

(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
2020 年 9 月 10 日 (10.09.2020)



(10) 国际公布号
WO 2020/177267 A1

(51) 国际专利分类号:
G05D 1/10 (2006.01)

(21) 国际申请号: PCT/CN2019/097730

(22) 国际申请日: 2019 年 7 月 25 日 (25.07.2019)

(25) 申请语言: 中文

(26) 公布语言: 中文

(30) 优先权:
201910172135.9 2019年3月7日 (07.03.2019) CN

(71) 申请人: 中国科学院深圳先进技术研究院 (SHENZHEN INSTITUTES OF ADVANCED TECHNOLOGY, CHINESE ACADEMY OF SCIENCES) [CN/CN]; 中国广东省深圳市南山区深圳大学城学苑大道 1068 号, Guangdong 518000 (CN)。

(72) 发明人: 周翊民 (ZHOU, Yimin); 中国广东省深圳市南山区深圳大学城学苑大道 1068 号, Guangdong 518000 (CN)。 陈金保 (CHEN, Jinbao); 中国广东省深圳市南山区深圳大学城学苑大道 1068 号, Guangdong 518000 (CN)。 韩波 (HAN, Bo); 中国广东省深圳市南山区深圳大学城学苑大道 1068 号, Guangdong 518000 (CN)。

(74) 代理人: 深圳中细软知识产权代理有限公司 (SHENZHEN CIPRUN INTELLECTUAL PROPERTY AGENCY CO., LTD.); 中国广东省深圳市南山区粤海街道粤兴四道 1 号中山大学深圳产学研大楼 11 楼, Guangdong 518000 (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,

(54) **Title:** CONTROL METHOD AND APPARATUS FOR QUADROTOR UNMANNED AERIAL VEHICLE, DEVICE, AND READABLE MEDIUM

(54) 发明名称: 四旋翼无人机的控制方法、装置、设备及可读介质

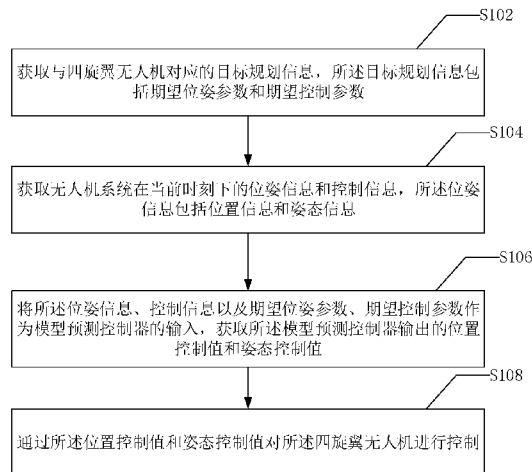


图 1

(57) **Abstract:** A control method and apparatus for a quadrotor unmanned aerial vehicle, a storage medium, and a computer device, which can improve the accuracy of path tracking control of the quadrotor unmanned aerial vehicle. The control method comprises: obtaining target planning information corresponding to the quadrotor unmanned aerial vehicle, the target planning information comprising a desired position and orientation parameter and a desired control parameter (S102); obtaining position and orientation information and control information of an unmanned aerial vehicle system in the current moment, the position and orientation information comprising position information and orientation information (S104); using the position and orientation information, the control information, the desired position and orientation parameter, and the desired control parameter as an input of a model prediction controller to obtain a position control value and an orientation control value output by the model prediction controller (S106); and controlling the quadrotor unmanned aerial vehicle according to the position control value and the orientation control value (S108).



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, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, 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))。

(57) 摘要: 一种四旋翼无人机的控制方法、装置、存储介质及计算机设备, 可提高四旋翼无人机的路径跟踪控制的准确度。该控制方法包括: 获取与四旋翼无人机对应的目标规划信息, 目标规划信息包括期望位姿参数和期望控制参数 (S102); 获取无人机系统在当前时刻下的位姿信息和控制信息, 位姿信息包括位置信息和姿态信息 (S104); 将位姿信息、控制信息以及期望位姿参数、期望控制参数作为模型预测控制器的输入, 获取模型预测控制器输出的位置控制值和姿态控制值 (S106); 通过位置控制值和姿态控制值对四旋翼无人机进行控制 (S108)。

四旋翼无人机的控制方法、装置、设备及可读介质

技术领域

5 本发明涉及无人机技术领域和计算机技术领域，尤其涉及一种四旋翼无人机的控制方法、装置、无人机设备及计算机可读介质。

背景技术

10 随着计算机技术的发展，带动新一轮的人工智能革命，无人机智能化成为趋势。其中，四旋翼无人机是指利用无线遥控设备或机自备的程序控制装置操纵的小型飞行器，或者由机载处理单元完全或间歇地自主操作。目前，因独特的结构和动力学特性，这种小型无人机应用领域极其广泛，尤其在摄影测绘、森林防火、抢险救灾、应急安保、农业防治等方面凸显独特优势。

15 在四旋翼无人机进行具体的摄影测绘、森林防火、抢险救灾、应急安保、农业防治的相关任务时，需要控制无人机按照设计好的路线进行运行；但是，四旋翼无人机有四个输入量，但是却具有六个自由度，是一个欠驱动高阶非线性系统，同时各通道之间具有强烈的耦合关系。针对四旋翼动力学特性，设计良好的控制算法决定了无人机的飞行品质，对无人机飞行控制系统的设计提出了高要求。

20 但是，在目前的无人机飞行路径的控制方案中，因为四旋翼无人机的动力学模型的复杂性、模型参数的不确定性和建模不精确性，导致了无人机飞行路径的控制系统可靠性和准确度存在一定的不足，在实际任务的执行过程中，导致了无人机的飞行路径与原设计的参考路径之间存在较大的误差，达不到预先设计的任务效果。

25 发明内容

基于此，在本发明中，提供了一种四旋翼无人机的控制方法、装置、存储介质及无人机设备，基于模型预测对四旋翼无人机的位置、姿态进行跟踪控制，

提高了四旋翼无人机的路径跟踪控制的准确度。

在本发明的第一方面，提供了一种四旋翼无人机的控制方法，包括：

获取与四旋翼无人机对应的目标规划信息，所述目标规划信息包括期望位姿参数和期望控制参数；

5 获取无人机系统在当前时刻下的位姿信息和控制信息，所述位姿信息包括位置信息和姿态信息；

将所述位姿信息、控制信息以及期望位姿参数、期望控制参数作为模型预测控制器的输入，获取所述模型预测控制器输出的位置控制值和姿态控制值；
通过所述位置控制值和姿态控制值对所述四旋翼无人机进行控制。

10 在本发明的第二方面，提供了一种四旋翼无人机的控制装置，包括：

目标规划信息获取模块，用于获取与四旋翼无人机对应的目标规划信息，所述目标规划信息包括期望位姿参数和期望控制参数；

当前系统参数检测模块，用于获取无人机系统在当前时刻下的位姿信息和控制信息，所述位姿信息包括位置信息和姿态信息；

15 模型预测模块，用于将所述位姿信息、控制信息以及期望位姿参数、期望控制参数作为模型预测控制器的输入，获取所述模型预测控制器输出的位置控制值和姿态控制值；

无人机控制模块，用于通过所述位置控制值和姿态控制值对所述四旋翼无人机进行控制。

20 在本发明的第三方面，还提出了一种无人机设备，包括存储器和处理器，所述存储器存储有计算机程序，所述计算机程序被所述处理器执行时，使得所述处理器执行以下步骤：

获取与四旋翼无人机对应的目标规划信息，所述目标规划信息包括期望位姿参数和期望控制参数；

25 获取无人机系统在当前时刻下的位姿信息和控制信息，所述位姿信息包括位置信息和姿态信息；

将所述位姿信息、控制信息以及期望位姿参数、期望控制参数作为模型预测控制器的输入，获取所述模型预测控制器输出的位置控制值和姿态控制值；
通过所述位置控制值和姿态控制值对所述四旋翼无人机进行控制。

在本发明的第四方面，还提出了一种计算机可读存储介质，存储有计算机程序，所述计算机程序被处理器执行时，使得所述处理器执行以下步骤：

获取与四旋翼无人机对应的目标规划信息，所述目标规划信息包括期望位姿参数和期望控制参数；

5 获取无人机系统在当前时刻下的位姿信息和控制信息，所述位姿信息包括位置信息和姿态信息；

将所述位姿信息、控制信息以及期望位姿参数、期望控制参数作为模型预测控制器的输入，获取所述模型预测控制器输出的位置控制值和姿态控制值；
通过所述位置控制值和姿态控制值对所述四旋翼无人机进行控制。

