(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
2021 年 4 月 29 日 (29.04.2021)

WIPO | PCT

(10) 国际公布号
WO 2021/078166 A1

(51) 国际专利分类号:
G05D 1/08 (2006.01)

(21) 国际申请号: PCT/CN2020/122543

(22) 国际申请日: 2020 年 10 月 21 日 (21.10.2020)

(25) 申请语言: 中文

(26) 公布语言: 中文

(30) 优先权:
201911001092.4 2019年10月21日 (21.10.2019) CN

(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: 张添保 (**ZHANG, Tianbao**); 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 (**LIUJIA CHINA IP LAW OFFICE**); 中国广东省深圳市南山区南海大道4050号上汽大厦207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, IT, JO, JP, KE, KG, KH, 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, 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,

(54) **Title:** METHOD AND APPARATUS FOR CONTROLLING FLIGHT ATTITUDES, UNMANNED AERIAL VEHICLE AND STORAGE MEDIUM

(54) **发明名称**: 一种飞行姿态的控制方法、装置、无人机和存储介质

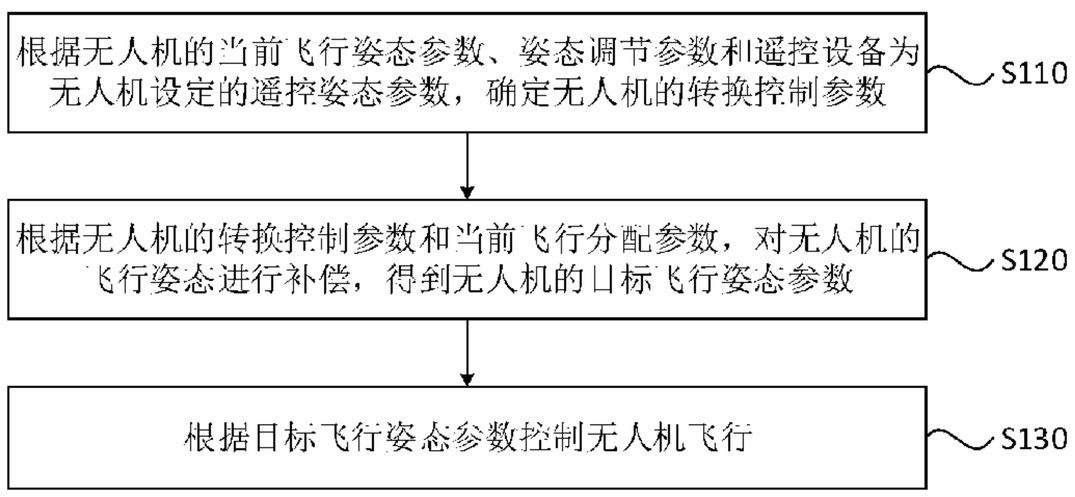


图 1

S110 According to current flight attitude parameters and attitude adjustment parameters of an unmanned aerial vehicle and remote control attitude parameters set by a remote control device for the unmanned aerial vehicle, determine conversion control parameters of the unmanned aerial vehicle

S120 According to the conversion control parameters and current flight allocation parameters of the unmanned aerial vehicle, compensate the flight attitudes of the unmanned aerial vehicle to obtain target flight attitude parameters of the unmanned aerial vehicle

S130 Control the unmanned aerial vehicle to fly according to the target flight attitude parameters

(57) Abstract: A method and apparatus for controlling flight attitudes, an unmanned aerial vehicle and a storage medium. The method for controlling flight attitudes comprises: according to current flight attitude parameters and attitude adjustment parameters of an unmanned aerial vehicle and remote control attitude parameters set by a remote control device for the unmanned aerial vehicle, determining conversion control parameters of the unmanned aerial vehicle (S110); according to the conversion control parameters and current flight allocation parameters of the unmanned aerial vehicle, compensating the flight attitudes of the unmanned aerial vehicle to obtain target flight attitude parameters of the unmanned aerial vehicle (S120); and controlling the unmanned aerial vehicle to fly according to the target flight attitude parameters (S130). The method and apparatus for controlling flight attitudes, the unmanned aerial vehicle and the storage medium may estimate in real time actual values of various parameters in the unmanned aerial vehicle, adaptively adjust the flight attitude parameters of the unmanned aerial vehicle at the next time according to the actual values, reduce the jittering of the fuselage of the unmanned aerial vehicle during flight, and improve the accuracy of controlling the flight attitudes of the unmanned aerial vehicle.

[见续页]

WO 2021/078166 A1

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：一种飞行姿态的控制方法、装置、无人机和存储介质，飞行姿态的控制方法包括：根据无人机的当前飞行姿态参数、姿态调节参数和遥控设备为无人机设定的遥控姿态参数，确定无人机的转换控制参数（S110）；根据无人机的转换控制参数和当前飞行分配参数，对无人机的飞行姿态进行补偿，得到无人机的目标飞行姿态参数（S120）；根据目标飞行姿态参数控制无人机飞行（S130）。飞行姿态的控制方法、装置、无人机和存储介质，能实时估计无人机中各项参数的实际值，并依据实际值自适应调整无人机在下一时刻的飞行姿态参数，减少无人机在飞行过程中的机身抖动，提高无人机飞行姿态的控制精度。

一种飞行姿态的控制方法、装置、无人机和存储介质

本申请要求于 2019 年 10 月 21 日提交中国专利局、申请号为201911001092.4、申请名称为“一种飞行姿态的控制方法、装置、无人机和存储介质”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，尤其涉及一种飞行姿态的控制方法、装置、无人机和存储介质。

背景技术

随着无人机技术的快速发展，通过无人机进行安全监控或航拍等功能也快速普及到人们的日常生活中。

为了避免无人机在飞行过程中所遇到的各种干扰而带来的飞行影响，现有的无人机自适应姿态控制方式通常是在无人机飞行过程中不断估计出无人机遇到的干扰上限，该干扰上限存在一定的不确定性，此时根据预先在控制器中设计出的一种专门用于抵抗干扰的控制量来抵抗当前估计的干扰上限，使得无人机保持正常的姿态飞行，提高控制器的抗干扰性能。

而由于无人机在飞行过程中的实际干扰通常达不到估计的干扰上限，而且要求抵抗干扰的控制量需要比干扰上限稍大一点，才能保证干扰被完全压住，此时控制器中生成的控制量会超出实际干扰，造成控制量的浪费，同时容易加大无人机机身的抖动幅度。

发明内容

本发明实施例提供了一种飞行姿态的控制方法、装置、无人机和存储介质，减少无人机在飞行过程中的机身抖动，提高无人机飞行姿态的控制精度。

第一方面，本发明实施例提供了一种飞行姿态的控制方法，该方法包括：

根据无人机的当前飞行姿态参数、姿态调节参数和遥控设备为所述无人机设定的遥控姿态参数，确定所述无人机的转换控制参数；

根据所述无人机的转换控制参数和当前飞行分配参数，对所述无人机的飞行姿态进行补偿，得到所述无人机的目标飞行姿态参数；

根据所述目标飞行姿态参数控制所述无人机飞行。

第二方面，本发明实施例提供了一种飞行姿态的控制装置，该装置包括：

转换参数确定模块，用于根据无人机的当前飞行姿态参数、姿态调节参数和遥控设备为所述无人机设定的遥控姿态参数，确定所述无人机的转换控制参数；

目标姿态确定模块，用于根据所述无人机的转换控制参数和当前飞行分配参数，对所述无人机的飞行姿态进行补偿，得到所述无人机的目标飞行姿态参数；

姿态控制模块，用于根据所述目标飞行姿态参数控制所述无人机飞行。

第三方面，本发明实施例提供了一种无人机，该无人机包括：

一个或多个处理器；

存储装置，用于存储一个或多个程序；

当所述一个或多个程序被所述一个或多个处理器执行，使得所述一个或多个处理器实现本发明任意实施例所述的飞行姿态的控制方法。

第四方面，本发明实施例提供了一种计算机可读存储介质，其上存储有计

算机程序，该程序被处理器执行时实现本发明任意实施例所述的飞行姿态的控制方法。

本发明实施例提供了一种飞行姿态的控制方法、装置、无人机和存储介质，根据无人机的当前飞行姿态参数、姿态调节参数和通过遥控设备设定的在下一时刻的遥控姿态参数，确定无人机中控制电机工作的转换控制参数，进而根据该转换控制参数和无人机中为各电机设定的当前飞行分配参数，实时对无人机的飞行姿态进行补偿，得到无人机在下一时刻的目标飞行姿态参数，并根据该目标飞行姿态参数控制无人机飞行，解决了现有技术中不断估计无人机在飞行过程中的干扰上限，并根据该干扰上限生成适合的控制量来抵抗实际干扰，从而造成无人机机身抖动的问题，本方案实时估计无人机中各项参数的实际值，并依据该实际值自适应调整无人机在下一时刻的飞行姿态参数，减少无人机在飞行过程中的机身抖动，提高无人机飞行姿态的控制精度。

