(12) 按照专利合作条约所公布的国际申请

(19) 世界知识产权组织
国 际 局

(43) 国际公布日
2017 年 10 月 5 日 (05.10.2017)

WIPO | PCT

(10) 国际公布号
WO 2017/166382 A1

(51) 国际专利分类号:
B64C 25/22 (2006.01) *B64C 25/28* (2006.01)
B64C 25/24 (2006.01)

(21) 国际申请号: PCT/CN2016/081643

(22) 国际申请日: 2016 年 5 月 11 日 (11.05.2016)

(25) 申请语言: 中文

(26) 公布语言: 中文

(30) 优先权:
201610187582.8 2016 年 3 月 29 日 (29.03.2016) CN

(71) 申请人: **京东方科技集团股份有限公司 (BOE TECHNOLOGY GROUP CO., LTD.)** [CN/CN]; 中国北京市朝阳区酒仙桥路 10 号, Beijing 100015 (CN)。

(72) 发明人: **张忆非 (ZHANG, Yifei)**; 中国北京市北京经济技术开发区地泽路 9 号, Beijing 100176 (CN)。 **张莹 (ZHANG, Ying)**; 中国北京市北京经济技术开发区地泽路 9 号, Beijing 100176 (CN)。 **谷玉 (GU, Yu)**; 中国北京市北京经济技术开发区地泽路 9 号, Beijing 100176 (CN)。 **赵凯 (ZHAO, Kai)**; 中国北京市北京经济技术开发区地泽路 9 号, Beijing 100176 (CN)。 **丁洪利 (DING, Hongli)**; 中国北京市北京经济技术开发区地泽路 9 号, Beijing 100176 (CN)。

(74) 代理人: **北京天昊联合知识产权代理有限公司 (TEE&HOWE INTELLECTUAL PROPERTY ATTORNEYS)**; 中国北京市东城区建国门内大街 28 号民生金融中心 D 座 10 层陈源, Beijing 100005 (CN)。

(81) 指定国 (除另有指明，要求每一种可提供的国家保护): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR, 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,

[见续页]

(54) **Title**: AIRCRAFT LANDING GEAR, AIRCRAFT AND LANDING METHOD THEREFOR

(54) **发明名称**: 飞机起落架、飞机和飞机降落方法

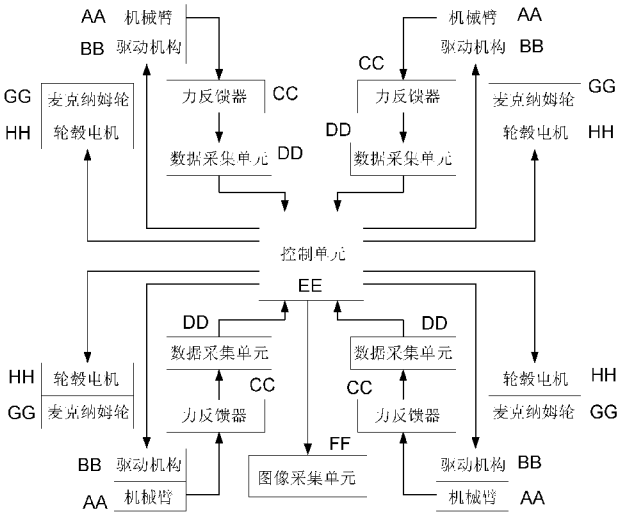


图 6

AA Mechanical arm
BB Driving mechanism
CC Force feedback device
DD Data acquisition unit
EE Control unit
FF Image acquisition unit
GG Mecanum wheel
HH Hub motor

(57) **Abstract**: An aircraft landing gear, an aircraft and a landing method therefor. The landing gear comprises: at least three bendable mechanical arms (1), the mechanical arms (1) comprising a mounting base (11), a first link bar (12) and a second link bar (13) which are located in the same plane, one end of the mounting base (11) being connected to an aircraft, the other end of the mounting base (11) being pivotally connected to one end of the first link bar (12), and the mounting base (11) being able to rotate around an axis which is perpendicular to the bottom surface of the aircraft; the other end of the first link bar (12) being pivotally connected to one end of the second link bar (13); the other end of the second link bar (13) being connected to rotary wheels; force feedback devices, which are used for respectively detecting whether respective mechanical arms (1) are being stressed; and driving mechanisms, which are used for respectively driving respective mechanical arms (1) to move; during deployment of the landing gear, the driving mechanisms driving, when the force feedback devices detect that any one of the mechanical arms (1) is being stressed, the mechanical arm (1) to maintain the current status. The landing gear can solve the problem of the existing aircraft having unstable landing gear support when the ground is uneven, and the landing gear is preferably used for vertically landing aircrafts.

(57) **摘要**:

[见续页]

WO 2017/166382 A1

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))。

一种飞机起落架、飞机和飞机降落方法。起落架包括：至少 3 个能弯折的机械臂（1），机械臂（1）包括位于同一平面内的安装基座（11）、第一连杆（12）、第二连杆（13），其中，安装基座（11）的一端与飞机连接，安装基座（11）的另一端与第一连杆（12）的一端枢转地连接，并且安装基座（11）能够围绕与飞机底面垂直的轴线转动；第一连杆（12）的另一端与第二连杆（13）的一端枢转地连接；并且第二连杆（13）的另一端与转轮连接；力反馈器，其用于分别检测各机械臂（1）是否受力；以及驱动机构，其用于分别驱动各机械臂（1）运动，在起落架的展开过程中，当力反馈器检测到任意机械臂（1）受力时，驱动机构驱动该机械臂（1）保持当前状态。该起落架能够解决现有飞机起落架在地面不平时支撑不稳定的问题，该起落架优选地用于垂直降落飞机。

飞机起落架、飞机和飞机降落方法

技术领域

本发明涉及飞机起落架技术领域，尤其涉及一种飞机起落架、飞机和飞机降落方法。

背景技术

现有直升机的起落架的形式主要有轮式、支架式两种，每个起落架均通过多个支撑臂、支撑轮等与地面接触，从而实现对直升机的支撑。

但是，不论是哪种形式的起落架，均要求降落地面是平整的，若地面不平，则必然存在部分支撑臂、支撑轮不能与地面接触的情况，从而造成支撑不稳定。

发明内容

针对现有飞机起落架在地面不平时支撑不稳定的问题，本发明提供了一种即使在地面不平时也可提供稳定支撑的飞机起落架、飞机和飞机降落方法。

根据本发明的一个方面，提供了一种用于飞机的起落架，包括:

至少 3 个能弯折的机械臂，所述机械臂包括位于同一平面内的安装基座、第一连杆、第二连杆，其中，所述安装基座的一端与飞机连接，所述安装基座的另一端与所述第一连杆的一端枢转地连接，并且所述安装基座能够围绕与飞机底面垂直的轴线转动；所述第一连杆的另一端与所述第二连杆的一端枢转地连接；并且所述第二连杆的另一端与转轮连接；

