

(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
2016 年 4 月 28 日 (28.04.2016)



(10) 国际公布号
WO 2016/062223 A1

- (51) 国际专利分类号:
B64C 29/00 (2006.01) B64C 27/00 (2006.01)
- (21) 国际申请号: PCT/CN2015/092144
- (22) 国际申请日: 2015 年 10 月 17 日 (17.10.2015)
- (25) 申请语言: 中文
- (26) 公布语言: 中文
- (30) 优先权:
201410552383.3 2014 年 10 月 19 日 (19.10.2014) CN
- (72) 发明人: 及
- (71) 申请人: 吴建伟 (WU, Jianwei) [CN/CN]; 中国广东省广州市天河区五山路 137 号天立大厦 A 座 16F 吴建伟, Guangdong 510635 (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, 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)。

根据细则 4.17 的声明:

- 关于发明人身份(细则 4.17(i))
- 关于申请人有权申请并被授予专利(细则 4.17(ii))
- 关于申请人有权要求在先申请的优先权(细则 4.17(iii))
- 发明人资格(细则 4.17(iv))

本国际公布:

- 包括国际检索报告(条约第 21 条(3))。

(54) Title: VERTICAL TAKE-OFF AND LANDING AIRCRAFT

(54) 发明名称: 一种垂直起降飞行器

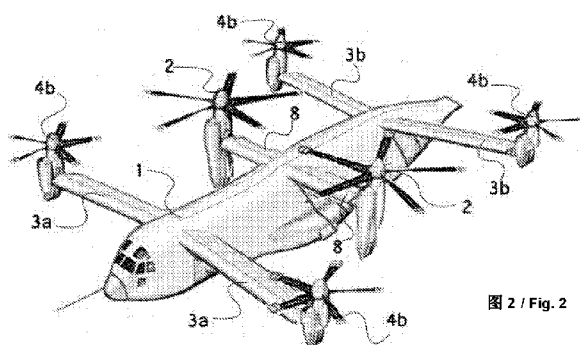


图 2 / Fig. 2

(57) Abstract: The present invention relates to a vertical take-off and landing aircraft, comprising a fuselage (1), a main wing, a main thrust apparatus (2) that can tilt between the horizontal position and the vertical position, a tilt apparatus that enables the main thrust apparatus to tilt, and an attitude control apparatus for controlling the flight attitude; the wing comprises a left wing and a right wing, and the main thrust apparatus uses a heat engine as the power apparatus; the invention is characterized in: the attitude control apparatus consists of at least two attitude-adjusting apparatuses (4), a power module (5), a speed adjustment module (9), and a flight control system (6); an attitude-adjusting apparatus consists of a motor (4a) and a propeller or a ducted fan (4b) that has a power connection with the motor; at least one attitude-adjusting apparatus is provided on the left wing, and at least one attitude-adjusting apparatus is provided on the right wing. The mechanical structure of the aircraft is thereby simplified, the reaction is more rapid and sensitive, and the operation is easier, thereby further stabilizing the aircraft attitude control.

(57) 摘要:

[见续页]



WO 2016/062223 A1



本发明涉及一种垂直起降飞行器飞行器，包括机身（1）、主翼、可以在水平位置与垂直位置之间进行倾转的主推力装置（2）、使主推力装置倾转的倾转装置、用于控制飞行姿态的姿态控制装置；机翼包括左半翼及右半翼，主推力装置使用热机作为动力装置；其特征在于：姿态控制装置由至少两个调姿装置（4）、电源模块（5）、调速器模块（9）、飞行控制系统（6）组成；调姿装置由电机（4a）、与电机功率连接的螺旋桨或涵道风扇（4b）组成；至少有一个调姿装置设置在左半翼，并且还至少有一个调姿装置设置在右半翼。这样使飞行器的机械结构得到简化、反应更加灵敏迅速而且更加易于操作，从而使飞行器的姿态控制更为稳定。

说明书

发明名称：一种垂直起降飞行器

[0001] 技术领域

[0002] 本发明涉及一种垂直起降飞行器飞行器，尤其涉及一种可以切换推力方向的垂直起降飞行器。

[0003] 背景技术

[0004] 倾转旋翼飞机、倾转涵道风扇（Tilt Ducted Fan）飞机、垂直起降的喷气式飞机是常见的可以切换推力方向的垂直起降飞行器，这种飞行器设置有机翼，还可以将推力方向在垂直方向和水平方向之间进行切换。当推力方向设置在垂直方向时飞行器可以像直升机一样垂直地起降，当推力方向设置在水平方向时飞行器又可以像固定翼飞机一样飞行，兼备了直升机与固定翼的优点。倾转旋翼飞机、倾转涵道风扇（Tilt Ducted Fan）飞机、垂直起降的喷气式飞机等可以切换推力方向的垂直起降飞行器在实现垂直起降时需要依靠姿态控制装置来保持飞行器的平衡，需要依靠姿态控制的装置来实现飞行器垂直起降过程的滚转、俯仰、偏航的飞行姿态的控制，以及实现纵向及横向飞行。

[0005] 传统的直升机安装有自动倾斜器，自动倾斜器由两个主要零件组成：一个不旋转环和一个旋转环。不旋转环被安装在旋翼轴上，并通过一系列推拉杆与周期变距和总距操纵装置相连。它能够向任意方向倾斜，也能垂直移动。旋转环通过轴承被安装在不旋转环上，能够同旋翼轴一起旋转。扭力臂用于保证旋转环与桨叶一起同步旋转。防扭臂则用于阻止不旋转环旋转。这两个环作为一个单元体同时倾斜和上下。旋转环通过拉杆与变距摇臂相连。直升机是通过周期变距操纵装置操纵自动倾斜器使旋翼桨叶周期变距实现俯仰姿态及滚转姿态的控制，也可以控制纵向速度及横向速度；通过总距操纵装置操纵自动倾斜器同步改变旋翼桨叶桨距用于控制直升机的垂直速度。传统的直升机还安装有尾桨用于平衡旋翼反作用扭矩，通过改变尾桨总距可以控制直升机偏航速度。

[0006] 由美国贝尔公司和波音公司联合设计制造的V-22鱼鹰式倾转旋翼飞机在机翼的两端部各连接有一个发动机舱，发动机舱可以在水平位置与垂直位置之间倾转

，发动机舱上连接有旋翼。V-22倾转旋翼飞机的飞行姿态控制与直升机类似，也是通过周期变距操纵装置及总距操纵装置使旋翼桨叶周期变距及同步改变旋翼桨叶桨距用于控制飞机飞行姿态。V-22倾转旋翼飞机通过倾转至少一个发动机舱，从而在旋翼之间产生纵向推力差异，用于控制飞机的偏航速度。因为用于直升机或倾转旋翼飞机的姿态控制的装置都是采用复杂机械部件，所以对制作材料要求高、生产难度大、安装复杂、维护成本高；而且此类的姿态控制的装置只适用于采用了与发动机功率连接的旋翼作为推力装置的飞行器，该类飞行器大多采用涡轮轴发动机或者活塞式发动机。