10 实施本发明实施例，将具有如下有益效果：

采用了上述四旋翼无人机的控制方法、装置、存储介质及计算机设备之后，在四旋翼无人机进行相关任务时，对相应的任务进行路径规划，并确定在该参考系统下对应的目标规划信息；然后在四旋翼无人机飞行的过程中，获取当前系统下的位姿信息和控制信息，然后通过处理目标规划信息中的期望位姿信息
15 和期望控制信息与当前系统下的位姿信息和控制信息之间的误差，并通过模型预测来获取对四旋翼无人机进行控制的位置控制值和姿态控制值，再根据位置控制值和姿态控制值对四旋翼无人机进行控制，以使四旋翼无人机跟随目标规划信息中的目标规划轨迹。也就是说，在本实施例中，通过参考系统与当前系统之间的误差和四旋翼无人机的动力学模型来预测在预测时域内的预测控制
20 值，根据该预测控制值作为四旋翼无人机进行路径跟踪的引导命令的控制参数，实现了无人机路径的跟踪控制。采用了上述四旋翼无人机的控制方法、装置、存储介质及计算机设备之后，避免了因为多变量多约束系统下的不确定性和准确度不足的问题，提高了路径跟踪控制的精准度。

25 附图说明

为了更清楚地说明本发明实施例或现有技术中的技术方案，下面将对实施例或现有技术描述中所需要使用的附图作简单地介绍，显而易见地，下面描述

中的附图仅仅是本发明的一些实施例，对于本领域普通技术人员来讲，在不付出创造性劳动的前提下，还可以根据这些附图获得其他的附图。

其中：

图 1 为一个实施例中一种四旋翼无人机的控制方法的流程示意图；

5 图 2 为一个实施例中模型预测过程的方法流程示意图；

图 3 为一个实施例中四旋翼无人机的模型示意图；

图 4 为一个实施例中四旋翼无人机的控制方法下路径根据控制的示意图；

图 5 为一个实施例中一种四旋翼无人机的控制装置的结构示意图；

10 图 6 为一个实施例中运行上述四旋翼无人机的控制方法的计算机设备的结构示意图。

具体实施方式

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，所描述的实施例仅仅是本发明一部分实施例，而不是
15 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。

在本实施例中，特提出了一种四旋翼无人机的控制方法，该方法的实现可依赖于计算机程序，该计算机程序可运行于基于冯诺依曼体系的计算机系统之上，该计算机程序可以是对四旋翼无人机的路线跟踪进行控制的应用程序。该
20 计算机系统可以是运行上述计算机程序的例如智能手机、平板电脑、个人电脑、服务器等计算机设备。

需要说明的是，在本实施例中，运行上述四旋翼无人机的控制方法的计算机设备为一与无人机设备连接的计算机设备，例如，与无人机设备连接的控制
器（该控制器可以是智能手机、平板电脑、个人电脑或服务器等计算机设备），
25 在另一个实施例中，上述四旋翼无人机的控制方法的执行还可以是基于一无人
机设备，该无人机设备上设置有处理器，通过该处理器来执行上述四旋翼无人
机的控制方法。

如图 1 所示，在一个实施例中，提供了一种四旋翼无人机的控制方法，具

体包括如下步骤 S102-S108:

步骤 S102: 获取与四旋翼无人机对应的目标规划信息, 所述目标规划信息包括期望位姿参数和期望控制参数。

5 在四旋翼无人机进行具体的摄影测绘、森林防火、抢险救灾、应急安保、农业防治的相关任务时, 根据需要会对四旋翼无人机的路线进行规划, 即与四旋翼无人机对应的目标规划信息。

在本实施例中, 与四旋翼无人机对应的目标规划信息包括与四旋翼无人机对应的位姿信息 (位置信息、姿态信息, 也称为状态信息) 以及控制信息, 记为期望位姿参数 X_r 和期望控制参数 U_r 。

10 需要说明的是, 在本实施例中, 将与四旋翼无人机对应的目标规划信息所在的控制系统称之为参考系统, 并且, 在本实施例中, 假定参考系统在目标规划信息对应的目标规划轨迹上跑通, 可确定在一个时刻上对应的期望位姿参数 X_r 和期望控制参数 U_r 。

15 步骤 S104: 获取无人机系统在当前时刻下的位姿信息和控制信息, 所述位姿信息包括位置信息和姿态信息。

在四旋翼无人机的飞行过程中, 可以通过相应的无人机系统 (实际控制系统、当前控制系统) 对无人机的位姿信息进行检测和获取, 并且通过控制每一个时刻的控制信息的输入来控制四旋翼无人机的具体运行轨迹。

20 也就是说, 通过对无人机系统的控制, 可以获取在当前时刻下的位姿信息 X 、以及前一时刻下的控制信息 U 。

步骤 S106: 将所述位姿信息、控制信息以及期望位姿参数、期望控制参数作为模型预测控制器的输入, 获取所述模型预测控制器输出的位置控制值和姿态控制值。

25 在本实施例中, 对于四旋翼无人机的路径跟踪控制是通过模型预测控制器进行的, 是通过处理参考系统和无人机系统之间的偏差, 利用模型预测控制器来跟踪前述目标规划信息对应的目标规划轨迹, 也即通过模型预测控制器获取在预测控制时域内的控制预测值 (即位置控制值和姿态控制值)。

在一个具体的实施例中, 如图 2 所示, 上述步骤 S106 还包括如下步骤 S1062-S1068:

步骤 S1062: 建立与所述四旋翼无人机对应的动力学模型, 基于所述动力学模型构建位置误差预测模型。

步骤 S1064: 以所述位姿信息、控制信息以及期望位姿参数、期望控制参数为输入, 通过所述位置误差预测模型计算最优化的位置控制值。

5 在本步骤中, 需要根据四旋翼无人机的动力学特征, 建立与之对应的动力学模型。

具体的, 如图 3 所示, 给出了四旋翼无人机的模型示意图, 包括电机 1、电机 2、电机 3、电机 4, ω_1 、 ω_2 , ω_3 , ω_4 为电机 1、电机 2、电机 3、电机 4 对应的旋翼转速。

10 定义大地坐标系 $E(X_e, Y_e, Z_e)$ 和无人机的机体坐标系 $B(X_b, Y_b, Z_b)$, 四旋翼无人机的位置通过大地坐标系描述, 四旋翼姿态通过机体坐标系表示, 经过坐标系转换, 可以得到机体坐标系到大地坐标系的变换矩阵 R_B^E :

$$R_B^E = \begin{bmatrix} \cos\varphi \cos\gamma, \cos\varphi \sin\theta \sin\gamma - \sin\varphi \cos\theta, \cos\varphi \sin\gamma \cos\theta + \sin\varphi \sin\theta \\ \sin\varphi \cos\gamma, \sin\varphi \sin\theta \sin\gamma + \cos\varphi \cos\theta, \sin\varphi \sin\gamma \cos\theta - \cos\varphi \sin\theta \\ -\sin\gamma, \cos\gamma \sin\theta, \cos\theta \cos\gamma \end{bmatrix}。$$

四旋翼的空气动力学效应是旋翼自转产生与其转速的平方成正比且垂直旋翼向上的拉力, 大小与转速的平方成正比。设 F_i 为第 i ($i=1,2,3,4$) 旋翼提供的升力, ω_i 为第 i 个旋翼转速, b 为旋翼升力系数, d 为旋翼阻力系数。旋翼在飞行过程中受力为 F_i :

$$F_i = b * \omega_i^2。$$

四旋翼无人机在导航系下的质心平动的数学模型为:

$$20 \quad \begin{cases} \ddot{x} = \frac{1}{m} (\cos\varphi \sin\gamma \cos\theta + \sin\varphi \sin\theta) * b (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ \ddot{y} = \frac{1}{m} (\sin\varphi \sin\gamma \cos\theta - \cos\varphi \sin\theta) * b (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ \ddot{z} = \frac{1}{m} (\cos\gamma \cos\theta) * b (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) - g \end{cases}$$

设机体惯性矩阵为 $\mathbf{J}$, $\omega = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)^T$ 表示四旋翼绕轴转动的角速度, $\mathbf{M}$ 为作用在机体上的合力矩, 根据欧拉方程可得:

$$\mathbf{J}\dot{\omega} + \omega \times \mathbf{J}\omega = \mathbf{M}。$$

四旋翼无人机的四个旋翼升力提供的力矩设为:

$$5 \quad \mathbf{M}_f = (M_{Fx}, M_{Fy}, M_{Fz}),$$

陀螺效应产生的力矩设为 $\mathbf{M}_g = (M_{gx}, M_{gy}, M_{gz})$, l 为四旋翼机体的半轴长, 无人机在机体系下绕三个轴转动产生的动力矩为:

$$\begin{cases} M_{Fx} = l(F_2 - F_4) = bl(\omega_1^2 - \omega_3^2) \\ M_{Fy} = l(F_3 - F_1) = bl(\omega_2^2 - \omega_4^2) \\ M_{Fz} = d(\omega_1^2 + \omega_3^2 - \omega_2^2 - \omega_4^2) \end{cases}。$$

