



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 102358420 A

(43) 申请公布日 2012. 02. 22

(21) 申请号 201110216525. 5

(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 高庆嘉 白越 侯至丞 孙强
刘殿双 续志军

(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.

B64C 27/08(2006. 01)

B64C 27/28(2006. 01)

B64C 27/37(2006. 01)

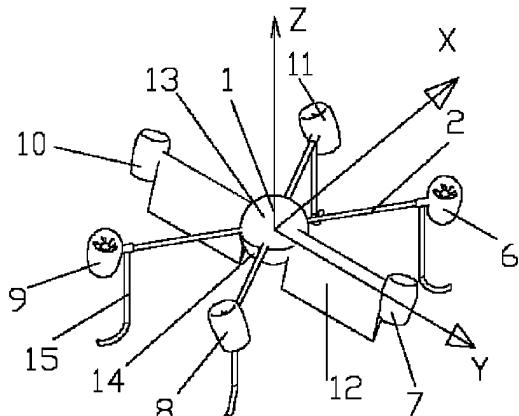
权利要求书 2 页 说明书 10 页 附图 4 页

(54) 发明名称

变姿飞行器

(57) 摘要

本发明涉及一种变姿飞行器，该飞行器包括机体，分布在机体周围并位于同一平面内的至少三个连接杆，安装在各连接杆外端的旋翼，安装在机体内部的控制器；所述固定翼安装在机体的下部，其弦线与各连接杆所在的平面成一角度。当飞行器前飞时，可以通过调节旋翼的转速使机体整体倾转，此时下挂固定翼能够提供附加的升力，因而提高了气动效率，提高了飞行速度，降低了能量消耗，从而增加了续航时间和有效航程。本发明既具有固定翼飞机高速飞行功能，又能够垂直起降，空中悬停，向任意方向灵活飞行，并且结构简单。



1. 一种变姿飞行器,包括机体,分布在机体周围并位于同一平面内的至少三个连接杆,安装在各连接杆外端的旋翼,安装在机体内部的控制器;其特征在于还包括固定翼,所述固定翼安装在机体的下部,其弦线与各连接杆所在的平面成一角度。

2. 根据权利要求 1 所述的变姿飞行器,其特征在于所述固定翼采用高升阻比翼型。

3. 根据权利要求 1 或 2 所述的变姿飞行器,其特征在于所述各旋翼安装在涵道壳体内。

4. 根据权利要求 3 所述的变姿飞行器,其特征在于所述涵道壳体截面采用对称翼型。

5. 根据权利要求 1 所述的变姿飞行器,其特征在于本发明的变姿飞行器还包括起落架,所述起落架固定在连接杆的下面。

6. 根据权利要求 1 所述的变姿飞行器,其特征在于所述机体周围分布六个连接杆,每个连接杆的外端安装一个旋翼;旋翼的旋转平面与六个连接杆所在的平面形成倾角,且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经过机体坐标系的原点并且共面,两个旋翼分别安装正反桨,旋转方向相反,反扭矩可相互抵消。

7. 根据权利要求 1 所述的变姿飞行器,其特征在于所述的控制器包括 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;

设变姿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 轴通过变姿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:

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

式(5)中 U_1, U_2, \dots, U_p 为有效自由度虚拟控制量, $\Omega_1, \Omega_2, \dots, \Omega_q$ 为各主导旋翼的转速。

变姿飞行器

技术领域

[0001] 本发明涉及一种无人飞行器，特别涉及一种具有固定翼飞机高速飞行功能的变姿飞行器。

背景技术

[0002] 无人飞行器主要包括固定翼和旋翼类两大类，传统的固定翼飞行器飞行速度快，作业半径大，技术比较成熟，但是固定翼飞行器的起飞和降落需要足够的场地，它的应用在某些场合受到限制。旋翼类无人直升机会在狭窄的环境中垂直起降，空中悬停，能向任意方向灵活飞行，但是它的飞行速度低，任务半径小，机械系统复杂，稳定性也较差。为此，既能实现垂直起降又能像固定翼飞行器那样水平高速飞行的变姿飞行器备受关注。

