



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 102340113 A

(43) 申请公布日 2012.02.01

(21) 申请号 201110216509.6

(22) 申请日 2011.07.29

(71) 申请人 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所

地址 130033 吉林省长春市东南湖大路
3888 号

(72) 发明人 续志军 李迪 孙强 白越
牛文达 侯至丞

(74) 专利代理机构 长春菁华专利商标代理事务
所 22210

代理人 王淑秋

(51) Int. Cl.

H02G 1/02 (2006.01)

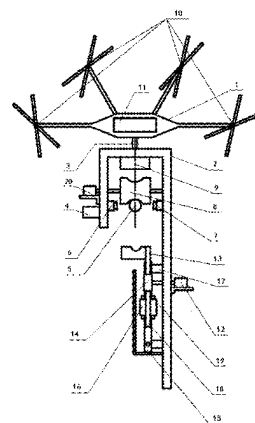
权利要求书 2 页 说明书 11 页 附图 5 页

(54) 发明名称

适用于输电线路巡检的多旋翼自动定位检测器

(57) 摘要

本发明涉及一种适用于输电线路巡检的多旋翼自动定位检测器,该检测器的巡线吊舱通过连接结构固定连接多旋翼微型飞行器;主控板固定于多旋翼微型飞行器的机体上;供电模块固定于巡线吊舱上;爬行机构由固定在巡线吊舱侧臂上的动力装置和与动力装置连接的滚轮构成;主控板控制供电模块向多旋翼微型飞行器的驱动机构供电或向爬行机构的动力装置供电,红外摄像仪和可见光摄像仪安装在巡线吊舱内壁上;可见光摄像仪用于拍摄输电线及周围环境并将拍摄的图像信息通过主控板实时传送到地面站系统中,红外摄像仪用于检测输电线故障并将故障信息通过主控板实时传送到地面站系统中。本发明适于野外使用,工作效率高、安全性好,具有实时可视化巡检功能。



1. 一种适用于输电线路巡检的多旋翼自动定位检测器,其特征包括多旋翼微型飞行器(1)、巡线吊舱(2)、主控板(11)、供电模块(9)、爬行机构、定位模块;所述巡线吊舱(2)通过连接结构(3)固定连接多旋翼微型飞行器(1);主控板(11)固定于多旋翼微型飞行器的机体上;供电模块(9)固定于巡线吊舱(2)上;爬行机构由固定于巡线吊舱(2)侧臂上的动力装置(20)和与动力装置(20)连接的滚轮(8)构成;主控板(11)控制供电模块(9)向多旋翼微型飞行器(1)的驱动机构供电或向爬行机构的动力装置(20)供电;定位模块由红外摄像机(7)和可见光摄像机(6)构成,红外摄像机(7)和可见光摄像机(6)安装在巡线吊舱(2)内壁的与输电线(5)对应的位置;可见光摄像机(6)用于拍摄输电线及周围环境并将拍摄的图像信息通过主控板(11)实时传送到地面站系统中,红外摄像机(7)用于检测输电线故障并将故障信息通过主控板(11)实时传送到地面站系统中。

2. 根据权利要求1所述的适用于输电线路巡检的多旋翼自动定位检测器,其特征还包括夹持机构;所述夹持机构由直线位移机构和压块(13)构成,直线位移机构的动力装置由主控板(11)控制供电模块(9)供电;压块(13)位于滚轮(8)的下方,可在直线位移机构的驱动下上下移动。

3. 根据权利要求2所述的适用于输电线路巡检的多旋翼自动定位检测器,其特征包括所述直线位移机构包括夹持电机(12),齿轮(14),导轨(15),导轨滑块(16),导轨固定块(17),齿条(18),齿条固定块(19);所述夹持电机(12)固定于巡线吊舱(2)的侧壁上,其转轴与齿轮(14)固定连接;导轨(15)通过导轨固定块(17)与巡线吊舱(2)的侧壁固定连接,导轨滑块(16)安装在导轨(15)上,可沿导轨(15)上下移动;齿条(18)通过齿条固定块(19)固定在导轨滑块(16)上,齿轮(14)与齿条(18)啮合;压块(13)固定在齿条(18)的上部;夹持电机(12)由主控板(11)控制供电模块(9)供电。

4. 根据权利要求1所述的适用于输电线路巡检的多旋翼自动定位检测器,其特征包括所述的主控板(11)包括x控制器、y控制器、z控制器、 θ 控制器、 ϕ 控制器、 ψ 控制器、全局输入解耦装置;x控制器、y控制器、z控制器、 θ 控制器、 ϕ 控制器、 ψ 控制器分别根据给定的x向位移、y向位移、z向位移、俯仰角 θ 、滚转角 ϕ 、偏航角 ψ 与对应的反馈信号的差值计算并输出各自自由度虚拟控制量;全局输入解耦装置根据接收的各自自由度虚拟控制量,通过非线性解耦映射得到各旋翼转速,然后将各旋翼转速传输到各旋翼对应的驱动装置;所述的全局输入解耦装置包括:

系数矩阵 M_{co} 存储模块(101);

所述的系数矩阵 $M_{co} = \text{diag}(k_{11}, k_{22}, \dots, k_{mm})$; (1)

结构矩阵 M_{rel} 存储模块(102);

所述的结构矩阵 $M_{rel} = \{-1^k AIV_{ij}\}_{m \times 6, k=1,2}$ (2)

式(2)中 $i = 1, 2, 3, \dots, m$, $j = 1, 2, 3, 4, 5, 6$, m 为旋翼的数量; AIV_{ij} 为第*i*个旋翼动作时对第*j*个自由度的绝对影响值;

设多旋翼微型飞行器机体坐标系的x、y轴位于各连接杆所在的平面内并相互垂直,z轴通过多旋翼微型飞行器的质心且垂直于各连接杆所在的平面;沿x、y、z轴正向移动自由度为正,沿x、y、z轴反向移动自由度为负;俯仰角 θ 为飞行器机体绕y轴转动的角度,逆时针转动自由度为正,顺指针转动自由度为负;滚转角 ϕ 为飞行器机体绕x轴转动的角度,逆时针转动自由度为正,顺时针转动自由度为负;偏航角 ψ 为飞行器机体绕z轴转动的角

度,逆时针转动自由度为正,顺时针转动自由度为负;则

第 i 个旋翼动作时对 x 、 y 、 z 轴方向平动自由度的绝对影响值:

$$AIV_{ij} = \frac{\text{单位转速下第 } i \text{ 个旋翼升力在第 } j \text{ 个自由度方向的投影}}{\text{单位转速下对第 } j \text{ 个自由度的最大影响旋翼升力在该自由度方向的投影}} \quad (3)$$

第 i 个旋翼动作时对俯仰角 θ 、滚转角 ϕ 、偏航角 ψ 转动自由度的绝对影响值:

$$AIV_{ij} = \frac{\text{单位转速下第 } i \text{ 个旋翼转矩在第 } j \text{ 个自由度旋转轴法平面上的投影}}{\text{单位转速下对第 } j \text{ 个自由度的最大影响旋翼转矩在该自由度旋转轴法平面上的投影}} \quad (4)$$

当自由度向负方向变化时, $k = 1$, 当自由度向正方向变化时 $k = 2$;

将系数矩阵 M_{co} 与结构矩阵 M_{rel} 相乘并求逆得到逆矩阵 $(M_{co} \cdot M_{rel})^{-1}$ 的模块 103;

主导旋翼转速运算模块 (104): 利用式 (5) 得到各主导旋翼转速, 并根据其他旋翼与主导旋翼的对应关系得到其他旋翼转速, 然后将得到的各旋翼转速分别传输给各旋翼对应的驱动装置:

$$\begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \dots \\ \Omega_q \end{bmatrix} = \sqrt{(M_{co} M_{rel})^{-1}} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ \dots \\ U_p \end{bmatrix} \quad (5)$$