分析四旋翼的陀螺效应, 设每个旋翼的转动惯量均为 J_r , 则机体受到的力

10 矩为:

$$\begin{cases} M_{Fx} = -(J_y - J_z)\dot{\omega}_x\dot{\omega}_y + bl(\omega_1^2 - \omega_3^2) \\ M_{Fy} = -(J_z - J_x)\dot{\omega}_y\dot{\omega}_z + bl(\omega_2^2 - \omega_4^2) \\ M_{Fz} = -(J_x - J_y)\dot{\omega}_x\dot{\omega}_z + d(\omega_1^2 + \omega_3^2 - \omega_2^2 - \omega_4^2) \end{cases}。$$

根据机体坐标系相对于大地坐标系的角运动来对四旋翼姿态进行分析, 用欧拉角来描述机体坐标系相对于大地坐标系的转动关系, 欧拉角 $\Omega = [\theta, \gamma, \varphi]^T$ 与四旋翼无人机的角速度 $\omega = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)^T$ 关系可以由机体坐标系到大地坐标系

15 的旋转顺序得到:

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin\gamma \\ 0 & \cos\theta & \sin\theta\cos\gamma \\ 0 & -\sin\theta & \cos\theta\cos\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\gamma} \\ \dot{\varphi} \end{bmatrix},$$

在四旋翼无人机空中悬停或者匀速飞行时, 可以认为机体的欧拉角变化很小, 几乎接近零度, $\Omega = [0^\circ, 0^\circ, 0^\circ]^T$ 。

由以上公式可以推导出四旋翼无人机的动力学模型:

$$\begin{cases} F_x = (\cos\varphi \sin\gamma \cos\theta + \sin\varphi \sin\theta) * b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ F_y = (\sin\varphi \sin\gamma \cos\theta + \cos\varphi \sin\theta) * b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ F_z = (\cos\gamma \cos\theta) * b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) - mg \\ M_x = -(J_y - J_z) \ddot{\gamma} \dot{\phi} + bl(\omega_1^2 - \omega_3^2) \\ M_y = -(J_z - J_x) \ddot{\theta} \dot{\phi} + bl(\omega_2^2 - \omega_4^2) \\ M_z = -(J_x - J_y) \ddot{\theta} \dot{\gamma} + d(\omega_1^2 + \omega_3^2 - \omega_2^2 - \omega_4^2) \end{cases} \quad \circ$$

将四旋翼无人机按 6 个方向的自由度进行解耦, 把四旋翼无人机的飞行状态分为四个独立的通道: 上下、左右、前后、偏航, 定义变量: 其中,

$$\begin{cases} U_1 = b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ U_2 = b(\omega_1^2 - \omega_3^2) \\ U_3 = b(\omega_2^2 - \omega_4^2) \\ U_4 = b(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{cases},$$

其中, U_1 为上下通道的控制量; U_2 为前后通道的控制量; U_3 为左右通道的控制量; U_4 为偏航角控制量。

从而进一步的得四旋翼无人机非线性动力学模型:

$$\begin{cases} \ddot{x} = (\cos\varphi \sin\gamma \cos\theta + \sin\varphi \sin\theta) \cdot \frac{U_1}{m} \\ \ddot{y} = (\sin\varphi \sin\gamma \cos\theta + \cos\varphi \sin\theta) \cdot \frac{U_1}{m} \\ \ddot{z} = (\cos\gamma \cos\theta) \cdot \frac{U_1}{m} - g \\ \ddot{\theta} = \frac{-(J_y - J_z) \dot{\gamma} \dot{\phi}}{J_x} + \frac{lU_2}{J_x} \\ \ddot{\gamma} = \frac{-(J_z - J_x) \dot{\theta} \dot{\phi}}{J_y} + \frac{lU_3}{J_y} \\ \ddot{\phi} = \frac{-(J_x - J_y) \dot{\theta} \dot{\gamma}}{J_z} + \frac{lU_4}{J_z} \end{cases} \quad \circ$$

进一步的, 在四旋翼无人机系统的动力学模型建立之后, 还需要基于该动力学模型建立对应的可以进行模型预测控制的模型。

进一步的, 还基于上述模型预测控制器的设计原理、结合四旋翼无人机对

应的动力学模型，建立对应的模型预测控制器（在本实施例中即为位置误差预测模型）。

基于线性的状态空间模型预测控制方法，把与四旋翼无人机对应的动力学模型写成状态空间形式：

$$\dot{X} = f(X(t), U(t)),$$

式中： $X = [x(t) \ u_0(t) \ y(t) \ v_0(t) \ z(t) \ w_0(t)]^T$ 表示状态空间矢量，

$\dot{X} = [\dot{x}(t) \ \dot{u}_0(t) \ \dot{y}(t) \ \dot{v}_0(t) \ \dot{z}(t) \ \dot{w}_0(t)]^T$ 表示 X 的微分。

令 $\dot{x}(t) = u_0(t)$, $\dot{y}(t) = v_0(t)$, $\dot{z}(t) = w_0(t)$ ，可得：

$$\dot{X} = f(X(t), U(t)) = \begin{bmatrix} u_0 \\ u_x(t) \frac{U_1(t)}{m} \\ v_0 \\ u_y(t) \frac{U_1(t)}{m} \\ w_0 \\ -g + (\cos\theta(t)\cos\gamma(t)) \frac{U_1(t)}{m} \end{bmatrix},$$

$$10 \quad \text{其中, } \begin{aligned} u_x(t) &\equiv \cos\varphi(t)\sin\gamma(t)\cos\varphi(t) + \sin\varphi(t)\sin\theta(t) \\ u_y(t) &\equiv \sin\varphi(t)\sin\gamma(t)\cos\theta(t) - \cos\varphi(t)\sin\theta(t) \end{aligned}^{\circ}$$

定义一个和四旋翼无人机数学模型一样的虚拟参考状态空间：

$$\dot{X}_r = f(X_r(t), U_r(t)),$$

式中， $X_r(t) = [x_r(t) \ u_{0r}(t) \ y_r(t) \ v_{0r}(t) \ z_r(t) \ w_{0r}(t)]^T$ 是参考系统下的位姿信息（期望位姿信息），期望控制参数为 $U_r(t) = [u_{xr} \ u_{yr} \ U_{1r}]^T$ 。

15 参考系统对应的参考状态空间模型理想状况，没有外部干扰，且四旋翼无人机高度稳定，通过与所述四旋翼无人机对应的动力学模型可得：

$$U_{1r} = m \cdot \left(\ddot{z}_r + g \right), \quad u_{xr} = \frac{\ddot{x}_r \cdot m}{U_{1r}}, \quad u_{yr} = \frac{\ddot{y}_r \cdot m}{U_{1r}},$$

从而可得位置误差预测模型:

$$\dot{\tilde{X}} = A(t) \cdot \tilde{X}(t) + B(t) \cdot \tilde{U}(t),$$

式中, $\tilde{X}(t) = X(t) - X_r(t)$, $\tilde{U} = U(t) - U_r(t)$ 表示期望控制参数和控制信息之间的误差, $A(t), B(t)$ 分别是 $X(t), U(t)$ 相关的雅克比矩阵。通过雅克比矩阵, 将非线性系

5 统近似转化为一个连续的线性系统, 使其适用于模型预测控制器设计, 进行离散化处理可得:

$$X(k+1) = A(k) \cdot X(k) + B(k) \cdot U(k)。$$

将上述离散化之后的系统分成两个子系统, 高度误差预测模型和水平误差预测模型。水平误差预测模型表示为如下形式

$$10 \quad X_z(k+1) = A_z(k) \cdot X_z(k) + B_z(k) \cdot U_z(k)$$

$$\text{式中: } A_z = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ \Delta t & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad B_z = \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{\Delta t}{m} \cos \theta(k) \cos \gamma(k) \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \Delta t \text{ 为采样时间。}$$

四旋翼无人机水平误差预测模型表示为:

$$X_{xy}(k+1) = A_{xy}(k) \cdot X_{xy}(k) + B_{xy}(k) \cdot U_{xy}(k),$$

$$\text{式中, } A_{xy} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \Delta t & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & \Delta t & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \Delta t & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad B_{xy} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ \frac{\Delta t}{m} U_1(k) & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & \frac{\Delta t}{m} U_1(k) \\ 0 & 0 \end{bmatrix}。$$

15 以上得到模型预测控制的位置误差预测模型, 下面把路径跟踪问题转化为在输入约束的情况下二次规划问题, 针对高度位置的控制, 控制输入量 U_1 通过下面的二次规划问题求得:

$$\min J_z = \begin{bmatrix} \hat{X}_z - \hat{X}_{rz} \end{bmatrix}^T Q_z \begin{bmatrix} \hat{X}_z - \hat{X}_{rz} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \hat{U}_z - \hat{U}_{Rz} \end{bmatrix}^T R_z \begin{bmatrix} \hat{U}_z - \hat{U}_{Rz} \end{bmatrix},$$

$$s.t. \begin{cases} \hat{X}_z - P_z(k|k)X_z(k|k) - H_z(k|k)\hat{u}_z = 0 \\ \hat{u}_z(i) < u_{z\max} (i=1,2,\dots,N_u) \end{cases}$$