[0003] 目前的变姿飞行器主要有倾转旋翼机和应用涵道风扇技术的垂直起降飞行器。倾转旋翼机如美国的 V-22，依靠旋翼短舱倾转，实现垂直起降和水平高速飞行两种姿态的变换，但结构非常复杂。应用涵道风扇技术的垂直起降飞行器如美国的 Cypher, GoldenEye, iSTAR, 法国 Bertin 公司的 HoverEye 等，这一类飞行器主要分为三种：一种是运用共轴旋翼的涵道飞行器，共轴的两个旋翼旋转方向相反以抵消各自的扭矩，通过一套公用舵机系统改变旋翼的总距和周期变距，从而改变飞行器的飞行姿态，实现水平飞行。一种是运用单个涵道风扇以及若干的固定板和导向板，由固定板提供飞行器的反扭矩，通过导向板的控制实现飞行器姿态改变。一种是运用并排的两个涵道风扇及若干的固定板和导向板，由固定板提供飞行器的反扭矩，通过导向板的控制实现飞行器姿态改变。上述两类变姿飞行器结构较复杂，控制困难，操纵性和稳定性也较差，制造、使用成本均较高，不利于无人飞行器在科研、工农业、娱乐等非军事领域的推广。

发明内容

[0004] 本发明要解决的技术问题是提供一种既具有固定翼飞机高速飞行功能，又能够垂直起降，空中悬停，向任意方向灵活飞行，并且结构简单的变姿飞行器。

[0005] 为了解决上述技术问题，本发明的变姿飞行器包括机体，分布在机体周围并位于同一平面内的至少三个连接杆，安装在各连接杆外端的旋翼，安装在机体内部的控制器；所述固定翼安装在机体的下部，其弦线与各连接杆所在的平面成一角度。

[0006] 所述固定翼采用高升阻比翼型。

[0007] 所述各旋翼安装在涵道壳体内。

[0008] 所述涵道壳体截面采用对称翼型。

[0009] 本发明的变姿飞行器还包括起落架，所述起落架固定在连接杆的下面。

[0010] 所述机体周围分布六个连接杆，每个连接杆的外端安装一个旋翼；旋翼的旋转平面与六个连接杆所在的平面形成倾角；且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经过机体坐标系的原点并且共面，两个旋翼分别安装正反桨，旋转方向相反，反扭矩可相互抵消。

[0011] 所述的控制器包括 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：

[0012] 系数矩阵 M_{co} 存储模块 (101)；

[0013] 所述的系数矩阵 $M_{c_0} = \text{diag}(k_{11}, k_{22}, \dots, k_m)$;(1)

[0014] 结构矩阵 M_{rel} 存储模块 (102) ;

[0015] 所述的结构矩阵 $M_{rel} = \{-1^k AIV_{ij}\}_{m \times 6, k=1,2}$ (2)

[0016] 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;

[0017] 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

[0018] 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：

[0019]

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

[0020] 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：

[0021]

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

[0022] 当自由度向负方向变化时, $k = 1$, 当自由度向正方向变化时 $k = 2$;

[0023] 将系数矩阵 M_{co} 与结构矩阵 M_{re} 相乘并求逆得到逆矩阵 $(M_{co} \cdot M_{re})^{-1}$ 的模块 103；

[0024] 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：

$$[0025] \quad \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \dots \\ \Omega_q \end{bmatrix} = \sqrt{\left(M_{co} M_{rel} \right)^{-1}} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ \dots \\ U_p \end{bmatrix} \quad (5)$$

[0026] 式(5)中 U_1, U_2, \dots, U_p 为有效自由度虚拟控制量, $\Omega_1, \Omega_2, \dots, \Omega_q$ 为各主导旋翼的转速。

[0027] 本发明的有益效果如下：

[0028] 1. 当飞行器前飞时,可以通过调节旋翼的转速使机体整体倾转,此时下挂固定翼能够提供附加的升力,因而提高了气动效率,提高了飞行速度,降低了能量消耗,从而增加了续航时间和有效航程。

[0029] 2. 旋翼布置在涵道壳体内,相比传统的暴露在外的直升机旋翼,安全性高,气动噪声较低,更适合于复杂条件下起降及工作。

[0030] 3. 涵道壳体截面采用对称翼型,当飞行器在倾转后前飞时可以提供附加的升力,进一步提高了气动效率,提高了飞行速度,降低了能量消耗,增加了续航时间和有效航程。

[0031] 4. 由于旋翼的旋转平面与六个连接杆所在的平面形成倾角,通过调节六个旋翼的转速实现飞行器三轴力和力矩的直接控制,从而实现飞行状态由垂直飞行到水平飞行的姿态变换,飞行器可实现垂直起降、快速前飞、悬停、倒飞、飞行中任意方向的改变。该飞行器结构简单、控制简单、飞行模式转换简单、制造及使用成本低,并且具有较高稳定性和操纵性,可应用于复杂环境下工作。

[0032] 5. 通过对角线上一对旋向相反的正反旋翼搭配,消除了飞行器的反扭矩,使飞行器通过局部力矩的平衡解决整体力矩的耦合性问题,降低了飞行器操纵难度。

[0033] 6. 多组涵道旋翼使旋翼半径及整机尺寸相对较小,结构紧凑,小范围内安装多组旋翼,升力 / 重量比较高。

[0034] 8. 旋翼由电机或油机直接驱动,机械结构简单,传动效率高。

[0035] 9. 通过非线性解耦映射实现了模型未知情况下的多旋翼飞行器输入解耦,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

