{2}{5} \frac{T_{hover}}{g} * R^2$$

代入上述公式可得倾转平均角加速度为:

$$\begin{aligned} \bar{\alpha} &= \frac{\frac{1}{4} \rho * c * R^4 * \bar{C}_l * (\Omega_{high} - \Omega_{low}) * \sin(\gamma) * \frac{1}{\frac{2 * \pi - 2 * \gamma}{\Omega_{high}} + \frac{2 * \gamma}{\Omega_{low}}}}{\frac{2}{5} \frac{T_{hover}}{g} * R^2} \\ &= \frac{\frac{1}{4} \rho * c * R^4 * \bar{C}_l * (\Omega_{high} - \Omega_{low}) * \sin(\gamma) * \frac{1}{\frac{2 * \pi - 2 * \gamma}{\Omega_{high}} + \frac{2 * \gamma}{\Omega_{low}}}}{\frac{2}{5} \frac{1}{6} * B * \rho * c * \Omega^2 * R^3 * \bar{C}_l * R^2} \\ &= \frac{30}{16} * \frac{(\Omega_{high} - \Omega_{low}) * \sin(\gamma) * g}{R * \Omega^2} * \frac{1}{\frac{2 * \pi - 2 * \gamma}{\Omega_{high}} + \frac{2 * \gamma}{\Omega_{low}}} \end{aligned}$$

若取 $\gamma = \frac{\pi}{2}$, $\Omega_{high} = 6000rpm$, $\Omega_{low} = 5000rpm$ 代入上式, 其中, γ 为以 Ω_{low} 转速转动所覆盖区域的角度的一半, Ω_{high} 可以看作为第一转速, Ω_{low} 可以看作为第二转速, 则所述倾转平均角加速度为:

$$\bar{\alpha} = 89.0 \frac{rad}{s^2}。$$

当直升机需要倾转 $\frac{\pi}{6}$ 的角度 (即 30°) 时, 只需要花 $\sqrt{\frac{\pi}{6} / \frac{1}{2} \bar{\alpha}}$, 即 0.11s。

参阅图 3 所示, 是本申请提供的一种飞行器的飞行控制方法较佳实施例的流程图。其中, 该飞行器的飞行控制方法可以由飞行控制装置 120 来执行。根据不同需求, 该流程图中步骤的顺序可以改变, 某些步骤可以省略或合并。

步骤 S31, 所述飞行控制装置 120 控制所述飞行器驱动装置 13 的输出平均转速, 以控制所述飞行器 1 在垂直于所述飞行器 1 的非对称桨叶 14 旋转面方向上的升降运动。

在本实施方式中, 所述飞行控制装置 120 控制所述飞行器驱动装置 13 的输出平均转速, 以控制所述飞行器 1 在垂直于所述飞行器 1

的非对称桨叶 14 旋转面方向上的升降运动的具体实施方式可以为：所述飞行控制装置 120 提高所述飞行器驱动装置 13 的输出平均转速，以加大飞行器 1 的桨叶升力，提高所述飞行器 1 在垂直于所述飞行器 1 的非对称桨叶 14 旋转面方向上的上升速度；和/或，降低飞行器驱动装置 13 的输出平均转速，以减小飞行器 1 的桨叶升力，降低所述飞行器 1 在垂直于所述飞行器 1 的非对称桨叶 14 旋转面方向上的上升速度。

在本实施方式中，可以通过控制飞行器驱动装置 13 的输出平均转速来控制飞行器 1 在垂直于飞行器 1 的非对称桨叶 14 旋转面方向上的升降运动，由于上述推导出 $T = \frac{1}{6} * B * \rho * c * \Omega^2 * R^3 * \overline{C_l}$ ，可见，输出平均转速越快则桨叶升力越大，进而飞行器 1 的上升速度也越快。

步骤 S32，所述飞行控制装置 120 控制所述飞行器驱动装置 13 的输出转速差，以控制所述飞行器 1 的俯仰运动和倾转运动。

其中，所述输出转速差为所述飞行器驱动装置 13 输出的驱动所述飞行器 1 的非对称桨叶 14 在其旋转面旋转一周中的第一转速与第二转速的差值，其中所述第一转速高于所述第二转速。飞行器驱动装置 13 驱动所述飞行器 1 的非对称桨叶 14 在其旋转面旋转一周时会产生两种速度，即高速的第一转速和低速的第二转速。