[0007] 倾转涵道风扇（Tilt Ducted Fan）飞机具有和倾转旋翼飞机一样的优缺点，例如贝尔公司的X-22倾转涵道风扇飞机，螺旋桨置于涵道中，组成了涵道风扇（Ducted Fan），初看和普通螺旋桨没有太大两样，但是涵道内外的气流有速度差，在贝努力原理的作用下，涵道内的高度气流可以拖动涵道外的低速气流，可以产生比涵道内气流流动多至 50% 的额外推力。贝尔 X-22 采用四台涡轴发动机，两两布置在垂尾两侧，通过交联的同步轴，驱动所有四副涵道风扇。与V-22鱼鹰式倾转旋翼飞机不同的是，X-22倾转涵道风扇飞机每个涵道出口设置有气动控制舵面作为姿态控制装置，用来提供垂直起落和平飞中的飞行姿态控制。但由于这种气动控制舵面是一种复杂的机械部件，这种机械部件生产、维护的成本高，而且容易出现机械故障；此外，利用气动控制舵面控制飞行器的起飞、着陆、悬停时的飞行器平衡性较差而且灵敏度较低。

[0008] 由英国霍克飞机公司和布里斯托尔航空发动机公司研制的“鹞”式战斗机，它实现垂直/短距起落的基本原理在于采用一台4个可旋转喷口的“飞马”涡扇发动机来提供起落时所需的升力以及过渡飞行和正常飞行所需的推力。两对喷口对称于飞机重心，分置机身两侧，通过喷口操纵系统的操纵杆和发动机油门杆，实现发动机推力矢量的控制改变推力的大小和方向。机头、机身和翼梢装有从发动机引气的喷气反作用操纵系统，用以控制垂直、短距起落或悬停时的飞行姿态，在正常飞行中也可用以改善失速时的操纵性。因为用于垂直起降喷气式飞机的姿态控制的装置也是采用复杂的机械部件，特别是可旋转喷口，不仅对制作的材料要求高、而且生产难度大，所以提高了生产和维护的成本；而且此类姿

态控制的装置只适用于采用了矢量喷口或举升发动机甚至通过传动装置与发动机功率连接的升力风扇作为垂直推力装置的飞行器，此类飞行器采用特制的涡扇或涡喷发动机。

[0009] 上述类型的垂直起降飞行器用来作为的飞行姿态控制的姿态控制装置都是采用复杂的机械结构的，大量的机械部件不仅增加了制造的难度，也提高的生产和维护的成本；而且此类采用复杂机械结构的姿态控制装置的飞行器不够灵活和不易操作。

[0010] 发明内容

[0011] 本发明要解决的技术问题是提供一种没有复杂机械结构的姿态控制装置的、可以更灵活地控制飞行姿态的垂直起降飞行器。

[0012] 为解决上述技术问题，本发明的垂直起降飞行器包括机身、主翼、可以在水平位置与垂直位置之间进行倾转的主推力装置、使主推力装置倾转的倾转装置、用于控制飞行姿态的姿态控制装置；主翼包括左半翼及右半翼，主推力装置使用热机作为动力装置；其中，姿态控制装置由电源模块、至少两个调姿装置、调速器模块、飞行控制系统组成；调姿装置由电机、与电机功率连接的螺旋桨或涵道风扇（Ducted Fan）组成；调速器模块用于分别调节各个调姿装置的电机的输出功率，调速器模块接受飞行控制系统的控制；电源模块用于提供电源；至少有一个调姿装置设置在左半翼，并且还至少有一个调姿装置设置在右半翼。

[0013] 通过在主翼的左半翼及右半翼分别设置有调姿装置，飞行控制系统对调速器模块实施控制，调速器模块分别调节每组电机的输出功率，通过调节各个调姿装置所产生的推力的差异，实现对飞行器滚转姿态的控制；可以通过倾转主推力装置使其产生垂直方向推力及纵向推力的矢量分量实现对俯仰姿态的平衡控制。这样的好处是，采用了使用电能的姿态控制装置可以免去原先复杂的机械部件，使飞行器的机械结构得到简化。通过飞行控制系统控制的以电机作为动力装置的姿态控制装置反应更加灵敏迅速而且更加易于操作，从而使飞行器的姿态控制更为稳定。

[0014] 作为本发明一种垂直起降飞行器的进一步改进，调姿装置设置在主翼的端部。

调姿装置的螺旋桨或涵道风扇设置在主翼的左半翼、右半翼的端部，可以使调姿装置的螺旋桨或涵道风扇远离飞行器的重心，这样可以提高调姿装置姿态控制的效率。

[0015] 作为本发明一种垂直起降飞行器的另一个改进，该飞行器还设置有至少一个调姿装置置于在飞行器的头部或尾部。调姿装置可以连接在机身或者通过机翼、连接轴等机构连接在飞行器的头部或尾部。这样可以通过调姿装置对飞行器的俯仰姿态进行控制；通过飞行控制系统控制的以电机作为动力装置的姿态控制装置反应更加灵敏迅速而且更加易于操作，从而使飞行器的姿态控制更为稳定。

[0016] 更进一步地改进，该飞行器还设置有水平尾翼，水平尾翼包括左尾翼及右尾翼；各个调姿装置分别设置在左尾翼、右尾翼、左半翼、右半翼的端部。这样的设置可以使调姿装置的螺旋桨或涵道风扇远离飞行器的重心，这样可以提高调姿装置姿态控制的效率。

[0017] 作为本发明一种垂直起降飞行器的另一个改进，主翼为双翼结构，其中第一主翼置于飞行器的前半段靠近机头一侧，第二主翼置于飞行器的后半段靠近机尾一侧；第一主翼及第二主翼的各个半翼分别设置有调姿装置。作为进一步改进，各个调姿装置分别设置在第一主翼、第二主翼的各个半翼的端部。作为更进一步改进，还可以将第一主翼设置为前掠翼。通过采用双翼结构的主翼，可以提高了飞行器纵向飞行时的稳定性及增加固定翼升力；通过采用双翼结构的主翼的飞行器，其产生垂直推力的主推力装置与产生固定翼升力的机翼的位置可以不用集中在重心附近，主推力装置与机翼位置没有冲突，可以使主推力装置布置更加方便；此外调姿装置的螺旋桨或涵道风扇分别设置在第一主翼、第二主翼的各个半翼的端部可以提高调姿装置姿态控制的效率。第一主翼设置为前掠翼，第二主翼设置为后掠翼可以增加飞行器的机动性能及升阻比，还可以增加第一主翼与第二主翼之间的空间。