式 (5) 中 U_1 、 U_2 、 $\dots$ 、 U_p 为有效自由度虚拟控制量, Ω_1 、 Ω_2 、 $\dots$ 、 Ω_q 为各主导旋翼的转速。

适用于输电线路巡检的多旋翼自动定位检测器

技术领域

[0001] 本发明涉及一种超高压输电线路巡检设备,特别涉及一种适用于输电线路巡检的多旋翼自动定位检测器。

背景技术

[0002] 电力传输必须靠高压输电线路,它的安全稳定运行直接影响到电力系统的可靠性,由于输电线路分布点多面广,例如当高压输电线路穿越超大面积的水库,湖泊和高山峻岭,高海拔,重冰区的复杂地理环境时,给线路维护带来极大困难。而电力线及杆塔附件等长期暴露在野外,因受到持续的机械张力,材料老化的影响而产生断股,磨损。腐蚀等损伤,如不及时修复更换,原本微小的破损和缺陷就可能扩大,最终导致严重事故。所以,解决如此恶劣的自然环境条件下输电线路巡检维护工作是当务之急。

[0003] 目前国内超高压输电线路的巡检维护基本上采用人工目测,车辆巡线,直升机巡线,机器人巡线。人力巡线效率低,劳动强度大,还受到自然环境的限制;车辆巡线受地面交通的限制,很多地方无法实现车辆巡线;直升机巡线的费用较高,且很难达到要求的巡视精度;机器人巡线通过自身各关节运动跨越障碍物虽然解决了人工作业不太安全的问题,但是越障过程比较复杂,机器人关节多,结构复杂,重量重,操作起来非常的不方便。携带巡线吊舱的智能巡线多旋翼微型飞行器结构简单,操作方便,不仅可以减轻人工劳动强度,降低工作危险,还极大的便利了供电线路的故障监控与检测。

发明内容

[0004] 本发明要解决的技术问题是提供一种操作安全、简便,不受自然环境限制,并且巡线费用低,具有实时可视化巡检功能的适用于输电线路巡检的多旋翼自动定位检测器。

[0005] 为了解决上述技术问题,本发明的适用于输电线路巡检的多旋翼自动定位检测器包括多旋翼微型飞行器 1、巡线吊舱 2、主控板 11、供电模块 9、爬行机构、定位模块;所述巡线吊舱 2 通过连接结构 3 固定连接多旋翼微型飞行器 1;主控板 11 固定在多旋翼微型飞行器的机体上;供电模块 9 固定于巡线吊舱 2 上;爬行机构由固定在巡线吊舱 2 侧臂上的动力装置 20 和与动力装置 20 连接的滚轮 8 构成;主控板 11 控制供电模块 9 向多旋翼微型飞行器 1 的驱动机构供电或向爬行机构的动力装置 20 供电;定位模块由红外摄像头 7 和可见光摄像头 6 构成,红外摄像头 7 和可见光摄像头 6 安装在巡线吊舱 2 内壁的与输电线 5 对应的位置;可见光摄像头 6 用于拍摄输电线及周围环境并将拍摄的图像信息通过主控板 11 实时传送到地面站系统中,红外摄像头 7 用于检测输电线故障并将故障信息通过主控板 11 实时传送到地面站系统中。

[0006] 本发明的适用于输电线路巡检的多旋翼自动定位检测器还包括夹持机构;所述夹持机构由直线位移机构和压块 13 构成,直线位移机构的动力装置由主控板 11 控制供电模块 9 供电;压块 13 位于滚轮 8 的下方,可在直线位移机构的驱动下上下移动。

[0007] 所述直线位移机构包括夹持电机 12,齿轮 14,导轨 15,导轨滑块 16,导轨固定块

17, 齿条 18, 齿条固定块 19 ;所述夹持电机 12 固定于巡线吊舱 2 的侧壁上, 其转轴与齿轮 14 固定连接 ;导轨 15 通过导轨固定块 17 与巡线吊舱 2 的侧壁固定连接, 导轨滑块 16 安装在导轨 15 上, 可沿导轨 15 上下移动 ;齿条 18 通过齿条固定块 19 固定在导轨滑块 16 上, 齿轮 14 与齿条 18 啮合 ;压块 13 固定在齿条 18 的上部 ;夹持电机 12 由主控板 11 控制供电模块 9 供电。

[0008] 所述的主控板包括 x 控制器、y 控制器、z 控制器、 θ 控制器、 ϕ 控制器、 ψ 控制器、全局输入解耦装置 ;x 控制器、y 控制器、z 控制器、 θ 控制器、 ϕ 控制器、 ψ 控制器分别根据给定的 x 向位移、y 向位移、z 向位移、俯仰角 θ 、滚转角 ϕ 、偏航角 ψ 与对应的反馈信号的差值计算并输出各自由度虚拟控制量 ;全局输入解耦装置根据接收的各自由度虚拟控制量, 通过非线性解耦映射得到各旋翼转速, 然后将各旋翼转速传输到各旋翼对应的驱动装置 ;所述的全局输入解耦装置包括 :

[0009] 系数矩阵 M_{co} 存储模块 (101) ;

[0010] 所述的系数矩阵 $M_{co} = \text{diag}(k_{11}, k_{22}, \dots, k_{mm})$;(1)

[0011] 结构矩阵 M_{rel} 存储模块 (102) ;

[0012] 所述的结构矩阵 $M_{rel} = \{-1^k AIV_{ij}\}_{m \times 6, k=1,2}$ (2)

[0013] 式 (2) 中 $i = 1, 2, 3, \dots, m, j = 1, 2, 3, 4, 5, 6, m$ 为旋翼的数量 ; AIV_{ij} 为第 i 个旋翼动作时对第 j 个自由度的绝对影响值 ;

[0014] 设多旋翼飞行器机体坐标系的 x、y 轴位于各连接杆所在的平面内并相互垂直, z 轴通过多旋翼飞行器的质心且垂直于各连接杆所在的平面 ;沿 x、y、z 轴正向移动自由度为正, 沿 x、y、z 轴反向移动自由度为负 ;俯仰角 θ 为飞行器机体绕 y 轴转动的角度, 逆时针转动自由度为正, 顺指针转动自由度为负 ;滚转角 ϕ 为飞行器机体绕 x 轴转动的角度, 逆时针转动自由度为正, 顺时针转动自由度为负 ;偏航角 ψ 为飞行器机体绕 z 轴转动的角度, 逆时针转动自由度为正, 顺时针转动自由度为负 ;则

[0015] 第 i 个旋翼动作时对 x、y、z 轴方向平动自由度的绝对影响值 :

[0016]

$$AIV_{ij} = \frac{\text{单位转速下第 } i \text{ 个旋翼升力在第 } j \text{ 个自由度方向的投影}}{\text{单位转速下对第 } j \text{ 个自由度的最大影响旋翼升力在该自由度方向的投影}}$$

[0017]

(3)

[0018] 第 i 个旋翼动作时对俯仰角 θ 、滚转角 ϕ 、偏航角 ψ 转动自由度的绝对影响值 :

[0019]

$$AIV_{ij} = \frac{\text{单位转速下第 } i \text{ 个旋翼转矩在第 } j \text{ 个自由度旋转轴法平面上的投影}}{\text{单位转速下对第 } j \text{ 个自由度的最大影响旋翼转矩在该自由度旋转轴法平面上的投影}} \quad (4)$$

[0020] 当自由度向负方向变化时, $k = 1$, 当自由度向正方向变化时 $k = 2$;

[0021] 将系数矩阵 M_{co} 与结构矩阵 M_{rel} 相乘并求逆得到逆矩阵 $(M_{co} \cdot M_{rel})^{-1}$ 的模块 103 ;