在本实施方式中，所述飞行控制装置 120 控制所述飞行器驱动装置 13 的输出转速差，以控制所述飞行器 1 的俯仰运动和倾转运动的具体实施方式可以为：所述飞行控制装置 120 增大所述飞行器驱动装置 13 的输出转速差，以提高飞行器 1 的倾转平均角加速度，加快所述飞行器 1 的俯仰运动和倾转运动；和/或，减小所述飞行器驱动装置 13 的输出转速差，以降低飞行器 1 的倾转平均角加速度，减慢所述飞行器 1 的俯仰运动和倾转运动。

在本实施方式中，可以通过控制飞行器驱动装置 13 的输出转速差来控制飞行器 1 的俯仰运动和倾转运动，根据上述推导出的 $\overline{\alpha}$ 的公式，可以得出，输出转速差越大，倾转平均角加速度越大，则飞行器

1 的俯仰倾转角度变化越快，到达所需角度后，飞行器 1 即可实现俯仰及倾转。

在本实施方式中，所述飞行器 1 平均力矩和所述倾转平均角加速度的计算方式如上文所述，这里不再赘述。

通过以上步骤 S31 至步骤 S32 可以在本申请无需设置自动倾斜器的情况下，通过改变所述飞行器驱动装置 13 的输出平均转速和输出转速差，以控制所述飞行器 1 在垂直于所述飞行器 1 的非对称桨叶 14 旋转面方向上的升降运动，以及所述飞行器 1 的俯仰运动和倾转运动，从而改变所述飞行器 1 的飞行姿态，简化了所述飞行器 1 的机械结构设计，提高了所述飞行器 1 的机械结构强度，降低了所述飞行器 1 的故障率。

以上所描述的装置实施例仅仅是示意性的，其中所述作为分离部件说明的单元可以是或者也可以不是物理上分开的，作为单元显示的部件可以是或者也可以不是物理单元，即可以位于一个地方，或者也可以分布到多个网络单元上。可以根据实际的需要选择其中的部分或者全部模块来实现本实施例方案的目的。

通过以上的实施方式的描述，本领域普通技术人员可以清楚地了解到各实施方式可借助软件加通用硬件平台的方式来实现，当然也可以通过硬件。本领域普通技术人员可以理解实现上述实施例方法中的全部或部分流程是可以通过计算机程序来指令相关的硬件来完成，所述的程序可存储于一计算机可读取存储介质中，该程序在执行时，可包括如上述各方法的实施例的流程。其中，所述的存储介质可为磁碟、光盘、只读存储记忆体 (Read-Only Memory, ROM) 或随机存储记忆体 (Random Access Memory, RAM) 等。

最后应说明的是：以上实施例仅用以说明本申请的技术方案，而非对其限制；在本申请的思路下，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申请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申请进行了详细的说明，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申请各实施例技术方案的范围。

最后所应说明的是，以上实施例仅用以说明本申请的技术方案而非限制，尽管参照以上较佳实施例对本申请进行了详细说明，本领域的普通技术人员应当理解，可以对本申请的技术方案进行修改或等同替换都不应脱离本申请技术方案的精神和范围。

权利要求书

1.一种飞行器的飞行控制方法，其特征在于，包括：

控制飞行器驱动装置的输出平均转速，以控制飞行器在垂直于所述飞行器的非对称桨叶旋转面方向上的升降运动；

控制所述飞行器驱动装置的输出转速差，以控制所述飞行器的俯仰运动和倾转运动。

2.如权利要求1所述的飞行器的飞行控制方法，其特征在于，所述输出转速差为所述飞行器驱动装置输出的驱动所述飞行器的非对称桨叶在其旋转面旋转一周中的第一转速与第二转速的差值，其中所述第一转速高于所述第二转速。

3.如权利要求1或2所述的飞行器的飞行控制方法，其特征在于，所述控制飞行器驱动装置的输出平均转速，以控制飞行器在垂直于所述飞行器的非对称桨叶旋转面方向上的升降运动包括：

提高飞行器驱动装置的输出平均转速，以加大飞行器的桨叶升力，提高飞行器在垂直于所述飞行器的非对称桨叶旋转面方向上的上升速度；降低飞行器驱动装置的输出平均转速，以减小飞行器的桨叶升力，降低飞行器在垂直于所述飞行器的非对称桨叶旋转面方向上的上升速度。