力反馈器，其用于分别检测各机械臂是否受力；以及

驱动机构，其用于分别驱动各机械臂运动，在所述起落架的

展开过程中，当所述力反馈器检测到任意机械臂受力时，所述驱动机构驱动该机械臂保持当前状态。

当所述起落架为用于载人飞机的起落架时，所述转轮的直径可以在 170~300mm 的范围内；并且

当所述起落架为用于无人机的起落架时，所述转轮的直径可以在 5~70mm 的范围内。

所述转轮可以为麦克纳姆轮（Mecanum wheel）；并且

所述起落架还包括用于驱动所述麦克纳姆轮转动的转轮驱动机构。

所述麦克纳姆轮可以包括主体和设于主体上的多个辊轮，所述辊轮由聚氨酯制成。

所述转轮驱动机构可以为设于所述麦克纳姆轮的轮毂内的轮毂电机。

所述机械臂的数量可以为 3 个，3 个机械臂与飞机的连接点为等边三角形的 3 个顶点。

所述机械臂的数量可以为 4 个，4 个机械臂与飞机的连接点为矩形或等腰梯形的 4 个顶点。

所述安装基座、所述第一连杆、所述第二连杆的长度比可以为 0.8~1.2：2.6~3.4：1.7~2.3。

所述安装基座、所述第一连杆、所述第二连杆的长度比可以为 1：3：2。

当所述起落架为用于载人飞机的起落架时，所述安装基座、所述第一连杆、所述第二连杆的总长度可以在 1.5~2m 的范围内；并且

当所述起落架为用于无人机的起落架时，所述安装基座、所述第一连杆、所述第二连杆的总长度可以在 0.12~0.3m 的范围内。

所述安装基座可以围绕与飞机底面垂直的轴线进行 360 度的转动；

所述安装基座与所述第一连杆之间的夹角能够在 0~180 度的范围内变化；并且

所述第一连杆与所述第二连杆之间的夹角能够在 0~180 度的范围内变化。

用于驱动所述安装基座与所述第一连杆进行相对转动以及用于驱动所述第一连杆与所述第二连杆进行相对转动的所述驱动机构可以为液压驱动机构；并且

用于驱动所述安装基座围绕与飞机底面垂直的轴线进行转动的所述驱动机构可以为电驱动机构。

所述用于飞机的起落架还可以包括设于所述飞机的底面的图像采集单元，

其中，在所述起落架的展开过程中，所述图像采集单元采集所述飞机下方的图像，所述驱动机构根据所述图像驱动各个所述安装基座围绕与所述飞机的底面垂直的轴线进行转动。

当所述起落架处于展开状态时，若所述力反馈器检测到任意机械臂不受力，则所述驱动机构驱动该机械臂继续伸展，直至所述力反馈器检测到该机械臂受力，之后驱动该机械臂保持当前状态。

根据本发明的另一方面，提供了一种包括上述起落架的飞机。

所述飞机可以为垂直降落飞机。

所述垂直降落飞机可以为直升机或螺旋桨无人机。

所述飞机还可以包括:

具有连接面的翻转板，其能够在使所述连接面朝向地面的位置和使所述连接面背向地面的位置的范围内翻转，并且所述机械臂的所述安装基座连接在所述翻转板的所述连接面上。

根据本发明的又一方面，提供了一种飞机降落方法，所述飞机为上述飞机，所述飞机降落方法包括:

所述驱动机构驱动所述安装基座相对于飞机底面转动至所需位置;

所述驱动机构驱动各个机械臂的所述安装基座与所述第一连杆进行相对转动，以及驱动所述第一连杆与所述第二连杆进行相对转动，从而使各个机械臂逐渐伸展；以及

当所述力反馈器检测到任意机械臂受到阻力时，所述驱动机构驱动该机械臂保持当前状态。

所述安装基座与所述第一连杆之间的相对转动以及所述第一连杆与所述第二连杆之间的相对转动的速度可以为 1~5 度/秒。

本发明的起落架包括多个力反馈器以及多个可被独立驱动的机械臂，因此当飞机要降落并使起落架展开时，驱动机构分别驱动各机械臂伸展，当力反馈器检测到其中某个机械臂受力（触地）时，驱动机构就让该机械臂停止运动并保持当前状态，而其他机械臂继续伸展，直到它们分别都触地为止。因此，在地面不平的情况下，各机械臂可分别伸展到不同长度并都与地面接触，从而对飞机形成稳定的支撑。

本发明的起落架适用于各种飞机，但优选用于垂直降落飞机，尤其是直升机和螺旋桨无人机。

附图说明

图 1 是根据本发明的实施例的飞机的结构示意图；

图 2 是示出根据本发明的实施例的飞机降落在不平地面上的情况的示意图；

图 3 是根据本发明的实施例的起落架的一个机械臂的局部结构示意图；

图 4 是根据本发明的实施例的起落架的麦克纳姆轮的局部结构示意图；

图 5 是麦克纳姆轮实现不同方向的运动的原理示意图；

图 6 是根据本发明的实施例的起落架的组成框图；

图 7 是根据本发明的实施例的起落架在展开时的工作流程图；以及

图 8 是根据本发明的实施例的飞机降落方法的流程图。

附图标记：

1、机械臂；11、安装基座；12、第一连杆；13、第二连杆；2、麦克纳姆轮；21、麦克纳姆轮的主体；22、辊轮；3、轮毂电

机；9、飞机。

具体实施方式

为使本领域技术人员更好地理解本发明的技术方案，下面将结合附图和具体实施例对本发明作进一步详细描述。

根据本发明的一个方面，提供了一种起落架。

如图 1 至图 8 所示，该起落架包括:

至少 3 个能弯折的机械臂 1，机械臂 1 包括位于同一平面内的安装基座 11、第一连杆 12、第二连杆 13，其中，安装基座 11 的一端与飞机 9 连接，其另一端与第一连杆 12 的一端枢转地连接，并且安装基座 11 能够围绕与飞机 9 底面垂直的轴线转动；第一连杆 12 的另一端与第二连杆 13 的一端枢转地连接；并且第二连杆 13 的另一端与转轮连接；

力反馈器，其用于分别检测各机械臂 1 是否受力；以及

驱动机构，其用于分别驱动各机械臂 1 运动，在起落架的展开过程中，当力反馈器检测到任意机械臂 1 受力时，驱动机构驱动该机械臂 1 保持当前状态。

在本实施例中，如图 1 和图 6 所示，用于飞机 9 的起落架包括多个机械臂 1，这些机械臂 1 的一端连接在飞机 9 上，另一端连接转轮以用于与地面接触。起落架中还包括力反馈器，力反馈器用于分别检测各机械臂 1 是否受力，力反馈器所检测到的数据经由数据采集单元被传递到控制单元，控制单元由此判断机械臂 1 是否已经接触地面。起落架的驱动机构用于分别驱动各机械臂 1 进行独立的运动。

如图 7 所示，当飞机 9 要降落并使起落架展开时，驱动机构分别驱动各机械臂 1 进行伸展。具体地，驱动机构首先驱动各安装基座 11 相对于飞机 9 底面转动至所需位置，从而保证展开后的机械臂 1 朝向所需方向；之后，驱动机构驱动各机械臂 1，使得安装基座 11 与第一连杆 12 之间的夹角以及第一连杆 12 与第二连杆间 13 之间的夹角逐渐增大，也就是使折叠的机械臂 1 逐渐展开；