[0022] 主导旋翼转速运算模块 (104) ;利用式 (5) 得到各主导旋翼转速, 并根据其他旋翼与主导旋翼的对应关系得到其他旋翼转速, 然后将得到的各旋翼转速分别传输给各旋翼对应的驱动装置 :

$$[0023] \quad \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \dots \\ \Omega_q \end{bmatrix} = \sqrt{\left(M_{co} M_{rel} \right)^{-1}} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ \dots \\ U_p \end{bmatrix} \quad (5)$$

[0024] 式(5)中 U_1 、 U_2 、……、 U_p 为有效自由度虚拟控制量, Ω_1 、 Ω_2 、……、 Ω_q 为各主导旋翼的转速。

[0025] 本发明相对于现有技术,具有以下优点和效果:

[0026] 1、本发明利用多旋翼微型飞行器带动巡线吊舱飞行,当输电线进入可见光摄像仪观测 1/2 视场内时,主控板控制供电模块停止向飞行器的驱动机构供电,使爬行机构的滚轮驾落在输电线上,同时控制供电模块向爬行机构的动力装置供电,使滚轮正向或者反向转动,带动巡线吊舱在输电线上爬行。在爬行过程中由可见光摄像仪与红外摄像仪将实时拍摄的输电线图像通过主控板传送到地面站系统中,以便于工作人员对输电线路的运行状态一目了然,并对故障问题及时的做出解决方案。本发明便于携带,适于野外使用,不需要人工攀爬放置巡线机器人,即可实现对输电线路的自动检测,节省了线路巡检时间,提高了工作效率,减轻了人员巡线的工作负担和危险性,保障了输电系统安全可靠运行,具有实时可视化巡检功能。

[0027] 2、本发明采用多旋翼微型飞行器带动巡线吊舱飞行,可跨越输电线路上的各类障碍,如导线接点,防震器,塔身横担等,适用于不同外部环境,具有抗干扰能力。

[0028] 3、本发明的巡线吊舱采用爬行夹持复合机构,有利于巡线吊舱爬行,定位模块能够对输电线路的状态进行检测。定位模块中可见光摄像仪可观测到输电线路和塔杆上的装置,以及线路和杆塔附近的环境,红外摄像仪可检测有热特征的设备如电力导线,绝缘子。当定位模块检测到输电线故障时,通过夹持机构可将巡线吊舱固定在待观测输电线上进行仔细观测,此时,停止爬行机构供电,不仅可以节约爬行机构能量消耗,还可以使巡线吊舱准确的定位在观测点。

[0029] 4、本发明可进行自动故障检测,当检测到输电线路故障部位时,巡线吊舱固定在故障部位,可见光摄像仪和红外摄像仪可进行仔细观测,拍摄,并将检测的数据信息通过主控板及时发送到地面站监控中心,使工作人员对传来的信息进行分析,处理,可实现实时,全自动的测试管理。

[0030] 5、通过非线性解耦映射实现了模型未知情况下的多旋翼微型飞行器输入解耦,使多旋翼飞行器这个多输入多输出系统解耦为若干个单输入单输出子系统,且每一个自由度只受到一个子系统回路的影响。从而实现了自由度(位置及姿态)的独立控制,降低了系统控制的复杂度。

附图说明

[0031] 下面结合附图和具体实施方式对本发明作进一步详细说明。

[0032] 图1为本发明的整体结构正视图;

[0033] 图2为本发明的整体结构正面剖面图;

[0034] 图中:1-微型飞行器、2-巡线吊舱、3-连接机构、4-配重块、5-输电线、6-可见光

摄像仪导轨滑块、7- 红外摄像仪、8- 滚轮、9- 供电模块、10- 旋翼电机、11- 飞控板、12- 夹持电机、13- 压块、14- 齿轮、15- 导轨、16- 导轨滑块、17- 导轨固定块、18- 齿条、19- 齿条固定块、20- 爬行电机

[0035] 图 3 为六旋翼微型飞行器的结构示意图。

[0036] 图 4 为主控板结构框图。

[0037] 图 5 为全局输入解耦装置结构框图。

[0038] 图 6 全驱动六旋翼飞行器俯视图。

[0039] 图 7 欠驱动六旋翼飞行器结构示意图。

具体实施方式

[0040] 如图 1、2 所示,本发明的适用于输电线路巡检的多旋翼自动定位检测器,包括多旋翼微型飞行器 1、巡线吊舱 2、主控板 11、供电模块 9、爬行机构和定位模块。

[0041] 巡线吊舱 2 通过连接结构 3 固定连接多旋翼微型飞行器 1。为使整个装置在输电线路路上保持配重平衡,巡线吊舱 2 的左侧放置配重块 4。

[0042] 主控板 11 固定在多旋翼微型飞行器 1 的机体上;供电模块 9 固定于巡线吊舱 2 顶部;爬行机构由固定在巡线吊舱 2 侧臂上的动力装置 20 和与动力装置 20 连接的滚轮 8 构成,动力装置 20 可以采用电机或油机。

[0043] 供电模块 9 主要包括多旋翼微型飞行器 1 的主控板电源,旋翼供电电源,爬行机构供电电源及夹持机构供电电源。

[0044] 多旋翼微型飞行器 1 携带巡线吊舱 2 飞行到待检测的输电线路路上,为将巡线吊舱 2 精确定位在输电线 5 上,巡线吊舱 2 左右内壁上分别安装可见光摄像仪 6 和红外摄像仪 7,且二者与输电线 5 平行。当输电线 5 进入可见光摄像仪 6 的可观测的 1/2 视场内时,主控板 11 控制供电模块 9 停止向多旋翼微型飞行器 1 的驱动机构供电,使爬行机构的滚轮 8 驾落在输电线 5 上,同时控制供电模块 9 向爬行机构的动力装置 20 供电。

[0045] 爬行机构的动力装置 20 上电后,驱动滚轮 8 正向或者反向转动,实现巡线吊舱 2 在架空输电线路 5 上前进或者后退。

[0046] 定位模块由红外摄像仪 7 和可见光摄像仪 6 构成,可见光摄像仪 6 可观测到输电线路和塔杆上的装置,以及线路和杆塔附近的环境,巡线吊舱 2 定位模块中红外摄像仪 7 可检测有热特征的设备如电力导线,绝缘子。在巡线吊舱 2 爬行过程中,可见光摄像仪 6 与红外摄像仪 7 将实时拍摄的图像通过主控板 11 传送到地面站系统中,以便于工作人员对输电线路的运行状态一目了然,并对故障问题及时的做出解决方案。

[0047] 本发明还包括夹持机构;所述夹持机构由直线位移机构和压块 13 构成,直线位移机构的动力装置由主控板 11 控制供电模块 9 供电;压块 13 位于滚轮 8 下方,可在直线位移机构的驱动下上下移动。

[0048] 所述直线位移机构包括夹持电机 12,齿轮 14,导轨 15,导轨滑块 16,导轨固定块 17,齿条 18,齿条固定块 19;所述夹持电机 12 固定于巡线吊舱 2 的右侧壁上,其转轴与齿轮 14 固定连接;导轨 15 通过导轨固定块 17 与巡线吊舱 2 的右侧壁固定连接,导轨滑块 16 安装在导轨 15 上,可沿导轨 15 上下移动;齿条 18 通过齿条固定块 19 固定在导轨滑块 16 上,齿轮 14 与齿条 18 啮合;压块 13 固定在齿条 18 的上部。