附图说明

通过阅读参照以下附图所作的对非限制性实施例所作的详细描述，本发明的其它特征、目的和优点将会变得更明显：

图 1 为本发明实施例一提供的一种飞行姿态的控制方法的流程图；

图 2A 为本发明实施例二提供的一种飞行姿态的控制方法的流程图；

图 2B 为本发明实施例二提供的飞行姿态的控制过程的原理示意图；

图 3 为本发明实施例三提供的一种飞行姿态的控制装置的结构示意图；

图 4 为本发明实施例四提供的一种无人机的结构示意图。

具体实施方式

下面结合附图和实施例对本发明作进一步的详细说明。可以理解的是，此处所描述的具体实施例仅仅用于解释本发明，而非对本发明的限定。另外还需要说明的是，为了便于描述，附图中仅示出了与本发明相关的部分而非全部结构。此外，在不冲突的情况下，本发明中的实施例及实施例中的特征可以相互组合。

实施例一

图 1 为本发明实施例一提供的一种飞行姿态的控制方法的流程图，本实施例可适用于任一种控制无人机飞行的情况中。本实施例提供的一种飞行姿态的控制方法可以由本发明实施例提供的飞行姿态的控制装置来执行，该装置可以通过软件和/或硬件的方式来实现，并集成在执行本方法的无人机中。

具体的，参考图 1，该方法可以包括如下步骤：

S110，根据无人机的当前飞行姿态参数、姿态调节参数和遥控设备为无人机设定的遥控姿态参数，确定无人机的转换控制参数。

具体的，本实施例主要针对无人机在飞行过程中抵抗干扰的问题，其中无人机主要是指多旋翼无人机，通过控制无人机中的多个电机的工作来控制无人机在遇到干扰时的稳定飞行。其中，当前飞行姿态参数是指无人机在飞行过程中当前时刻的姿态角信息，包括无人机的滚转角、俯仰角和偏航角等，可以通过无人机中配置的加速度计、陀螺仪传感器、磁罗盘或者全球定位系统（Global Positioning System）模块等姿态传感器来采集无人机在当前时刻的飞行姿态角信息，通过对姿态角的变化情况进行分析，也就是进行对应的姿态解析也可以得到无人机当前的姿态角速率信息，包括滚转角速率、俯仰角速率和偏航角

速率等；姿态调节参数是指无人机在飞行过程中形成一个对应的闭环系统，通过保证闭环系统达到稳定的响应特性而生成的自适应调节参数，以对无人机的当前飞行姿态参数进行调节，进而以使闭环系统的响应特性维持稳定为目的来抵抗无人机在飞行过程中遇到的干扰；遥控设备是为无人机配置的、能够控制无人机飞行的遥控器，在遥控设备上能够输入用户期望的无人机在下一时刻的飞行姿态参数，也就是本实施例中的遥控姿态参数，可以包括无人机在下一时刻的飞行姿态角信息；转换控制参数是指无人机中用于从控制器过渡到无人机中的电机工作指令的中间变量，用于对无人机在飞行过程中的飞行姿态进行补偿，以控制无人机在遇到干扰时能保持稳定飞行。

可选的，本实施例在通过各个姿态传感器采集到无人机的当前飞行姿态参数以及通过遥控设备为无人机设定的在下一时刻的遥控姿态参数后，首先可以对当前飞行姿态参数和遥控姿态参数进行分析，确定当前的姿态调节参数，进而采用现有技术中为无人机设定的姿态动力模型，根据当前飞行姿态参数、姿态调节参数和遥控姿态参数，确定出无人机中控制电机工作的转换控制参数。

本实施例中，姿态动力模型为 $\begin{cases} \dot{X}_1 = AK_1X_2 \\ \dot{X}_2 = BK_2u \end{cases}$；其中，$\dot{X}_1$ 表示无人机姿态角变化率；X_2 表示无人机飞行姿态角速率；$\dot{X}_2$ 表示无人机姿态角加速度；u 为无人机的转换控制参数；A 和 B 分别为标称的模型参数；K_1 和 K_2 分别为姿态调节参数中的姿态角调节参数和姿态角速率调节参数；示例性的，预先设定 $X_1^T=[\varphi,\theta,\psi]$，$X_2^T=[\omega_x,\omega_y,\omega_z]$，$A=\begin{bmatrix} a_1,0,0 \\ 0,a_2,0 \\ 0,0,a_3 \end{bmatrix}$，$B=\begin{bmatrix} b_1,0,0 \\ 0,\mathrm{b}_2,0 \\ 0,0,\mathrm{b}_3 \end{bmatrix}$；其中，$\varphi$、$\theta$ 和 ψ 分别为无人机的滚转角、俯仰角和偏航角，ω_x、ω_y 和 ω_z 分别为无人机的滚转角速率、

俯仰角速率和偏航角速率；表征无人机在转换控制参数u的作用下，其姿态运动的方式。

此外，本实施例中可以根据无人机所在的闭环系统的闭环响应特性来确定对应的姿态调节参数，通过对无人机的姿态调节参数进行实时更新，从而使闭环系统的闭环响应特性保持在一个稳定值，以抵抗无人机遇到的干扰。可选的，本实施例中在获取无人机的姿态调节参数之前，还可以包括：根据无人机的当前飞行姿态参数和遥控姿态参数，确定无人机的闭环响应特性参数；根据闭环响应特性参数，确定对应的姿态调节参数。

具体的，无人机的闭环系统可以近似为一个二阶系统，此时通过采用在线辨识算法对无人机的当前飞行姿态参数和遥控姿态参数进行分析，能够实时估计出无人机在当前时刻飞行下所形成的闭环系统的闭环响应特性参数，该闭环响应特性参数包括无人机在闭环系统下的阻尼信息和带宽信息；由于预先设定闭环系统的闭环响应特性参数保持在一个稳定值，因此本实施例中会设定保证闭环系统稳定的阻尼期望值和带宽期望值，此时根据估计出的无人机的闭环响应特性参数中的阻尼信息和带宽信息，以及预先设定的阻尼期望值和带宽期望值之间的差异，确定下一时刻对应的姿态调节参数。

示例性的，预先设定姿态动力模型中的各个参数分别为：

$$K_1=\begin{bmatrix}k_{11},0,0\\0,k_{12},0\\0,0,k_{13}\end{bmatrix},\quad K_2=\begin{bmatrix}k_{21},0,0\\0,k_{22},0\\0,0,k_{23}\end{bmatrix},\quad E=\begin{bmatrix}\xi_1,0,0\\0,\xi_2,0\\0,0,\xi_3\end{bmatrix}\text{和}\quad W_n=\begin{bmatrix}\omega_{n1},0,0\\0,\omega_{n2},0\\0,0,\omega_{n3}\end{bmatrix};$$

其中，E和W_n分别为无人机的闭环响应特性参数中的阻尼信息和带宽信息；K_1、K_2、E和W_n中的不同参数分别表示无人机姿态角中的滚转角、俯仰角和偏航角分别对应的参数值；对于无人机姿态角中的滚转角、俯仰角和偏航角中的