Q_z, R_z 是定义的对角加权矩阵, 通过采用线性的时变模型, 可以求得模型的高度控制预测输出值 $\hat{X}_z(k+j|k)$:

$$\hat{X}_z = P_z(k|k) \cdot x_z(k|k) + H_z(k|k) \cdot \hat{u}_z$$

5 其中, $U_z(k|k) = U_1(k) - U_{1r}(k)$ 和 $X_z(k)$ 是高度控制误差。位置高度控制输入可求得

$$U_1(k) = \hat{u}_z(k|k) + U_{1r}(k)。$$

水平方向的位置控制输入, 同理可得 $U_{xy}(k) = \hat{u}_{xy}(k|k) + U_{xy}(k)。$

步骤 S1066: 基于线性时变控制规律和所述与所述四旋翼无人机对应的动力学模型, 构建基于所述四旋翼无人机的线性时变模型;

10 步骤 S1068: 以所述位置控制值为输入, 输出所述姿态控制值。

基于线性时变控制律的姿态控制方法, 四旋翼无人机状态空间实现, 设姿态信息为 $X = \left(\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \dot{\theta}, \dot{\gamma}, \dot{\varphi}, g, \theta, \gamma, \varphi \right)^T$, 其中各项分别表示 x 方向速率 $\dot{x}$, y 方向速率 $\dot{y}$, z 方向速率 $\dot{z}$, 滚转角速率 $\dot{\theta}$, 俯仰角速率 $\dot{\gamma}$, 偏航角速率 $\dot{\varphi}$, 重力加速度 g , 滚转角 θ , 俯仰角 γ 和偏航角 φ ; 四旋翼飞行器系统的一个输入为

15 $U = (U_1, U_2, U_3, U_4)^T$; 系统输出为 $Y = \left(\dot{z}, \dot{\theta}, \gamma, \varphi \right)^T$, 即垂直速率 $\dot{z}$ 、滚转率 $\dot{\theta}$ 、俯仰角 γ 和偏航角 φ 。

由与所述四旋翼无人机对应的动力学模型, 表示成状态方程形式:

$$\begin{aligned}
X_1 = \dot{x} \quad \dot{X}_1 &= \frac{\cos\theta \cos\varphi \sin\gamma + \sin\theta \sin\varphi}{m} \cdot U_1 \\
X_2 = \dot{y} \quad \dot{X}_2 &= \frac{\cos\theta \sin\varphi \sin\gamma - \cos\varphi \sin\theta}{m} \cdot U_1 \\
X_3 = \dot{z} \quad \dot{X}_3 &= -X_7 + \frac{\cos\theta \cos\gamma}{m} \cdot U_1 \\
X_4 = \dot{\theta} \quad \dot{X}_4 &= \frac{l}{J_x} \cdot U_2 \\
X_5 = \dot{\gamma} \quad \dot{X}_5 &= \frac{l}{J_y} \cdot U_3 \\
X_6 = \dot{\varphi} \quad \dot{X}_6 &= \frac{l}{J_z} \cdot U_4 \\
X_7 = g \quad \dot{X}_7 &= 0 \\
X_8 = \theta \quad \dot{X}_8 &= \dot{\theta} = X_4 \\
X_9 = \gamma \quad \dot{X}_9 &= \dot{\gamma} = X_5 \\
X_{10} = \varphi \quad \dot{X}_{10} &= \dot{\varphi} = X_6
\end{aligned}$$

即为线性时变模型 (LPV):

$$\begin{cases} \dot{X}(t) = A \cdot X(t) + B \cdot U \\ Y(t) = C \cdot X(t) + DU \end{cases}$$

其中,

$$\begin{aligned}
X(t) &= \left(\dot{x}(t), \dot{y}(t), \dot{z}(t), \dot{\theta}(t), \dot{\gamma}(t), \dot{\varphi}(t), g, \theta(t), \gamma(t), \varphi(t) \right)^T, \\
Y(t) &= \left(\dot{z}(t), \dot{\theta}(t), \dot{\gamma}(t), \dot{\varphi}(t) \right)^T, \\
U &= (U_1, U_2, U_3, U_4)
\end{aligned}$$

。

步骤 S108: 通过所述位置控制值和姿态控制值对所述四旋翼无人机进行控制。

前述步骤 S106 确定了无人机控制系统对应的位置控制值和姿态控制值, 根据该预测计算得到的位置控制值和姿态控制值可以对四旋翼无人机进行控制, 将位置控制值和姿态控制值作为四旋翼无人机进行路径跟踪所需要的引导命令中的相关控制参数, 以使该四旋翼无人机可以跟踪前述目标规划信息中的目标规划轨迹进行飞行。

如图 4 所示, 给出了上述四旋翼无人机的控制方法下路径根据控制的示意

图。

采用了上述四旋翼无人机的控制方法之后，在四旋翼无人机进行相关任务时，对相应的任务进行路径规划，并确定在该参考系统下对应的目标规划信息；然后在四旋翼无人机飞行的过程中，获取当前系统下的位姿信息和控制信息，
5 然后通过处理目标规划信息中的期望位姿信息和期望控制信息与当前系统下的位姿信息和控制信息之间的误差，并通过模型预测来获取对四旋翼无人机进行控制的位置控制值和姿态控制值，再根据位置控制值和姿态控制值对四旋翼无人机进行控制，以使四旋翼无人机跟随目标规划信息中的目标规划轨迹。也就是说，在本实施例中，通过参考系统与当前系统之间的误差和四旋翼无人机的
10 的动力学模型来预测在预测时域内的预测控制值，根据该预测控制值作为四旋翼无人机进行路径跟踪的引导命令的控制参数，实现了无人机路径的跟踪控制。采用了上述四旋翼无人机的控制方法、装置、存储介质及计算机设备之后，避免了因为多变量多约束系统下的不确定性和准确度不足的问题，提高了路径跟踪控制的精准度。

15 如图 5 所示，本发明实施例还提供一种四旋翼无人机的控制装置。具体的，如图 5 所示，所述四旋翼无人机的控制装置包括：

目标规划信息获取模块 102，用于获取与四旋翼无人机对应的目标规划信息，所述目标规划信息包括期望位姿参数和期望控制参数；

20 当前系统参数检测模块 104，用于获取无人机系统在当前时刻下的位姿信息和控制信息，所述位姿信息包括位置信息和姿态信息；

模型预测模块 106，用于将所述位姿信息、控制信息以及期望位姿参数、期望控制参数作为模型预测控制器的输入，获取所述模型预测控制器输出的位置控制值和姿态控制值；

25 无人机控制模块 108，用于通过所述位置控制值和姿态控制值对所述四旋翼无人机进行控制。

上述四旋翼无人机的控制装置中，在四旋翼无人机进行相关任务时，对相应的任务进行路径规划，并确定在该参考系统下对应的目标规划信息；然后在四旋翼无人机飞行的过程中，获取当前系统下的位姿信息和控制信息，然后通过处理目标规划信息中的期望位姿信息和期望控制信息与当前系统下的位姿

信息和控制信息之间的误差,并通过模型预测来获取对四旋翼无人机进行控制的位置控制值和姿态控制值,再根据位置控制值和姿态控制值对四旋翼无人机进行控制,以使四旋翼无人机跟随目标规划信息中的目标规划轨迹。也就是说,在本实施例中,通过参考系统与当前系统之间的误差和四旋翼无人机的动力学模型来预测在预测时域内的预测控制值,根据该预测控制值作为四旋翼无人机进行路径跟踪的引导命令的控制参数,实现了无人机路径的跟踪控制。采用了上述四旋翼无人机的控制方法、装置、存储介质及计算机设备之后,避免了因为多变量多约束系统下的不确定性和准确度不足的问题,提高了路径跟踪控制的精度。

在其中一个实施例中,前述模型预测模块 106 还用于建立与所述四旋翼无人机对应的动力学模型,基于所述动力学模型构建位置误差预测模型;以所述位姿信息、控制信息以及期望位姿参数、期望控制参数为输入,通过所述位置误差预测模型计算最优化的位置控制值。

在其中一个实施例中,前述模型预测模块 106 还用于构建与所述目标规划信息对应的满足输入约束的模型预测控制器,通过最优化求解方法获取的输出的位置控制值。

在其中一个实施例中,所述位置误差预测模型包括高度误差预测模型和水平误差预测模型;前述模型预测模块 106 还用于将所述位姿信息、控制信息以及期望位姿参数、期望控制参数输入所述高度误差预测模型,获取高度控制值;将所述位姿信息、控制信息以及期望位姿参数、期望控制参数输入所述水平误差预测模型,获取 X 轴控制值和 Y 轴控制值;将所述高度控制值、X 轴控制值和 Y 轴控制值作为所述位置控制值。

在其中一个实施例中,前述模型预测模块 106 还用于基于线性时变控制规律和所述与所述四旋翼无人机对应的动力学模型,构建基于所述四旋翼无人机的线性时变模型;以所述位置控制值为输入,输出所述姿态控制值。

在其中一个实施例中,前述模型预测模块 106 还用于将所述姿态控制值作为自变量、所述位置控制值作为因变量,基于所述与所述四旋翼无人机对应的动力学模型建立与所述四旋翼无人机对应的线性时变模型;将所述位置控制值输入所述线性时变模型,获取所述姿态控制值。