当力反馈器检测到某个机械臂 1 受到阻力时，则表明该机械臂 1 已经与地面接触，从而驱动机构驱动该机械臂 1 停止运动并保持当前状态，而此时其他机械臂 1 继续伸展，直到每个机械臂都触地（或伸展到最大长度）。

也就是说，在本实施例中，每个机械臂 1 都会在触地后立即停止伸展，从而使得每个机械臂 1 都伸展成正好与地面接触。因此，如图 2 所示，在地面不平的情况下，当起落架完成展开时，各机械臂 1 可分别伸展到不同长度并都与地面接触，从而保证对飞机 9 形成稳定的支撑。

如图 3 所示，本实施例的机械臂 1 处于“三段”的形式，其中任意两个相邻段之间可相对转动（或者说可折叠或展开），从而使得整个机械臂 1 是能弯折的，或者说是能折叠的。当机械臂 1 未被使用时，可被折叠起来，从而使其所占空间很小；而在要使用时，机械臂 1 又可逐步伸展至很长的长度。可见，这样的折叠式机械臂 1 结构简单、稳定性好，长度变化范围大。

此外，由于机械臂 1 的安装基座 11 能相对于飞机 9 底面转动，故机械臂 1 实际上具有三个自由度。这样，在机械臂 1 伸长时，可调节机械臂 1 的伸展方向，或者说可调节机械臂 1 的实际支撑点（转轮）的位置。具体地，一方面，可根据地面的情况，选择合适的支撑点，从而避开不适合接触的地面位置（如烂泥等软质地面）；另一方面，通过选择实际支撑点的位置，还可提供更稳定的支撑，例如，各机械臂 1 与地面接触的实际位置均可以是位于机身的范围之外的位置，从而大大提高了支撑的稳定性。

优选地，若起落架为用于载人飞机的起落架，则转轮的直径在 170~300mm 的范围内；而若起落架为用于无人机的起落架，则转轮的直径在 5~70mm 的范围内。

显然，转轮的尺寸与其承压能力和在降落时减少冲击的能力相关，经研究发现，在使用本实施例的起落架的情况下，对于一般的载人飞机而言，转轮的直径在 170~300mm 的范围内即可满足要求；而对于无人机而言，由于其尺寸一般较小，故转轮直径在

5~70mm 的范围内即可。

更优选地，转轮为麦克纳姆轮 2，并且起落架还包括用于驱动麦克纳姆轮 2 转动的转轮驱动机构。

现有的起落架转轮有些并无动力，故飞机 9 仍需要牵引车的牵引才可运动；而有些转轮的运动方向受限，故飞机 9 的诸如转向等运动不灵活，需要很大的操作空间。而在本实施例中采用带有转轮驱动机构的麦克纳姆轮 2 解决了以上问题。麦克纳姆轮 2 又称万向轮，如图 4 所示，麦克纳姆轮的主体 21 的轮缘上存在相对于轮轴倾斜（通常为倾斜 45 度）设置的多个辊轮 22，这些辊轮 22 可各自独立的进行转动。由此，如图 5 所示，通过使麦克纳姆轮的主体 21 和各辊轮 22 分别进行不同方向和速度的转动，即可使二者的运动分量组合出多种不同的综合结果，从而在飞机 9 朝向不变的情况下，实现任意方向的运动（由于用麦克纳姆轮 2 实现任意方向的运动的具体方法是已知的，故在此不再详细描述）。由此，通过采用麦克纳姆轮 2，可让使用本实施例起落架的飞机 9 在很小的空间内实现灵活的全方位运动。

另外，麦克纳姆轮 2 实际是通过多个辊轮 22 与地面接触的，故其所受的力被多个辊轮 22 共同分担，由此在整体尺寸相同的情况下，麦克纳姆轮 2 承受压力和冲击的能力较强，因此特别适用于需要承载很大重量的飞机 9 的起落架中。

进一步优选地，转轮驱动机构为设于麦克纳姆轮 2 的轮毂内的轮毂电机 3。

在本实施例中，如图 4 所示，轮毂电机 3 是直接安装在被驱动轮（麦克纳姆轮 2）的轮毂内的电机，这样可以省去传动机构，从而节省空间。

进一步优选地，麦克纳姆轮 2 的辊轮 22 由聚氨酯制成。

由于麦克纳姆轮 2 中的辊轮 22 多且很小，故一般不能采用充气轮的形式，为此，可选用既具有较高强度，又具有较好韧性和抗冲击性的材料制造辊轮 22，以进一步改善其抗冲击性和承压性能。经研究发现，聚氨酯材料特别适用于制造辊轮 22。当然，若

采用其他高强度材料制造辊轮 22 也是可行的。

优选地，机械臂 1 的数量为 3 个，3 个机械臂 1 与飞机 9 的连接点为等边三角形的 3 个顶点。

显然，要提供稳定的支撑，至少需要 3 个机械臂 1，当机械臂 1 与飞机 9 的连接点优选地排成等边三角形时，可以对飞机 9 的各位置都提供稳定的支撑。

当然，如前所述，虽然机械臂 1 与飞机 9 的连接点构成了等边三角形，但由于安装基座 11 能够围绕与飞机 9 底面垂直的轴线转动，故各机械臂 1 可转动到不同的方向上，因此，最终各机械臂 1 与地面的接触点（转轮）并不一定是等边三角形。

作为本实施例的另一种形式，机械臂 1 的数量可以为 4 个，且 4 个机械臂 1 与飞机 9 的连接点为矩形或等腰梯形的 4 个顶点。

显然，在理论上，3 个机械臂 1 形成三角形即可提供稳定的支撑，但若起落架所占的面积有限，则可能需要更多的机械臂 1 才能提供足够稳定的支撑。如图 1 和图 2 所示，研究发现，4 个组成了四边形（如矩形、等腰梯形等）的机械臂 1 通常足以提供稳定的支撑。

优选地，安装基座 11、第一连杆 12、第二连杆 13 的长度比为 0.8~1.2：2.6~3.4：1.7~2.3；更优选地为 1：3：2。

显然，机械臂 1 的各“段”之间的长度比例对于机械臂 1 的运动方式、受力分布等都是有影响的。经过研究发现，由于安装基座 11 主要用于与飞机 9 连接并实现相对于飞机 9 底面旋转的自由度，故其长度不用太大；而要实现“折叠（或者说长度控制）”功能的第一连杆 12 和第二连杆 13 则应当较长。在两个连杆中，优选的是，第一连杆 12 更长，因为第一连杆 12 可带动第二连杆 13 一起运动。更具体而言，安装基座 11、第一连杆 12、第二连杆 13 的长度比优选地为 1：3：2 或接近该比例值，这样可保证在折叠时，安装基座 11 和第二连杆 13 的长度之和基本上与第一连杆 12 相当，从而达到“完全折叠”的效果。

由于载人飞机的尺寸一般较大，其起落架的机械臂 1 的长度

也相应较大，因此对于用于载人飞机的起落架而言，安装基座 11、第一连杆 12、第二连杆 13 的总长度优选地在 1.5~2m 的范围内。由于无人机的尺寸一般较小，其起落架的机械臂 1 的长度也相应较小，因此对于用于无人机的起落架而言，安装基座 11、第一连杆 12、第二连杆 13 的总长度优选地在 0.12~0.3m 的范围内。