任一单通道，无人机所在的闭环系统近似的二阶系统为：

$\frac{X_{1i}(s)}{X_{1ic}(s)}=\frac{\omega_{ni}^2}{s^2+2\xi_i\omega_{ni}s+\omega_{ni}^2}$；其中，$s$为拉普拉斯算子，$X_{1i}(s)$为无人机滚转角、俯仰角和偏航角中的某一个姿态角；$X_{1ic}(s)$为遥控设备为无人机设定的滚转角、俯仰角和偏航角中的某一个遥控姿态角；转换为时域对应的方程为：

$\dot{X}_{2i}=\frac{\omega_{ni}^2}{a_i}X_{1ic}-\frac{\omega_{ni}^2}{a_i}X_{1i}-2\xi_i\omega_{ni}X_{2i}$；其离散形式表示为：

$$X_{2i}(k+1)=\frac{T\omega_{ni}^2(k)}{a_i(k)}\left(X_{1ic}(k)-X_{1i}(k)\right)+\left(1-2T\xi_i(k)\omega_{ni}(k)\right)X_{2i}(k)$$

；

对上式中的参数重新设定：$z_{2i}(k)=X_{2i}(k+1)$，$h_{2i}(k)=\left[X_{1ic}(k)-X_{1i}(k),X_{2i}(k)\right]^T$，

$$\theta_{2i}(k)=\begin{bmatrix}\frac{T\omega_{ni}^2(k)}{a_i(k)}\\ 1-2T\xi_i(k)\omega_{ni}(k)\end{bmatrix}$$

；

此时现有的在线辨识算法如下所示：

$$\begin{cases}\hat{\theta}_{2i}(k+1)=\hat{\theta}_{2i}(k)+\left(I+h_{2i}^{\ T}(k)P_{2i}(k-1)h_{2i}(k)\right)^{-1}P_{2i}(k-1)h_{2i}(k)\left(z_{2i}(k)-h_{2i}^{\ T}(k)\hat{\theta}_{2i}(k-1)\right)\\ P_{2i}(k)=P_{2i}(k-1)-\left(I+h_{2i}^{\ T}(k)P_{2i}(k-1)h_{2i}(k)\right)^{-1}P_{2i}(k-1)h_{2i}(k)h_{2i}^{\ T}(k)P_{2i}(k-1)\\ P_{2i}(0)=I\\ \hat{\theta}_{2i}(0)=0\end{cases}$$

本实施例可以采用上述现有的在线辨识算法能够求得$\theta_{2i}(k+1)$的估计值$\hat{\theta}_{2i}(k+1)$，进而通过重新设定的参数$\theta_{2i}(k)=\begin{bmatrix}\frac{T\omega_{ni}^2(k)}{a_i(k)}\\ 1-2T\xi_i(k)\omega_{ni}(k)\end{bmatrix}$计算出无人机的闭环响应特性参数中的阻尼参数$\xi_i(k+1)$和带宽参数$\omega_{ni}(k+1)$，同时与预先设定的阻尼期望值$\xi_{id}$和带宽期望值$\omega_{nid}$进行比较，生成对应的姿态调节参数，以便无人机能够稳定保持在阻尼期望值和带宽期望值下。

此时，本实施例对自适应姿态调节参数的更新规律不作具体限定，其中一种更新规律可以为：$\dot{K}_1=\gamma_1\left(E_d^{-1}W_{nd}-E^{-1}W_n\right)$，$\dot{K}_2=\gamma_2\left(E_dW_{nd}-EW_n\right)$；其中，$\gamma_1$和$\gamma_2$为自适应更新常数，由开发者自由设定，而姿态调节参数中的K_1和K_2的初始值为：$K_{10}=\frac{1}{2}E_d^{-1}W_{nd}$，$K_{20}=2E_dW_{nd}$，此时$K_1=K_{10}+\int\dot{K}_1dt$，$K_2=K_{20}+\int\dot{K}_2dt$；进而通过上述公式迭代得到下一时刻的姿态调节参数$K_1$和$K_2$；另一种更新规律也可以为：$\Delta K_1(k)=\gamma_1\left(E_d^{-1}W_{nd}-E^{-1}(k)W_n(k)\right)$，$\Delta K_2(k)=\gamma_2\left(E_dW_{nd}-E(k)W_n(k)\right)$；而姿态调节参数中的$K_1$和$K_2$的初始值为：$K_1(0)=\frac{1}{2}E_d^{-1}W_{nd}$，$K_2(0)=2E_dW_{nd}$，此时$K_1(k)=K_1(k-1)+\Delta K_1(k)$，$K_2(k)=K_2(k-1)+\Delta K_2(k)$；进而通过上述公式迭代也可以得到下一时刻的姿态调节参数$K_1(k+1)$和$K_2(k+1)$。

S120，根据无人机的转换控制参数和当前飞行分配参数，对无人机的飞行姿态进行补偿，得到无人机的目标飞行姿态参数。

其中，当前飞行分配参数是指根据无人机的整体飞行控制量过渡到无人机中控制各个电机进行工作的电机控制量所参考的分配依据，根据该当前飞行分配参数能够将无人机的整体飞行控制量，也就是无人机的转换控制参数，对应分配到无人机的各个电机中，以控制无人机中的各个电机工作。

具体的，本实施例在确定无人机的转换控制参数后，可以根据无人机的转换控制参数和当前飞行分配参数，确定无人机中各个电机的工作指令，进而对无人机的飞行姿态进行补偿，得到无人机的目标飞行姿态参数，也就是无人机在下一时刻实际飞行的姿态参数。

S130，根据目标飞行姿态参数控制无人机飞行。

具体的，在得到无人机在下一时刻的目标飞行姿态参数后，控制无人机按

照该目标飞行姿态参数飞行，后续将该时刻作为当前时刻，继续采用本实施例中的飞行姿态的控制方法确定下一时刻的目标飞行姿态参数，进而控制无人机飞行，以保证无人机所在的闭环系统保持在稳定的闭环响应特性参数下，能够抵抗无人机遇到的各种干扰，提高飞行姿态的控制精度。

本实施例提供的技术方案，根据无人机的当前飞行姿态参数、姿态调节参数和通过遥控设备设定的在下一时刻的遥控姿态参数，确定无人机中控制电机工作的转换控制参数，进而根据该转换控制参数和无人机中为各电机设定的当前飞行分配参数，实时对无人机的飞行姿态进行补偿，得到无人机在下一时刻的目标飞行姿态参数，并根据该目标飞行姿态参数控制无人机飞行，解决了现有技术中不断估计无人机在飞行过程中的干扰上限，并根据该干扰上限生成适合的控制量来抵抗实际干扰，从而造成无人机机身抖动的问题，本方案实时估计无人机中各项参数的实际值，并依据该实际值自适应调整无人机在下一时刻的飞行姿态参数，减少无人机在飞行过程中的机身抖动，提高无人机飞行姿态的控制精度。

实施例二

图 2A 为本发明实施例二提供的一种飞行姿态的控制方法的流程图，图 2B 为本发明实施例二提供的飞行姿态的控制过程的原理示意图。本实施例是在上述实施例的基础上进行优化。可选的，本实施例中主要对控制无人机以稳定的飞行姿态进行飞行的具体飞行过程进行详细的解释说明。

可选的，如图 2A 所示，本实施例具体可以包括如下步骤：

S210，根据无人机的当前飞行姿态角、姿态角调节参数和遥控姿态角，确

定无人机的目标姿态角速率。

具体的，在获取到无人机的当前飞行姿态角和通过遥控设备为无人机设定的的遥控姿态角时，如图 2B 所示，首先可以将当前飞行姿态角和遥控姿态角进行比对，得到对应的姿态角误差，进而通过根据当前飞行姿态参数和遥控姿态参数确定的姿态角调节参数对该姿态角误差进行调节，得到无人机的目标姿态角速率。

