

(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
2022 年 4 月 7 日 (07.04.2022)



(10) 国际公布号
WO 2022/068022 A1

- (51) 国际专利分类号:
B64C 15/00 (2006.01) *B64C 3/56* (2006.01)
- (21) 国际申请号: PCT/CN2020/130451
- (22) 国际申请日: 2020 年 11 月 20 日 (20.11.2020)
- (25) 申请语言: 中文
- (26) 公布语言: 中文
- (30) 优先权:
202011059838.X 2020 年 9 月 30 日 (30.09.2020) CN
- (71) 申请人: 浙江大学(ZHEJIANG UNIVERSITY) [CN/CN]; 中国浙江省杭州市西湖区余杭塘路 866 号赵文杰, Zhejiang 310058 (CN)。
- (72) 发明人: 赵文杰(ZHAO, Wenjie); 中国浙江省杭州市西湖区余杭塘路 866 号, Zhejiang 310058 (CN)。
陈征(CHEN, Zheng); 中国浙江省杭州市西湖区余杭塘路 866 号, Zhejiang 310058 (CN)。 邵

雪明(SHAO, Xueming); 中国浙江省杭州市西湖区余杭塘路 866 号, Zhejiang 310058 (CN)。 黎军(LI, Jun); 中国浙江省杭州市西湖区余杭塘路 866 号, Zhejiang 310058 (CN)。

(74) 代理人: 杭州求是专利事务所有限公司(HANGZHOU QIUSHI PATENT OFFICE CO., LTD.); 中国浙江省杭州市西湖区玉古路 147 号黄鸿年科技综合大楼 215 室郑海峰, Zhejiang 310013 (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,

(54) Title: TAILSITTER-TYPE VERTICAL TAKE-OFF AND LANDING UNMANNED AERIAL VEHICLE AND CONTROL METHOD THEREFOR

(54) 发明名称: 一种尾座式垂直起降无人机及其控制方法

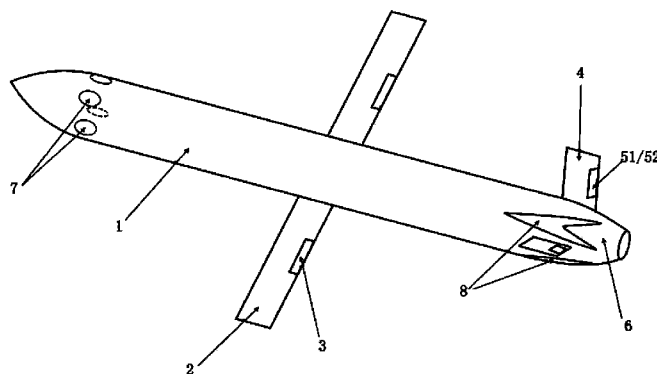


图 1

(57) Abstract: A tailsitter-type vertical take-off and landing unmanned aerial vehicle and a control method therefor. The unmanned aerial vehicle is mainly composed of a fuselage (1), wings (2), ailerons (3), an empennage (4), an engine (6), attitude adjusting spray pipes (7), an undercarriage (8), elevators, rudders (51, 52), etc. The wings are symmetrically arranged on two sides of the middle of the fuselage; the ailerons are hinged to rear edges of the wings on the two sides; the empennage is positioned at a tail part of the fuselage, and can be in the form of a vertical tail + a horizontal tail or in a V-shaped empennage form; the elevators and the rudders are hinged to a rear edge of the empennage; the engine is arranged at the tail part of the fuselage and generates main thrust; the attitude adjusting spray pipes are distributed on an outer surface of a front part of the fuselage, and can spray air outwards to generate rotation torque so as to assist in adjusting the attitude of the unmanned aerial vehicle; and the undercarriage is arranged at the tail part of the fuselage, can fold and unfold automatically, and is used for supporting the unmanned aerial vehicle so as to achieve vertical take-off and landing thereof. The unmanned aerial vehicle can achieve tailsitter-type vertical take-off and landing and high-speed cruising by means of the coordinated control of the attitude adjusting spray pipes, the engine, a pneumatic control surface and the undercarriage.

(57) 摘要: 一种尾座式垂直起降无人机及其控制方法, 所述无人机主要由机身 (1)、机翼 (2)、副翼



ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US,
UZ, VC, VN, WS, ZA, ZM, ZW。

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

本国际公布:

— 包括国际检索报告(条约第21条(3))。

(3)、尾翼(4)、发动机(6)、调姿喷管(7)、起落架(8)、升降舵和方向舵(51、52)等构成。所述机翼对称设置于机身中部两侧;副翼铰接于两侧机翼后缘;所述尾翼位于机身尾部,可采用垂尾+平尾,或V形尾翼的形式;升降舵和方向舵铰接于尾翼后缘;所述发动机设置于机身尾部,产生主要的推力;所述调姿喷管分布在机身前部的外表面,可向外喷气,产生旋转力矩以辅助调整无人机姿态;所述起落架设置于机身尾部,可自动折叠与展开,用于支撑无人机,以实现其垂直起降。该无人机可以通过调姿喷管、发动机、气动舵面、起落架之间的协调控制,实现尾座式垂直起降和高速巡航。

一种尾座式垂直起降无人机及其控制方法

技术领域

本发明涉及无人机、航空飞行器领域，尤其涉及一种垂直起降无人机及其控制方法。

背景技术

近年来，随着无人机在军民用各领域的广泛应用，其使用环境和作业任务日益复杂。起降方案的便捷性和安全性是决定无人机在海面、山区等恶劣环境下的连续作业能力的重要因素，因此，垂直起降的功能特征对无人机的应用拓展具有重要意义。直升机和固定翼无人机分别在垂直起降和高速巡航方面各有优势，而如何将这两大优势特征充分结合，将是决定未来空战主动权的核心问题。

倾转旋翼是目前研究最为广泛的垂直起降-高速巡航技术，通过发动机或旋翼的倾转机构实现垂直起降和巡航模态的转换，虽然此类方法可以实现直升机和固定翼无人机的优势互补，但由于翼面和倾转机构复杂，大大增加了无人机的阻力和雷达反射截面（RCS），降低了其巡航能力和隐身性能。美国海军的 F35C 航母舰载战斗机通过发动机矢量喷口、升力风扇和置于机翼表面的喷管实现垂直起降，但其控制系统复杂，起降阶段专用的升力风扇占据了较大的空间和比重，且控制难度高，致使该方案不易在其他机型上推广使用。因此，目前亟需一种既可以充分发挥直升机的垂直起降功能和固定翼的高速巡航功能，同时又简单、通用、可推广的垂直起降无人机及其控制方法，为海上、山林等复杂环境下的安全起降提供技术支撑。