优选地，安装基座 11 能够围绕与飞机 9 底面垂直的轴线进行 360 度的转动；安装基座 11 与第一连杆 12 之间的夹角能够在 0~180 度的范围内变化；以及第一连杆 12 与第二连杆 13 之间的夹角能够在 0~180 度的范围内变化。

也就是说，安装基座 11 优选地能够进行 360 度的全方位自由旋转，以使机械臂 1 能够朝向任何方向；而安装基座 11 与第一连杆 12 之间以及第一连杆 12 与第二连杆 13 之间优选地均可在完全折叠（0 度）至完全展开（180 度）的角度范围内转动，以使机械臂 1 实现最大范围内的长度变化。

优选地，用于驱动安装基座 11 与第一连杆 12 进行相对转动以及用于驱动第一连杆 12 与第二连杆 13 进行相对转动的驱动机构为液压驱动机构；而用于驱动安装基座 11 围绕与飞机 9 底面垂直的轴线进行转动的驱动机构为电驱动机构。

也就是说，安装基座 11、第一连杆 12、第二连杆 13 之间的相对转动是通过液压驱动实现的，而安装基座 11 相对于飞机 9 的转动则是通过电驱动实现的。这是因为：液压驱动可提供很大的驱动力，但相对速度较慢，而电驱动刚好相反；在支撑飞机 9 时，安装基座 11、第一连杆 12、第二连杆 13 之间必须保持特定的相对角度，且同时还要克服很大的飞机 9 的重力，故它们之间的关节受力较大，因此优选地采用液压驱动；相对而言，安装基座 11 并不受很大的力，只要能快速地相对飞机 9 旋转到所需位置即可，故优选采用电驱动。

优选地，起落架还包括设于飞机 9 的底面的图像采集单元，在起落架的展开过程中，图像采集单元采集飞机 9 下方的图像，驱动机构根据图像驱动各个安装基座 11 围绕与飞机 9 的底面垂直

的轴线进行转动。

如前所述，通过安装基座 11 的转动可使机械臂 1 支撑在地面的不同位置。为此，可在飞机 9 的底部设置图像采集单元（如摄像头），从而采集飞机 9 下方的地面的图像，通过分析该图像确定将要进行降落的地面中的哪些位置适于与机械臂 1 接触，哪些位置不适于与机械臂 1 接触（如为烂泥等软质地面），之后根据分析结果驱动机械臂 1 进行转动，使其“躲开”不适合的地面，从而保证各机械臂 1 都支撑在相对平整、牢固的地面上，以便提供更稳定的支撑。

优选地，当起落架处于展开状态时，若力反馈器检测到任意机械臂 1 不受力，则驱动机构驱动该机械臂 1 继续渐伸展，直至力反馈器检测到该机械臂 1 受力，之后驱动机构驱动该机械臂 1 保持当前状态。

当起落架完成伸长并处于展开状态时（此时飞机 9 必然落在地面上），飞机 9 仍有可能进行诸如滑行等运动，故与起落架接触的地面的状况可能发生改变，某些原本已经触地的机械臂 1 可能会运动到地面的凹陷处而不再触地，从而也不再受力，这会造成支撑的不稳定。在此情况下，若发现某机械臂 1 不受力，则驱动机构可驱动其继续伸长，直到其再次触地并受力为止，从而在移动过程中提供稳定的支撑。

由此可见，以上起落架适用于垂直降落飞机，特别适用于直升机或螺旋桨无人机。这是因为起落架的调整需要一定时间，而飞机 9 滑行降落时速度往往很快，起落架下方的地面状况快速变化，其调整速度可能跟不上。而垂直降落飞机在降落时只有垂直方向的运动，故起落架下方的地面情况不会发生改变，只要各机械臂 1 逐渐展开并分别触地，即可实现稳定的支撑。

根据本发明的另一方面，提供了一种包括上述起落架的飞机。

该起落架连接在飞机 9 底面上。

优选地，飞机 9 为垂直降落飞机，进一步优选地，垂直降落飞机为直升机或螺旋桨无人机。

如上文所述，本发明的起落架最适用于垂直降落飞机，但并不限于垂直降落飞机。

优选地，该飞机 9 还包括：具有连接面的翻转板，其能够在使连接面朝向地面的位置和使连接面背向地面的位置的范围内翻转，并且机械臂 1 的安装基座 11 连接在翻转板的连接面上。

也就是说，飞机 9 的机身中设有可翻转的翻转板，而机械臂 1 则连接在该翻转板的连接面上。由此，当飞机 9 降落时，翻转板可翻转至连接面朝下的位置，使机械臂 1（或者说安装基座 11）朝下以便进行支撑；而在飞机 9 飞行时，翻转板可翻转至使连接面朝向其机腹内的位置，从而带动机械臂 1 翻转，以将机械臂 1 收纳到其机腹内，使飞机 9 具有更好的气动外形、隐身性能等。

根据本发明的又一方面，提供了一种上述飞机的降落方法。

如图 7、图 8 所示，该飞机降落方法包括：

S101、驱动机构驱动安装基座 11 相对于飞机 9 底面转动至所需位置；

S102、驱动机构驱动各个机械臂 1 的安装基座 11 与第一连杆 12 进行相对转动，以及驱动第一连杆 12 与第二连杆 13 进行相对转动，从而使各个机械臂 1 逐渐伸展；以及

S103、当力反馈器检测到任意机械臂 1 受到阻力时，驱动机构驱动该机械臂 1 保持当前状态。

本实施例提供的飞机具有上述起落架，故其在降落时，可采用以上方法，即：先将起落架翻转朝下（如果有翻转板）；之后利用图像采集单元采集降落处的地面图像（如果有图像采集单元），根据该图像分析应当使各机械臂 1 支撑在什么位置，并驱动安装基座 11 旋转至合适的位置；之后，使安装基座 11 与第一连杆 12 以及第一连杆 12 与第二连杆 13 同时开始相对转动，从而使它们之间的夹角都开始逐渐增大，由此机械臂 1 开始展开；当力反馈器检测到某个机械臂 1 受到阻力时，则表明该机械臂 1 已经与地面接触，驱动机构驱动该机械臂 1 停止运动并保持当前状态，而其他机械臂 1 继续伸展，直到每个机械臂都触地（或伸展

到最大长度），由此起落架完成展开。

优选地，安装基座 11 与第一连杆 12 之间的相对转动以及第一连杆 12 与第二连杆 13 之间的相对转动的速度为 1~5 度/秒。

也就是说，在机械臂 1 展开时，优选地使各“段”之间的夹角的变化速率在以上范围内，以使机械臂 1 既可以迅速地展开，又可以在触地时及时地停止，从而避免其触地后的运动量过大而影响支撑效果。

当然，在飞机起飞时，只要在飞机离地（如全部机械臂 1 都不受力，或距地面有一定高度）后驱动机械臂 1 逐渐折叠起来（并翻转进机腹）即可，其与起落架展开的过程相反，故不再详细描述。

可以理解的是，以上实施例仅仅是为了说明本发明的原理而采用的示例性实施例，然而本发明并不局限于此。对于本领域内的普通技术人员而言，在不脱离本发明的精神和实质的情况下，可以做出各种变型和改进，这些变型和改进也视为在本发明的保护范围之内。

权 利 要 求 书

1. 一种用于飞机的起落架，包括:

至少 3 个能弯折的机械臂，所述机械臂包括位于同一平面内的安装基座、第一连杆、第二连杆，其中，所述安装基座的一端与飞机连接，所述安装基座的另一端与所述第一连杆的一端枢转地连接，并且所述安装基座能够围绕与飞机底面垂直的轴线转动；所述第一连杆的另一端与所述第二连杆的一端枢转地连接；并且所述第二连杆的另一端与转轮连接;

力反馈器，其用于分别检测各机械臂是否受力；以及

驱动机构，其用于分别驱动各机械臂运动，在所述起落架的展开过程中，当所述力反馈器检测到任意机械臂受力时，所述驱动机构驱动该机械臂保持当前状态。

2. 根据权利要求 1 所述的用于飞机的起落架，

其中，当所述起落架为用于载人飞机的起落架时，所述转轮的直径在 170~300mm 的范围内；并且

当所述起落架为用于无人机的起落架时，所述转轮的直径在 5~70mm 的范围内。

3. 根据权利要求 1 所述的用于飞机的起落架，

其中，所述转轮为麦克纳姆轮；并且

所述起落架还包括用于驱动所述麦克纳姆轮转动的转轮驱动机构。

4. 根据权利要求 3 所述的用于飞机的起落架，

其中，所述麦克纳姆轮包括主体和设于主体上的多个辊轮，所述辊轮由聚氨酯制成。

5. 根据权利要求 3 所述的用于飞机的起落架，

其中，所述转轮驱动机构为设于所述麦克纳姆轮的轮毂内的轮毂电机。

6. 根据权利要求 1 所述的用于飞机的起落架，

其中，所述机械臂的数量为 3 个，3 个机械臂与飞机的连接点为等边三角形的 3 个顶点。

7. 根据权利要求 1 所述的用于飞机的起落架，

其中，所述机械臂的数量为 4 个，4 个机械臂与飞机的连接点为矩形或等腰梯形的 4 个顶点。

8. 根据权利要求 1 所述的用于飞机的起落架，

其中，所述安装基座、所述第一连杆、所述第二连杆的长度比为 0.8~1.2：2.6~3.4：1.7~2.3。

9. 根据权利要求 8 所述的用于飞机的起落架，

其中，所述安装基座、所述第一连杆、所述第二连杆的长度比为 1：3：2。

10. 根据权利要求 1 所述的用于飞机的起落架，

其中，当所述起落架为用于载人飞机的起落架时，所述安装基座、所述第一连杆、所述第二连杆的总长度在 1.5~2m 的范围内；并且

当所述起落架为用于无人机的起落架时，所述安装基座、所述第一连杆、所述第二连杆的总长度在 0.12~0.3m 的范围内。

11. 根据权利要求 1 所述的用于飞机的起落架，

其中，所述安装基座能够围绕与飞机底面垂直的轴线进行 360 度的转动；

所述安装基座与所述第一连杆之间的夹角能够在 0~180 度的

范围内变化；并且

所述第一连杆与所述第二连杆之间的夹角能够在 0~180 度的范围内变化。

12. 根据权利要求 1 所述的用于飞机的起落架，

其中，用于驱动所述安装基座与所述第一连杆进行相对转动以及用于驱动所述第一连杆与所述第二连杆进行相对转动的所述驱动机构为液压驱动机构；并且

用于驱动所述安装基座围绕与飞机底面垂直的轴线进行转动的所述驱动机构为电驱动机构。

13. 根据权利要求 1 所述的用于飞机的起落架，还包括设于所述飞机的底面的图像采集单元，

其中，在所述起落架的展开过程中，所述图像采集单元采集所述飞机下方的图像，所述驱动机构根据所述图像驱动各个所述安装基座围绕与所述飞机的底面垂直的轴线进行转动。

14. 根据权利要求 1 所述的用于飞机的起落架，

其中，当所述起落架处于展开状态时，若所述力反馈器检测到任意机械臂不受力，则所述驱动机构驱动该机械臂继续伸展，直至所述力反馈器检测到该机械臂受力，之后驱动该机械臂保持当前状态。