[0018] 作为本发明一种垂直起降飞行器的进一步改进，可以活动连接调姿装置，螺旋桨或涵道风扇设置为可以在水平位置与垂直位置之间进行倾转；调姿装置还包括倾转装置。作为更进一步改进，电源模块包括电功率储存装置、发电机，发

电机与电功率储存装置电耦合；调姿装置的螺旋桨或涵道风扇与发电机功率连接；电机包括转子与定子，电机的转子兼作发电机的转子。这样可以通过倾转调姿装置，使调姿装置所产生的推力的方向可以在垂直方向和水平方向之间进行切换，提高的调姿装置的利用效率；还可以通过倾转调姿装置，进行偏航控制。调姿装置的螺旋桨或涵道风扇与发电机功率连接，这样可以利用螺旋桨或涵道风扇作为发电机的功率输入装置进行发电，并对电源模块进行充电。

[0019] 作为本发明一种垂直起降飞行器的更进一步改进，有2组主推力装置分别设置在机身中段的左右两侧，主推力装置为涡扇发动机、涡喷发动机、功率连接发动机的旋翼或涵道风扇中的任意一种。机身的中段顶部设置有隆起部，主推力装置连接在隆起部。有两组主推力装置分别连接于机身的中段的左右两侧，可以使主推力装置更加集中在飞行器的重心附近，可以提高飞行器飞行的稳定性；同时减少因左右主推力装置产生推力差异时而所造成的风险，使飞行器更加安全。机身的中段顶部设置有隆起部，主推力装置连接在隆起部，可以使主推力装置倾转为水平状态时主推力装置不会触及地面，使飞行器可以以滑跑的方式起降。

[0020] 附图说明

[0021] 下面结合附图和具体实施方式对本发明作进一步详细的说明。

[0022] 图1是本发明一种垂直起降飞行器的姿态控制装置工作原理图。

[0023] 图2是本发明一种垂直起降飞行器的结构示意图。

[0024] 图3是本发明一种垂直起降飞行器的调姿装置连接倾转装置的示意图。

[0025] 图4是本发明一种垂直起降飞行器的机身中段的顶部设置有隆起部的示意图。

[0026] 图5是本发明一种垂直起降飞行器的通过伸长轴连接机翼与螺旋桨示意图。

[0027] 具体实施方式

[0028] 本发明一种垂直起降飞行器包括机身1、主翼、可以在水平位置与垂直位置之间进行倾转的主推力装置2、使所述主推力装置2倾转的倾转装置、用于控制飞行姿态的姿态控制装置；所述主翼包括左半翼及右半翼，所述主推力装置2使用热机作为动力装置；其特征在于：所述姿态控制装置由电源模块5、至少两个调姿装置4、调速器模块9、飞行控制系统6组成；所述的调姿装置4由电机4a、与

电机4a功率连接的螺旋桨或涵道风扇4b组成；所述的调速器模块9用于分别调节各个调姿装置4的电机4a的输出功率，所述调速器模块9接受所述飞行控制系统6的控制；所述电源模块5用于提供电源；至少有一个所述的调姿装置4设置在所述的左半翼，并且还至少有一个所述的调姿装置4设置在所述的右半翼。调姿装置4可以设置在主翼的端部。

[0029] 电源模块5用于为电机4a提供电源，还可以为调速器模块9、飞行控制系统6等用电装置提供电源。电源模块5可以是电功率储存装置，例如充电电池、超级电容、核电池等等，充电电池可以采用锂离子电池，也可以是其它类型的充电电池例如镍镉电池、镍氢电池、铁锂电池等；电源模块5也可以是发电装置，包括发电机和功率连接发电机的功率输入装置，功率输入装置可以是热机或扇叶；电源模块5也可以是连接有发电装置的电功率储存装置。电机4a采用无刷电机最优，但并非限定，也可以是其它类型的电机，如有刷电机、交流电机、直流电机、单相电机、三相电机等等。调速器模块9可以采用包括电子调速器electronic speed controller、直流电机调速器、交流电机调速器等可以调节电机输出功率的装置；调速器模块9可以为与电机4a或其它设备组合在一起的一个模块，也可以是独立的调速器，可以是单组输出控制单个电机的调速器，也可以是多组输出分别控制多个电机的调速器；调速器的类型应该与电机4a的类型相匹配，例如无刷电机采用无刷电子调速器、有刷电机采用有刷电子调速器等等。调速器模块9接受飞行控制系统6控制，调速器模块9可以与飞行控制系统6信号连接或电联接；飞行控制系统6是进行飞行姿态和运动参数实施控制的自动控制系统，飞行控制系统6可以采用电子飞行控制系统、数字式飞行控制系统、电传操纵系统等具备自动控制能力的飞行控制系统；可以利用飞行控制系统6采集飞行姿态数据、分析处理数据、自动发出控制信号，通过调速器模块9控制电机4a的输出功率，从而实现对飞行器的姿态控制。

[0030] 调姿装置4的螺旋桨或涵道风扇在旋转时会形成反作用扭矩，可以采取平衡反作用扭矩的设置或者设置平衡反作用扭矩的装置。可以采用将各个调姿装置4的螺旋桨或涵道风扇的旋转方向设置为正向与反向两两搭配、采用反作用扭矩抵消的共轴正反双桨、倾斜调姿装置4等可以平衡反作用扭矩的设置。平衡反作用

扭矩的装置可以是尾桨、设置在气流下方的舵面，也可以是其它类型的装置，例如波音公司MD600N直升机采用的NOTAR尾桨，即用喷气引射和旋翼下洗气流的有利交互作用形成反扭力的装置；平衡反作用扭矩的装置不是必需的。还可以利用平衡反作用扭矩的设置方法或者设置平衡反作用扭矩的装置来实现偏航控制。本发明所提及的螺旋桨是指在空气中旋转将发动机转动功率转化为推进力的装置，风扇、扇叶、旋翼等也属于本发明所述的螺旋桨的范围。

[0031] 所谓推力装置是指将发动机功率转换为推力的装置，可以利用主推力装置2为飞行器提供主要的推力。主推力装置2可以是功率连接发动机的旋翼、涵道风扇，也可以是其它的推力装置，例如矢量发动机、涡扇发动机等可以提供垂直推力的推力装置；采用旋翼或涵道风扇时发动机可以采用涡轮轴发动机或活塞式发动机；主推力装置2数量不限，可以为一组、双组或多组。主推力装置2采用功率连接发动机的旋翼或涵道风扇时可以参考上述调姿装置4平衡反作用扭矩的方法来平衡反作用扭矩，还可以综合调姿装置4的反作用扭矩利用上述方法来平衡反作用扭矩，在此不再作重复说明；同样，主推力装置2为采用功率连接发动机的旋翼或涵道风扇时平衡反作用扭矩的装置不是必需的。还可以利用平衡反作用扭矩的设置方法或者设置平衡反作用扭矩的装置来实现偏航控制。虽然主推力装置2产生的垂直升力的合力偏离飞行器重心处时可以依靠姿态控制装置实现飞行器的平衡，但是这样会增加姿态控制装置的负担，所以主推力装置2优选的连接位置可以是所有主推力装置2所产生的升力的合力可作用在飞行器大体重心处的位置，即主推力装置2设置的位置大体上可使飞行器平衡；当然，这只是其中一个优选而并非限定。