发明内容

本发明提出了一种尾座式垂直起降无人机及其控制方法，该无人机可以通过调姿喷管、发动机、气动舵面、起落架之间的协调控制，实现尾座式垂直起降和高速巡航，为海上、山区等复杂起落环境下的垂直起降提供新的方案。

本发明采用的技术方案为：

本发明首先公开了一种尾座式垂直起降无人机，所述无人机包括：机身、机

翼、副翼、尾翼、升降舵、方向舵、发动机、调姿喷管、起落架等。所述机翼对称固定于机身中部两侧，副翼铰接于两侧机翼后缘；所述尾翼位于机身尾部，既可以采用垂直安定面和水平安定面相互独立的布局，即尾翼包含一个或多个垂直尾翼，以及一个或多个水平尾翼，也可以采用垂直安定面与水平安定面相互耦合的 V 形尾翼；所述升降舵和方向舵铰接于尾翼后缘；所述发动机设置于机身尾部，产生主要的前向推力；所述调姿喷管由多个喷管组成，分布在机身前部的外表面，远离无人机重心，并可向外喷气，产生推力和旋转力矩以辅助调整无人机姿态；所述起落架设置于机身尾部，可自动折叠与展开，用于支撑无人机，以实现其垂直起降。

作为优选，所述机身可设计为横截面呈左右对称的流线型，同时可设计为翼身融合体，但为了尽量减小起降阶段的风力扰动，提高位姿控制的稳定性，机身横截面的最优选择为圆形；

作为优选，所述机翼可采用平直翼，置于机身上方或下方，并可在机械结构的带动下进行折叠、展开、及锁定，机翼后掠角度可调整，以获得不同速度下的最优升阻特性，折叠后可有效降低机翼-机身组合体的迎风面积，从而减小起降阶段的风力扰动，进而提高位姿控制的稳定性；所述副翼由两个或多个组成，可通过转动轴铰接于左右机翼的后缘，左右副翼呈对称分布，可在舵机和传动机构的带动下发生偏转，以操纵无人机实现滚转方向上的旋转；

作为优选，所述尾翼位于机身尾部，既可以采用垂直安定面和水平安定面相互独立的布局，即尾翼包含一个或多个垂直尾翼，以及一个或多个水平尾翼，也可以采用垂直安定面与水平安定面相互耦合的 V 形尾翼；尾翼关于机身左右对称，并可在机械结构的带动下进行折叠、展开、及锁定，折叠后可有效降低尾翼-机身组合体的迎风面积，从而减小起降阶段的风力扰动，进而提高位姿控制的稳定性；所述升降舵和方向舵通过转动轴铰接于各个尾翼的后缘，可在舵机和传动机构的带动下发生偏转，以操纵无人机实现俯仰和偏航方向上的旋转。

作为优选，所述发动机为于机身尾部，可采用一个或多个推重比较高的涡喷发动机或涡扇发动机，发动机可以采用固定喷管，也可采用矢量喷管以提高姿态和机动控制的灵活性，发动机的最大可用推力应不小于无人机的起飞重量，最大可用推力在无人机起飞重量的 1.2 倍以上为佳。

作为优选，所述调姿喷管由多个（如 4 个）喷管组成，分布在机身前部的外表面，远离无人机重心，并指向机身外部，可产生推力和旋转力矩以辅助调整无人机姿态。为了使调姿喷管能够产生滚转力矩，部分或所有（推荐）喷管的中心线可不通过无人机机身的中心轴线。每个喷管可独立控制其推力，通过各个喷管之间的组合操纵，可以产生滚转、俯仰和偏航方向上的力矩，从而在巡航或机动飞行状态下辅助气动舵面进行姿态控制，并可在垂直起降过程中提供主要的姿态调整力矩。

作为优选，所述起落架设置于机身尾部，可采用三点式或四点式支撑结构，通过机械部件实现自动折叠与展开。在折叠状态下，外部设置整流罩，以改善飞行过程中的气流状态，减小空气阻力。起飞完成后，起落架可自动折叠，整流罩闭合；降落前，起落架可自动展开，用于缓冲和支撑无人机，以实现其垂直降落。

本发明进一步公开了所述无人机的垂直起飞控制方法：无人机的垂直起飞过程分为地面准备、竖直上升、模态切换三个阶段，各个阶段的控制方法如下：

1) 地面准备：无人机可在外置发射架或其自带起落架上起飞，为了尽可能减小起飞阶段风力干扰对无人机姿态的影响，机翼和尾翼在起飞前均处于折叠状态；无人机固定完好，系统上电，完成测试并进入待飞状态后，发动机开车并保持怠速，确认工作正常后发动机开大车，转速逐渐加速至大车状态，待推力大于重力后，无人机脱离地面，开始进入竖直上升阶段；

2) 竖直上升：速度逐渐增大，在飞行速度达到指定的模态切换速度（大于无人机的失速速度）之前，机翼和尾翼始终保持折叠状态，起落架始终处于展开状态，无人机的位置和姿态主要通过发动机矢量喷管（如有）和调姿喷管的推力来调控，飞行速度大于指定的模态切换速度之后，机翼和尾翼展开，起落架折叠，无人机进入模态切换阶段；

3) 模态切换：发动机继续保持大车状态，先通过调姿喷管控制横滚方向转动，使机腹对准航线方向，然后操纵调姿喷管和升降舵，缓慢将俯仰角从垂直上升过程中的 90° 调整至巡航状态下的配平值，在此过程中，无人机的飞行高度逐渐稳定，直至最终建立巡航飞行状态。

本发明还公开了所述无人机的垂直降落方法：无人机的垂直降落过程分为航向调整、高度调整、抵近着陆圈、竖直拉起、垂直着陆五个阶段，各个阶段的控

制方法如下：

1) 无人机在巡航状态下进入回收后，首先进入航向调整阶段：根据当前位置与着陆点之间的水平距离（即水平待飞距离）和高度差，结合无人机的下滑角，判定高度差与水平待飞距离的比值是否满足下滑角的要求：若水平距离不足，可采用绕飞的方式延长飞行距离，从而使无人机能够在飞至着陆点之前降低至回收高度；当水平待飞距离满足降高需求后，调整无人机航向，使其对准着陆点，而后进入高度调整阶段；