示例性的，根据姿态动力模型 $\begin{cases} \dot{X}_1 = AK_1X_2 \\ \dot{X}_2 = BK_2u \end{cases}$ 可以得到 $X_{2c} = A^{-1}K_1(X_{1c} - X_1)$；其中，$X_{2c}$ 为目标姿态角速率，X_{1c} 为遥控设备为无人机设定的遥控姿态角，X_1 为无人机的飞行姿态角，K_1 为根据闭环系统的闭环响应特性参数预先确定的姿态角调节参数；此时将获取到的飞行姿态角、姿态角调节参数和遥控姿态角输入到上述公式中，可以得到无人机的目标姿态角速率。

S220，根据无人机的当前飞行姿态角速率、姿态角速率调节参数和目标姿态角速率，确定无人机的转换控制参数。

具体的，在获取到无人机的当前飞行姿态角速率和目标姿态角速率时，如图 2B 所示，首先可以将当前飞行姿态角速率和目标姿态角速率进行比对，得到当前时刻与下一时刻的姿态角速率误差，进而通过根据当前飞行姿态参数和遥控姿态参数确定的姿态角速率调节参数对该姿态角速率误差进行调节，得到无人机的转换控制参数。

示例性的，根据姿态动力模型 $\begin{cases} \dot{X}_1 = AK_1X_2 \\ \dot{X}_2 = BK_2u \end{cases}$ 可以得到 $u = B^{-1}K_2(X_{2c} - X_2)$；其中，$u$ 为无人机的转换控制参数，X_{2c} 为目标姿态角速率，X_2 为无人机的当前飞行姿

态角速率，K_2为根据闭环系统的闭环响应特性参数预先确定的姿态角速率调节参数；此时将获取到的当前飞行姿态角速率、姿态角速率调节参数和目标姿态角速率输入到上述公式中，可以得到无人机的转换控制参数。

S230，根据无人机的转换控制参数和当前飞行分配参数，确定无人机的电机输入信号。

具体的，如图 2B 所示，由于无人机的转换控制参数为将无人机的整体控制量向无人机中控制各个电机工作的指令转换的中间变量，此时转换控制参数与无人机中的各个电机之间存在某种指令分配关系，也就是本实施例中的当前飞行分配参数，因此根据无人机的转换控制参数和当前飞行分配参数，执行对应的电机控制分配操作，进而确定无人机中各个电机对应的电机输入信号。

示例性的，由于无人机中电机控制的分配关系为：$u=Mv$；其中，M为无人机中为各电机设定的当前飞行分配参数组成的矩阵，v为无人机中各个电机的电机输入信号组成的输入矩阵，此时设定：$M=\begin{bmatrix} m_{x1}, m_{x2}, \ldots\ldots, m_{xn} \\ m_{y1}, m_{y2}, \ldots\ldots, m_{yn} \\ m_{z1}, m_{z2}, \ldots\ldots, m_{zn} \end{bmatrix}$，$v^T=[v_1, v_2, \ldots\ldots, v_n]$；而无人机中电机响应存在一个时间常数$\tau$，其等小模型可近似为一个惯性环节，即：$\frac{\delta_i(s)}{\delta_{ic}(s)}=\frac{1}{\tau s+1}; i=1,2,\ldots\ldots,n$；其中，上式表示无人机中各个电机的输入输出传递函数，s为拉普拉斯算子，i为电机编号，设定无人机中存在n个电机，δ_i为第i个电机实际产生的比拉力，δ_{ic}为第i个电机的期望电机输入产生的比拉力；此时，将无人机的转换控制参数和当前飞行分配参数，分别输入到上述公式中，计算得到无人机中各个电机对应的电机输入信号。

可选的，本施例中根据无人机在当前时刻的飞行姿态参数会实时调整下一时刻的飞行分配参数，以便保证无人机稳定飞行，因此在确定无人机的电机输

入信号之前，还可以包括：根据无人机的当前飞行姿态参数和上一时刻的电机输入信号，确定所述当前飞行分配参数。

具体的，本实施例可以通过在线辨识算法对无人机的当前飞行姿态参数和上一时刻的电机输入信号进行分析，实时更新对应的当前飞行分配参数；此时姿态角速率的动力模型为$\dot{X}_2 = BMv$;此时对于无人机姿态角速率中的滚转角速率、俯仰角速率和偏航角速率中的任一单通道，其离散形式可以表示为：$X_{2i}(k+1) = X_{2i}(k) + Tb_i(k)M_i(k)v(k)$；其中，$M_i(k) = [m_{i1}, m_{i2}, ..., m_{in}]$，表示各个电机在滚转角速率、俯仰角速率和偏航角速率中的任一单通道中对应的分配参数；

对于上式中的参数重新设定：$z_{1i}(k) = \frac{X_{2i}(k+1) - X_{2i}(k)}{Tb_i(k)}$，$h_{1i}(k) = v(k)$，$\theta_{1i}(k) = M_i^T(k)$；

此时现有的在线辨识算法如下所示：

$$\begin{cases} \hat{\theta}_{1i}(k+1) = \hat{\theta}_{1i}(k) + \left(I + h_{1i}^T(k)P_{1i}(k-1)h_{1i}(k)\right)^{-1} P_{1i}(k-1)h_{1i}(k)\left(z_{1i}(k) - h_{1i}^T(k)\hat{\theta}_{1i}(k-1)\right) \\ P_{1i}(k) = P_{1i}(k-1) - \left(I + h_{1i}^T(k)P_{1i}(k-1)h_{1i}(k)\right)^{-1} P_{1i}(k-1)h_{1i}(k)h_{1i}^T(k)P_{1i}(k-1) \\ P_{1i}(0) = I \\ \hat{\theta}_{1i}(0) = 0 \end{cases}$$

本实施例可以采用上述现有的在线辨识算法能够求得$\theta_{1i}(k+1)$的估计值$\hat{\theta}_{1i}(k+1)$；进而通过重新设定的参数$\theta_{1i}(k) = M_i^T(k)$计算出无人机的当前飞行分配参数，以便后续根据该当前飞行分配参数和无人机的转换控制参数，确定无人机中各个电机的点击输入信号。

S240，根据电机输入信号对无人机中的电机进行控制补偿，生成对应的脉冲宽度调制信号。

具体的，在得到无人机中各个电机的电机输入信号时，可以根据该电机输

入信号对无人机中得电机进行补偿，得到各个电机对应的脉冲宽度调制（Pulse Width Modulation，PWM）信号，以便控制无人机的稳定飞行。

示例性的，对电机进行补偿的算法如下所示：$\delta_{ic}=v_i+\tau\dot{v}_i$；其离散形式标识为：$\delta_{ic}(k+1)=\frac{\tau}{T}v_i(k+1)+\frac{T-\tau}{T}v_i(k);i=1,2,.....,n$；此时将无人机中不同时刻下的电机输入信号输入到上述公式中，计算得到对应的脉冲宽度调制信号。

S250，根据脉冲宽度调制信号确定无人机在下一时刻的目标飞行姿态参数。

具体的，在得到无人机中各个电机的脉冲宽度调制信号后，如图 2B 所示，将其送入到无人机的各个电机中，进而根据该脉冲宽度调制信号控制对应的电机工作，以控制无人机的姿态变化，确定出无人机的目标飞行姿态参数。

S260，根据目标飞行姿态参数控制无人机飞行。

本实施例提供的技术方案，根据无人机的当前飞行姿态参数、姿态调节参数和通过遥控设备设定的在下一时刻的遥控姿态参数，确定无人机中控制电机工作的转换控制参数，进而根据该转换控制参数和无人机中为各电机设定的当前飞行分配参数，实时对无人机的飞行姿态进行补偿，得到无人机在下一时刻的目标飞行姿态参数，并根据该目标飞行姿态参数控制无人机飞行，解决了现有技术中不断估计无人机在飞行过程中的干扰上限，并根据该干扰上限生成适合的控制量来抵抗实际干扰，从而造成无人机机身抖动的问题，本方案实时估计无人机中各项参数的实际值，并依据该实际值自适应调整无人机在下一时刻的飞行姿态参数，减少无人机在飞行过程中的机身抖动，提高无人机飞行姿态的控制精度。