[0032] 以上所提到的“调姿装置4可以设置在主翼的端部”，主要是指调姿装置4的螺旋桨或涵道风扇4b设置在主翼的端部。可以是电机4a通过输出轴或传动装置与螺旋桨或涵道风扇4b连接，电机4a与螺旋桨或涵道风扇4b同时设置在主翼的端部；或者电机4a通过传动轴等传动装置与螺旋桨或涵道风扇4b连接，电机4a设置在飞行器的其它部位，仅螺旋桨或涵道风扇4b连接在主翼的端部；“调姿装置4的部分”或“调姿装置4的全部”设置在主翼的端部，这两种简单的变换均属于本发明“调姿装置4设置在主翼的端部”方案的精神和范围之内。主翼与机身连接的位置为

根部，以上所提到主翼的端部是指远离根部的主翼的最外端，“主翼的梢部、尖部”等表述均属于本发明“主翼的端部”的精神和范围之内。

[0033] 调姿装置4可以内嵌在主翼内，也可以在主翼之外与主翼连接，但由于调姿装置4内嵌在主翼内受到了主翼大小的限制，所以以调姿装置4在主翼之外与主翼连接为优选的方案；当然，这只是优选而并非限制。图5所示本发明一种垂直起降飞行器的通过伸长轴连接机翼与螺旋桨示意图，调姿装置4采用螺旋桨与电机4a连接时，可以采用伸长轴14连接机翼与螺旋桨，目的使螺旋桨所产生的下洗气流不被机翼所阻挡；伸长轴14可以为符合空气动力的圆柱形、菱形等形状。

[0034] 作为本发明一种垂直起降飞行器的进一步改进，该飞行器还设置有至少一个调姿装置4置于在飞行器的头部或尾部。调姿装置4可以直接连接在机身1，或者通过尾翼、鸭翼、伸长轴14等机构与飞行器的头部或尾部的机身1连接。作为进一步改进，该飞行器还设置有水平尾翼，水平尾翼包括左尾翼及右尾翼；各个调姿装置4分别设置在左尾翼、右尾翼、左半翼、右半翼的端部。

[0035] 图2所示本发明一种垂直起降飞行器的结构示意图，主翼可以为双翼结构，其中第一主翼3a置于飞行器的前半段靠近机头一侧，第二主翼3b置于飞行器的后半段靠近机尾一侧；第一主翼3a及第二主翼3b的各个半翼分别设置有调姿装置4。作为进一步改进，各个调姿装置4可以分别设置在第一主翼3a、第二主翼3b的各个半翼的端部。第一主翼3a还可以设置为前掠翼。各个半翼是指各个左半翼、右半翼。

[0036] 作为本发明一种垂直起降飞行器的进一步改进，可以活动连接调姿装置4，螺旋桨或涵道风扇4b设置为可以在水平位置与垂直位置之间进行倾转；调姿装置4还包括倾转装置。可以采用伺服作动器11作为倾转装置，伺服作动器11可以与飞行控制系统6信号连接或电联接；伺服作动器是指一种飞行控制系统的执行机构，亦称舵机；它可以按照飞控计算机的输出指令对飞行器的各操纵面进行直接（如复合舵机型）或间接（如辅助舵机型）控制；伺服作动器有多种类型，可以采用电液伺服作动器，也可以采用其它类型的伺服作动器，例如电动式伺服作动器或气动式伺服作动器等等。也可以采用电机连接齿轮组等装置作为倾转装置。可以通过转轴装置13或铰链等装置活动连接调姿装置4。

[0037] 图3所示本发明一种垂直起降飞行器的调姿装置连接倾转装置的示意图，可以设置有短舱10，短舱10用于装载电机4a或传动装置，电机4a通过电机输出轴与螺旋桨连接或通过传动装置与螺旋桨连接；短舱10通过转轴装置13与机翼活动连接，当然，还可以通过铰链等装置实现短舱与机翼的活动连接；短舱10与伺服作动器11可操作地连接，伺服作动器11可以直接与短舱10连接，也可以通过曲轴12与短舱10连接，从而实现调姿装置4的倾转。当然，也可以不设置短舱10，可以直接活动连接电机4a与机翼，电机4a通过电机输出轴与螺旋桨或涵道风扇4b连接；通过电机4a与伺服作动器11可操作连接，从而实现螺旋桨或涵道风扇4b的倾转。当调姿装置4采用涵道风扇与电机4a功率连接时，可以通过转轴装置13或铰链活动连接涵道，涵道与与伺服作动器11可操作连接，从而实现涵道风扇的倾转。

[0038] 螺旋桨或涵道风扇4b倾转时，电机4a不一定要伴随螺旋桨或涵道风扇4b倾转。例如电机4a通过传动轴等传动装置与螺旋桨或涵道风扇4b连接，电机4a与螺旋桨或涵道风扇4b设置在不同的位置，这样可以仅倾转螺旋桨或涵道风扇4b；当电机4a通过电机输出轴与螺旋桨或涵道风扇4b连接时，电机4a可以伴随螺旋桨或涵道风扇4b同时倾转；这种简单的变换仍属于本发明方案的精神和范围之内。

[0039] 作为本发明一种垂直起降飞行器的更进一步改进，电源模块5包括电功率储存装置、发电机，发电机与电功率储存装置电耦合；调姿装置4的螺旋桨或涵道风扇4b与发电机功率连接；电机4a包括转子与定子，电机4a的转子兼作发电机的转子。

[0040] 作为本发明一种垂直起降飞行器的更进一步改进，有两组主推力装置2分别设置在机身1中段的左右两侧，主推力装置2为涡扇发动机、涡喷发动机、功率连接发动机的旋翼或涵道风扇中的任意一种。图4是本发明一种垂直起降飞行器的机身中段的顶部设置有隆起部的示意图，机身1的中段顶部可以设置有隆起部7，主推力装置2连接在隆起部7。隆起部7凸起于机身1顶部，用于提升主推力装置2的高度；隆起部7可以设置成符合空气动力的流线型。