[0036] 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。

[0037] 图 1 为六旋翼无人飞行器的结构示意图。

[0038] 图 2 为本发明变姿飞行器的结构示意图。

[0039] 图 3 为固定翼与机体坐标系 XOY 平面相对位置示意图。

[0040] 图 4 为旋翼旋转轴与机体坐标系 XOY 平面相对位置示意图。

[0041] 图 5 为本发明垂直起飞后前飞侧视示意图。

[0042] 图 6 为本发明变姿态后高速前飞侧视示意图。

[0043] 图 7 为本发明涵道壳体、旋翼及驱动装置结构示意图。

[0044] 图 8 为控制器结构框图。

[0045] 图 9 为全局输入解耦装置结构框图。

[0046] 图 10 全驱动六旋翼飞行器俯视图。

[0047] 图 11 欠驱动六旋翼飞行器结构示意图。

具体实施方式

[0048] 如图 1、2 所示,本发明的变姿飞行器包括:轻质机体 1,连接杆 2,旋翼 21~26,固定翼 12,航电系统 13,机载设备 14,起落架 15。机体 1 设有六个连接杆,均匀分布在机体 1

周围,每个连接杆的外端连接一个旋翼。六个旋翼 21 ~ 26 分别安装在六个涵道壳体 6 ~ 11 内。六个旋翼 21 ~ 26 的旋转平面与机体 1 坐标系的 X0Y 平面(即六个连接杆所在的平面)形成六个倾角,并且旋翼 21 的旋转平面与相隔两个旋翼的第三个旋翼 24 的旋转平面经过机体坐标系的原点并且共面,两个旋翼分别安装正反桨,旋转方向相反。旋翼 22 的旋转平面与旋翼 25 的旋转平面经过机体坐标系的原点并且共面,两个旋翼分别安装正反桨,旋转方向相反。旋翼 23 的旋转平面与旋翼 26 的旋转平面经过机体坐标系的原点并且共面,两个旋翼分别安装正反桨,旋转方向相反。

[0049] 如图 2 所示,固定翼 12 通过其中一个连接杆固定安装在机体 1 下部,其弦线与机体 1 坐标系的 X0Y 平面成一角度 θ (如图 3 所示),该角度大小等于与之固定的连接杆所连接的旋翼旋转轴 30 与 X0Y 平面之间的夹角 Φ 的大小(如图 4 所示)。固定翼 12 采用高升阻比翼型,如 clacky 翼型,NACA2412 翼型或 NACA23012 翼型,但不局限于上述翼型。航电系统 13 安装在机体 1 内部,包括控制器、GPS、INS。机载设备 14 安装在机体 1 下部,可以为红外相机、轻型摄像机。起落架 15 固定在连接杆 2 的下面上,用于飞行器起飞降落的支撑,并对飞行器起到一定保护作用。

[0050] 如图 5、6 所示,本发明的变姿飞行器由垂直起降飞行模式向高速前飞飞行模式的转变过程是,飞行器通过调节六个旋翼的转速实现力和力矩的直接控制,通过调节力和力距的大小使机身慢慢倾转,直到进入水平飞行模式,随着飞行速度的提高,固定翼升力随之增大,前飞速度进一步提高。

[0051] 如图 7 所示,以旋翼 21 为例,驱动装置 5 通过连接件固定在涵道壳体 7 内,驱动装置 5 的动力输出轴与旋翼 21 同轴固定连接。驱动装置 5 可以是电机或油机,直接驱动旋翼 21。涵道壳体 7 的截面采用对称翼型提高涵道升力,翼型可以是 NACA0009 翼型, NACA0012 翼型或 NACA0016 翼型,但不局限于上述翼型。

[0052] 如图 8 所示,变姿飞行器的控制器包括 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 $\Omega_1, \Omega_2, \dots, \Omega_q$,然后将各旋翼转速传输到各旋翼对应的驱动装置。

[0053] 如图 9 所示,全局输入解耦装置包括:

[0054] 系数矩阵 M_{co} 存储模块 101;

[0055] 结构矩阵 M_{rel} 存储模块 102;

[0056] 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;

[0057] 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;

$$[0058] \quad \begin{bmatrix} \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \dots \\ \Omega_q \end{bmatrix} = \boxed{\left(M_{co} M_{rel} \right)^{-1} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ \dots \\ U_p \end{bmatrix}} \quad (5)$$