[0049] 所述直线位移机构还可以采用现有技术中其他结构形式,例如汽缸、直线电机等。

[0050] 当检测到输电线 5 上存在坏点时,为仔细观测故障原因,由主控板 11 控制供电模块 9 停止向爬行机构的动力装置 20 供电,同时控制供电模块 9 给夹持电机 12 供电,夹持电机 12 通过齿轮 14 带动齿条 18 向上移动,使压块 13 与滚轮 8 配合夹持输电线 5,从而固定巡线吊舱 2 于观测点。

[0051] 可见光摄像头 6 与红外摄像头 7 具有实时故障诊断的能力,可及时将实时故障信息传输到多旋翼微型飞行器 1 的主控板 11 上,主控板 11 通过无线接收模块将信息实时传送到地面站系统中,以便于工作人员对输电线路的运行状态一目了然,并对故障问题及时的做出解决方案。

[0052] 当输电线路存在如导线接点,防震器,塔身横担等各类障碍物时,供电模块 9 停止爬行机构的动力装置 20 的供电,滚轮 8 停止转动。供电模块 9 开始给多旋翼微型飞行器 1 的驱动机构供电,使多旋翼微型飞行器 1 带动巡线吊舱 2 飞到下一处输电线路,从而达到越障的目的。

[0053] 所述滚轮的材料为聚氨酯。

[0054] 如图 4 所示,微型飞行器的主控板 11 包括 x 控制器、y 控制器、z 控制器、 θ 控制器、 ϕ 控制器、 ψ 控制器、全局输入解耦装置;所述 x 控制器、y 控制器、z 控制器、 θ 控制器、 ϕ 控制器、 ψ 控制器分别根据给定的 x 向位移、y 向位移、z 向位移、俯仰角 θ 、滚转角 ϕ 、偏航角 ψ 与对应的反馈信号的差值 e_1 、 e_2 、 e_3 、 e_4 、 e_5 、 e_6 计算并输出各自由度虚拟控制量 U_1 、 U_2 、 $\dots$ 、 U_p ;全局输入解耦装置根据接收的各自由度虚拟控制量 U_1 、 U_2 、 $\dots$ 、 U_p ,通过非线性解耦映射得到各旋翼转速 Ω_1 、 Ω_2 、 $\dots$ 、 Ω_q ,然后将各旋翼转速传输到各旋翼对应的驱动装置。

[0055] 如图 5 所示,全局输入解耦装置包括:

[0056] 系数矩阵 M_{co} 存储模块 101;

[0057] 结构矩阵 M_{rel} 存储模块 102;

[0058] 将系数矩阵 M_{co} 与结构矩阵 M_{rel} 相乘并求逆得到逆矩阵 $(M_{co} \cdot M_{rel})^{-1}$ 的模块 103;

[0059] 利用式 (5) 得到各主导旋翼转速,并根据其他旋翼与主导旋翼的对应关系得到其他旋翼转速,然后将得到的各旋翼转速分别传输给各旋翼对应的驱动装置的模块 104;

$$[0060] \quad \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \dots \\ \Omega_q \end{bmatrix} = \sqrt{\left(M_{co} M_{rel} \right)^{-1} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ \dots \\ U_p \end{bmatrix}} \quad (5)$$

[0061] 式 (5) 中 U_1 、 U_2 、 $\dots$ 、 U_p ($p \leq 6$) 为有效自由度虚拟控制量, Ω_1 、 Ω_2 、 $\dots$ 、 Ω_q ($q \leq 6$) 为各主导旋翼的转速。

[0062] 所述的全局输入解耦装置通过数字信号处理器编程实现。

[0063] 通过非线性解耦映射改变各旋翼转速,实现了每一个自由度只存在于一个子系统回路,即只受一个自由度虚拟控制量的影响。实现了在不系统模型未知的情况下自由度(位置及姿态)的独立控制,降低了系统控制的复杂度。

[0064] 实施例 1

[0065] 如图 6 所示,全驱动六旋翼微型飞行器机体设有六个连接杆,均匀分布在机体周围,六个连接杆的外端分别连接一号、二号、……、六号旋翼 21、22、……、26,各旋翼可采用电机或油机驱动,飞行器机体坐标系的 x 、 y 轴位于六个连接杆所在的平面内并相互垂直, z 轴通过飞行器的质心且垂直于六个连接杆所在的平面。六个旋翼的旋转平面与机体坐标系的 xoy 平面形成六个倾角,每个旋翼的旋转平面与相隔两个旋翼的第三个旋翼的旋转平面倾角相等;每个旋翼的旋转平面与相邻旋翼的旋转平面与机体坐标系的 xoy 平面倾角互为补角(例如,一号旋翼 21 的旋转平面与机体坐标系的 xoy 平面之间的倾角为 α ,二号旋翼 22 的旋转平面与机体坐标系的 xoy 平面之间的倾角为 β ,则 α 与 β 互为补角)。

[0066] 六旋翼微型飞行器输入解耦原理如图 4 所示。通过非线性解耦映射实现飞行器输入解耦,使得每一个自由度只受到一个自由度虚拟控制量的影响。自由度虚拟控制量与旋翼转速间存在如下关系:

$$[0067] \begin{bmatrix} U_{11} \\ U_{12} \\ U_{13} \\ U_{14} \\ U_{15} \\ U_{16} \end{bmatrix} = M_{co-1} \bullet M_{rel-1} \begin{bmatrix} \Omega_{11}^2 \\ \Omega_{12}^2 \\ \Omega_{13}^2 \\ \Omega_{14}^2 \\ \Omega_{15}^2 \\ \Omega_{16}^2 \end{bmatrix} \quad (11)$$

[0068] M_{co-1} 是全驱动六旋翼微型飞行器主控板的系数矩阵, M_{rel-1} 是全驱动六旋翼微型飞行器主控板的结构矩阵。

[0069] 1. 系数矩阵 M_{co-1} 的确定

[0070] $M_{co-1} = \text{diag}(k_{11-1}, k_{22-1}, k_{33-1}, k_{44-1}, k_{55-1}, k_{66-1})$ 是全驱动六旋翼微型飞行器主控板的系数矩阵, k_{11-1} 、 k_{22-1} 、 k_{33-1} 、 k_{44-1} 、 k_{55-1} 和 k_{66-1} 根据系统参数和电机-旋翼系统的动力学特性确定。一般地,当 k_{11-1} 、 k_{22-1} 、 k_{33-1} 、 k_{44-1} 、 k_{55-1} 和 k_{66-1} 的取值范围在 0.000001 到 0.1 之间时,飞行器可实现稳定飞行。

[0071] 2. 结构矩阵 M_{rel-1} 的确定:

$$[0072] M_{rel-1} = \{-1^k AIV_{ij-1}\}_{6 \times 6, k=1,2} \quad (12)$$

[0073] 式 (2) 中 $i = 1, 2, 3, \dots, 6$, $j = 1, 2, 3, 4, 5, 6$; AIV_{ij-1} 为第 i 个旋翼动作时对第 j 个自由度的绝对影响值;

[0074] M_{rel-1} 是系统的六阶结构矩阵,结构矩阵根据飞行器不同的机体坐标系的建立方法以及旋翼在所建立的机体坐标系下的分布有不同的形式,根据六旋翼微型飞行器旋翼的组织形式,矩阵中的元素的取值范围为 $[-1, 1]$ 。

[0075] 结构矩阵 M_{rel-1} 中元素的具体确定方法:

[0076] 第一、建立六旋翼飞行器机体坐标,如图 6 所示:

[0077] 以六旋翼微型飞行器的质心作为坐标原点 o ,一号旋翼 21 所在的方向为 y 轴正向,以 y 轴正向在六个连接杆所在的平面内逆时针旋转 90° 所指的方向为 x 轴正向,以垂直于六个连接杆所在的平面并且向上的方向为 z 轴正向。沿 x 、 y 、 z 轴正向移动自由度为正,沿 x 、 y 、 z 轴反向移动自由度为负;俯仰角 θ 为飞行器绕 y 轴转动的角度,规定沿 y 轴负方向看逆时针转动为俯仰角正方向;滚转角 ϕ 为飞行器绕 x 轴转动的角度,规定沿 x 轴负方向看逆时针转动为滚转角正方向;偏航角 ψ 为飞行器绕 z 轴转动的角度,规定沿 z 轴负方向

逆时针转动为偏航角正方向。

[0078] 第二,根据飞行器旋翼在机体坐标系下的分布形式,找出针对某自由度的最大影响旋翼;对某一自由度的最大影响旋翼可根据此旋翼单独作用下对本自由度影响强弱来确定。对于全驱动六旋翼飞行器,针对 x 、 z 轴平动自由度的最大影响旋翼组包括所有旋翼;针对 y 轴平动自由度的最大影响旋翼组包括二号、三号、五号、六号旋翼 22、23、25、26;针对俯仰角 θ 转动自由度的最大影响旋翼组包括二号、三号、五号、六号旋翼 22、23、25、26;针对滚转角 ϕ 其最大影响旋翼为一号和四号旋翼 21、24;偏航角 ψ 转动自由度的最大影响旋翼组包括所有旋翼。

[0079] 第三,计算旋翼绝对影响值 AIV(Absolute Influence Value),标定各个旋翼动作时对本自由度的影响强弱。在最大影响旋翼组中找出最大影响旋翼,对最大影响旋翼赋最大绝对值 1,对于没有选入最大影响旋翼组的旋翼赋零值,对于其他旋翼的赋值采用如下两个公式

[0080]

$$AIV_{ij-l} = \frac{\text{单位转速下第 } i \text{ 个旋翼升力在第 } j \text{ 个自由度方向的投影}}{\text{单位转速下对第 } j \text{ 个自由度的最大影响旋翼升力在该自由度方向的投影}} \quad (13)$$

[0081] 第 i 个旋翼动作时对俯仰角 θ 、滚转角 ϕ 、偏航角 ψ 转动自由度的绝对影响值:

[0082]

$$AIV_{ij-l} = \frac{\text{单位转速下第 } i \text{ 个旋翼转矩在第 } j \text{ 个自由度旋转轴法平面上的投影}}{\text{单位转速下对第 } j \text{ 个自由度的最大影响旋翼转矩在该自由度旋转轴法平面上的投影}} \quad (14)$$

[0083] 这里单位转速通常取 1000rpm。

[0084] 根据不同旋翼对自由度作用的不同确定旋翼绝对影响值 AIV 的正负号。对某一自由度的最大影响旋翼可根据此旋翼单独作用下对本自由度影响强弱来确定。而符号通过此旋翼动作时会产生相应自由度的变化方向来确定。当自由度向负方向变化时, $k = 1$, 当自由度向正方向变化时 $k = 2$ 。

[0085] 通过计算可以得到:

$$[0086] \quad M_{rel} = M_{rel-1} = \begin{bmatrix} -\frac{l_{12}}{l} & -\frac{l_{12}}{l} & 1 & -\frac{l_{12}}{l} & -\frac{l_{12}}{l} & 1 \\ -1 & 1 & 0 & -1 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ \frac{l_{12}}{l_{11}} & -\frac{l_{12}}{l_{11}} & -1 & -\frac{l_{12}}{l_{11}} & \frac{l_{12}}{l_{11}} & 1 \\ \frac{l_{12}}{l_{11}} & -\frac{l_{12}}{l_{11}} & -1 & -\frac{l_{12}}{l_{11}} & \frac{l_{12}}{l_{11}} & 1 \\ 1 & 1 & 0 & -1 & -1 & 0 \\ 1 & -1 & 1 & -1 & 1 & -1 \end{bmatrix} \quad (13)$$

[0087] 其中 l_{11} 为一号旋翼 21 转轴到 x 轴的垂直距离, l_{12} 为二号、六号旋翼 22、26 转轴到 x 轴的垂直距离, l 为飞行器杆长,如图 6 所示。

[0088] 对于全驱动六旋翼微型飞行器,结构矩阵是满秩的,因此容易根据式 (15) 由自由度虚拟控制量解算出六个转速。

$$[0089] \quad \begin{bmatrix} \Omega_{11} \\ \Omega_{12} \\ \dots \\ \Omega_{16} \end{bmatrix} = \sqrt{\left(M_{co_1} M_{rel_1} \right)^{-1}} \begin{bmatrix} U_{11} \\ U_{12} \\ \dots \\ U_{16} \end{bmatrix} \quad (15)$$

[0090] 式(15)中 U_{11} 、 U_{12} 、……、 U_{16} 为各自由度虚拟控制量, Ω_{11} 、 Ω_{12} 、……、 Ω_{16} 为各旋翼的转速。

[0091] 对于全驱动六旋翼无人机来说, U_{11} 、 U_{12} 、……、 U_{16} 全部为有效自由度虚拟控制量, 各旋翼全部为主导旋翼。

[0092] 实施例 2

[0093] 如图 7 所示, 欠驱动六旋翼微型飞行器机体设有三个连接杆, 均匀分布在机体周围, 每个连接杆的外端连接上下两个旋翼, 一号、二号旋翼 31、32 连接在同一个连接杆的外端, 三号、四号旋翼 33、34 连接在同一个连接杆的外端, 五号、六号旋翼 35、36 连接在同一个连接杆的外端。各旋翼可采用电机或油机驱动。

[0094] 欠驱动六旋翼微型飞行器自由度虚拟控制量与旋翼转速间的具有如下关系:

$$[0095] \quad \begin{bmatrix} U_{21} \\ U_{22} \\ U_{23} \\ U_{24} \\ U_{25} \\ U_{26} \end{bmatrix} = M_{co_2} \bullet M_{rel_2} \begin{bmatrix} \Omega_{21}^2 \\ \Omega_{22}^2 \\ \Omega_{23}^2 \\ \Omega_{24}^2 \\ \Omega_{25}^2 \\ \Omega_{26}^2 \end{bmatrix} \quad (21)$$

[0096] M_{co_2} 是欠驱动六旋翼飞行器主控板的系数矩阵, M_{rel_2} 是欠驱动六旋翼微型飞行器主控板的结构矩阵。

[0097] 2. 系数矩阵 M_{co_2} 的确定

[0098] $M_{co_2} = \text{diag}(k_{11-2}, k_{22-2}, k_{33-2}, k_{44-2}, k_{55-2}, k_{66-2})$ 是系统的系数矩阵, k_{11-2} 、 k_{22-2} 、 k_{33-2} 、 k_{44-2} 、 k_{55-2} 和 k_{66-2} 根据系统参数和电机-旋翼系统的动力学特性确定。一般地, 当 k_{11-2} 、 k_{22-2} 、 k_{33-2} 、 k_{44-2} 、 k_{55-2} 和 k_{66-2} 的取值范围在 0.000001 到 0.1 之间时, 飞行器可实现稳定飞行。

[0099] 2. 结构矩阵 M_{rel_2} 的确定

[0100] $M_{rel_2} = \{-1^k AIV_{ij-2}\}_{6 \times 6, k=1,2}$ (22)

[0101] 式(2)中 $i=1,2,3,\dots,6$, $j=1,2,3,4,5,6$; AIV_{ij-2} 为旋翼绝对影响值, 即第 i 个旋翼动作时对第 j 个自由度的绝对影响值; 当自由度向负方向变化时, $k=1$, 当自由度向正方向变化时 $k=2$ 。

[0102] M_{rel_2} 是系统的六阶结构矩阵, 结构矩阵根据飞行器不同的机体坐标系的建立方法以及旋翼在所建立的机体坐标系下的分布有不同的形式, 根据六旋翼微型飞行器旋翼的组织形式, 矩阵中的元素的取值范围为 $[-1, 1]$ 。