15. 一种飞机，包括：

根据权利要求 1 至 14 中任意一项所述的起落架。

16. 根据权利要求 15 所述的飞机，

其中，所述飞机为垂直降落飞机。

17. 根据权利要求 16 所述的飞机，

其中，所述垂直降落飞机为直升机或螺旋桨无人机。

18. 根据权利要求 15 所述的飞机，还包括：

具有连接面的翻转板，其能够在使所述连接面朝向地面的位置和使所述连接面背向地面的位置的范围内翻转，并且所述机械臂的所述安装基座连接在所述翻转板的所述连接面上。

19. 一种飞机降落方法，所述飞机为根据权利要求 15 至 18 中任意一项所述的飞机，所述飞机降落方法包括：

所述驱动机构驱动所述安装基座相对于飞机底面转动至所需位置；

所述驱动机构驱动各个机械臂的所述安装基座与所述第一连杆进行相对转动，以及驱动所述第一连杆与所述第二连杆进行相对转动，从而使各个机械臂逐渐伸展；以及

当所述力反馈器检测到任意机械臂受到阻力时，所述驱动机构驱动该机械臂保持当前状态。

20. 根据权利要求 19 所述的飞机降落方法，

其中，所述安装基座与所述第一连杆之间的相对转动以及所述第一连杆与所述第二连杆之间的相对转动的速度为 1~5 度/秒。

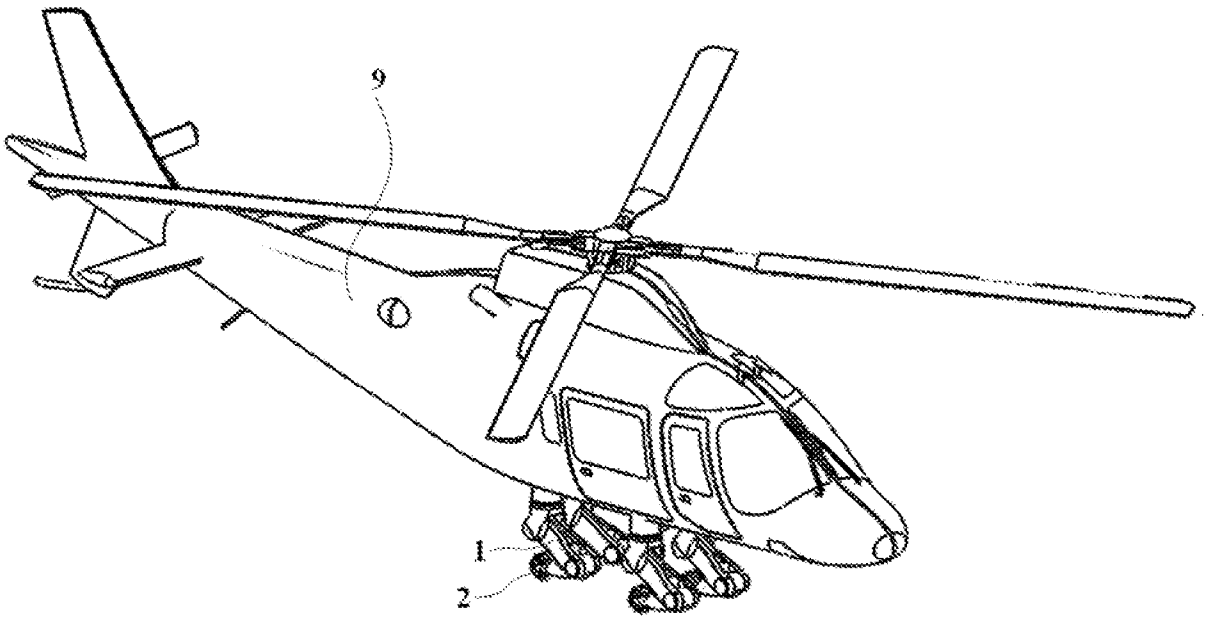


图 1

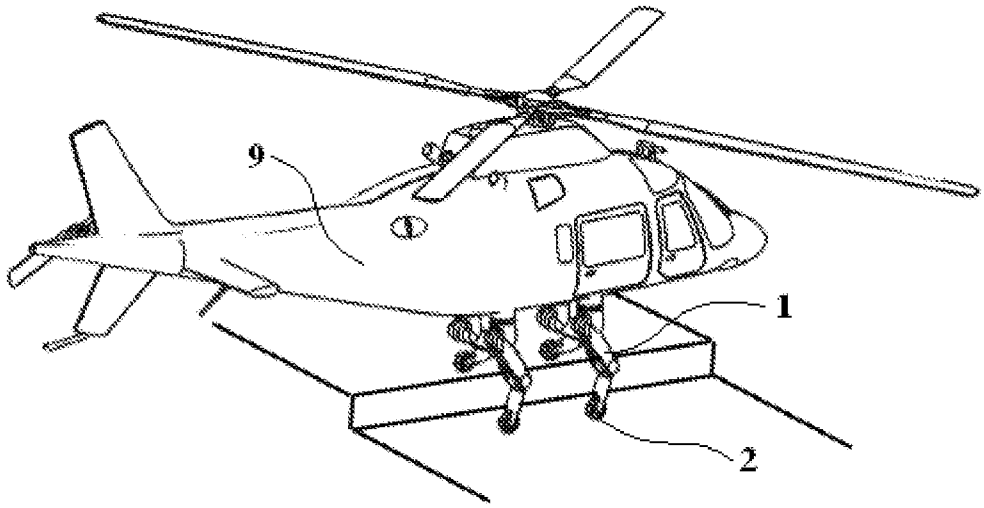


图 2