图 6 示出了一个实施例中计算机设备的内部结构图。该计算机设备具体可以是服务器。如图 6 所示，该计算机设备包括通过系统总线连接的处理器、存储器和网络接口。其中，存储器包括非易失性存储介质和内存存储器。该计算机设备的非易失性存储介质存储有操作系统，还可存储有计算机程序，该计算机程序被处理器执行时，可使得处理器实现四旋翼无人机的控制方法。该内存存储器中也可储存有计算机程序，该计算机程序被处理器执行时，可使得处理器执行四旋翼无人机的控制方法。网络接口用于与外部进行通信。本领域技术人员可以理解，图 6 中示出的结构，仅仅是与本申请方案相关的部分结构的框图，并不构成对本申请方案所应用于其上的计算机设备的限定，具体的计算机设备可以包括比图中所示更多或更少的部件，或者组合某些部件，或者具有不同的部件布置。

在一个实施例中，本申请提供的四旋翼无人机的控制方法可以实现为一种计算机程序的形式，计算机程序可在如图 6 所示的计算机设备上运行。计算机设备的存储器中可存储组成四旋翼无人机的控制装置的各个程序模板。

一种计算机设备，包括存储器和处理器，所述存储器存储有计算机程序，所述计算机程序被所述处理器执行时，使得所述处理器执行如下步骤：

获取与四旋翼无人机对应的目标规划信息，所述目标规划信息包括期望位姿参数和期望控制参数；

获取无人机系统在当前时刻下的位姿信息和控制信息，所述位姿信息包括位置信息和姿态信息；

将所述位姿信息、控制信息以及期望位姿参数、期望控制参数作为模型预测控制器的输入，获取所述模型预测控制器输出的位置控制值和姿态控制值；通过所述位置控制值和姿态控制值对所述四旋翼无人机进行控制。

上述计算机设备中，在四旋翼无人机进行相关任务时，对相应的任务进行路径规划，并确定在该参考系统下对应的目标规划信息；然后在四旋翼无人机飞行的过程中，获取当前系统下的位姿信息和控制信息，然后通过处理目标规划信息中的期望位姿信息和期望控制信息与当前系统下的位姿信息和控制信息之间的误差，并通过模型预测来获取对四旋翼无人机进行控制的位置控制值和姿态控制值，再根据位置控制值和姿态控制值对四旋翼无人机进行控制，以

使四旋翼无人机跟随目标规划信息中的目标规划轨迹。也就是说，在本实施例中，通过参考系统与当前系统之间的误差和四旋翼无人机的动力学模型来预测在预测时域内的预测控制值，根据该预测控制值作为四旋翼无人机进行路径跟踪的引导命令的控制参数，实现了无人机路径的跟踪控制。采用了上述四旋翼无人机的控制方法、装置、存储介质及计算机设备之后，避免了因为多变量多约束系统下的不确定性和准确度不足的问题，提高了路径跟踪控制的精准度。

一种计算机可读存储介质，存储有计算机程序，所述计算机程序被处理器执行时，使得所述处理器执行如下步骤：

获取与四旋翼无人机对应的目标规划信息，所述目标规划信息包括期望位姿参数和期望控制参数；

获取无人机系统在当前时刻下的位姿信息和控制信息，所述位姿信息包括位置信息和姿态信息；

将所述位姿信息、控制信息以及期望位姿参数、期望控制参数作为模型预测控制器的输入，获取所述模型预测控制器输出的位置控制值和姿态控制值；

通过所述位置控制值和姿态控制值对所述四旋翼无人机进行控制。

上述计算机可读存储介质中，在四旋翼无人机进行相关任务时，对相应的任务进行路径规划，并确定在该参考系统下对应的目标规划信息；然后在四旋翼无人机飞行的过程中，获取当前系统下的位姿信息和控制信息，然后通过处理目标规划信息中的期望位姿信息和期望控制信息与当前系统下的位姿信息和控制信息之间的误差，并通过模型预测来获取对四旋翼无人机进行控制的位置控制值和姿态控制值，再根据位置控制值和姿态控制值对四旋翼无人机进行控制，以使四旋翼无人机跟随目标规划信息中的目标规划轨迹。也就是说，在本实施例中，通过参考系统与当前系统之间的误差和四旋翼无人机的动力学模型来预测在预测时域内的预测控制值，根据该预测控制值作为四旋翼无人机进行路径跟踪的引导命令的控制参数，实现了无人机路径的跟踪控制。采用了上述四旋翼无人机的控制方法、装置、存储介质及计算机设备之后，避免了因为多变量多约束系统下的不确定性和准确度不足的问题，提高了路径跟踪控制的精准度。

需要说明的是，上述四旋翼无人机的控制方法、四旋翼无人机的控制装置、

计算机设备和计算机可读存储介质属于同一个发明构思，四旋翼无人机的控制方法、四旋翼无人机的控制装置、计算机设备和计算机可读存储介质中涉及的内容可相互适用。

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非易失性计算机可读存储介质中，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，本申请所提供的各实施例中所使用的对存储器、存储、数据库或其它介质的任何引用，均可包括非易失性和/或易失性存储器。非易失性存储器可包括只读存储器(ROM)、可编程 ROM(PROM)、电可编程 ROM(EPROM)、电可擦除可编程 ROM(EEPROM)或闪存。易失性存储器可包括随机存取存储器(RAM)或者外部高速缓冲存储器。作为说明而非局限，RAM 以多种形式可得，诸如静态 RAM(SRAM)、动态 RAM(DRAM)、同步 DRAM(SDRAM)、双数据率 SDRAM(DDRSDRAM)、增强型 SDRAM(ESDRAM)、同步链路(Synchlink) DRAM(SLDRAM)、存储器总线(Rambus)直接 RAM(RDRAM)、直接存储器总线动态 RAM(DRDRAM)、以及存储器总线动态 RAM(RDRAM)等。

以上实施例的各技术特征可以进行任意的组合，为使描述简洁，未对上述实施例中的各个技术特征所有可能的组合都进行描述，然而，只要这些技术特征的组合不存在矛盾，都应当认为是本说明书记载的范围。

以上所述实施例仅表达了本申请的几种实施方式，其描述较为具体和详细，但并不能因此而理解为对本申请专利范围的限制。应当指出的是，对于本领域的普通技术人员来说，在不脱离本申请构思的前提下，还可以做出若干变形和改进，这些都属于本申请的保护范围。因此，本申请专利的保护范围应以所附权利要求为准。

权利要求

1、一种四旋翼无人机的控制方法，其特征在于，包括：

获取与四旋翼无人机对应的目标规划信息，所述目标规划信息包括期望位姿参数和期望控制参数；

5 获取无人机系统在当前时刻下的位姿信息和控制信息，所述位姿信息包括位置信息和姿态信息；

将所述位姿信息、控制信息以及期望位姿参数、期望控制参数作为模型预测控制器的输入，获取所述模型预测控制器输出的位置控制值和姿态控制值；

通过所述位置控制值和姿态控制值对所述四旋翼无人机进行控制。

10 2、根据权利要求 1 所述的四旋翼无人机的控制方法，其特征在于，所述将所述位姿信息、控制信息以及期望位姿参数、期望控制参数作为模型预测控制器的输入，获取所述模型预测控制器输出的位置控制值和姿态控制值的步骤，还包括：

15 建立与所述四旋翼无人机对应的动力学模型，基于所述动力学模型构建位置误差预测模型；

以所述位姿信息、控制信息以及期望位姿参数、期望控制参数为输入，通过所述位置误差预测模型计算最优化的位置控制值。

20 3、根据权利要求 2 所述的四旋翼无人机的控制方法，其特征在于，所述以所述位姿信息、控制信息以及期望位姿参数、期望控制参数为输入，通过所述误差预设模型计算最优化的位置控制值和姿态控制值的步骤，还包括：

构建与所述目标规划信息对应的满足输入约束的模型预测控制器，通过最优化求解方法获取的输出的位置控制值。

4、根据权利要求 2 所述的四旋翼无人机的控制方法，其特征在于，所述位置误差预测模型包括高度误差预测模型和水平误差预测模型；

25 所述以所述位姿信息、控制信息以及期望位姿参数、期望控制参数为输入，通过所述位置误差预测模型计算最优化的位置控制值的步骤，还包括：

将所述位姿信息、控制信息以及期望位姿参数、期望控制参数输入所述高度误差预测模型，获取高度控制值；

将所述位姿信息、控制信息以及期望位姿参数、期望控制参数输入所述水平误差预测模型，获取 X 轴控制值和 Y 轴控制值；

将所述高度控制值、X 轴控制值和 Y 轴控制值作为所述位置控制值。

5 5、根据权利要求 2 所述的四旋翼无人机的控制方法，其特征在于，所述以所述位姿信息、控制信息以及期望位姿参数、期望控制参数为输入，通过所述误差预设模型计算最优化的位置控制值的步骤之后，还包括：