[0103] 结构矩阵 M_{rel_2} 中元素的具体确定方法:

[0104] 第一、建立六旋翼微型飞行器体坐标:

[0105] 以飞行器的质心作为坐标原点 o , 一号旋翼 31 所在的方向为 x 轴正向, 以 x 轴正向

在三个连接杆所在的平面内顺时针旋转 90° 所指的方向为 y 轴正向,以垂直于三个连接杆所在的平面并且向上的方向为 z 轴正向。沿 x 、 y 、 z 轴正向移动自由度为正,沿 x 、 y 、 z 轴反向移动为负;俯仰角 θ 为飞行器绕 y 轴转动的角度,规定沿 y 轴逆时针转动为俯仰角正方向;滚转角 ϕ 为飞行器绕 x 轴转动的角度,规定沿 x 轴逆时针转动为滚转角正方向;偏航角 ψ 为飞行器绕 z 轴转动的角度,规定沿 z 轴逆时针转动为正方向。

[0106] 第二,根据飞行器旋翼在机体坐标系下的分布形式,找出针对某自由度的最大影响旋翼组;对某一自由度的最大影响旋翼可根据此旋翼单独作用下对本自由度影响强弱来确定。对于欠驱动六旋翼飞行器,针对 x 轴、 y 轴平动自由度没有最大影响旋翼,即 AIV 全部为 0;针对 z 轴平动自由度最大影响旋翼组包括全部旋翼,即 AIV 全部为 1;针对俯仰角 θ 转动自由度的最大影响旋翼组包括一号、二号旋翼 31、32;针对滚转角 ϕ 转动自由度的最大影响旋翼组包括二号、四号、五号、六号旋翼 33、34、35、36,针对偏航角 ψ 转动自由度的最大影响旋翼组包括全部旋翼。

[0107] 第三,计算旋翼绝对影响值 AIV(Absolute Influence Value),标定各个旋翼动作时对本自由度的影响强弱。在最大影响旋翼组中找出最大影响旋翼,对最大影响旋翼赋最大绝对值 1,对于没有选入最大影响旋翼组的旋翼赋零值,对于其他旋翼的赋值采用如下两个公式计算

[0108] 第 i 个旋翼动作时对 x 、 y 、 z 轴方向平动自由度的绝对影响值:

[0109]

$$AIV_{ij-2} = \frac{\text{单位转速下第 } i \text{ 个旋翼升力在第 } j \text{ 个自由度方向的投影}}{\text{单位转速下对第 } j \text{ 个自由度的最大影响旋翼升力在该自由度方向的投影}} \quad (23)$$

[0110] 第 i 个旋翼动作时对俯仰角 θ 、滚转角 ϕ 、偏航角 ψ 转动自由度的绝对影响值:

[0111]

$$AIV_{ij-2} = \frac{\text{单位转速下第 } i \text{ 个旋翼转矩在第 } j \text{ 个自由度旋转轴法平面上的投影}}{\text{单位转速下对第 } j \text{ 个自由度的最大影响旋翼转矩在该自由度旋转轴法平面上的投影}} \quad (24)$$

[0112] 这里单位转速通常取 1000rpm。

[0113] 根据不同旋翼对自由度作用的不同确定旋翼绝对影响值 AIV 的正负号。对某一自由度的最大影响旋翼可根据此旋翼单独作用下对本自由度影响强弱来确定。而符号通过此旋翼动作时会产生相应自由度的变化方向来确定。当自由度向负方向变化时, $k = 1$,当自由度向正方向变化时 $k = 2$ 。

[0114] 下面以俯仰角 θ 自由度的旋翼绝对影响值为例进行说明:

[0115] 从图 7 所示结构可以看出,六个旋翼对俯仰都有影响。因此全部入选俯仰自由度的最大影响旋翼组。

[0116] 由于 $l_{21} > l_{22}$ 因此容易得出六个旋翼对俯仰自由度的影响顺序如下

$$[0117] \quad \omega_1 = \omega_2 > \omega_3 = \omega_4 = \omega_5 = \omega_6 \quad (25)$$

[0118] 其中 l_{21} 为一号旋翼 31 的转轴到 y 轴的垂直距离, l_{22} 为三号旋翼 33 的转轴到 y 轴的垂直距离。一号旋翼 31 和二号旋翼 32 均为最大影响旋翼,赋值 1。现在计算三号旋翼 33、四号旋翼 34、五号旋翼 35 和六号旋翼 36 号的旋翼绝对影响值:

$$[0119] \quad AIV_{34} = AIV_{44} = AIV_{54} = AIV_{64} = \frac{l_2}{l_1} \quad (26)$$

[0120] 其中 l_1 为一号旋翼 31 转轴到飞行器质心的垂直距离, l_2 为三号旋翼 33 转轴到 y

轴的垂直距离；

[0121] 确定作用符号：

[0122] 根据右手定则,可以得到一号旋翼 31、二号旋翼 32 的旋翼绝对影响值为正, $k = 2$ ；三号、四号、五号、六号旋翼 33、34、35、36 的旋翼绝对影响值为负, $k = 1$ 。

[0123] 按照同俯仰角 θ 自由度一样的方法,确定其余五个自由度 AIV 的值,得到结构矩阵 M_{rel-2} 为：

$$[0124] \quad M_{rel-2} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & -\frac{l_2}{l_1} & -\frac{l_2}{l_1} & -\frac{l_2}{l_1} & -\frac{l_2}{l_1} \\ 0 & 0 & -1 & -1 & 1 & 1 \\ 1 & -1 & 1 & -1 & 1 & -1 \end{bmatrix} \quad (27)$$

[0125] 欠驱动六旋翼微型飞行器的水平位移 x, y 是没有自由度虚拟控制量与之对应的,结构矩阵的秩为 4,这里将三号、四号旋翼 - 电机系统及五号、六号旋翼 - 电机系统分为两组,得到重构结构矩阵如下

$$[0126] \quad M'_{rel-2} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} & \frac{1}{2} & 1 & 1 \\ \frac{l_1}{\max\{l_1, 2l_2\}} & \frac{l_1}{\max\{l_1, 2l_2\}} & -\frac{2l_2}{\max\{l_1, 2l_2\}} & -\frac{2l_2}{\max\{l_1, 2l_2\}} \\ 0 & 0 & -1 & 1 \\ 1 & -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (28)$$

[0127] 合并的旋翼是线性相关的,对其参数矩阵相应元素线性叠加,得到降维的参数矩阵：

$$[0128] \quad M'_{co-2} = \text{diag}(k_{11-2}, k_{22-2}, k_{33-2}+k_{44-2}, k_{55-2}+k_{66-2}) \quad (29)$$

[0129] 通过非线性解算因子,将自由度虚拟控制量映射成旋翼转速。

$$[0130] \quad \begin{bmatrix} \Omega_{21} \\ \Omega_{22} \\ \Omega_{23,24} \\ \Omega_{25,26} \end{bmatrix} = \sqrt{(M'_{co-2} M'_{rel-2})^{-1}} \begin{bmatrix} U_{23} \\ U_{24} \\ U_{25} \\ U_{26} \end{bmatrix} \quad (30)$$

[0131] 式 (30) 中 $U_{23}, U_{24}, U_{25}, U_{26}$ 为有效自由度虚拟控制量, $\Omega_{21}, \Omega_{22}, \Omega_{23}, \Omega_{25}$ 为主导旋翼的转速。

$$[0132] \quad \Omega_{24} = \Omega_{23}, \Omega_{26} = \Omega_{25}。$$

[0133] 从上例可看出,欠驱动六旋翼微型飞行器在计算结构矩阵时需要进行输入线性相关项的合并和对结构矩阵的降阶,而这些问题并不存在于全驱动六旋翼微型飞行器,全驱动六旋翼微型飞行器的结构矩阵是满秩的,可以直接求逆。