[0041] 当主推力装置2为涡扇发动机、涡喷发动机、功率连接发动机的涵道风扇中的任意一种时，主推力装置2可以直接通过发动机或涵道与机身1连接。当主推力

装置2为功率连接发动机的旋翼时，主推力装置2可以通过短翼8或连接轴等机构与机身1连接。还可以为主推力装置2设置有短舱，短舱用于装载发动机或传动机构；可以通过转轴装置13或铰接活动连接发动机或涵道或短舱，再通过伺服作动器与发动机或短舱或涵道的可操作连接，从而实现主推力装置2的倾转。

[0042] 机翼与机身连接的位置为根部，本发明所提到主翼的端部或水平尾翼的端部是指远离根部的机翼的最外端，主翼或水平尾翼的“梢部、尖部”等表述均属于本发明主翼或水平尾翼的“端部”的精神和范围之内。本发明所提及的关于调姿装置4设置的位置的“置于”或“设置在”的表述包括了“内嵌在其之内”及“连接在其之外”的范围；通过直接或间接连接调姿装置4而不实质上改变本发明所述调姿装置4所处于飞行器的位置均仍属于本发明技术方案的范围。

[0043] 作为本发明垂直起降飞行器的进一步改进，主翼、水平尾翼可以设置有副翼或襟翼，或副翼与襟翼同时都设置；第二主翼的副翼还可以兼作升降舵。进一步的，飞行器还可以还设置有垂直尾翼，垂直尾翼还可以设置有方向舵；方向舵操纵系统中还可以装有阻尼器，以制止飞行器在高空高速飞行中出现的偏航摇摆现象，方向舵及阻尼器都不是必需的。飞行器还设置有起落架装置，起落架装置还可以包括承力支柱、减震器、收放机构、前轮减震器和转弯操纵机构。

[0044] 最后所应说明的是，以上实施例仅用以说明本发明的技术方案而非限制，尽管参照较佳实施例对本发明进行了详细说明，本领域的普通技术人员应当理解，可以对本发明的技术方案进行修改或等同替换，而不脱离本发明技术方案的精神和范围；依据本发明的技术实质对以上实施例所作的任何简单修改、等同变化与修饰，均仍属于本发明技术方案的范围。

技术问题

问题的解决方案

发明的有益效果

权利要求书

- [权利要求 1] 一种垂直起降飞行器，包括机身（1）、主翼、可以在水平位置与垂直位置之间进行倾转的主推力装置（2）、使所述主推力装置（2）倾转的倾转装置、用于控制飞行姿态的姿态控制装置；所述主翼包括左半翼及右半翼，所述主推力装置（2）使用热机作为动力装置；其特征在于：所述姿态控制装置由电源模块（5）、至少两个调姿装置（4）、调速器模块（9）、飞行控制系统（6）组成；所述的调姿装置（4）由电机（4a）、与电机（4a）功率连接的螺旋桨或涵道风扇（4b）组成；所述的调速器模块（9）用于分别调节各个调姿装置（4）的电机（4a）的输出功率，所述调速器模块（9）接受所述飞行控制系统（6）的控制；所述电源模块（5）用于提供电源；至少有一个所述的调姿装置（4）设置在所述的左半翼，并且还至少有一个所述的调姿装置（4）设置在所述的右半翼。
- [权利要求 2] 根据权利要求1所述的垂直起降飞行器，其特征在于：所述的调姿装置（4）设置在所述主翼的端部。
- [权利要求 3] 根据权利要求1所述的垂直起降飞行器，其特征在于：该飞行器还设置有至少一个所述的调姿装置（4）置于在所述飞行器的头部或尾部。
- [权利要求 4] 根据权利要求3所述的垂直起降飞行器，其特征在于：该飞行器还设置有水平尾翼，所述的水平尾翼包括左尾翼及右尾翼；所述的各个调姿装置（4）分别设置在所述左尾翼、右尾翼、左半翼、右半翼的端部。
- [权利要求 5] 根据权利要求1所述的垂直起降飞行器，其特征在于：所述的主翼为双翼结构，其中第一主翼（3a）置于飞行器的前半段靠近机头一侧，第二主翼（3b）置于飞行器的后半段靠近机尾一侧；所述第一主翼（3a）及所述第二主翼（3b）的各个半翼分别设置有所述的调姿装置（4）。
- [权利要求 6] 根据权利要求5所述的垂直起降飞行器，其特征在于：所述的各个调

姿装置（4）分别设置在所述第一主翼（3a）、第二主翼（3b）的各个半翼的端部。

[权利要求 7] 根据权利要求5所述的垂直起降飞行器，其特征在于：所述的第一主翼（3a）设置为前掠翼。

[权利要求 8] 根据权利要求1至7所述的任一垂直起降飞行器，其特征在于：活动连接所述的调姿装置（4），所述的螺旋桨或涵道风扇（4b）设置为可以在水平位置与垂直位置之间进行倾转；所述的调姿装置（4）还包括倾转装置。

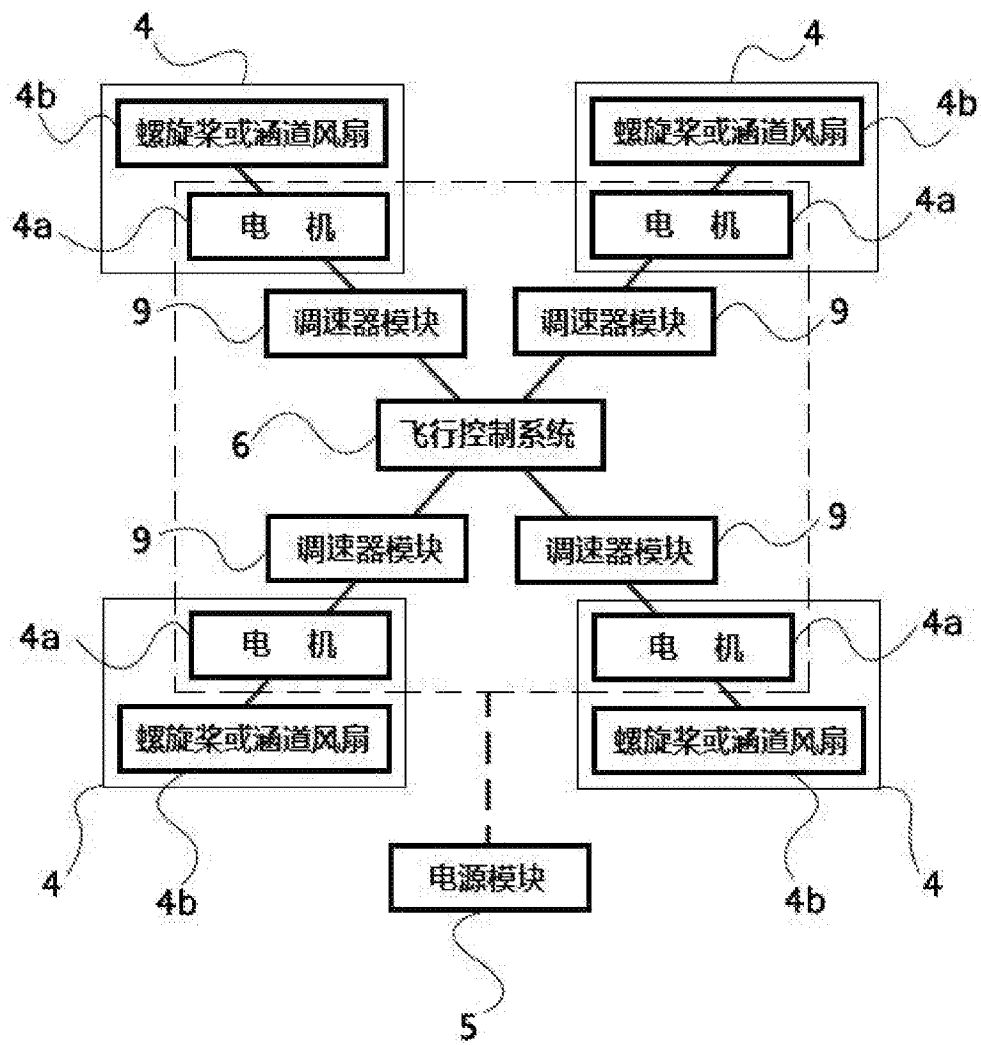
[权利要求 9] 根据权利要求8所述的垂直起降飞行器，其特征在于：所述的电源模块（5）包括电功率储存装置、发电机，所述的发电机与所述的电功率储存装置电耦合；所述的调姿装置（4）的螺旋桨或涵道风扇（4b）与所述的发电机功率连接；所述电机（4a）包括转子与定子，所述电机（4a）的转子兼作所述发电机的转子。