基于线性时变控制规律和所述与所述四旋翼无人机对应的动力学模型，构建基于所述四旋翼无人机的线性时变模型；

以所述位置控制值为输入，输出所述姿态控制值。

10 6、根据权利要求 5 所述的四旋翼无人机的控制方法，其特征在于，所述基于线性时变控制规律和所述与所述四旋翼无人机对应的动力学模型，构建基于所述四旋翼无人机的线性时变模型的步骤，还包括：

15 将所述姿态控制值作为自变量、所述位置控制值作为因变量，基于所述与所述四旋翼无人机对应的动力学模型建立与所述四旋翼无人机对应的线性时变模型；

所述以所述位置控制值为输入，输出所述姿态控制值的步骤，还包括：

将所述位置控制值输入所述线性时变模型，获取所述姿态控制值。

7、一种四旋翼无人机的控制装置，其特征在于，包括：

20 目标规划信息获取模块，用于获取与四旋翼无人机对应的目标规划信息，所述目标规划信息包括期望位姿参数和期望控制参数；

当前系统参数检测模块，用于获取无人机系统在当前时刻下的位姿信息和控制信息，所述位姿信息包括位置信息和姿态信息；

25 模型预测模块，用于将所述位姿信息、控制信息以及期望位姿参数、期望控制参数作为模型预测控制器的输入，获取所述模型预测控制器输出的位置控制值和姿态控制值；

无人机控制模块，用于通过所述位置控制值和姿态控制值对所述四旋翼无人机进行控制。

8、根据权利要求 7 所示的四旋翼无人机的控制装置，其特征在于，所述模型预测模块还用于：

建立与所述四旋翼无人机对应的动力学模型,基于所述动力学模型构建位置误差预测模型;

以所述位姿信息、控制信息以及期望位姿参数、期望控制参数为输入,通过所述位置误差预测模型计算最优化的位置控制值;

5 基于线性时变控制规律和所述与四旋翼无人机对应的动力学模型,构建基于所述四旋翼无人机的线性时变模型;

以所述位置控制值为输入,输出所述姿态控制值。

9、一种无人机设备,包括存储器和处理器,所述存储器存储有计算机程序,所述计算机程序被所述处理器执行时,使得所述处理器执行如权利要求 1
10 至 6 中任一项所述方法的步骤。