[0134] 微型飞行器的执行机构由旋翼 - 电机系统组成,每个旋翼 - 电机系统产生的升力以及反扭力矩均与旋翼转速的平方成正比,升力和反扭力矩分别等于 $F_i = k_1 \Omega_i^2 (i=1, 2, L, 6)$ 和 $M_{Di} = k_2 \Omega_i^2 (i=1, 2, L, 6)$, F_i 是第 i 个旋翼产生的升力, M_{Di} 是第 i 个

旋翼产生的反扭力矩, k_1 和 k_2 是旋翼的升力系数与反扭力矩系数, Ω_i 表示第 i 个旋翼的旋转速度。六旋翼飞行器由六个旋翼-电机系统组成, 具有输出六路独立控制量的能力, 根据旋翼-电机系统的不同组织形式, 系统将体现出不同特性, 即可能出现欠驱动或全驱动两种形式, 图 3 中飞行器属于全驱动形式飞行器。

[0135] 以上所述, 仅为本发明较佳的具体实施方式, 但本发明的保护范围并不局限于此, 任何熟悉本技术领域的技术人员在本发明揭露的技术范围内, 可轻易想到的变化或更换, 都应涵盖在本发明的保护范围之内。因此, 本发明的保护范围应该以权利要求的保护范围为准。