2) 无人机的航向对准着陆点方向后，保持该航向飞行，并同时调整飞行高度，使高度逐渐降至回收高度，待无人机降至回收高度后，进入抵近着陆圈的阶段；

3) 无人机保持水平飞行并逐渐抵近着陆圈（以降落点为顶点的倒圆锥），然后进入竖直拉起阶段；

4) 通过控制发动机矢量喷管（如有）、调姿喷管和气动舵面，快速将俯仰角拉至 90-100 度，无人机的水平速度将快速减小，同时迅速爬升；在此过程中调节控制无人机的姿态和位置，使无人机保持在着陆圈内，并使水平位置尽量靠近着陆点；调整发动机转速、发动机矢量喷管（如有）和调姿喷管，使无人机上升速度逐渐减小至零，然后进入垂直着陆阶段；

5) 展开起落架，并折叠机翼和尾翼，调整发动机转速、发动机矢量喷管（如有）和调姿喷管，使无人机在着陆点的水平位置处保持稳定的下降速度，沿竖直方向逐渐降低高度；无人机高度降低至制动点后，增大发动机转速，使下降速度快速减小，并缓慢降落至着陆点；而后发动机快速进入慢车状态，持续工作一段时间后关车，完成着陆。

作为优选，尾座式垂直起降无人机可采用气动力、矢量推力（如有）、反作用推力相结合的复合控制方法，将舵面产生的气动力、发动机矢量喷管（如有）产生的矢量推力、和调姿喷管产生的反作用推力等相结合。复合控制系统的核心部分可主要包括组合控制管理与决策模块、复合控制与操纵分配模块、及控制效能评估模块。组合控制管理与决策模块根据航迹控制器给出的飞行阶段、姿态与速度控制指令，给出组合控制方案；复合控制与操纵分配模块根据飞行阶段及控制偏差，计算所需要的操纵力和操纵力矩，然后结合各执行机构的模型和组合方

案，对各执行机构的操纵量进行计算和分配；控制效能评估模块根据无人机的响应情况和控制偏差，对控制分配结果和组合方案的效果进行评估，并辅助组合控制管理与决策模块对组合方案进行修正。

本发明的有益效果主要表现在：本发明可以通过调姿喷管、发动机、气动舵面、起落架之间的协调控制，实现尾座式垂直起降和高速巡航。本发明可为海上、山林等复杂环境下的安全起降提供新的技术方案。

附图说明

图 1 是一种尾座式垂直起降无人机的结构原理图。

图 2 是一种尾座式垂直起降无人机的调姿喷管作用原理图。

图 3 是一种尾座式垂直起降无人机的垂直起飞控制方法。

图 4 是一种尾座式垂直起降无人机的垂直降落控制方法。

图 5 是一种尾座式垂直起降无人机垂直着陆状态原理图。

图 6 是一种垂直降落控制方法的高度曲线。

图 7 是一种气动力与反作用推力相结合的位姿控制结构图。

具体实施方式

下面结合附图和具体实施方式对本发明做进一步阐述和说明。本发明中各个实施方式的技术特征在没有相互冲突的前提下，均可进行相应组合。

本发明提出了一种尾座式垂直起降无人机及其控制方法，该无人机可以通过调姿喷管、发动机、气动舵面、起落架之间的协调控制，充分发挥直升机的垂直起降功能和固定翼的高速巡航功能，为海上、山林等复杂环境下的安全起降提供技术支撑。具体实施方法如下：

具体实施方式如下：

一种尾座式垂直起降无人机的结构原理如附图 1 所示，主要由以下几个主要部分组成：机身 1，对称固定于机身中部两侧的机翼 2，用于控制横滚姿态的副翼 3，用于水平安定和垂直安定的尾翼 4，用于产生气动操纵力矩并控制俯仰角和偏航角的升降舵和方向舵 51/52，用于产生前向推力的发动机 6，用于辅助调整无人机姿态的调姿喷管 7，用于支撑无人机的起落架 8。

如附图 1 所示,为了尽量减小起降阶段的风力扰动,提高位姿控制的稳定性,机身 1 可采用圆柱形,机翼 2 可采用平直翼,置于机身下方,尾部设计 X 形尾翼 4。机翼 2 可采用一字形或剪刀形折叠方案,4 个尾翼可朝相同的方向同步倒伏折叠。

调姿喷管 7 可由多个喷管组成,多个喷管分布在远离无人机重心的机身前部外表面,喷管中心线不通过无人机机身的中心轴线。如附图 2 中的横截面所示,本实施例的调姿喷管 7 由 4 个喷管组成,区别于中心点 x,喷管 1 与喷管 2 相交于 a 点,喷管 3 与喷管 4 相交于 b 点,各个喷管的中心轴线偏离无人机机身中心点的角度为 θ ,每个喷管都可产生俯仰力矩和滚转力矩。假设四个喷管产生的反推力分别为 $T_1 \sim T_4$,喷管中心线偏离无人机重心的距离为 L,喷管处的机身截面半径为 R,则调姿喷管产生的滚转方向的力矩为

$$M_x = T_1 \cdot \sin \theta_1 - T_2 \cdot \sin \theta_2 + T_3 \cdot \sin \theta_3 - T_4 \cdot \sin \theta_4$$

调姿喷管产生的俯仰方向的力矩为

$$M_y = (-T_1 - T_2 + T_3 + T_4) \cdot L$$

调姿喷管产生的偏航方向的力矩为

$$M_z = (T_1 - T_2 - T_3 + T_4) \cdot L$$

通过多个喷管的推力组合控制,可以产生滚转、俯仰和偏航方向上的旋转力矩,从而在巡航或机动飞行状态下辅助气动舵面进行姿态控制,并可在垂直起降过程中提供主要的姿态调整力矩。