[权利要求 10] 根据权利要求8所述的垂直起降飞行器，其特征在于：有2组主推力装置（2）分别设置在机身（1）中段的左右两侧，所述的主推力装置（2）为涡扇发动机、涡喷发动机、功率连接发动机的旋翼或涵道风扇中的任意一种。

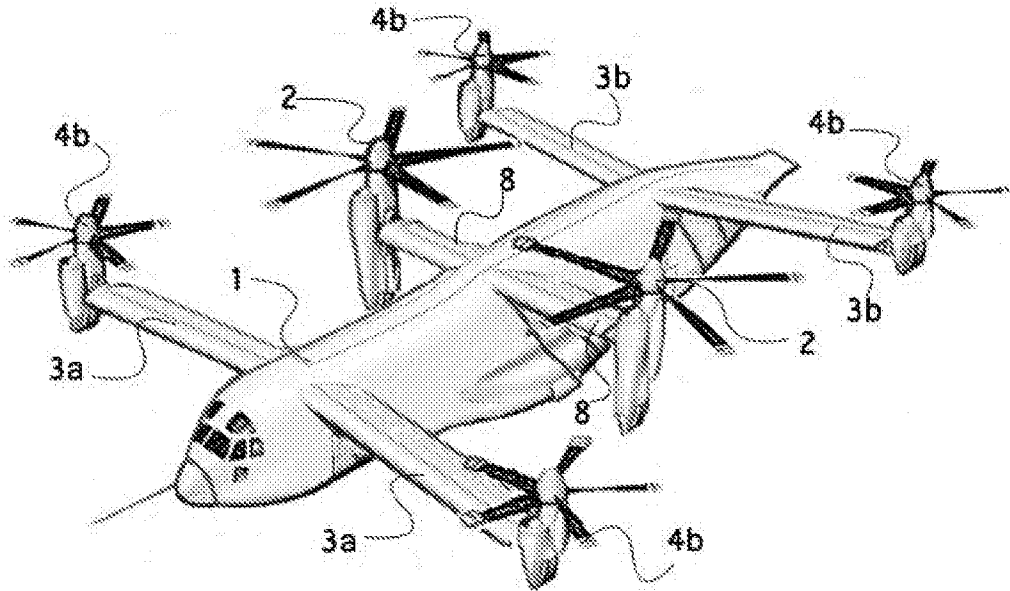
[权利要求 11] 根据权利要求10所述的垂直起降飞行器，其特征在于：所述的机身（1）的中段顶部设置有隆起部（7），所述主推力装置（2）连接在所述的隆起部（7）。

[权利要求 12] 根据权利要求1至7所述的任一垂直起降飞行器，其特征在于：有2组主推力装置（2）分别设置在机身（1）中段的左右两侧，所述的主推力装置（2）为涡扇发动机、涡喷发动机、功率连接发动机的旋翼或涵道风扇中的任意一种。

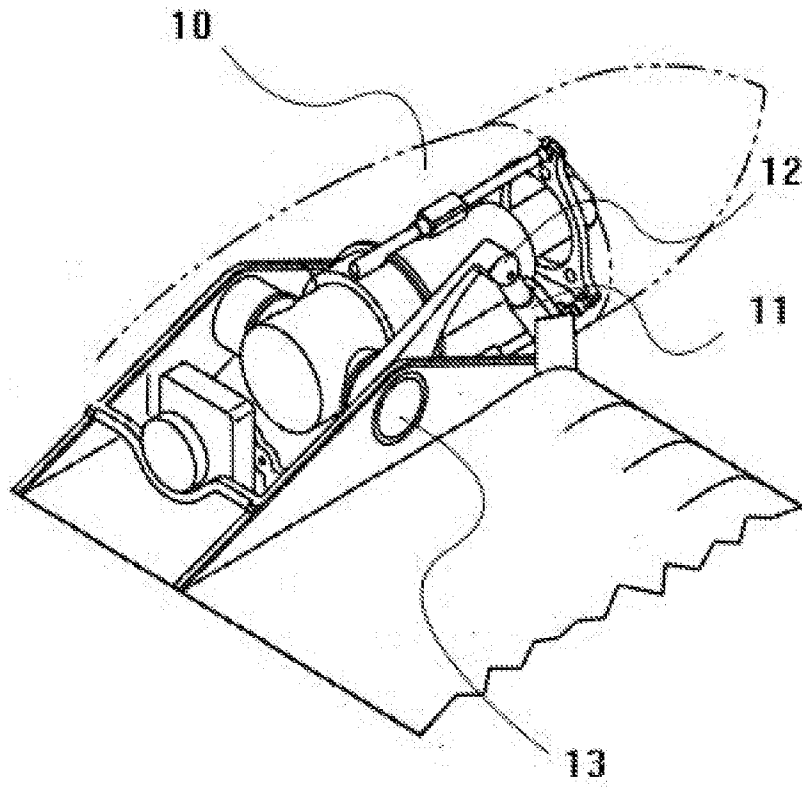
[权利要求 13] 根据权利要求12所述的垂直起降飞行器，其特征在于：所述的机身（1）的中段顶部设置有隆起部（7），所述主推力装置（2）连接在所述的隆起部（7）。