实施例三

图 3 为本发明实施例三提供的一种飞行姿态的控制装置的结构示意图，如图 3 所示，该装置可以包括：

转换参数确定模块 310，用于根据无人机的当前飞行姿态参数、姿态调节参数和遥控设备为无人机设定的遥控姿态参数，确定无人机的转换控制参数；

目标姿态确定模块 320，用于根据无人机的转换控制参数和当前飞行分配参数，对无人机的飞行姿态进行补偿，得到无人机的目标飞行姿态参数；

姿态控制模块 330，用于根据目标飞行姿态参数控制无人机飞行。

本实施例提供的技术方案，根据无人机的当前飞行姿态参数、姿态调节参数和通过遥控设备设定的在下一时刻的遥控姿态参数，确定无人机中控制电机工作的转换控制参数，进而根据该转换控制参数和无人机中为各电机设定的当前飞行分配参数，实时对无人机的飞行姿态进行补偿，得到无人机在下一时刻的目标飞行姿态参数，并根据该目标飞行姿态参数控制无人机飞行，解决了现有技术中不断估计无人机在飞行过程中的干扰上限，并根据该干扰上限生成适合的控制量来抵抗实际干扰，从而造成无人机机身抖动的问题，本方案实时估计无人机中各项参数的实际值，并依据该实际值自适应调整无人机在下一时刻的飞行姿态参数，减少无人机在飞行过程中的机身抖动，提高无人机飞行姿态的控制精度。

进一步的，上述转换参数确定模块 310，可以包括：

角速率确定单元，用于根据无人机的当前飞行姿态角、姿态角调节参数和遥控姿态角，确定无人机的目标姿态角速率；

转换参数确定单元，用于根据无人机的当前飞行姿态角速率、姿态角速率调节参数和目标姿态角速率，确定无人机的转换控制参数。

进一步的，上述目标姿态确定模块 320，可以包括：

电机信号确定单元，用于根据无人机的转换控制参数和当前飞行分配参数，确定无人机的电机输入信号；

脉冲信号生成单元，用于根据电机输入信号对无人机中的电机进行控制补偿，生成对应的脉冲宽度调制信号；

目标姿态确定单元，用于根据脉冲宽度调制信号确定无人机在下一时刻的目标飞行姿态参数。

进一步的，上述飞行姿态的控制装置，还可以包括：

分配参数确定模块，用于根据无人机的当前飞行姿态参数和上一时刻的电机输入信号，确定当前飞行分配参数。

进一步的，上述飞行姿态的控制装置，还可以包括：

响应特性确定模块，用于根据无人机的当前飞行姿态参数和遥控姿态参数，确定无人机的闭环响应特性参数；

调节参数确定模块，用于根据闭环响应特性参数，确定对应的姿态调节参数。

进一步的，上述闭环响应特性参数包括无人机在闭环系统下的阻尼信息和带宽信息。

本实施例提供的飞行姿态的控制装置可适用于上述任意实施例提供的飞行姿态的控制方法，具备相应的功能和有益效果。

实施例四

图 4 为本发明实施例四提供的一种无人机的结构示意图。如图 4 所示，该

无人机包括处理器 40、存储装置 41 和通信装置 42；无人机中处理器 40 的数量可以是一个或多个，图 4 中以一个处理器 40 为例；无人机的处理器 40、存储装置 41 和通信装置 42 可以通过总线或其他方式连接，图 4 中以通过总线连接为例。

存储装置 41 作为一种计算机可读存储介质，可用于存储软件程序、计算机可执行程序以及模块，如本发明实施例中的飞行姿态的控制方法对应的模块。处理器 40 通过运行存储在存储装置 41 中的软件程序、指令以及模块，从而执行无人机的各种功能应用以及数据处理，即实现上述的飞行姿态的控制方法。

存储装置 41 可主要包括存储程序区和存储数据区，其中，存储程序区可存储操作系统、至少一个功能所需的应用程序；存储数据区可存储根据终端的使用所创建的数据等。此外，存储装置 41 可以包括高速随机存取存储器，还可以包括非易失性存储器，例如至少一个磁盘存储器件、闪存器件、或其他非易失性固态存储器件。在一些实例中，存储装置 41 可进一步包括相对于处理器 40 远程设置的存储器，这些远程存储器可以通过网络连接至无人机。上述网络的实例包括但不限于互联网、企业内部网、局域网、移动通信网及其组合。

通信装置 42 可用于实现无人机与遥控设备间网络连接或者移动数据连接。

本实施例提供的一种无人机可用于执行上述任意实施例提供的飞行姿态的控制方法，具备相应的功能和有益效果。

实施例五

本发明实施例五还提供了一种计算机可读存储介质，其上存储有计算机程序，该程序被处理器执行时可实现上述任意实施例中的飞行姿态的控制方法。

该方法具体可以包括：

根据无人机的当前飞行姿态参数、姿态调节参数和遥控设备为无人机设定的遥控姿态参数，确定无人机的转换控制参数；

根据无人机的转换控制参数和当前飞行分配参数，对无人机的飞行姿态进行补偿，得到无人机的目标飞行姿态参数；

根据目标飞行姿态参数控制无人机飞行。

当然，本发明实施例所提供的一种包含计算机可执行指令的存储介质，其计算机可执行指令不限于如上所述的方法操作，还可以执行本发明任意实施例所提供的飞行姿态的控制方法中的相关操作。

通过以上关于实施方式的描述，所属领域的技术人员可以清楚地了解到，本发明可借助软件及必需的通用硬件来实现，当然也可以通过硬件实现，但很多情况下前者是更佳的实施方式。基于这样的理解，本发明的技术方案本质上或者说对现有技术做出贡献的部分可以以软件产品的形式体现出来，该计算机软件产品可以存储在计算机可读存储介质中，如计算机的软盘、只读存储器（Read-Only Memory，ROM）、随机存取存储器（Random Access Memory，RAM）、闪存（FLASH）、硬盘或光盘等，包括若干指令用以使得一台计算机设备（可以是个人计算机，服务器，或者网络设备等）执行本发明各个实施例所述的方法。

值得注意的是，上述飞行姿态的控制装置的实施例中，所包括的各个单元和模块只是按照功能逻辑进行划分的，但并不局限于上述的划分，只要能够实现相应的功能即可；另外，各功能单元的具体名称也只是为了便于相互区分，并不用于限制本发明的保护范围。

以上所述仅为本发明的优选实施例，并不用于限制本发明，对于本领域技术人员而言，本发明可以有各种改动和变化。凡在本发明的精神和原理之内所作的任何修改、等同替换、改进等，均应包含在本发明的保护范围之内。本发明实施例公开了一种飞行姿态的控制方法、装置、无人机和存储介质。其中，该方法包括：根据无人机的当前飞行姿态参数、姿态调节参数和遥控设备为所述无人机设定的遥控姿态参数，确定所述无人机的转换控制参数；根据所述无人机的转换控制参数和当前飞行分配参数，对所述无人机的飞行姿态进行补偿，得到所述无人机的目标飞行姿态参数；根据所述目标飞行姿态参数控制所述无人机飞行。本发明实施例提供的技术方案，实时估计无人机中各项参数的实际值，并依据该实际值自适应调整无人机在下一时刻的飞行姿态参数，减少无人机在飞行过程中的机身抖动，提高无人机飞行姿态的控制精度。

权 利 要 求 书

1、一种飞行姿态的控制方法，其特征在于，包括：

根据无人机的当前飞行姿态参数、姿态调节参数和遥控设备为所述无人机设定的遥控姿态参数，确定所述无人机的转换控制参数；

根据所述无人机的转换控制参数和当前飞行分配参数，对所述无人机的飞行姿态进行补偿，得到所述无人机的目标飞行姿态参数；

根据所述目标飞行姿态参数控制所述无人机飞行。

2、根据权利要求 1 所述的方法，其特征在于，所述根据无人机的当前飞行姿态参数、姿态调节参数和遥控设备为所述无人机设定的遥控姿态参数，确定所述无人机的转换控制参数，包括：