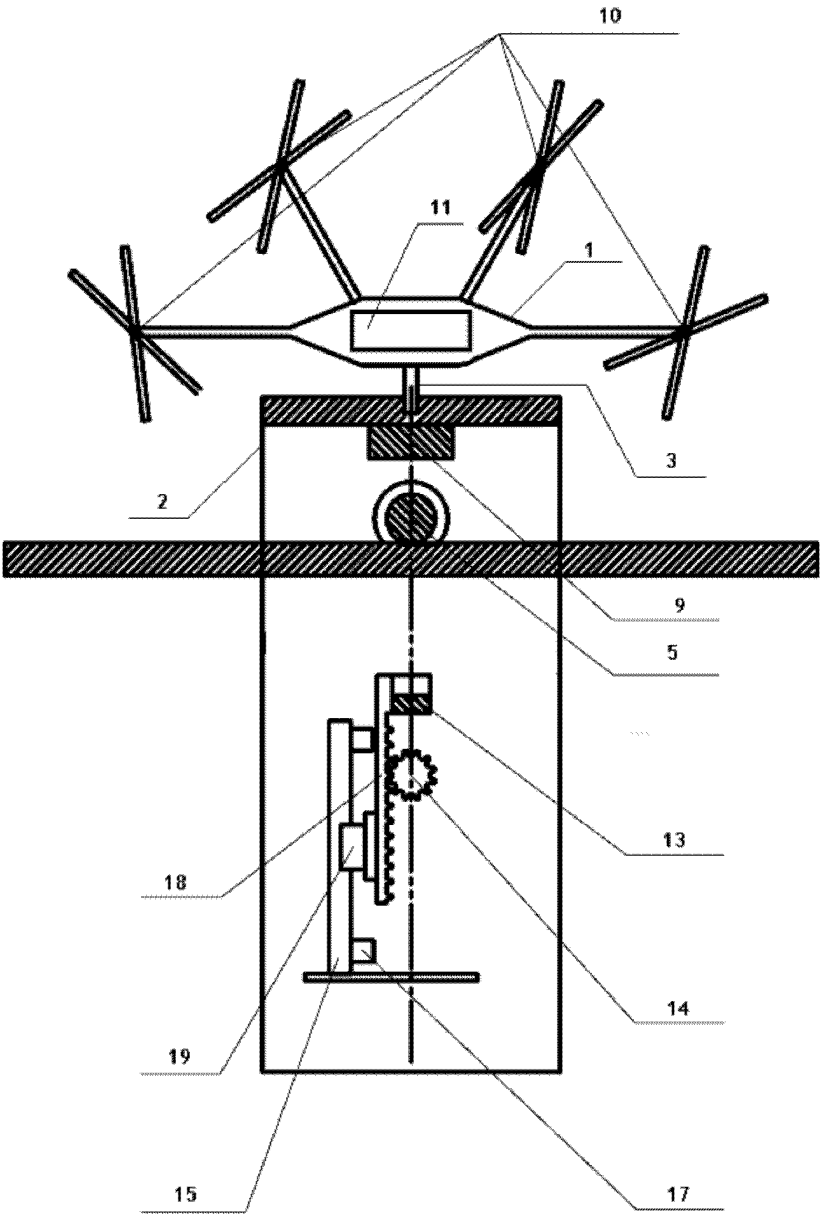


图 2

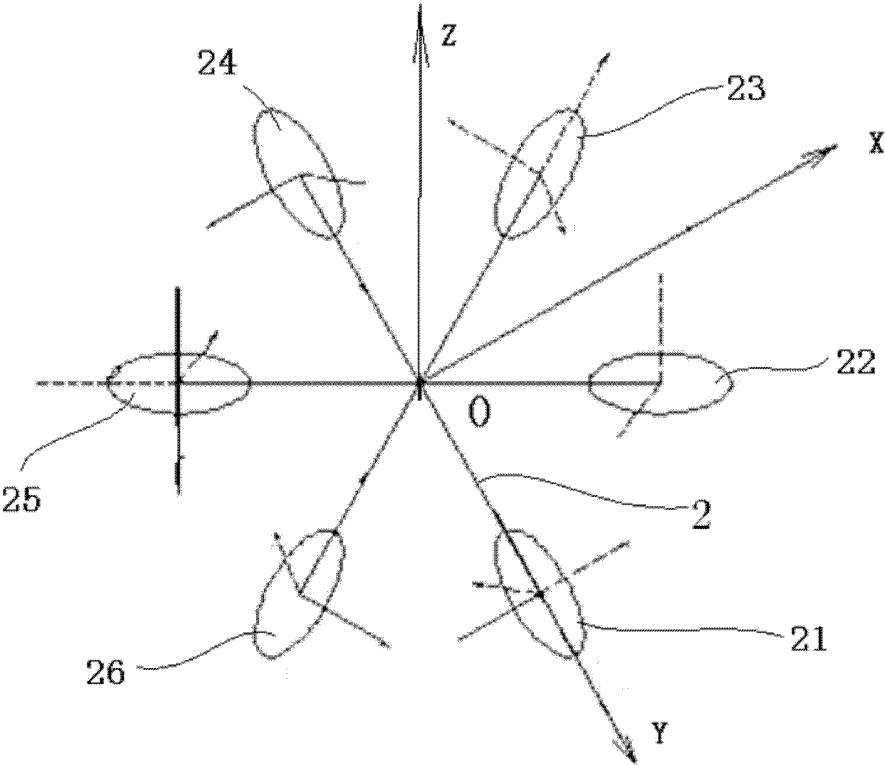


图 3

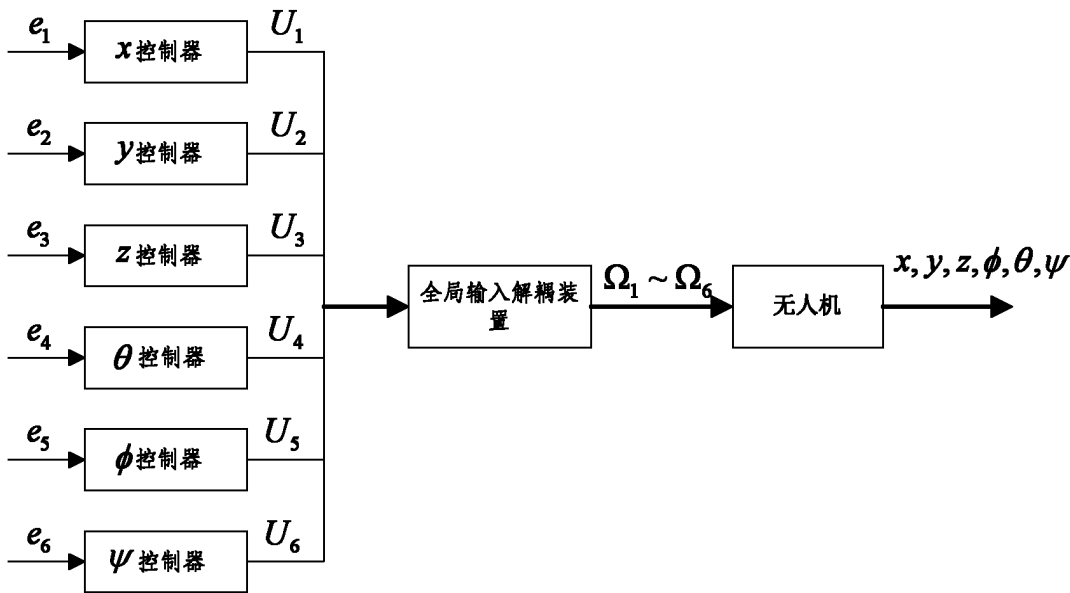


图 4

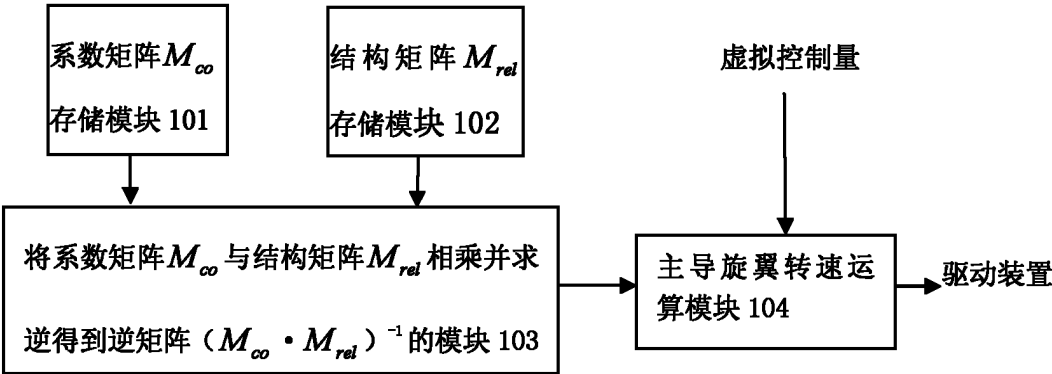


图 5

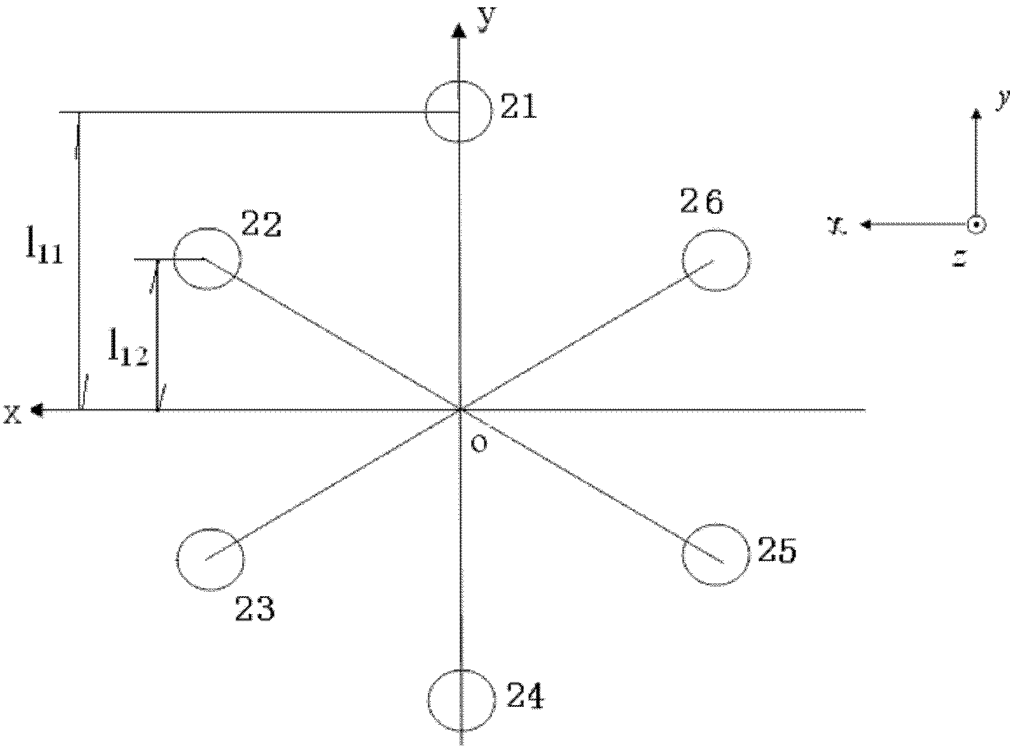


图 6

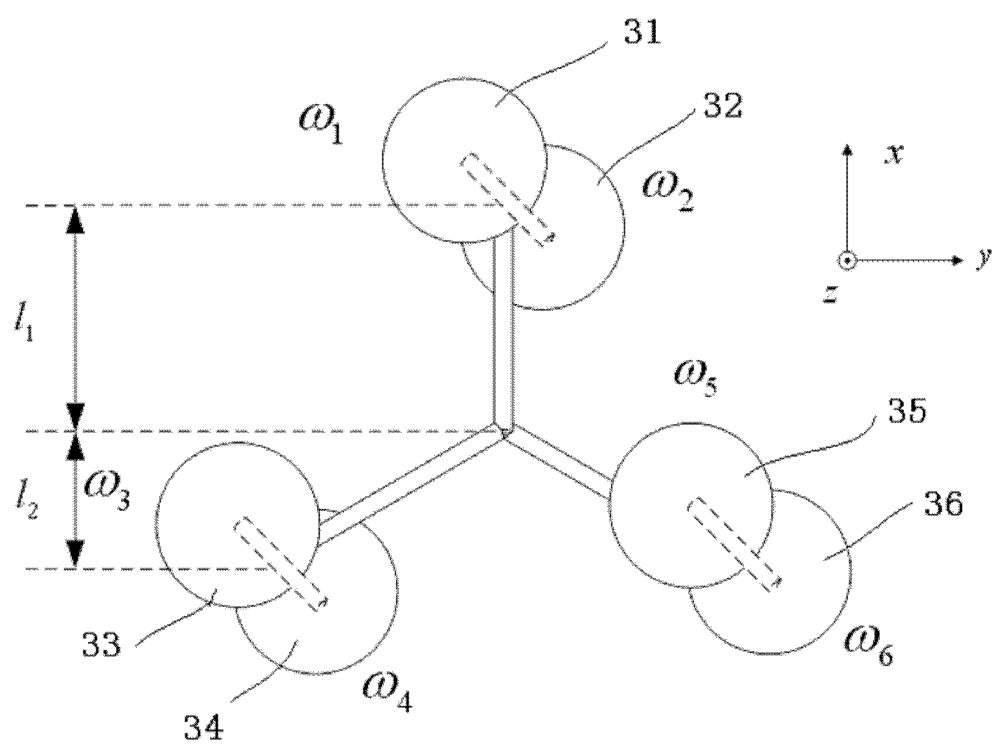


图 7