按照附图 3 所示的方法,无人机的垂直起飞过程分为地面准备、竖直上升、模态切换三个阶段。在地面准备阶段,机翼 2 和尾翼 4 均处于折叠状态;无人机固定完好,系统上电并完成测试后进入待飞状态,发动机开车并保持怠速,确认工作正常后发动机开大车,转速逐渐加速至大车状态,待推力大于重力后,无人机脱离地面,开始进入竖直上升阶段。在竖直上升阶段,无人机的位置和姿态主要通过发动机矢量喷管(如有)和调姿喷管 7 的推力来调控,飞行速度逐渐增大至指定的模态切换速度后,机翼 2 和尾翼 4 展开,起落架 8 折叠,无人机进入模态切换阶段。在模态切换阶段,发动机保持大车状态,先通过调姿喷管 7 控制横滚方向转动,使机腹对准航线方向,然后操纵调姿喷管 7 和升降舵 51/52,缓慢将俯仰角从垂直上升过程中的 90° 调整至巡航状态下的配平值,无人机飞行高

度逐渐稳定，直至最终建立巡航飞行状态。

按照附图 4 所示的方法，无人机的垂直降落过程分为航向调整、高度调整、抵近着陆圈、竖直拉起、垂直着陆五个阶段。进入回收后首先进入航向调整阶段，根据水平待飞距离和高度差，结合无人机的下滑角，判定高度差与水平待飞距离的比值是否满足下滑角的要求：若水平距离不足，可采用绕飞的方式延长飞行距离，从而使无人机能够在飞至着陆点之前降低至回收高度；当水平待飞距离满足降高需求后，调整无人机航向，使其对准着陆点，而后进入高度调整阶段。无人机保持航向，并同时调整飞行高度，使高度逐渐降至回收高度，待无人机降至回收高度后，保持水平飞行并逐渐抵近着陆圈，然后进入竖直拉起阶段。通过控制发动机矢量喷管（如有）、调姿喷管 7 和气动舵面（包括两个副翼 3、升降舵和方向舵 51/52），快速将俯仰角拉至 90-100 度，无人机的水平速度将快速减小，同时迅速爬升；在此过程中调节控制无人机的姿态和位置，使无人机保持在着陆圈内，并使水平位置尽量靠近着陆点；调整发动机转速、发动机矢量喷管（如有）和调姿喷管 7，使无人机上升速度逐渐减小至零，然后进入垂直着陆阶段。展开起落架 8，并折叠机翼 2 和尾翼 4，调整发动机转速、发动机矢量喷管（如有）和调姿喷管 7，使无人机在着陆点的水平位置处保持稳定的下降速度，沿竖直方向逐渐降低高度；无人机高度降低至制动点后，增大发动机转速，使下降速度快速减小，并缓慢降落至着陆点；而后发动机 6 快速进入慢车状态，持续工作一段时间后关车，完成着陆，垂直着陆状态如图 5 所示，垂直降落过程的高度曲线如图 6 所示。

按照附图 7 所示的方法，将舵面产生的气动力、发动机矢量喷管的矢量推力、和调姿喷管的反作用推力等相结合，进行组合控制。组合控制管理与决策模块根据航迹控制器给出的飞行阶段、姿态与速度控制指令，给出组合控制方案；复合控制与操纵分配模块根据飞行阶段及控制偏差，计算所需要的操纵力和操纵力矩，然后结合各执行机构的模型和组合方案，对各执行机构的操纵量进行分配；控制效能评估模块根据无人机的响应，对控制分配结果和组合方案的效果进行评估，并辅助组合控制管理与决策模块对组合方案进行修正。

以上所述的实施例只是本发明的一种较佳的方案，然其并非用以限制本发明。有关技术领域的普通技术人员，在不脱离本发明的精神和范围的情况下，还

可以做出各种变化和变型。因此凡采取等同替换或等效变换的方式所获得的技术方案，均落在本发明的保护范围内。

权利要求书

1. 一种尾座式垂直起降无人机，其特征在于，所述无人机包括：机身、机翼、副翼、尾翼、升降舵、方向舵、发动机、调姿喷管和起落架；所述机翼对称固定于机身中部两侧，副翼铰接于两侧机翼后缘；所述尾翼位于机身尾部，所述升降舵和方向舵铰接于尾翼后缘；所述发动机设置于机身尾部，用于产生前向推力；所述起落架设置于机身尾部，可折叠与展开，用于支撑无人机；

所述调姿喷管由多个喷管组成，分布在机身前部的外表面，并可向外喷气，产生推力和旋转力矩以辅助调整无人机姿态；多个喷管分布在机身前部的外表面，并距离无人机重心设定距离，喷管喷嘴指向机身外部，用于产生推力和旋转力矩以辅助调整无人机姿态；部分或所有的喷管的中心线不通过无人机机身的中心轴线；每个喷管独立控制其推力；

所述机翼采用平直翼，置于机身上方或下方，并可进行折叠、展开、及锁定，机翼后掠角度可调整；所述副翼由两个或多个组成，通过转动轴铰接于左右机翼的后缘，左右副翼呈对称分布，所述副翼可在舵机和传动机构的带动下发生偏转。

2. 根据权利要求1所述的尾座式垂直起降无人机，其特征在于，所述的尾翼采用垂直安定面和水平安定面相互独立的布局，即尾翼包含一个或多个垂直尾翼，以及一个或多个水平尾翼；或者所述的尾翼采用垂直安定面与水平安定面相互耦合的V形尾翼；所述尾翼关于机身左右对称，并可进行折叠、展开、及锁定；所述升降舵和方向舵通过转动轴铰接于各个尾翼的后缘，可在舵机和传动机构的带动下发生偏转，用于操纵无人机实现俯仰和偏航方向上的旋转。

3. 根据权利要求1所述的尾座式垂直起降无人机，其特征在于，所述机身设计为横截面呈左右对称的流线型，或设计为翼身融合体。

4. 根据权利要求1所述的尾座式垂直起降无人机，其特征在于，所述发动机位于机身尾部，采用一个或多个涡喷发动机或涡扇发动机，发动机采用固定喷管或采用矢量喷管提高姿态和机动控制的灵活性，发动机的最大可用推力不小于无人机的起飞重量。

5. 根据权利要求1所述的尾座式垂直起降无人机，其特征在于，所述起落架设置于机身尾部，采用三点式或四点式支撑结构，通过机械部件实现可折叠与展开；在折叠状态下，外部设置整流罩；起飞完成后，起落架可自动折叠，整流