根据所述无人机的当前飞行姿态角、姿态角调节参数和遥控姿态角，确定所述无人机的目标姿态角速率；

根据所述无人机的当前飞行姿态角速率、姿态角速率调节参数和目标姿态角速率，确定所述无人机的转换控制参数。

3、根据权利要求 1 所述的方法，其特征在于，所述根据所述无人机的转换控制参数和当前飞行分配参数，对所述无人机的飞行姿态进行补偿，得到所述无人机的目标飞行姿态参数，包括：

根据所述无人机的转换控制参数和当前飞行分配参数，确定所述无人机的电机输入信号；

根据所述电机输入信号对所述无人机中的电机进行控制补偿，生成对应的脉冲宽度调制信号；

根据所述脉冲宽度调制信号确定所述无人机在下一时刻的目标飞行姿态参数。

4、根据权利要求 3 所述的方法，其特征在于，还包括：

根据所述无人机的当前飞行姿态参数和上一时刻的电机输入信号，确定所述当前飞行分配参数。

5、根据权利要求 1 所述的方法，其特征在于，还包括：

根据所述无人机的当前飞行姿态参数和遥控姿态参数，确定所述无人机的闭环响应特性参数；

根据所述闭环响应特性参数，确定对应的姿态调节参数。

6、根据权利要求 5 所述的方法，其特征在于，所述闭环响应特性参数包括所述无人机在闭环系统下的阻尼信息和带宽信息。

7、一种飞行姿态的控制装置，其特征在于，包括：

转换参数确定模块，用于根据无人机的当前飞行姿态参数、姿态调节参数和遥控设备为所述无人机设定的遥控姿态参数，确定所述无人机的转换控制参数；

目标姿态确定模块，用于根据所述无人机的转换控制参数和当前飞行分配参数，对所述无人机的飞行姿态进行补偿，得到所述无人机的目标飞行姿态参数；

姿态控制模块，用于根据所述目标飞行姿态参数控制所述无人机飞行。

8、根据权利要求 7 所述的装置，其特征在于，所述转换参数确定模块包括：

角速率确定单元，用于根据所述无人机的当前飞行姿态角、姿态角调节参数和遥控姿态角，确定所述无人机的目标姿态角速率；

转换参数确定单元，用于根据所述无人机的当前飞行姿态角速率、姿态角速率调节参数和目标姿态角速率，确定所述无人机的转换控制参数。

9、一种无人机，其特征在于，所述设备包括：

一个或多个处理器；

存储装置，用于存储一个或多个程序；

当所述一个或多个程序被所述一个或多个处理器执行，使得所述一个或多个处理器实现如权利要求 1-6 中任一所述的飞行姿态的控制方法。

10、一种计算机可读存储介质，其上存储有计算机程序，其特征在于，该程序被处理器执行时实现如权利要求 1-6 中任一所述的飞行姿态的控制方法。

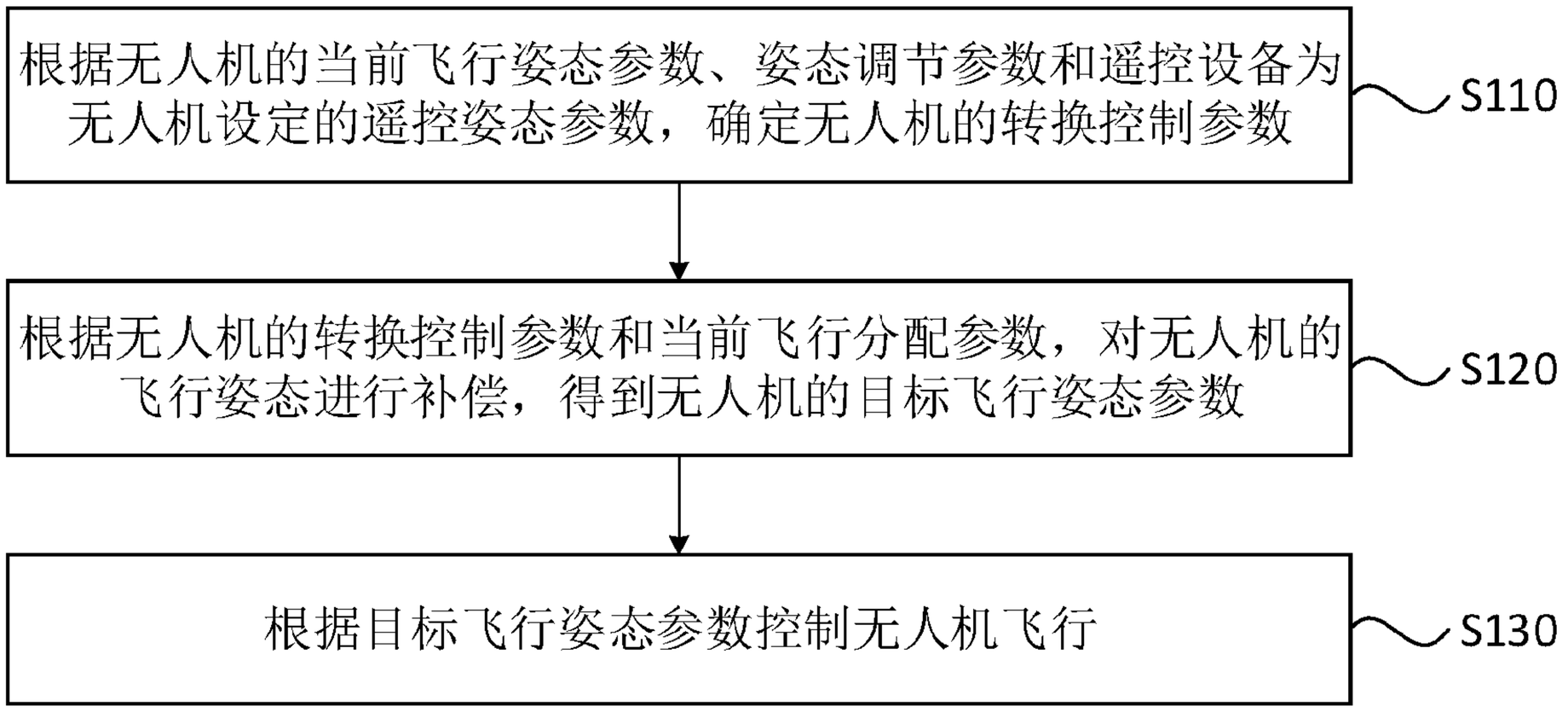

根据无人机的当前飞行姿态参数、姿态调节参数和遥控设备为无人机设定的遥控姿态参数，确定无人机的转换控制参数
S110
根据无人机的转换控制参数和当前飞行分配参数，对无人机的飞行姿态进行补偿，得到无人机的目标飞行姿态参数
S120
根据目标飞行姿态参数控制无人机飞行
S130