4.如权利要求1-3任一项所述的飞行器的飞行控制方法，其特征在于，所述控制所述飞行器驱动装置的输出转速差，以控制所述飞行器的俯仰运动和倾转运动包括：

增大所述飞行器驱动装置的输出转速差，以提高所述飞行器的倾转平均角加速度，加快所述飞行器的俯仰运动和倾转运动；

减小所述飞行器驱动装置的输出转速差，以降低所述飞行器的倾转平均角加速度，减慢所述飞行器的俯仰运动和倾转运动。

5.一种飞行器的飞行控制装置，其特征在于，包括：

转速控制模块，用于控制飞行器驱动装置的输出平均转速，以控制飞行器在垂直于所述飞行器的非对称桨叶旋转面方向上的升降运

动；

转速差控制模块，用于控制所述飞行器驱动装置的输出转速差，以控制所述飞行器的俯仰运动和倾转运动。

6.如权利要求5所述的飞行器的飞行控制装置，其特征在于，所述输出转速差为所述飞行器驱动装置输出的驱动所述飞行器的非对称桨叶在其旋转面旋转一周中的第一转速与第二转速的差值，其中所述第一转速高于所述第二转速。

7.如权利要求5或6所述的飞行器的飞行控制装置，其特征在于，所述转速控制模块包括：

转速提高单元，用于提高飞行器驱动装置的输出平均转速，以加大飞行器的桨叶升力，提高飞行器在垂直于所述飞行器的非对称桨叶旋转面方向上的上升速度；

转速降低单元，用于降低飞行器驱动装置的输出平均转速，以减小飞行器的桨叶升力，降低飞行器在垂直于所述飞行器的非对称桨叶旋转面方向上的上升速度。

8.如权利要求5-7任一项所述的飞行器的飞行控制装置，其特征在于，所述转速差控制模块包括：

转速差增大单元，用于增大所述飞行器驱动装置的输出转速差，以提高所述飞行器的倾转平均角加速度，加快所述飞行器的俯仰运动和倾转运动；

转速差减小单元，用于减小所述飞行器驱动装置的输出转速差，以降低所述飞行器的倾转平均角加速度，减慢所述飞行器的俯仰运动和倾转运动。

9.一种飞行器，其特征在于，包括机身、飞行器驱动装置和桨叶，所述桨叶为非对称桨叶；所述飞行器还包括：

至少一个处理器；以及

与所述至少一个处理器通信连接的存储器；其中，

所述存储器存储有可被所述至少一个处理器执行的指令，所述指令被所述至少一个处理器执行，以使所述至少一个处理器能够执行如

权利要求 1-4 任一项所述的方法。

10.如权利要求 9 所述的飞行器，其特征在于，所述非对称桨叶包括单叶桨、大小双叶桨、非镜像对称双叶桨或三叶桨。

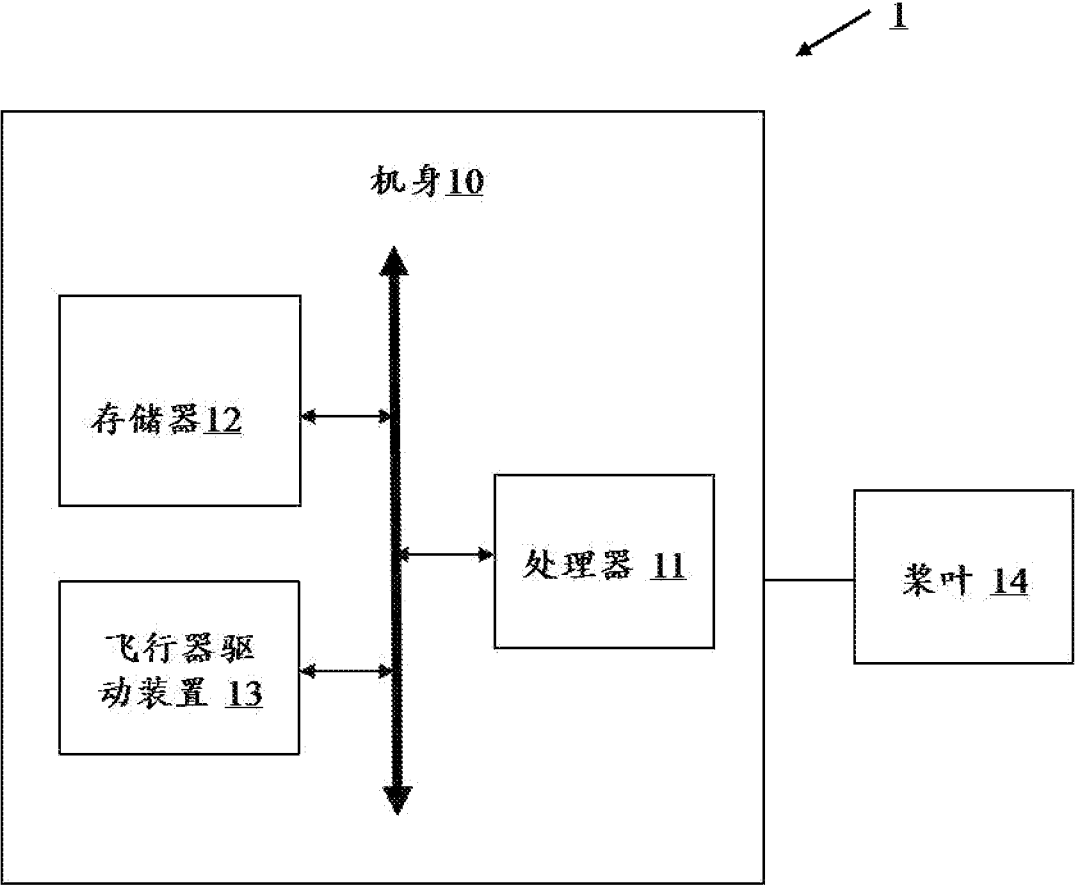


图 1

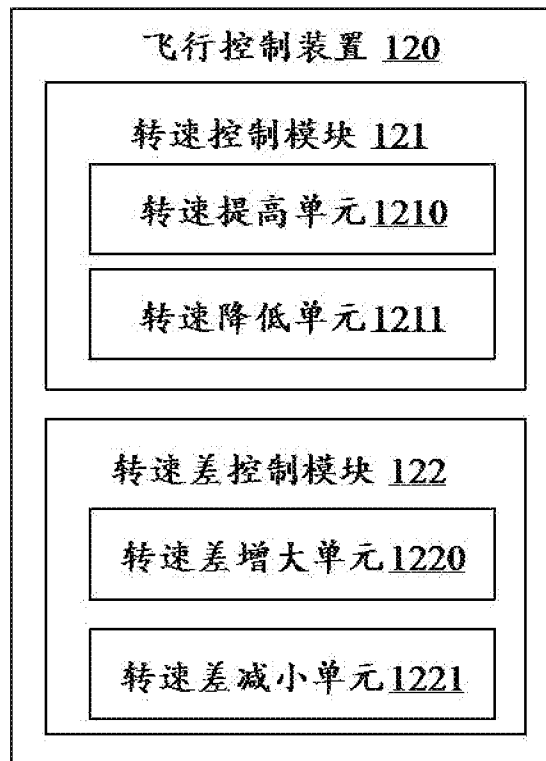


图 2

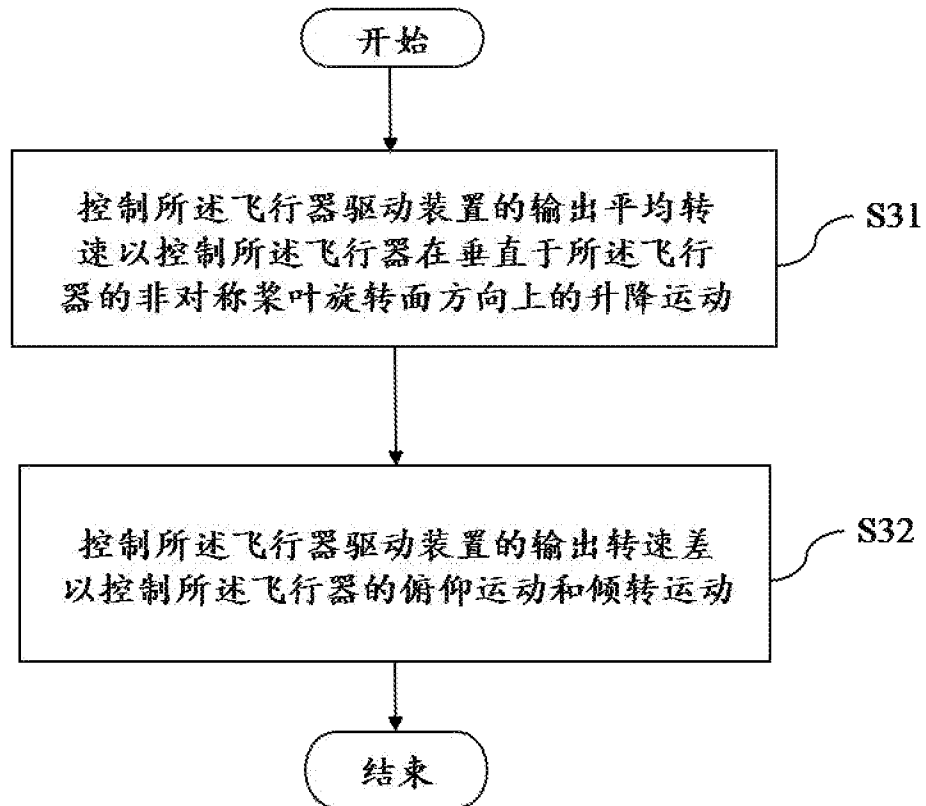


图 3

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/CN2016/103402

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

G05D 1/08 (2006.01) i; B64C 27/08 (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)

G05D 1/-; B64C 27/-