罩闭合；降落前，起落架可自动展开。

6. 一种权利要求 1 所述尾座式垂直起降无人机的垂直起飞控制方法，其特征在于所述无人机的垂直起飞过程分为地面准备、竖直上升、模态切换三个阶段，各个阶段的控制方法如下：

1) 地面准备：无人机在外置发射架或其自带起落架上起飞，机翼和尾翼在起飞前均处于折叠状态；无人机固定完好，完成测试并进入待飞状态后，发动机开车并保持怠速，确认工作正常后发动机开大车，转速逐渐加速至大车状态，待推力大于重力后，无人机脱离地面，开始进入竖直上升阶段；

2) 竖直上升：飞行速度逐渐增大，在飞行速度达到指定的模态切换速度之前，机翼和尾翼始终保持折叠状态，起落架始终处于展开状态，无人机的位置和姿态通过发动机矢量喷管和调姿喷管的推力来调控，飞行速度大于指定的模态切换速度之后，机翼和尾翼展开，起落架折叠，无人机进入模态切换阶段；

3) 模态切换：发动机继续保持大车状态，先通过调姿喷管控制横滚方向转动，使机腹对准航线方向，然后操纵调姿喷管和升降舵，将俯仰角从垂直上升过程中的 90° 调整至巡航状态下的配平值，在此过程中，无人机的飞行高度逐渐稳定，直至最终建立巡航飞行状态。

7. 一种权利要求 1 所述尾座式垂直起降无人机的垂直降落控制方法，其特征在于所述无人机的垂直降落过程分为航向调整、高度调整、抵近着陆圈、竖直拉起、垂直着陆五个阶段，各个阶段的控制方法如下：

1) 无人机在巡航状态下进入回收后，首先进入航向调整阶段：根据当前位置与着陆点之间的水平距离和高度差，结合无人机的下滑角，判定高度差与水平待飞距离的比值是否满足下滑角的要求；若水平距离不足，则采用绕飞的方式延长飞行距离，从而使无人机能够在飞至着陆点之前降低至回收高度；当水平待飞距离满足降高需求后，调整无人机航向，使其对准着陆点，而后进入高度调整阶段；

2) 无人机的航向对准着陆点方向后，保持该航向飞行，并同时调整飞行高度，使高度逐渐降至回收高度，待无人机降至回收高度后，进入抵近着陆圈的阶段；

3) 无人机保持水平飞行并逐渐抵近着陆圈，然后进入竖直拉起阶段；

4) 通过控制发动机矢量喷管、调姿喷管和气动舵面，将俯仰角拉至 $90-100$

度，无人机的水平速度减小，同时迅速爬升；在此过程中调节控制无人机的姿态和位置，使无人机保持在着陆圈内，并使水平位置尽量靠近着陆点；调整发动机转速、发动机矢量喷管和调姿喷管，使无人机上升速度减小至零，然后进入垂直着陆阶段；

5) 展开起落架，并折叠机翼和尾翼，调整发动机转速、发动机矢量喷管和调姿喷管，使无人机在着陆点的水平位置处保持稳定的下降速度，沿竖直方向逐渐降低高度；无人机高度降低至制动点后，增大发动机转速，使下降速度减小，并降落至着陆点；而后发动机进入慢车状态，持续工作设定时间后关车，完成着陆。