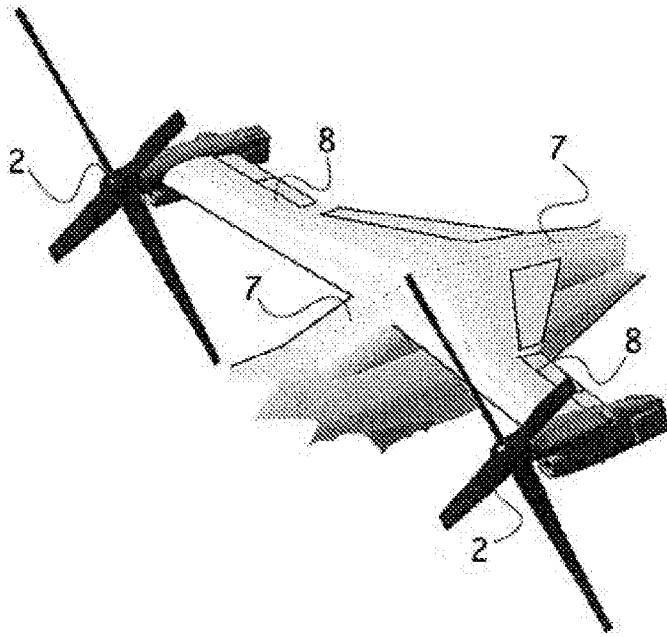
图号：图 1



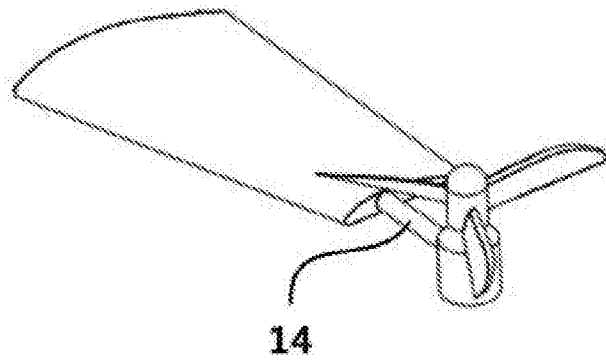
图号：图 2



图号：图 3



图号：图 4



图号：图 5

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/CN2015/092144

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

B64C 29/00 (2006.01) i; B64C 27/00 (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 29/; B64C 27/; B64C 39/; B64C 11/

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)

EPODOC, VEN, CPRSABS, CNABS, CNKI: rotate, electric motor, CONTROL+, MOTOR, GOVERNOR, SPEED

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	GB 981591 A (CURTISS WRIGHT), 27 January 1965 (27.01.1965), figures 1-4	1-13
Y	CN 203332391 U (HUAIAN COLLEGE OF INFORMATION TECHNOLOGY), 11 December 2013 (11.12.2013), figures 1-3	1-13
Y	US 2011315809 A1 (OLIVER, R.D.), 29 December 2011 (29.12.2011), figures	2-8, 10-13
Y	CN 103434642 A (ZHU, Musong), 11 December 2013 (11.12.2013), the whole document	9
Y	GB 935715 A (BOEING CO), 04 September 1963 (04.09.1963), figures 1-12	3-8, 10-13
Y	CN 203601562 U (NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY MING DE COLLEGE), 21 May 2014 (21.05.2014), description, paragraph 0014	1-13
Y	CN 1993264 A (BELL HELICOPTER TEXTRON INC.), 04 July 2007 (04.07.2007), figures	1-3, 8, 11, 13

☒ Further documents are listed in the continuation of Box C.

☒ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:	"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance	"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date	"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art
"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)	"&" document member of the same patent family
"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means	
"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed	

Date of the actual completion of the international search
24 December 2015 (24.12.2015)

Date of mailing of the international search report
02 February 2016 (02.02.2016)

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
MAO, Yongning
Telephone No.: (86-10) **62085887**

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/CN2015/092144**C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT**

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	WO 2010104509 A1 (BELL HELICOPTER TEXTRON INC. et al.), 16 September 2010 (16.09.2010), figures	1, 3, 8, 11, 13
Y	WO 2008085195 A2 (KAREM, A.), 17 July 2008 (17.07.2008), figures	1-3, 8, 11, 13
Y	WO 2009126905 A1 (KAREM AIRCRAFT INC. et al.), 15 October 2009 (15.10.2009), figures	1-3, 8, 11, 13
Y	US 2011024552 A1 (KAREM AIRCRAFT INC.), 03 February 2011 (03.02.2011), figures	1-3, 8, 11, 13

INTERNATIONAL SEARCH REPORT
Information on patent family members

International application No.

PCT/CN2015/092144

Patent Documents referred in the Report	Publication Date	Patent Family	Publication Date
GB 981591 A	27 January 1965	US 3106369 A	08 October 1963
CN 203332391 U	11 December 2013	None	
US 2011315809 A1	29 December 2011	WO 2013039853 A1	21 March 2013
		US 8800912 B2	12 August 2014
CN 103434642 A	11 December 2013	None	
GB 935715 A	04 September 1963	None	
CN 203601562 U	21 May 2014	None	
CN 1993264 A	04 July 2007	BR PI0418962 A	04 December 2007
		EP 1773658 A1	18 April 2007
		EP 2474470 B1	29 May 2013
		CA 2571372 A1	02 March 2006
		CA 2571372 C	28 September 2010
		EP 1773658 B1	21 November 2012
		WO 2006022654 A1	02 March 2006
		EP 2474470 A2	11 July 2012
		EP 1773658 A4	28 October 2009
		US 2007221780 A1	27 September 2007
		EP 2474470 A3	18 July 2012
		CN 100503366 C	24 June 2009
		DE 04786134 T1	18 October 2007
WO 2010104509 A1	16 September 2010	EP 2406131 A1	18 January 2012
		CA 2754206 A1	16 September 2010
		US 9102401 B2	11 August 2015
		EP 2406131 A4	05 March 2014
		US 2011315827 A1	29 December 2011
WO 2008085195 A2	17 July 2008	WO 2008085195 A3	09 October 2008
		WO 2008085195 B1	04 December 2008
		US 2010270435 A1	28 October 2010
WO 2009126905 A1	15 October 2009	US 7871033 B2	18 January 2011
		US 2009256026 A1	15 October 2009
US 2011024552 A1	03 February 2011	US 8066219 B2	29 November 2011