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, CNTXT, CNKI, WPI, EPODOC: 深圳市道通智能航空, 威乘至, 飞行器, 无人机, 直升机, 飞行控制, 升降, 俯仰, 倾转, 横滚, 偏航, 转速, 转速差, UAV, aerial w vehicle, aerobat, airplane, airborne, flight w control, hove, pitch, roll, yaw, rotational speed, difference

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	CN 104843177 A (HE, Chunwang) 19 August 2015 (19.08.2015), description, paragraphs [0004]-[0008], and figure 1	1-10
X	CN 204452929 U (SHANGHAI JIAOTONG UNIVERSITY) 08 July 2015 (08.07.2015), description, paragraphs [0028] and [0029], and figure 1	1-10
X	CN 104627359 A (HE, Chunwang) 20 May 2015 (20.05.2015), description, paragraphs [0003]-[0009], and figure 1	1-10
A	CN 205499349 U (AVIC HARBIN AIRCRAFT INDUSTRY GROUP CO., LTD.) 24 August 2016 (24.08.2016), entire document	1-10

☒ 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 04 July 2017	Date of mailing of the international search report 25 July 2017
Name and mailing address of the ISA 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 MA, Zhuo Telephone No. (86-10) 62413695

INTERNATIONAL SEARCH REPORTInternational application No.
PCT/CN2016/103402

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	CN 1807184 A (SHANGHAI JIAOTONG UNIVERSITY) 26 July 2006 (26.07.2006), entire document	1-10
A	CN 106005385 A (BEIHANG UNIVERSITY) 12 October 2016 (12.10.2016), entire document	1-10
A	CN 102126553 A (BEIHANG UNIVERSITY) 20 July 2011 (20.07.2011), entire document	1-10