图 1

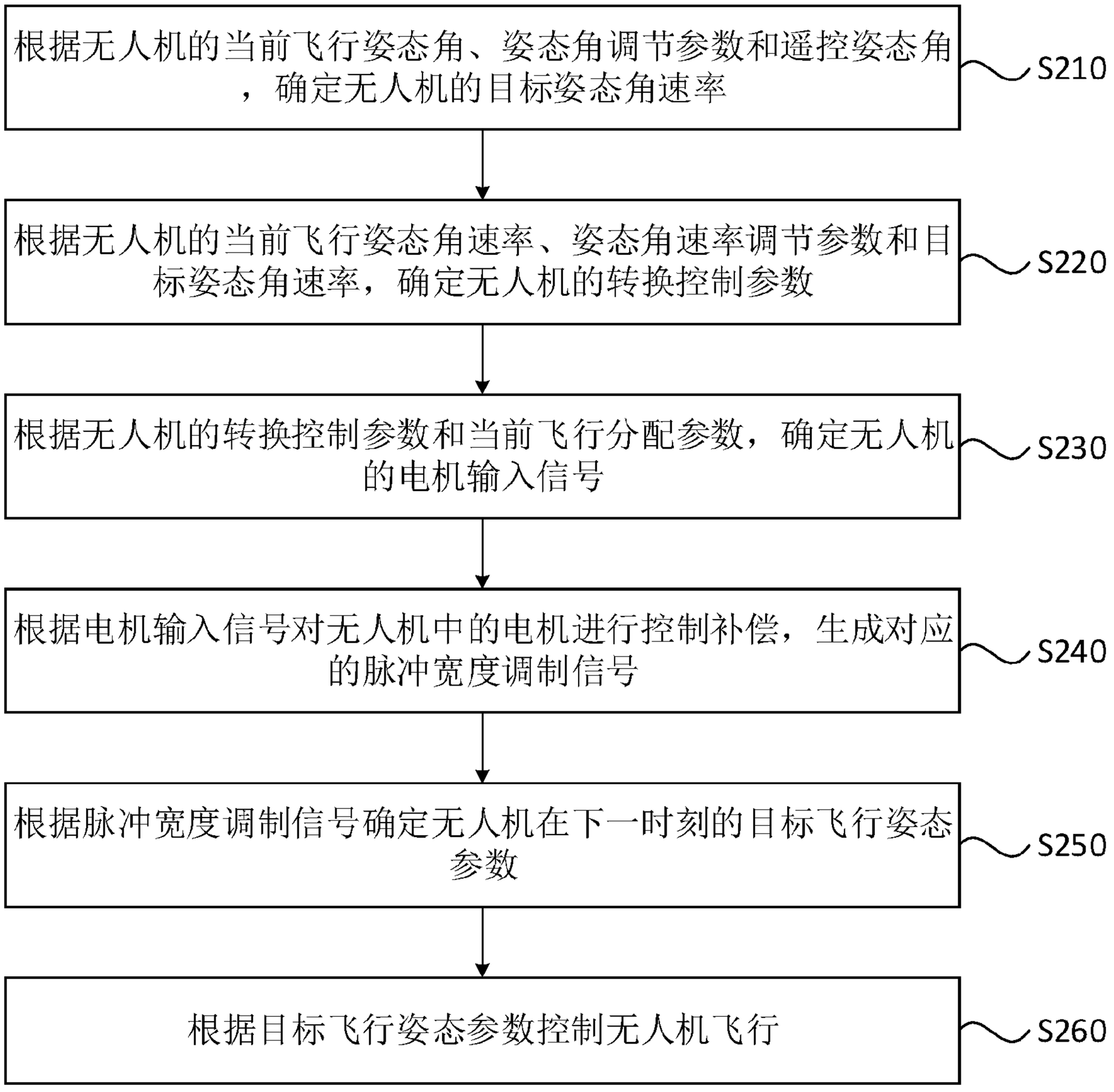

根据无人机的当前飞行姿态角、姿态角调节参数和遥控姿态角，确定无人机的目标姿态角速率
S210
根据无人机的当前飞行姿态角速率、姿态角速率调节参数和目标姿态角速率，确定无人机的转换控制参数
S220
根据无人机的转换控制参数和当前飞行分配参数，确定无人机的电机输入信号
S230
根据电机输入信号对无人机中的电机进行控制补偿，生成对应的脉冲宽度调制信号
S240
根据脉冲宽度调制信号确定无人机在下一时刻的目标飞行姿态参数
S250
根据目标飞行姿态参数控制无人机飞行
S260

图 2A

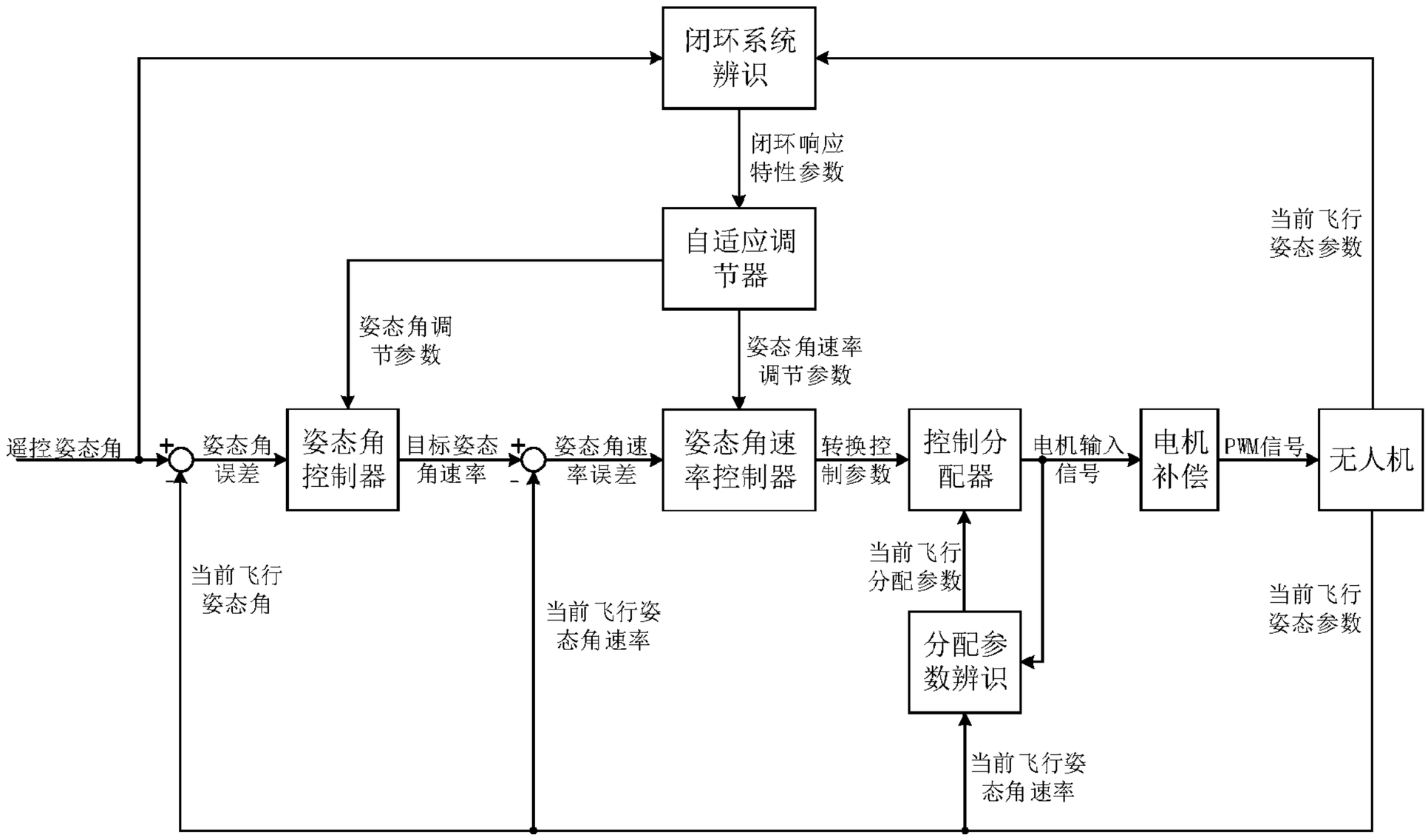

闭环系统辨识
闭环响应特性参数
自适应调节器
当前飞行姿态参数
姿态角调节参数
姿态角速率调节参数
遥控姿态角
姿态角误差
姿态角控制器
目标姿态角速率
姿态角速率误差
姿态角速率控制器
转换控制参数
控制分配器
电机输入信号
电机补偿
PWM信号
无人机
当前飞行姿态角
当前飞行姿态角速率
当前飞行分配参数
分配参数辨识
当前飞行姿态角速率
当前飞行姿态参数