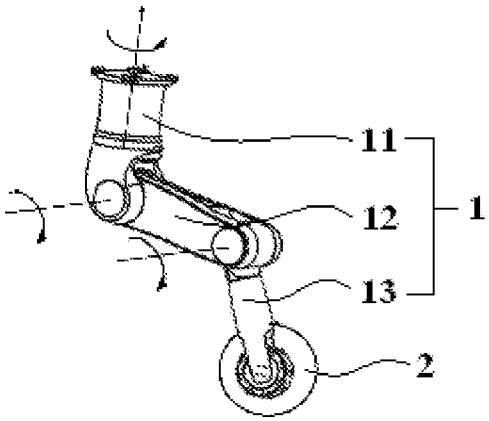


图 3

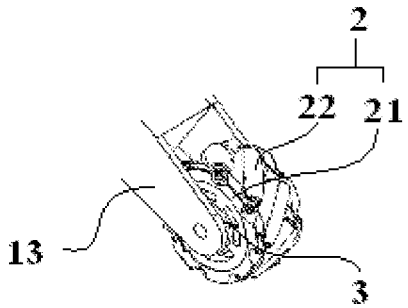


图 4

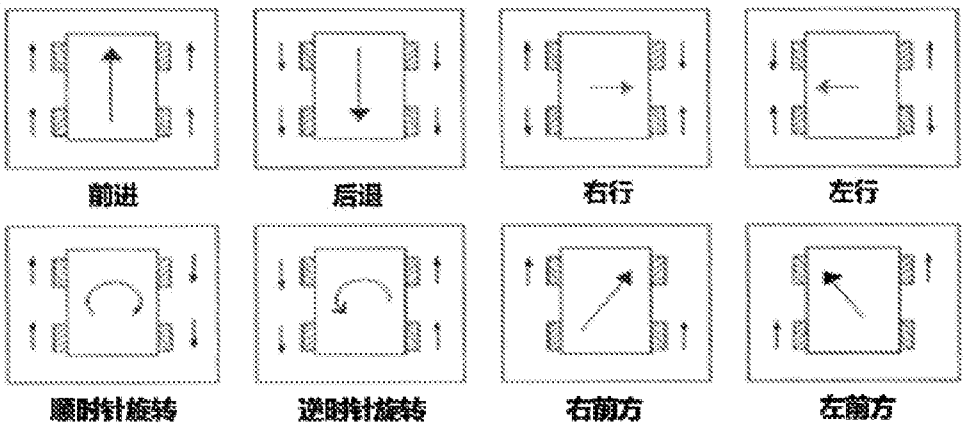


图 5

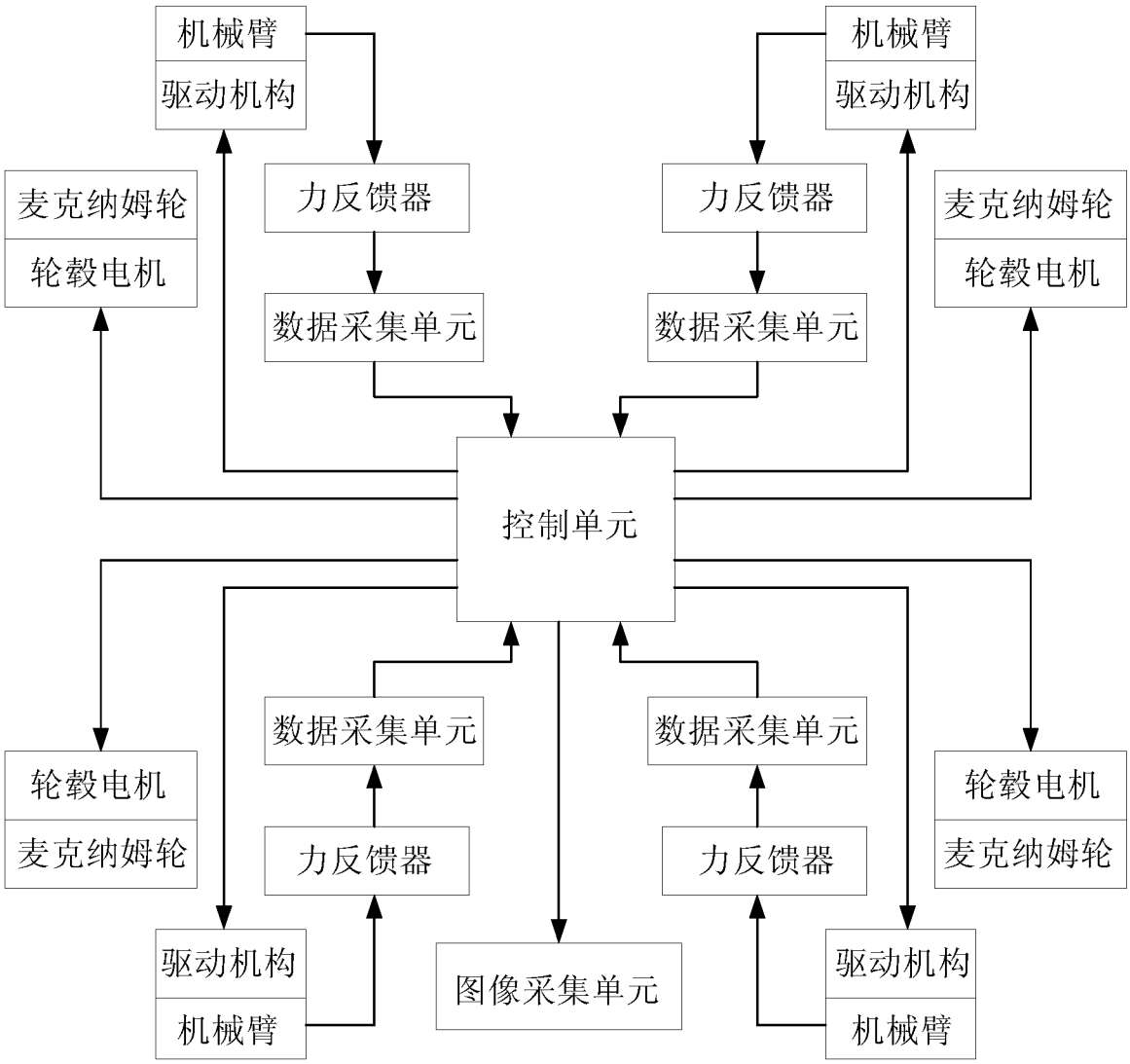

机械臂
驱动机构
机械臂
驱动机构
麦克纳姆轮
轮毂电机
力反馈器
力反馈器
麦克纳姆轮
轮毂电机
数据采集单元
数据采集单元
控制单元
数据采集单元
数据采集单元
轮毂电机
麦克纳姆轮
力反馈器
力反馈器
轮毂电机
麦克纳姆轮
驱动机构
机械臂
图像采集单元
驱动机构
机械臂

图 6

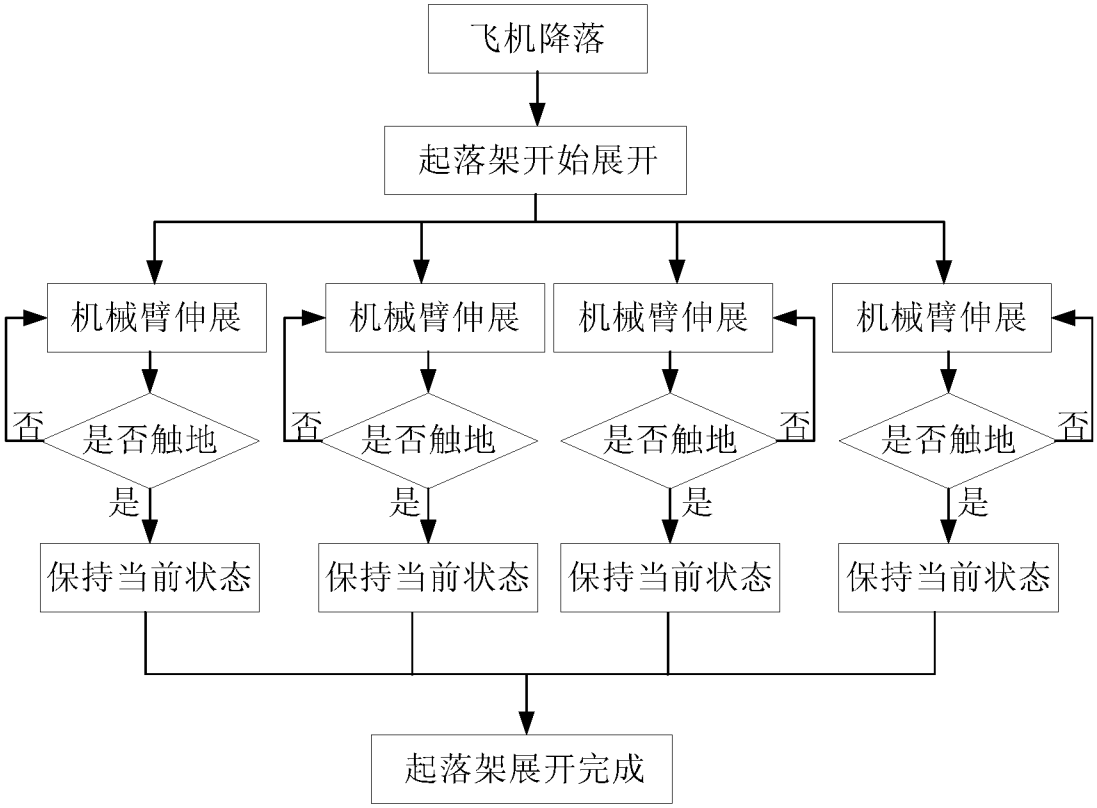

飞机降落
起落架开始展开
机械臂伸展
机械臂伸展
机械臂伸展
机械臂伸展
否
是否触地
否
是否触地
否
是否触地
否
是否触地
是
是
是
是
保持当前状态
保持当前状态
保持当前状态
保持当前状态
起落架展开完成

图 7

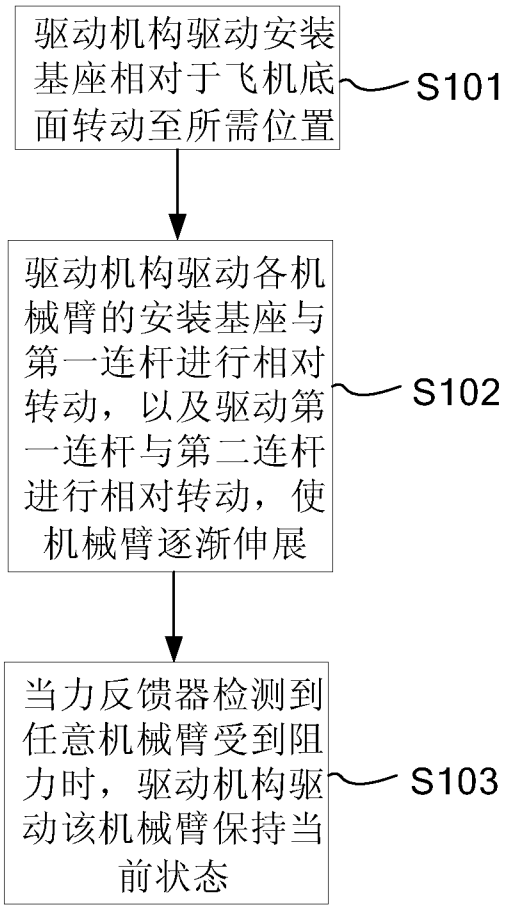

驱动机构驱动安装基座相对于飞机底面转动至所需位置
S101
驱动机构驱动各机械臂的安装基座与第一连杆进行相对转动，以及驱动第一连杆与第二连杆进行相对转动，使机械臂逐渐伸展
S102
当力反馈器检测到任意机械臂受到阻力时，驱动机构驱动该机械臂保持当前状态
S103