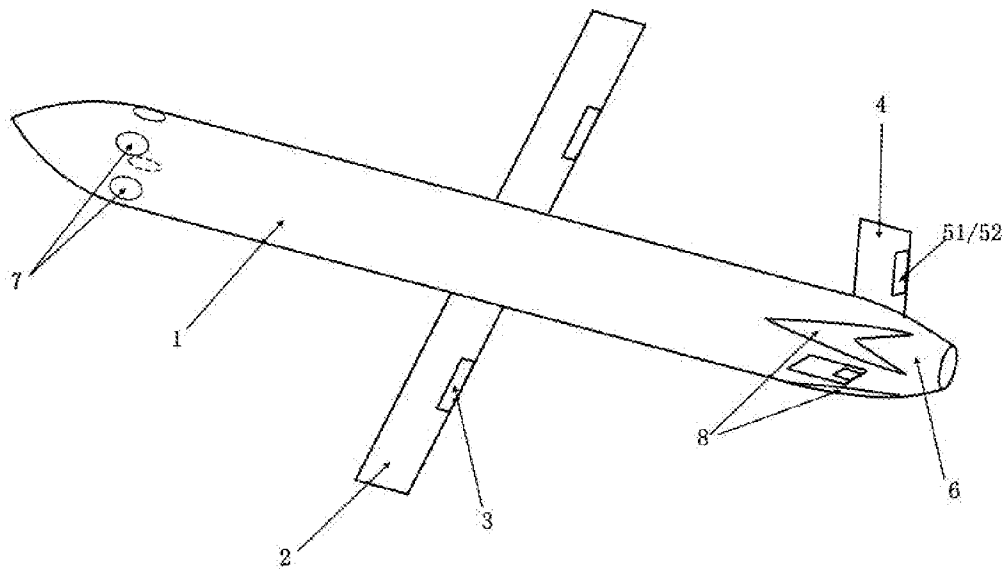


图 1

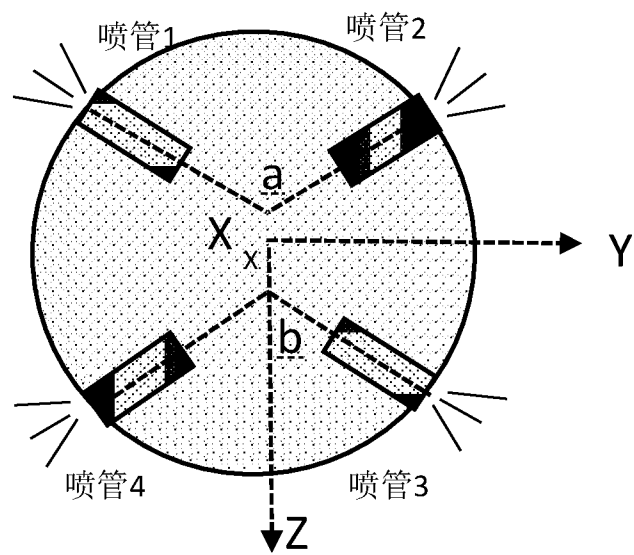


图 2

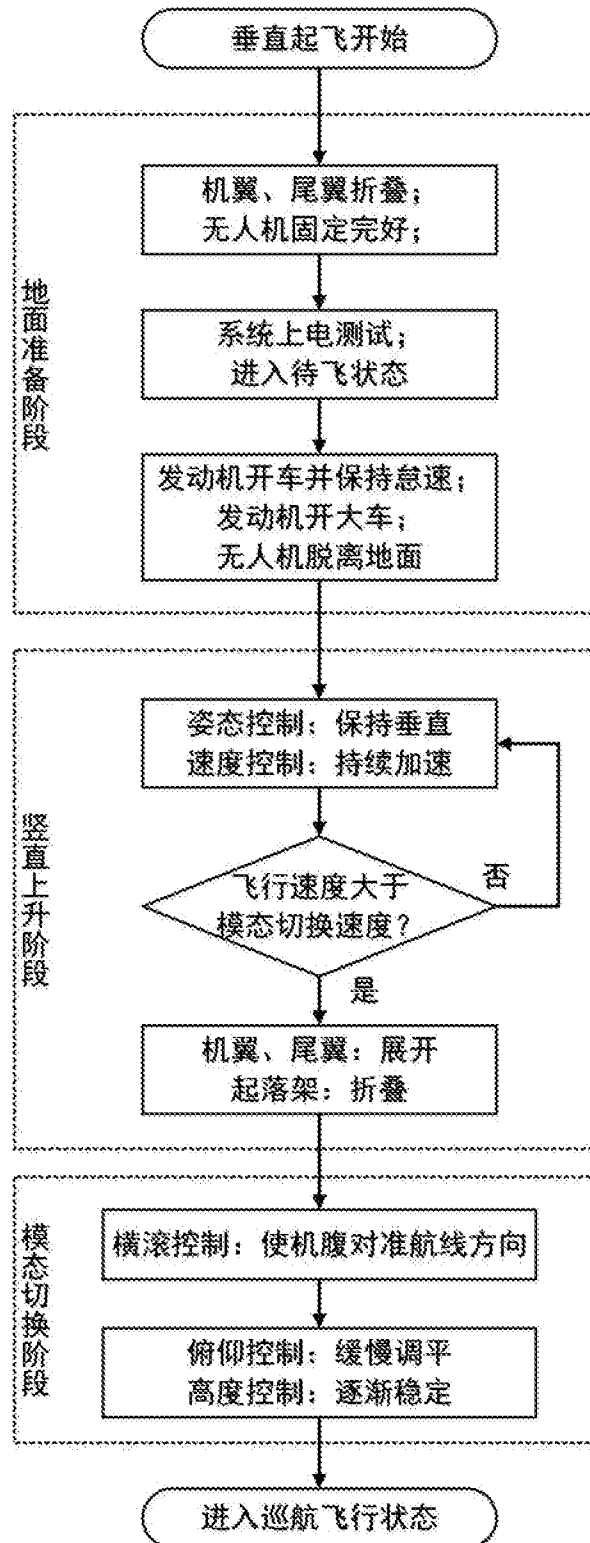


图 3

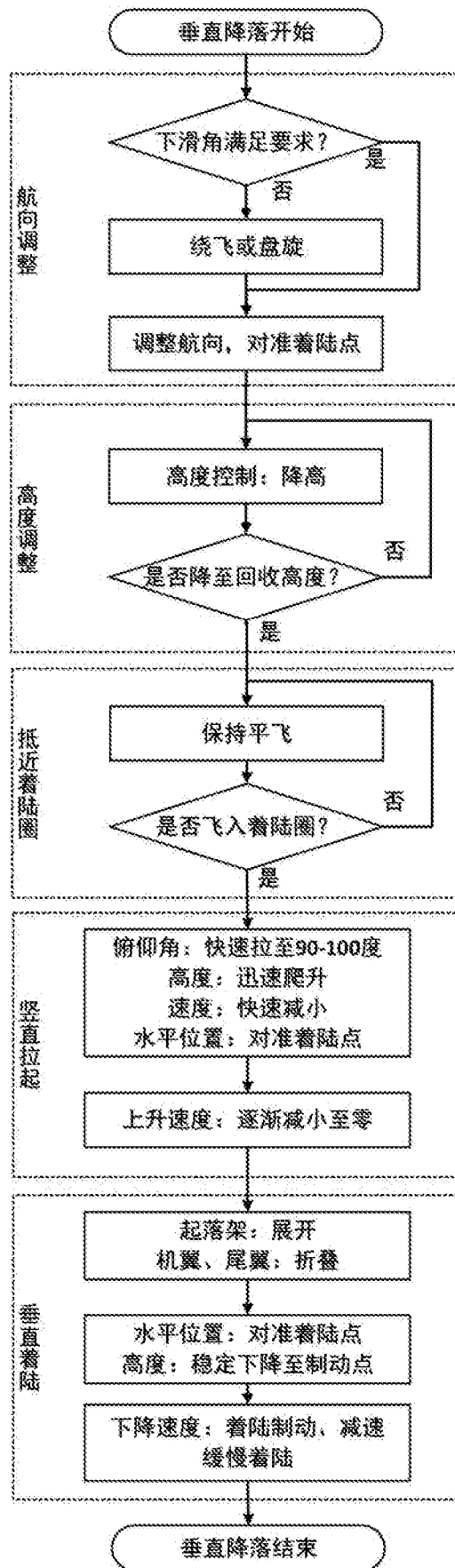


图 4

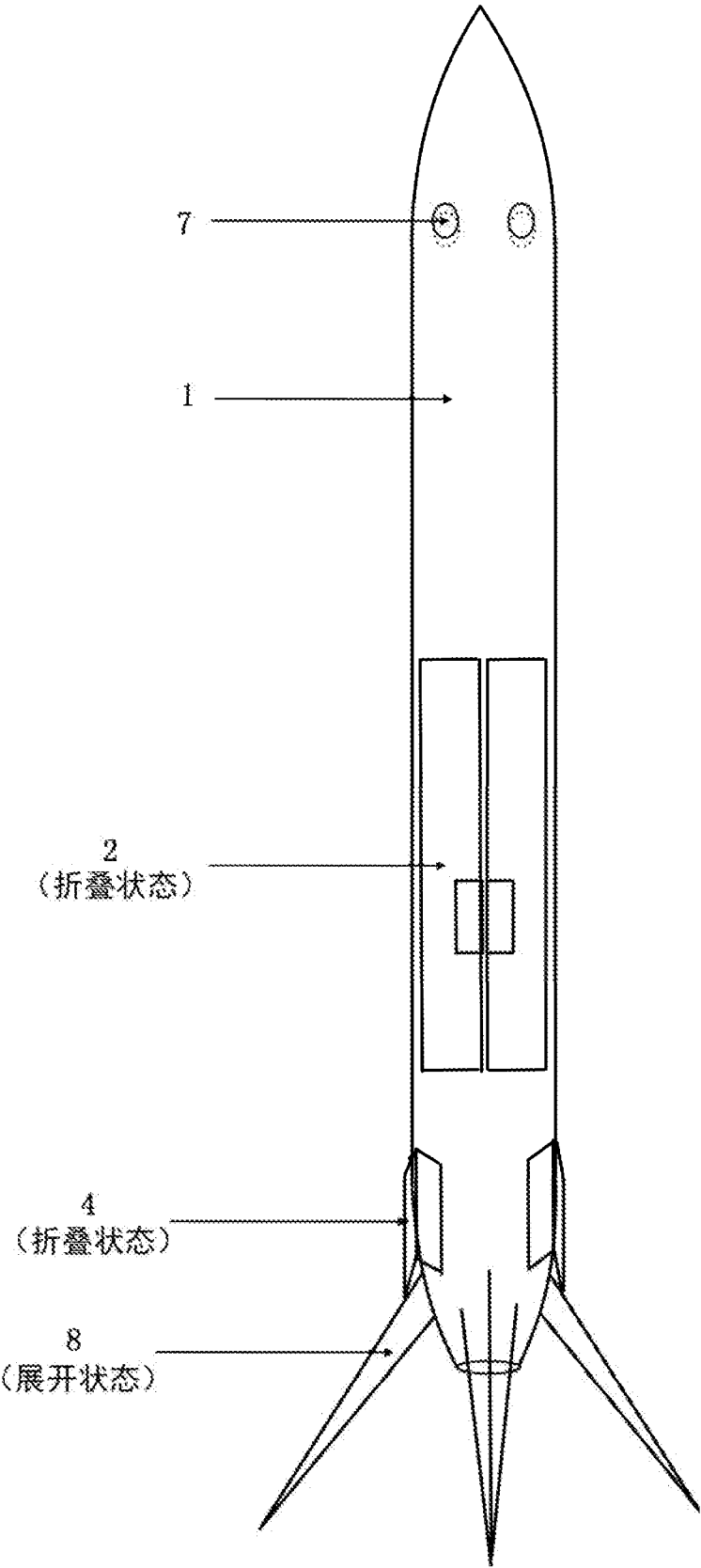


图 5

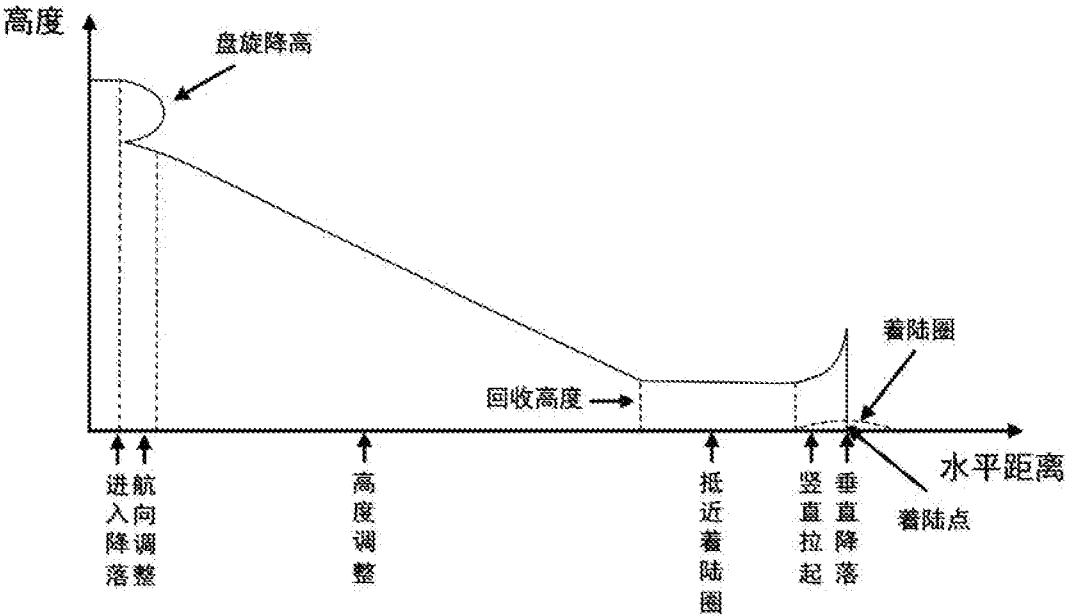