图 2B

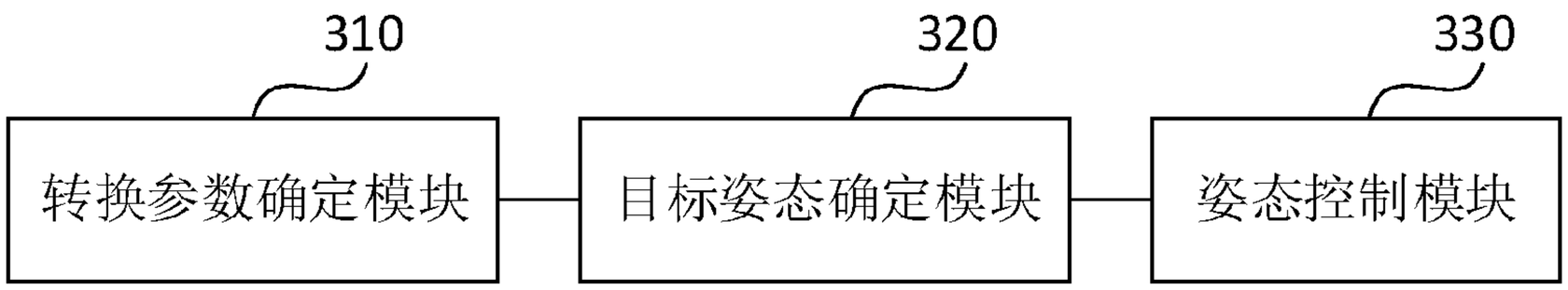

310
320
330
转换参数确定模块
目标姿态确定模块
姿态控制模块

图 3

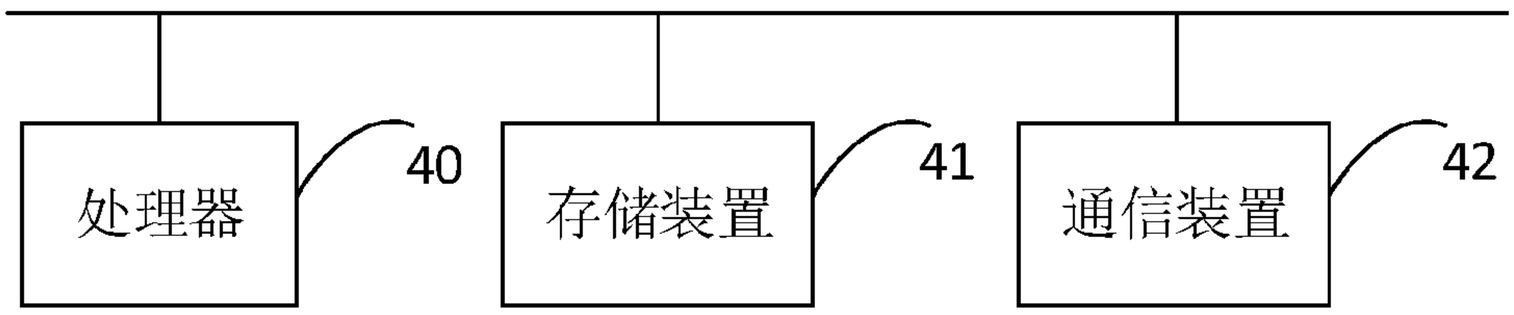


图 4

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/CN2020/122543

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

G05D 1/08(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)

G05D1/-

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: 无人机, 姿态, 俯仰, 滚转, 偏航, 调节, 调整, 控制, 补偿, 抖动, 干扰, 模型, 辨识, 角速度, 角速率, UAV, Unmanned 2w aerial 2w vehicle, attitude, posture, pitch+, roll+, yaw+, control+, adjust+, regulat+, disturb+, model, recogn+, angular, rate

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
PX	CN 110673619 A (SHENZHEN AUTEL INTELLIGENT AVIATION TECHNOLOGY CO., LTD.) 10 January 2020 (2020-01-10) description, paragraphs [0027]-[0110], and figures 1-4	1-10
X	CN 106444826 A (GUANGXI NORMAL UNIVERSITY) 22 February 2017 (2017-02-22) abstract, description paragraphs [0084]-[0151], figures 1-14	1, 3-7, 9-10
Y	CN 106444826 A (GUANGXI NORMAL UNIVERSITY) 22 February 2017 (2017-02-22) abstract, description paragraphs [0084]-[0151], figures 1-14	2, 8
Y	CN 106843245 A (BEIJING JINGDONG SHANGKE INFORMATION TECHNOLOGY CO., LTD. et al.) 13 June 2017 (2017-06-13) abstract, description paragraphs [0041]-[0079], figures 1-6	2, 8
A	CN 107390708 A (CHENGDU AIRCRAFT INDUSTRIAL (GROUP) CO., LTD.) 24 November 2017 (2017-11-24) entire document	1-10
A	CN 102426458 A (BEIHANG UNIVERSITY) 25 April 2012 (2012-04-25) 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	Date of mailing of the international search report
06 January 2021	**20 January 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

International application No.
PCT/CN2020/122543

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 2018088594 A1 (KOREAN AIR LINES CO., LTD.) 29 March 2018 (2018-03-29) entire document	1-10
A	JP H09101822 A (FUJITSU LIMITED) 15 April 1997 (1997-04-15) entire document	1-10

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.
PCT/CN2020/122543

Patent document cited in search report			Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)			Publication date (day/month/year)
CN	110673619	A	10 January 2020	None			
CN	106444826	A	22 February 2017	None			
CN	106843245	A	13 June 2017	WO	2018099198	A1	07 June 2018
				HK	1237903	A0	20 April 2018
CN	107390708	A	24 November 2017	None			
CN	102426458	A	25 April 2012	CN	102426458	B	05 June 2013
US	2018088594	A1	29 March 2018	KR	20160086468	A	20 July 2016
				WO	2016111594	A1	14 July 2016
				IL	253374	D0	28 September 2017
				US	10082800	B2	25 September 2018
				KR	101684364	B1	21 December 2016
JP	H09101822	A	15 April 1997	None			

国际检索报告

国际申请号
PCT/CN2020/122543

A. 主题的分类

G05D 1/08(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/-

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, EPODOC：无人机, 姿态, 俯仰, 滚转, 偏航, 调节, 调整, 控制, 补偿, 抖动, 干扰, 模型, 辨识, 角速度, 角速率, UAV, Unmanned 2w aerial 2w vehicle, attitude, posture, pitch+, roll+, yaw+, control+, adjust+, regulat+, disturb+, model, recogn+, angular, rate

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 110673619 A (深圳市道通智能航空技术有限公司) 2020年 1月 10日 (2020-01-10) 说明书第[0027]-[0110]段、图1-4	1-10
X	CN 106444826 A (广西师范大学) 2017年 2月 22日 (2017-02-22) 摘要、说明书第[0084]-[0151]段、图1-14	1，3-7，9-10
Y	CN 106444826 A (广西师范大学) 2017年 2月 22日 (2017-02-22) 摘要、说明书第[0084]-[0151]段、图1-14	2，8
Y	CN 106843245 A (北京京东尚科信息技术有限公司 等) 2017年 6月 13日 (2017-06-13) 摘要、说明书第[0041]-[0079]段、图1-6	2，8
A	CN 107390708 A (成都飞机工业集团有限责任公司) 2017年 11月 24日 (2017-11-24) 全文	1-10
A	CN 102426458 A (北京航空航天大学) 2012年 4月 25日 (2012-04-25) 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	国际检索报告邮寄日期
2021年 1月 6日	2021年 1月 20日
ISA/CN的名称和邮寄地址 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 传真号 (86-10)62019451	受权官员 肖薇 电话号码 86-(10)-53962610

国际检索报告

国际申请号
PCT/CN2020/122543

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 2018088594 A1 (KOREAN AIR LINES CO., LTD.) 2018年 3月 29日 (2018-03-29) 全文	1-10
A	JP H09101822 A (富士通株式会社) 1997年 4月 15日 (1997-04-15) 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/CN2020/122543

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	110673619	A	2020年 1月 10日	无			
CN	106444826	A	2017年 2月 22日	无			
CN	106843245	A	2017年 6月 13日	WO	2018099198	A1	2018年 6月 7日
				HK	1237903	A0	2018年 4月 20日
CN	107390708	A	2017年 11月 24日	无			
CN	102426458	A	2012年 4月 25日	CN	102426458	B	2013年 6月 5日
US	2018088594	A1	2018年 3月 29日	KR	20160086468	A	2016年 7月 20日
				WO	2016111594	A1	2016年 7月 14日
				IL	253374	D0	2017年 9月 28日
				US	10082800	B2	2018年 9月 25日
				KR	101684364	B1	2016年 12月 21日
JP	H09101822	A	1997年 4月 15日	无			