10、一种计算机可读存储介质,存储有计算机程序,所述计算机程序被处理器执行时,使得所述处理器执行如权利要求 1 至 6 中任一项所述方法的步骤。

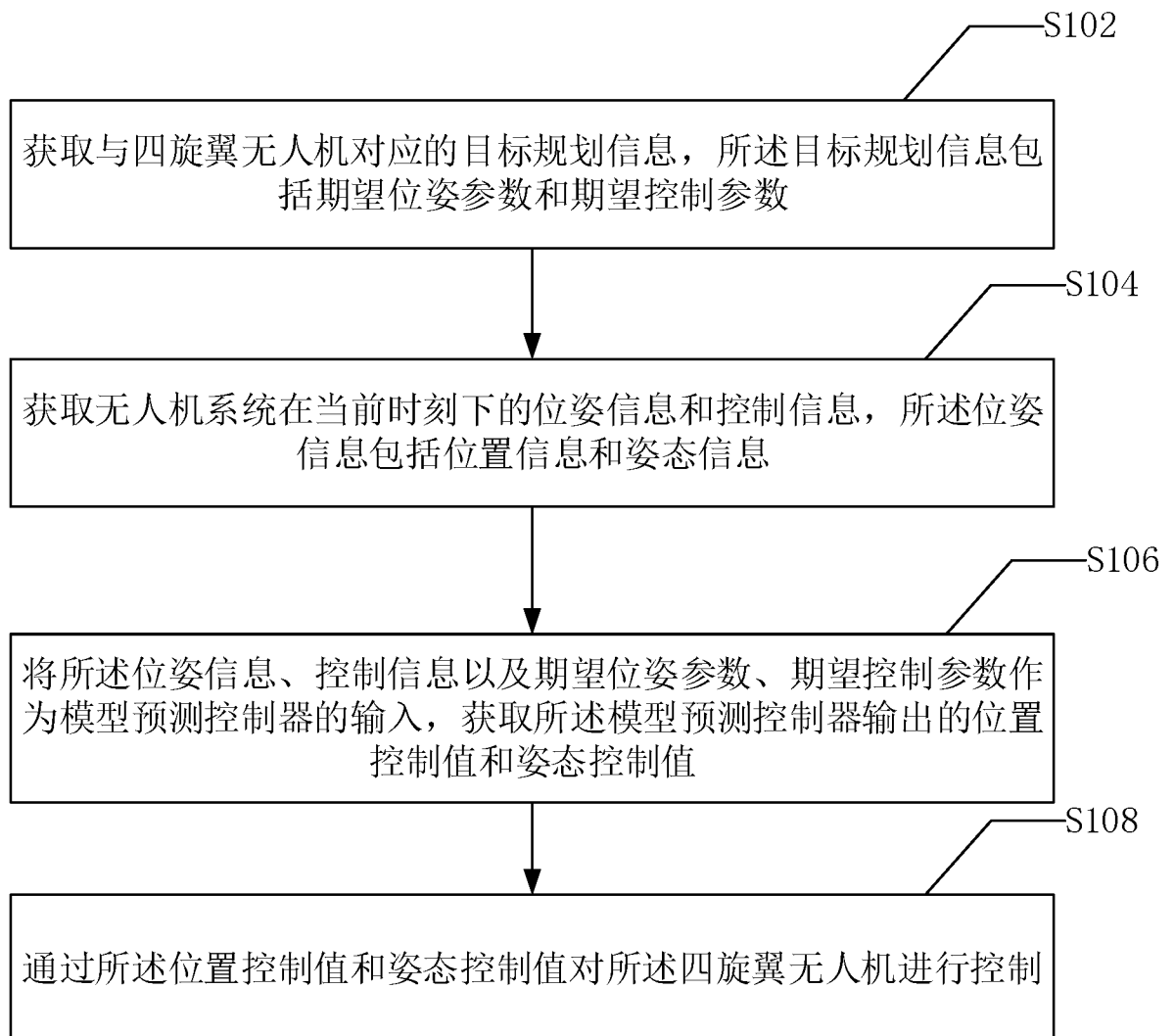


图 1

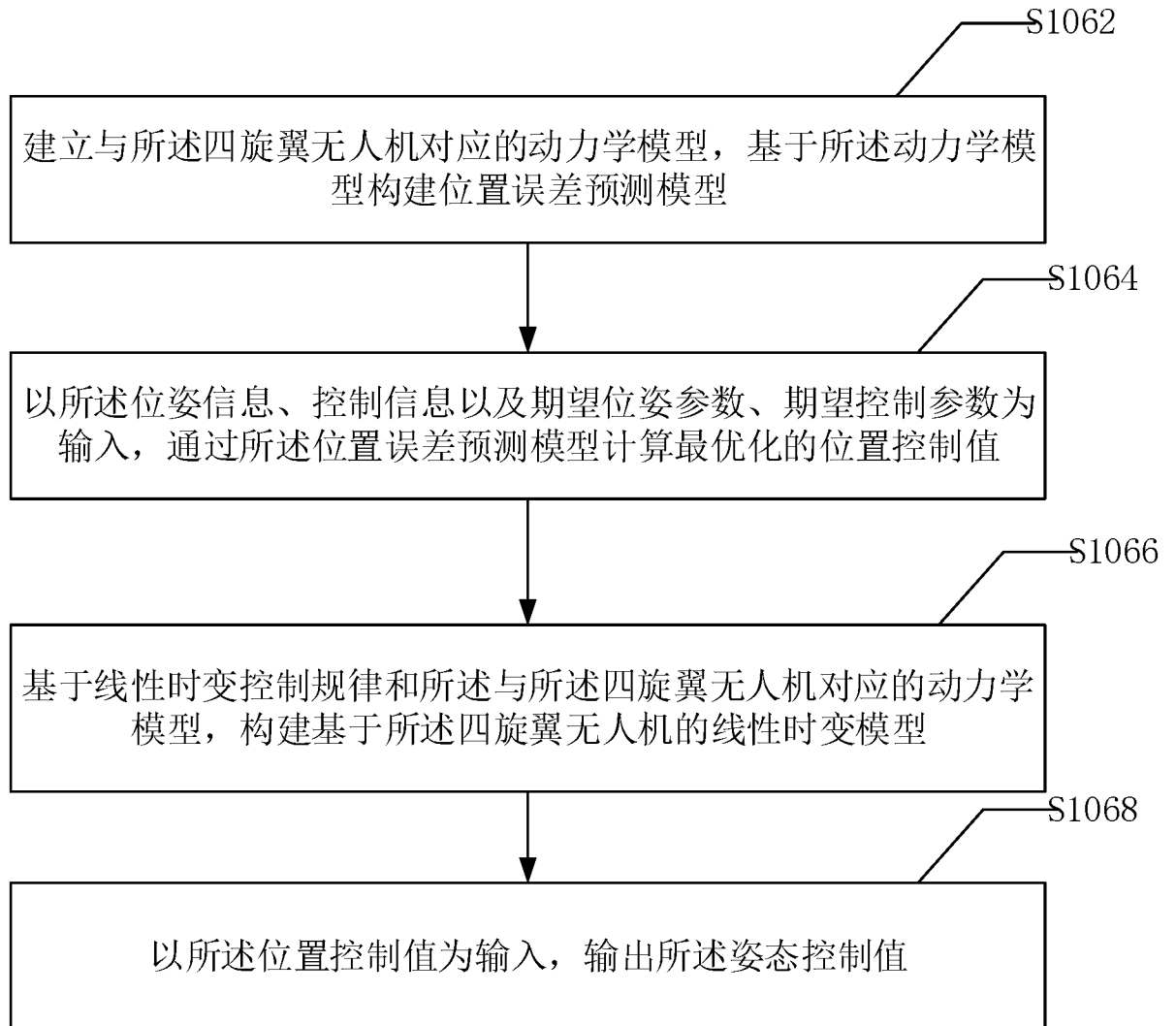


图 2

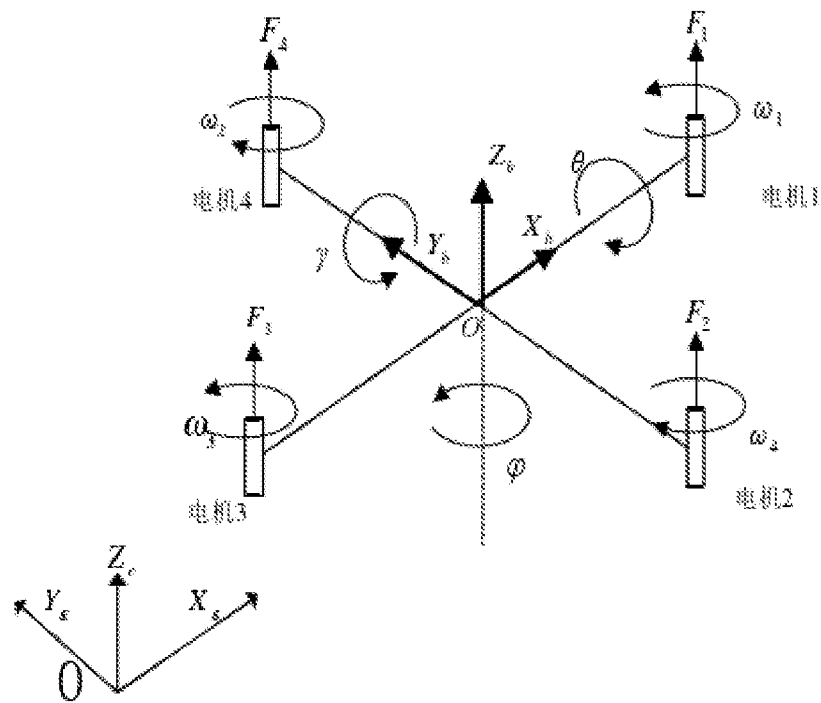


图 3

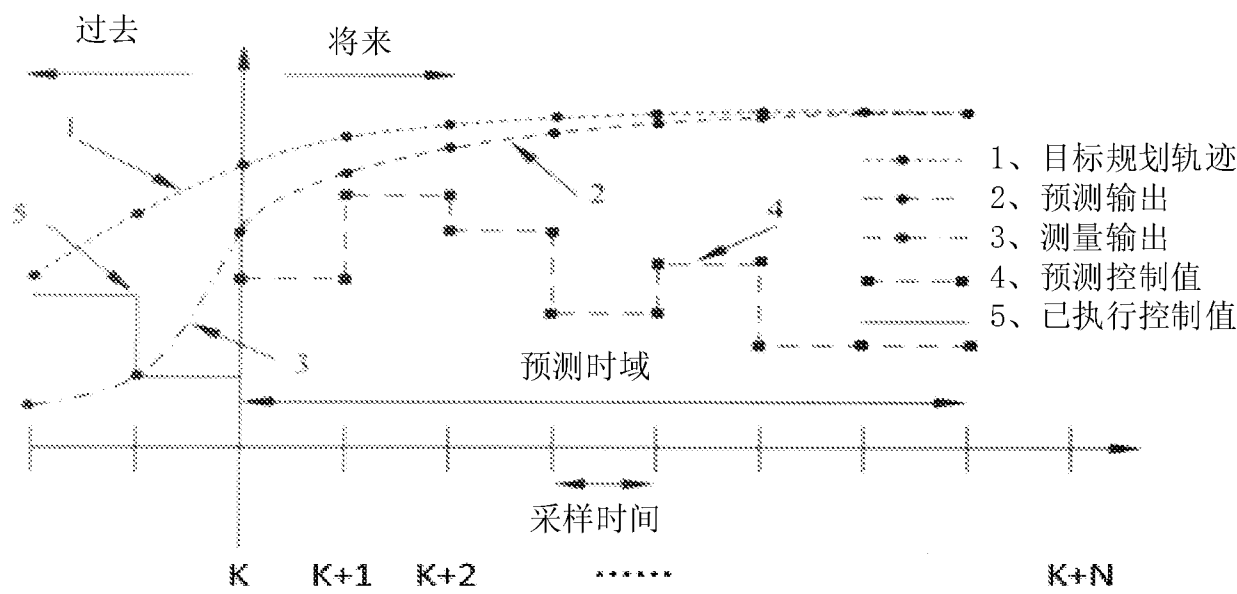


图 4

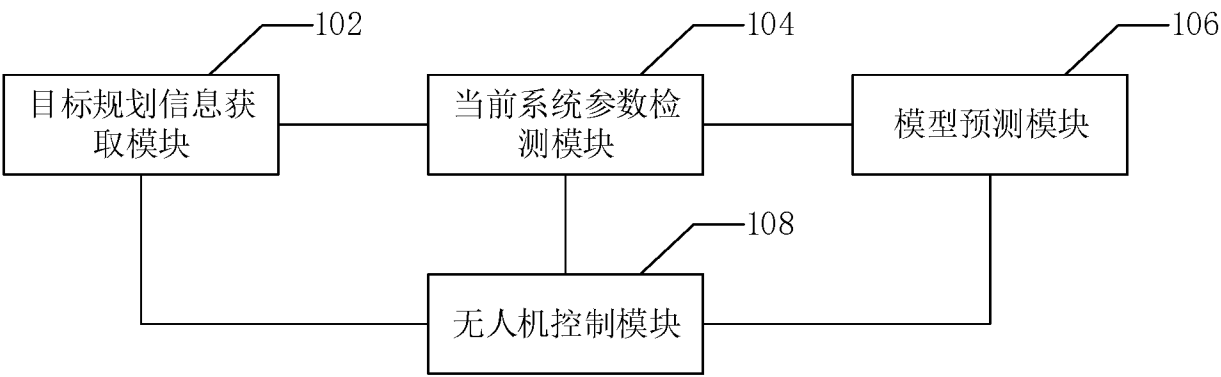


图 5

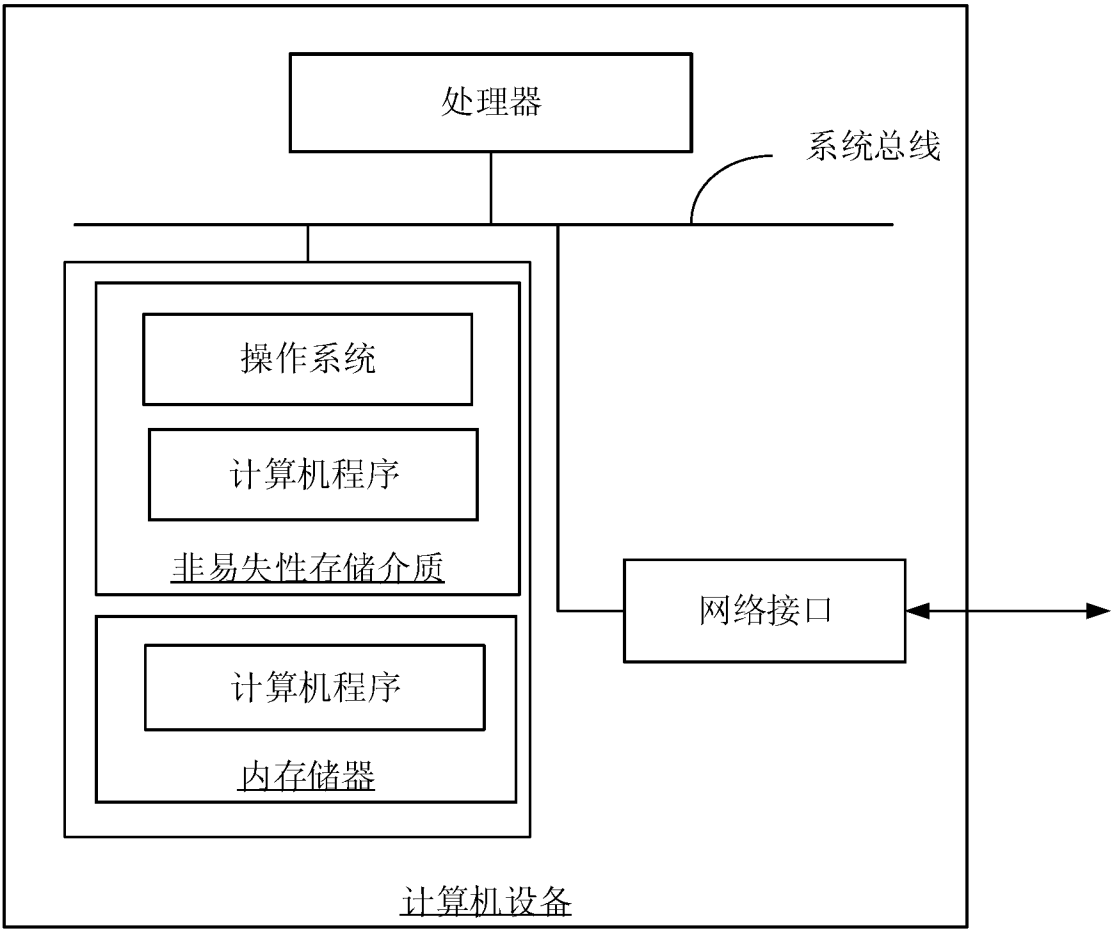


图 6

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/CN2019/097730

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER G05D 1/10(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; G05B; G08G 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, VEN, CNKI: 无人机, 无人飞行器, 无人航空器, 四旋翼, 控制, 目标, 期望, 理想, 位置, 姿态, 位姿, 参数, 误差, 预测, 模型, 水平, 高度, UAV, unmanned aerial vehicle, aircraft, airplane, control, object, position, gesture, parameter, error, forecast, predict, model, horizontal, altitude, height		
C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT		
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
PX	CN 109947126 A (SHENZHEN INSTITUTES OF ADVANCED TECHNOLOGY, CHINESE ACADEMY OF SCIENCES) 28 June 2019 (2019-06-28) description, paragraphs 0044-0170, and figures 1-6	1-10
X	CN 107247459 A (GUILIN UNIVERSITY OF AEROSPACE TECHNOLOGY) 13 October 2017 (2017-10-13) description, paragraphs 0021-0054, and figures 1-2	1-10
A	CN 108646772 A (YUTONG BOHUI AEROSPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY DEVELOPMENT CO., LTD.) 12 October 2018 (2018-10-12) entire document	1-10
A	CN 105676641 A (NANJING UNIVERSITY OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS) 15 June 2016 (2016-06-15) entire document	1-10
A	CN 108829123 A (GUANGXI NORMAL UNIVERSITY) 16 November 2018 (2018-11-16) entire document	1-10
A	CN 108363298 A (HEFEI UNIVERSITY OF TECHNOLOGY) 03 August 2018 (2018-08-03) 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 15 November 2019		Date of mailing of the international search report 27 November 2019
Name and mailing address of the ISA/CN China National Intellectual Property Administration 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/CN2019/097730

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 2012095621 A1 (ZHU, J. et al.) 19 April 2012 (2012-04-19) entire document	1-10

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.

PCT/CN2019/097730

Patent document cited in search report			Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)			Publication date (day/month/year)
CN	109947126	A	28 June 2019	None			
CN	107247459	A	13 October 2017	None			
CN	108646772	A	12 October 2018	None			
CN	105676641	A	15 June 2016	CN	105676641	B	16 October 2018
CN	108829123	A	16 November 2018	None			
CN	108363298	A	03 August 2018	None			
US	2012095621	A1	19 April 2012	CN	102439646	B	26 November 2014
				EP	2411972	B1	03 January 2018
				WO	2010138236	A2	02 December 2010
				EP	2411972	A4	10 August 2016
				WO	2010138236	A3	27 January 2011
				EP	2411972	A2	01 February 2012
				CA	2756159	C	02 May 2017
				CN	102439646	A	02 May 2012
				CA	2756159	A1	02 December 2010
				US	8761966	B2	24 June 2014

国际检索报告

国际申请号

PCT/CN2019/097730