A	CN 103950537 A (JIANGSU AERITECH UNMANNED AERIAL VEHICLE TECHNOLOGY CO., LTD.) 30 July 2014 (30.07.2014), entire document	1-10
A	CN 104925248 A (HANGZHOU RUIYI TECHNOLOGY CO., LTD.) 23 September 2015 (23.09.2015), entire document	1-10
A	CN 103448909 A (WUXI ZHENHUA MACHINERY CO., LTD.) 18 December 2013 (18.12.2013), entire document	1-10
A	CN 205569757 U (BINZHOU UNIVERSITY) 14 September 2016 (14.09.2016), entire document	1-10
A	WO 2016054147 A1 (SIKORSKY AIRCRAFT CORP.) 07 April 2016 (07.04.2016), entire document	1-10
A	JP 2001071998 A (HOSODA, ROKURO) 21 March 2001 (21.03.2001), entire document	1-10

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.
PCT/CN2016/103402

Patent Documents referred in the Report	Publication Date	Patent Family	Publication Date
CN 104843177 A	19 August 2015	CN 104843177 B	18 January 2017
CN 204452929 U	08 July 2015	None	
CN 104627359 A	20 May 2015	CN 104627359 B	24 August 2016
CN 205499349 U	24 August 2016	None	
CN 1807184 A	26 July 2006	None	
CN 106005385 A	12 October 2016	None	
CN 102126553 A	20 July 2011	CN 102126553 B	26 December 2012
CN 103950537 A	30 July 2014	WO 2015172558 A1	19 November 2015
		CN 103950537 B	20 April 2016
CN 104925248 A	23 September 2015	CN 104925248 B	25 January 2017
CN 103448909 A	18 December 2013	None	
CN 205569757 U	14 September 2016	None	
WO 2016054147 A1	07 April 2016	None	
JP 2001071998 A	21 March 2001	JP 3368377 B2	20 January 2003
		US 6467726 B1	22 October 2002