A. 主题的分类 B64C 29/00(2006.01)i; B64C 27/00(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) B64C29/; B64C27/; B64C39/; B64C11/																										
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)) EPODOC, VEN, CPRSABS, CNABS, CNKI:调速器, 电机, 旋转, CONTROL+, MOTOR, GOVERNOR, SPEED																										
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>Y</td> <td>GB 981591 A (CURTISS WRIGHT) 1965年 1月 27日 (1965 - 01 - 27) 附图1-4</td> <td>1-13</td> </tr> <tr> <td>Y</td> <td>CN 203332391 U (淮安信息职业技术学院) 2013年 12月 11日 (2013 - 12 - 11) 附图1-3</td> <td>1-13</td> </tr> <tr> <td>Y</td> <td>US 2011315809 A1 (OLIVER RICHARD DAVID) 2011年 12月 29日 (2011 - 12 - 29) 附图</td> <td>2-8, 10-13</td> </tr> <tr> <td>Y</td> <td>CN 103434642 A (朱幕松) 2013年 12月 11日 (2013 - 12 - 11) 全文</td> <td>9</td> </tr> <tr> <td>Y</td> <td>GB 935715 A (BOEING CO) 1963年 9月 4日 (1963 - 09 - 04) 附图1-12</td> <td>3-8, 10-13</td> </tr> <tr> <td>Y</td> <td>CN 203601562 U (西北工业大学明德学院) 2014年 5月 21日 (2014 - 05 - 21) 说明书第0014段</td> <td>1-13</td> </tr> <tr> <td>Y</td> <td>CN 1993264 A (贝尔直升机泰克斯特龙公司) 2007年 7月 4日 (2007 - 07 - 04) 附图</td> <td>1-3, 8, 11, 13</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	Y	GB 981591 A (CURTISS WRIGHT) 1965年 1月 27日 (1965 - 01 - 27) 附图1-4	1-13	Y	CN 203332391 U (淮安信息职业技术学院) 2013年 12月 11日 (2013 - 12 - 11) 附图1-3	1-13	Y	US 2011315809 A1 (OLIVER RICHARD DAVID) 2011年 12月 29日 (2011 - 12 - 29) 附图	2-8, 10-13	Y	CN 103434642 A (朱幕松) 2013年 12月 11日 (2013 - 12 - 11) 全文	9	Y	GB 935715 A (BOEING CO) 1963年 9月 4日 (1963 - 09 - 04) 附图1-12	3-8, 10-13	Y	CN 203601562 U (西北工业大学明德学院) 2014年 5月 21日 (2014 - 05 - 21) 说明书第0014段	1-13	Y	CN 1993264 A (贝尔直升机泰克斯特龙公司) 2007年 7月 4日 (2007 - 07 - 04) 附图	1-3, 8, 11, 13
类 型*	引用文件, 必要时, 指明相关段落	相关的权利要求																								
Y	GB 981591 A (CURTISS WRIGHT) 1965年 1月 27日 (1965 - 01 - 27) 附图1-4	1-13																								
Y	CN 203332391 U (淮安信息职业技术学院) 2013年 12月 11日 (2013 - 12 - 11) 附图1-3	1-13																								
Y	US 2011315809 A1 (OLIVER RICHARD DAVID) 2011年 12月 29日 (2011 - 12 - 29) 附图	2-8, 10-13																								
Y	CN 103434642 A (朱幕松) 2013年 12月 11日 (2013 - 12 - 11) 全文	9																								
Y	GB 935715 A (BOEING CO) 1963年 9月 4日 (1963 - 09 - 04) 附图1-12	3-8, 10-13																								
Y	CN 203601562 U (西北工业大学明德学院) 2014年 5月 21日 (2014 - 05 - 21) 说明书第0014段	1-13																								
Y	CN 1993264 A (贝尔直升机泰克斯特龙公司) 2007年 7月 4日 (2007 - 07 - 04) 附图	1-3, 8, 11, 13																								
☒ 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																								
2015年 12月 24日		2016年 2月 2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		授权官员 毛永宁 电话号码 (86-10)62085887																								

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
Y	WO 2010104509 A1 (BELL HELICOPTER TEXTRON INC等) 2010年 9月 16日 (2010 - 09 - 16) 附图	1, 3, 8, 11, 13
Y	WO 2008085195 A2 (KAREM ABE) 2008年 7月 17日 (2008 - 07 - 17) 附图	1-3, 8, 11, 13
Y	WO 2009126905 A1 (KAREM AIRCRAFT INC等) 2009年 10月 15日 (2009 - 10 - 15) 附图	1-3, 8, 11, 13
Y	US 2011024552 A1 (KAREM AIRCRAFT INC) 2011年 2月 3日 (2011 - 02 - 03) 附图	1-3, 8, 11, 13

国际检索报告
关于同族专利的信息

国际申请号

PCT/CN2015/092144

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)
GB	981591	A	1965年 1月 27日	US	3106369	A	1963年 10月 8日
CN	203332391	U	2013年 12月 11日	无			
US	2011315809	A1	2011年 12月 29日	WO	2013039853	A1	2013年 3月 21日
				US	8800912	B2	2014年 8月 12日
CN	103434642	A	2013年 12月 11日	无			
GB	935715	A	1963年 9月 4日	无			
CN	203601562	U	2014年 5月 21日	无			
CN	1993264	A	2007年 7月 4日	BR	PI0418962	A	2007年 12月 4日
				EP	1773658	A1	2007年 4月 18日
				EP	2474470	B1	2013年 5月 29日
				CA	2571372	A1	2006年 3月 2日
				CA	2571372	C	2010年 9月 28日
				EP	1773658	B1	2012年 11月 21日
				WO	2006022654	A1	2006年 3月 2日
				EP	2474470	A2	2012年 7月 11日
				EP	1773658	A4	2009年 10月 28日
				US	2007221780	A1	2007年 9月 27日
				EP	2474470	A3	2012年 7月 18日
				CN	100503366	C	2009年 6月 24日
				DE	04786134	T1	2007年 10月 18日
WO	2010104509	A1	2010年 9月 16日	EP	2406131	A1	2012年 1月 18日
				CA	2754206	A1	2010年 9月 16日
				US	9102401	B2	2015年 8月 11日
				EP	2406131	A4	2014年 3月 5日
				US	2011315827	A1	2011年 12月 29日
WO	2008085195	A2	2008年 7月 17日	WO	2008085195	A3	2008年 10月 9日
				WO	2008085195	B1	2008年 12月 4日
				US	2010270435	A1	2010年 10月 28日
WO	2009126905	A1	2009年 10月 15日	US	7871033	B2	2011年 1月 18日
				US	2009256026	A1	2009年 10月 15日
US	2011024552	A1	2011年 2月 3日	US	8066219	B2	2011年 11月 29日

表 PCT/ISA/210 (同族专利附件) (2009年7月)