A. 主题的分类 G05D 1/10 (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) G05D; G05B; G08G 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, VEN, CNKI: 无人机, 无人飞行器, 无人航空器, 四旋翼, 控制, 目标, 期望, 理想, 位置, 姿态, 位姿, 参数, 误差, 预测, 模型, 水平, 高度, UAV, unmanned aerial vehicle, aircraft, airplane, control, object, position, gesture, parameter, error, forecast, predict, model, horizontal, altitude, height																										
C. 相关文件 <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 109947126 A (中国科学院深圳先进技术研究院) 2019年 6月 28日 (2019 - 06 - 28) 说明书0044-0170段、图1-6</td> <td>1-10</td> </tr> <tr> <td>X</td> <td>CN 107247459 A (桂林航天工业学院) 2017年 10月 13日 (2017 - 10 - 13) 说明书0021-0054段、图1-2</td> <td>1-10</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>CN 108646772 A (内蒙古宇通博辉航空航天科技发展有限公司) 2018年 10月 12日 (2018 - 10 - 12) 全文</td> <td>1-10</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>CN 105676641 A (南京航空航天大学) 2016年 6月 15日 (2016 - 06 - 15) 全文</td> <td>1-10</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>CN 108829123 A (广西师范大学) 2018年 11月 16日 (2018 - 11 - 16) 全文</td> <td>1-10</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>CN 108363298 A (合肥工业大学) 2018年 8月 3日 (2018 - 08 - 03) 全文</td> <td>1-10</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>US 2012095621 A1 (ZHU JIANCHAO等) 2012年 4月 19日 (2012 - 04 - 19) 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 109947126 A (中国科学院深圳先进技术研究院) 2019年 6月 28日 (2019 - 06 - 28) 说明书0044-0170段、图1-6	1-10	X	CN 107247459 A (桂林航天工业学院) 2017年 10月 13日 (2017 - 10 - 13) 说明书0021-0054段、图1-2	1-10	A	CN 108646772 A (内蒙古宇通博辉航空航天科技发展有限公司) 2018年 10月 12日 (2018 - 10 - 12) 全文	1-10	A	CN 105676641 A (南京航空航天大学) 2016年 6月 15日 (2016 - 06 - 15) 全文	1-10	A	CN 108829123 A (广西师范大学) 2018年 11月 16日 (2018 - 11 - 16) 全文	1-10	A	CN 108363298 A (合肥工业大学) 2018年 8月 3日 (2018 - 08 - 03) 全文	1-10	A	US 2012095621 A1 (ZHU JIANCHAO等) 2012年 4月 19日 (2012 - 04 - 19) 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 109947126 A (中国科学院深圳先进技术研究院) 2019年 6月 28日 (2019 - 06 - 28) 说明书0044-0170段、图1-6	1-10																								
X	CN 107247459 A (桂林航天工业学院) 2017年 10月 13日 (2017 - 10 - 13) 说明书0021-0054段、图1-2	1-10																								
A	CN 108646772 A (内蒙古宇通博辉航空航天科技发展有限公司) 2018年 10月 12日 (2018 - 10 - 12) 全文	1-10																								
A	CN 105676641 A (南京航空航天大学) 2016年 6月 15日 (2016 - 06 - 15) 全文	1-10																								
A	CN 108829123 A (广西师范大学) 2018年 11月 16日 (2018 - 11 - 16) 全文	1-10																								
A	CN 108363298 A (合肥工业大学) 2018年 8月 3日 (2018 - 08 - 03) 全文	1-10																								
A	US 2012095621 A1 (ZHU JIANCHAO等) 2012年 4月 19日 (2012 - 04 - 19) 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 2019年 11月 15日		国际检索报告邮寄日期 2019年 11月 27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 吴娟 电话号码 86-(10)-62089845																								

国际检索报告
关于同族专利的信息

国际申请号

PCT/CN2019/097730

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	109947126	A	2019年 6月 28日	无	
CN	107247459	A	2017年 10月 13日	无	
CN	108646772	A	2018年 10月 12日	无	
CN	105676641	A	2016年 6月 15日	CN 105676641	B 2018年 10月 16日
CN	108829123	A	2018年 11月 16日	无	
CN	108363298	A	2018年 8月 3日	无	
US	2012095621	A1	2012年 4月 19日	CN 102439646	B 2014年 11月 26日
				EP 2411972	B1 2018年 1月 3日
				WO 2010138236	A2 2010年 12月 2日
				EP 2411972	A4 2016年 8月 10日
				WO 2010138236	A3 2011年 1月 27日
				EP 2411972	A2 2012年 2月 1日
				CA 2756159	C 2017年 5月 2日
				CN 102439646	A 2012年 5月 2日
				CA 2756159	A1 2010年 12月 2日
				US 8761966	B2 2014年 6月 24日