图 6

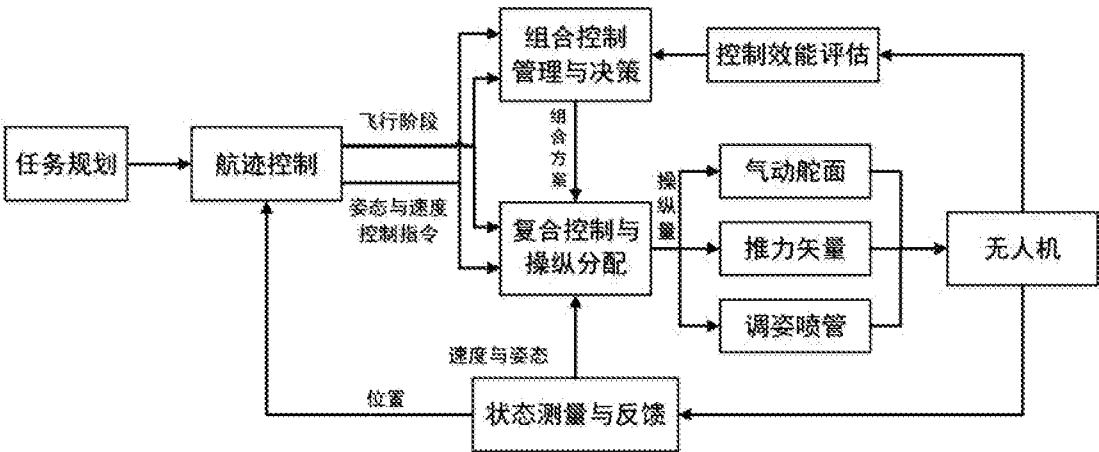


图 7

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/CN2020/130451

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

B64C 15/00(2006.01)i; B64C 3/56(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)