图 8

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/CN2016/081643

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

B64C 25/22 (2006.01) i; B64C 25/24 (2006.01) i; B64C 25/28 (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 25

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: ZHANG, Yifei; JING, Dongfang; ground, uneven, mechanical arm, arm, connecting rod, force feedback, axis; VEN: rotat+, collaps+, fold+, turn+, swerv+, veer+, feedback

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	CN 102639397 A (MESSIER BUGATTI DOWTY), 15 August 2012 (15.08.2012), description, pages 4-5, and figure 1	1-20
A	CN 103523212 A (HARBIN AIRCRAFT INDUSTRY (GROUP) CO., LTD.), 22 January 2014 (22.01.2014), the whole document	1-20
A	CN 102431644 A (AVIC LANDING GEAR ADVANCED MANUFACTURING CORP.), 02 May 2012 (02.05.2012), the whole document	1-20
A	CN 105173066 A (CHINA ACADEMY OF LAUNCH VEHICLE TECHNOLOGY), 23 December 2015 (23.12.2015), the whole document	1-20
A	EP 2987724 A1 (AIRBUS OPERATIONS LTD.), 24 February 2016 (24.02.2016), the whole document	1-20
A	EP 2925605 A1 (MESSIER DOWTY LTD.), 07 October 2015 (07.10.2015), the whole document	1-20
A	EP 2526017 A1 (MESSIER BUGATTI DOWTY), 28 November 2012 (28.11.2012), the whole document	1-20

☐ 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
09 December 2016 (09.12.2016)	**19 December 2016 (19.12.2016)**
Name and mailing address of the ISA/CN: State Intellectual Property Office of the P. R. China No. 6, Xitucheng Road, Jimenqiao Haidian District, Beijing 100088, China Facsimile No.: (86-10) 62019451	Authorized officer **YING, Pengsheng** Telephone No.: (86-10) **62085892**

Form PCT/ISA/210 (second sheet) (July 2009)

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.
PCT/CN2016/081643

Patent Documents referred in the Report	Publication Date	Patent Family	Publication Date
CN 102639397 A	15 August 2012	FR 2948096 A1	21 January 2011
		US 2012112000 A1	10 May 2012
		WO 2011006746 A2	20 January 2011
		RU 2012105119 A	20 August 2013
		EP 2454152 A2	23 May 2012
		CA 2767857 A1	20 January 2011
CN 103523212 A	22 January 2014	None	
CN 102431644 A	02 May 2012	None	
CN 105173066 A	23 December 2015	None	
EP 2987724 A1	24 February 2016	CN 105383685 A	09 March 2016
		US 2016052623 A1	25 February 2016
		GB 2529483 A	24 February 2016
EP 2925605 A1	07 October 2015	CA 2891868 A1	05 June 2014
		GB 2507823 A	14 May 2014
		CN 104822588 A	05 August 2015
		WO 2014083317 A1	05 June 2014
		US 2015314861 A1	05 November 2015
EP 2526017 A1	28 November 2012	CN 102905973 A	30 January 2013
		FR 2955310 A1	22 July 2011
		WO 2011088991 A1	28 July 2011
		US 2013020436 A1	24 January 2013
		RU 2012135490 A	27 February 2014
		CA 2786939 A1	28 July 2011

国际检索报告

国际申请号
PCT/CN2016/081643

A. 主题的分类

B64C 25/22(2006.01)i；B64C 25/24(2006.01)i；B64C 25/28(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)

B64C25

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:张忆非，京东方，地面，不平，机械臂，臂，连杆，力反馈，轴线，旋转，折叠，转向； VEN：rotat+，collaps+,fold+,turn+,swerv+,veer+,feedback

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 102639397 A (梅西耶-布加蒂-道提公司) 2012年 8月 15日 (2012-08-15) 说明书第4-5页，附图1	1-20
A	CN 103523212 A (哈尔滨飞机工业集团有限责任公司) 2014年 1月 22日 (2014-01-22) 全文	1-20
A	CN 102431644 A (中航飞机起落架有限责任公司) 2012年 5月 2日 (2012-05-02) 全文	1-20
A	CN 105173066 A (中国运载火箭技术研究院) 2015年 12月 23日 (2015-12-23) 全文	1-20
A	EP 2987724 A1 (AIRBUS OPERATIONS LTD) 2016年 2月 24日 (2016-02-24) 全文	1-20
A	EP 2925605 A1 (MESSIER DOWTY LTD) 2015年 10月 7日 (2015-10-07) 全文	1-20
A	EP 2526017 A1 (MESSIER BUGATTI DOWTY) 2012年 11月 28日 (2012-11-28) 全文	1-20

☐ 其余文件在C栏的续页中列出。

☑ 见同族专利附件。

* 引用文件的具体类型：

“A” 认为不特别相关的表示了现有技术一般状态的文件

“E” 在国际申请日的当天或之后公布的在先申请或专利

“L” 可能对优先权要求构成怀疑的文件，或为确定另一篇引用文件的公布日而引用的或者因其他特殊理由而引用的文件（如具体说明的）

“O” 涉及口头公开、使用、展览或其他方式公开的文件

“P” 公布日先于国际申请日但迟于所要求的优先权日的文件

“T” 在申请日或优先权日之后公布，与申请不相抵触，但为了理解发明之理论或原理的在后文件

“X” 特别相关的文件，单独考虑该文件，认定要求保护的发明不是新颖的或不具有创造性

“Y” 特别相关的文件，当该文件与另一篇或者多篇该类文件结合并且这种结合对于本领域技术人员为显而易见时，要求保护的发明不具有创造性

“&” 同族专利的文件

国际检索实际完成的日期	国际检索报告邮寄日期
2016年 12月 9日	2016年 12月 19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 应彭盛 电话号码 (86-10)62085892

表 PCT/ISA/210 (第2页) (2009年7月)

国际检索报告
关于同族专利的信息

国际申请号
PCT/CN2016/081643

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	102639397	A	2012年 8月 15日	FR	2948096	A1	2011年 1月 21日
				US	2012112000	A1	2012年 5月 10日
				WO	2011006746	A2	2011年 1月 20日
				RU	2012105119	A	2013年 8月 20日
				EP	2454152	A2	2012年 5月 23日
				CA	2767857	A1	2011年 1月 20日
CN	103523212	A	2014年 1月 22日		无		
CN	102431644	A	2012年 5月 2日		无		
CN	105173066	A	2015年 12月 23日		无		
EP	2987724	A1	2016年 2月 24日	CN	105383685	A	2016年 3月 9日
				US	2016052623	A1	2016年 2月 25日
				GB	2529483	A	2016年 2月 24日
EP	2925605	A1	2015年 10月 7日	CA	2891868	A1	2014年 6月 5日
				GB	2507823	A	2014年 5月 14日
				CN	104822588	A	2015年 8月 5日
				WO	2014083317	A1	2014年 6月 5日
				US	2015314861	A1	2015年 11月 5日
EP	2526017	A1	2012年 11月 28日	CN	102905973	A	2013年 1月 30日
				FR	2955310	A1	2011年 7月 22日
				WO	2011088991	A1	2011年 7月 28日
				US	2013020436	A1	2013年 1月 24日
				RU	2012135490	A	2014年 2月 27日
				CA	2786939	A1	2011年 7月 28日