国际检索报告

国际申请号

PCT/CN2016/103402

A. 主题的分类

G05D 1/08(2006.01)i; B64C 27/08(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)

G05D1/-; B64C27/-

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))

CNABS, CNTXT, CNKI, WPI, EPODOC: 深圳市道通智能航空, 威乘至, 飞行器, 无人机, 直升机, 飞行控制, 升降, 俯仰, 倾转, 横滚, 偏航, 转速, 转速差, UAV, aerial w vehicle, aerobat, airplane, airborne, flight w control, hove, pitch, roll, yaw, rotational speed, difference

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
X	CN 104843177 A (何春旺) 2015年 8月 19日 (2015 - 08 - 19) 说明书第[0004]-[0008]段、附图1	1-10
X	CN 204452929 U (上海交通大学) 2015年 7月 8日 (2015 - 07 - 08) 说明书第[0028]-[0029]段、附图1	1-10
X	CN 104627359 A (何春旺) 2015年 5月 20日 (2015 - 05 - 20) 说明书第[0003]-[0009]段、附图1	1-10
A	CN 205499349 U (哈尔滨飞机工业集团有限责任公司) 2016年 8月 24日 (2016 - 08 - 24) 全文	1-10
A	CN 1807184 A (上海交通大学) 2006年 7月 26日 (2006 - 07 - 26) 全文	1-10
A	CN 106005385 A (北京航空航天大学) 2016年 10月 12日 (2016 - 10 - 12) 全文	1-10
A	CN 102126553 A (北京航空航天大学) 2011年 7月 20日 (2011 - 07 - 20) 全文	1-10

☒ 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

2017年 7月 4日

国际检索报告邮寄日期

2017年 7月 25日

ISA/CN的名称和邮寄地址

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

传真号 (86-10)62019451

受权官员

马镔

电话号码 (86-10)62413695

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	CN 103950537 A (江苏艾锐泰克无人飞行器科技有限公司) 2014年 7月 30日 (2014 - 07 - 30) 全文	1-10
A	CN 104925248 A (杭州锐翼科技有限公司) 2015年 9月 23日 (2015 - 09 - 23) 全文	1-10
A	CN 103448909 A (无锡振华机械有限公司) 2013年 12月 18日 (2013 - 12 - 18) 全文	1-10
A	CN 205569757 U (滨州学院) 2016年 9月 14日 (2016 - 09 - 14) 全文	1-10
A	WO 2016054147 A1 (SIKORSKY AIRCRAFT CORP.) 2016年 4月 7日 (2016 - 04 - 07) 全文	1-10
A	JP 2001071998 A (HOSODA, ROKURO) 2001年 3月 21日 (2001 - 03 - 21) 全文	1-10

国际检索报告
关于同族专利的信息

国际申请号

PCT/CN2016/103402

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	104843177	A	2015年 8月 19日	CN	104843177	B	2017年 1月 18日
CN	204452929	U	2015年 7月 8日	无			
CN	104627359	A	2015年 5月 20日	CN	104627359	B	2016年 8月 24日
CN	205499349	U	2016年 8月 24日	无			
CN	1807184	A	2006年 7月 26日	无			
CN	106005385	A	2016年 10月 12日	无			
CN	102126553	A	2011年 7月 20日	CN	102126553	B	2012年 12月 26日
CN	103950537	A	2014年 7月 30日	WO	2015172558	A1	2015年 11月 19日
				CN	103950537	B	2016年 4月 20日
CN	104925248	A	2015年 9月 23日	CN	104925248	B	2017年 1月 25日
CN	103448909	A	2013年 12月 18日	无			
CN	205569757	U	2016年 9月 14日	无			
WO	2016054147	A1	2016年 4月 7日	无			
JP	2001071998	A	2001年 3月 21日	JP	3368377	B2	2003年 1月 20日
				US	6467726	B1	2002年 10月 22日

表 PCT/ISA/210 (同族专利附件) (2009年7月)