WPI: EPODOC; CNPAT; CNKI: 无人机, 无人, 飞行器, 喷气, 喷管, 喷嘴, 旋转力矩, 扭矩, 偏心, 翻转, 翻滚, 滚转, 机翼, 折叠, 垂直, 起降, 起飞, 降落, 调整, 调节, 姿态, 调姿, jet+, nozzle+, muzzle+, inject+, decentrat+, eccentric+, vertical+, wing, aerofoil, fold, invert+, roll+, tumbl+, adjust+, attitud+

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	CN 209535459 U (HENAN LEISHENG AVIATION TECHNOLOGY CO., LTD.) 25 October 2019 (2019-10-25) description, specific embodiments, and figures 1-4	1-7
A	JP H0534096 A (MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD.) 09 February 1993 (1993-02-09) entire document	1-7
A	GB 2190636 B (SHORT BROTHERS & HARLAND LIMITED) 13 December 1989 (1989-12-13) entire document	1-7
A	CN 102466429 A (BEIJING KESHI MEDICAL IMAGE TECHNOLOGY INSTITUTE) 23 May 2012 (2012-05-23) entire document	1-7
A	CN 111413871 A (NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY) 14 July 2020 (2020-07-14) entire document	1-7



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

02 June 2021

Date of mailing of the international search report

30 June 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/CN2020/130451**C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT**

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	CN 105947187 A (NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY) 21 September 2016 (2016-09-21) entire document	1-7
A	BE 856661 A1 (GENERAL DYNAMICS CORP.) 09 January 1978 (1978-01-09) entire document	1-7
A	CN 204279944 U (WU, Jianwei) 22 April 2015 (2015-04-22) entire document	1-7

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.

PCT/CN2020/130451

Patent document cited in search report			Publication date (day/month/year)	Patent family member(s)			Publication date (day/month/year)
CN	209535459	U	25 October 2019	None			
JP	H0534096	A	09 February 1993	None			
GB	2190636	B	13 December 1989	GB	8612440	D0	17 September 1986
				GB	2190636	A	25 November 1987
				GB	8712046	D0	22 July 1987
CN	102466429	A	23 May 2012	WO	2013004073	A1	10 January 2013
CN	111413871	A	14 July 2020	None			
CN	105947187	A	21 September 2016	None			
BE	856661	A1	09 January 1978	NL	170890	C	03 January 1983
				AU	2628677	A	04 January 1979
				NL	170890	B	02 August 1982
				FR	2396947	B1	23 October 1981
				DE	2730751	C2	23 February 1984
				GB	1541528	A	07 March 1979
				NL	7707252	A	03 January 1979
				US	4044970	A	30 August 1977
				DE	2730751	A1	18 January 1979
				FR	2396947	A1	02 February 1979
				AU	503846	B2	20 September 1979
CN	204279944	U	22 April 2015	None			

国际检索报告

国际申请号

PCT/CN2020/130451

A. 主题的分类

B64C 15/00(2006.01)i; B64C 3/56(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))

WPI; EPDOC; CNPAT; CNKI: 无人机, 无人, 飞行器, 喷气, 喷管, 喷嘴, 旋转力矩, 扭矩, 偏心, 翻转, 翻滚, 滚转, 机翼, 折叠, 垂直, 起降, 起飞, 降落, 调整, 调节, 姿态, 调姿, jet+, nozzle+, muzzle+, inject+, decentrat+, eccentric+, vertical+, wing, aerofoil, fold, invert+, roll+, tumbl+, adjust+, attitud+

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 209535459 U (河南雷盛航空科技有限公司) 2019年 10月 25日 (2019 - 10 - 25) 说明书具体实施方式, 图1-4	1-7
A	JP H0534096 A (MITSUBISHI HEAVY IND. LTD.) 1993年 2月 9日 (1993 - 02 - 09) 全文	1-7
A	GB 2190636 B (SHORT BROS & HARLAND LTD.) 1989年 12月 13日 (1989 - 12 - 13) 全文	1-7
A	CN 102466429 A (北京科实医学图像技术研究所) 2012年 5月 23日 (2012 - 05 - 23) 全文	1-7
A	CN 111413871 A (西北工业大学) 2020年 7月 14日 (2020 - 07 - 14) 全文	1-7
A	CN 105947187 A (西北工业大学) 2016年 9月 21日 (2016 - 09 - 21) 全文	1-7
A	BE 856661 A1 (GEN DYNAMICS CORP.) 1978年 1月 9日 (1978 - 01 - 09) 全文	1-7

☒ 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

2021年 6月 2日

国际检索报告邮寄日期

2021年 6月 30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

陆帅

电话号码 86-10-53960896

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 204279944 U (吴建伟) 2015年 4月 22日 (2015 - 04 - 22) 全文	1-7

国际检索报告
关于同族专利的信息

国际申请号

PCT/CN2020/130451

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	209535459	U	2019年 10月 25日	无	
JP	H0534096	A	1993年 2月 9日	无	
GB	2190636	B	1989年 12月 13日	GB 8612440 D0	1986年 9月 17日
				GB 2190636 A	1987年 11月 25日
				GB 8712046 D0	1987年 7月 22日
CN	102466429	A	2012年 5月 23日	WO 2013004073 A1	2013年 1月 10日
CN	111413871	A	2020年 7月 14日	无	
CN	105947187	A	2016年 9月 21日	无	
BE	856661	A1	1978年 1月 9日	NL 170890 C	1983年 1月 3日
				AU 2628677 A	1979年 1月 4日
				NL 170890 B	1982年 8月 2日
				FR 2396947 B1	1981年 10月 23日
				DE 2730751 C2	1984年 2月 23日
				GB 1541528 A	1979年 3月 7日
				NL 7707252 A	1979年 1月 3日
				US 4044970 A	1977年 8月 30日
				DE 2730751 A1	1979年 1月 18日
				FR 2396947 A1	1979年 2月 2日
				AU 503846 B2	1979年 9月 20日
CN	204279944	U	2015年 4月 22日	无	