[0059] 式 (5) 中 U_1, U_2, \dots, U_p ($p \leq 6$) 为有效自由度虚拟控制量, $\Omega_1, \Omega_2, \dots, \Omega_q$ ($q \leq 6$) 为各主导旋翼的转速。

[0060] 所述的全局输入解耦装置通过数字信号处理器编程实现。

[0061] 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。

[0062] 实施例 1

[0063] 如图 10 所示, 全驱动六旋翼变姿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经过机体坐标系的原点并且共面。

[0064] 六旋翼变姿飞行器输入解耦原理如图 8 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:

$$[0065] \quad \begin{bmatrix} U_{11} \\ U_{12} \\ U_{13} \\ U_{14} \\ U_{15} \\ U_{16} \end{bmatrix} = M_{co_1} \bullet M_{rel_1} \begin{bmatrix} \Omega_{11}^2 \\ \Omega_{12}^2 \\ \Omega_{13}^2 \\ \Omega_{14}^2 \\ \Omega_{15}^2 \\ \Omega_{16}^2 \end{bmatrix} \quad (11)$$

[0066] M_{co_1} 是全驱动六旋翼变姿飞行器控制器的系数矩阵, M_{rel_1} 是全驱动六旋翼变姿飞行器控制器的结构矩阵。

[0067] 1. 系数矩阵 M_{co_1} 的确定

[0068] $M_{co_1} = \text{diag}(k_{11-1}, k_{22-1}, k_{33-1}, k_{44-1}, k_{55-1}, k_{66-1})$ 是全驱动六旋翼变姿飞行器控制器的系数矩阵, $k_{11-1}, k_{22-1}, k_{33-1}, k_{44-1}, k_{55-1}$ 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。

[0069] 2. 结构矩阵 M_{rel_1} 的确定:

$$[0070] \quad M_{rel_1} = \{-1^k AIV_{ij-1}\}_{6 \times 6, k=1,2} \quad (12)$$

[0071] 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;

[0072] 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, 根据六旋翼变姿飞行器旋翼的组织形式, 矩阵中的元素的取值范围为 $[-1, 1]$ 。

[0073] 结构矩阵 M_{rel_1} 中元素的具体确定方法:

[0074] 第一、建立六旋翼变姿飞行器机体坐标, 如图 10 所示:

[0075] 以六旋翼变姿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。

[0076] 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。

[0077] 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

[0078]

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

[0079]

[0080] 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:

[0081]

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

[0082] 这里单位转速通常取 1000rpm。

[0083] 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 $k = 2$ 。

[0084] 通过计算可以得到:

$$[0085] \quad M_{rel} = M_{rel_1} = \begin{bmatrix} -\frac{l_{12}}{l} & -\frac{l_{12}}{l} & 1 & -\frac{l_{12}}{l} & -\frac{l_{12}}{l} & 1 \\ -1 & 1 & 0 & -1 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ \frac{l_{12}}{l_{11}} & -\frac{l_{12}}{l_{11}} & -1 & -\frac{l_{12}}{l_{11}} & \frac{l_{12}}{l_{11}} & 1 \\ 1 & 1 & 0 & -1 & -1 & 0 \\ 1 & -1 & 1 & -1 & 1 & -1 \end{bmatrix} \quad (13)$$

[0086] 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 10 所示。

[0087] 对于全驱动六旋翼变姿飞行器, 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。

$$[0088] \quad \begin{bmatrix} \Omega_{11} \\ \Omega_{12} \\ \dots \\ \Omega_{16} \end{bmatrix} = \sqrt{\left(M_{co_1} M_{rel_1} \right)^{-1} \begin{bmatrix} U_{11} \\ U_{12} \\ \dots \\ U_{16} \end{bmatrix}} \quad (15)$$

[0089] 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。

[0090] 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。

[0091] 实施例 2

[0092] 如图 11 所示, 欠驱动六旋翼变姿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。

[0093] 欠驱动六旋翼变姿飞行器自由度虚拟控制量与旋翼转速间的具有如下关系:

$$[0094] \quad \begin{bmatrix} U_{21} \\ U_{22} \\ U_{23} \\ U_{24} \\ U_{25} \\ U_{26} \end{bmatrix} = M_{co_2} \bullet M_{rel_2} \begin{bmatrix} \Omega_{21}^2 \\ \Omega_{22}^2 \\ \Omega_{23}^2 \\ \Omega_{24}^2 \\ \Omega_{25}^2 \\ \Omega_{26}^2 \end{bmatrix} \quad (21)$$

[0095] M_{co_2} 是欠驱动六旋翼变姿飞行器控制器的系数矩阵, M_{rel_2} 是欠驱动六旋翼变姿飞行器控制器的结构矩阵。

[0096] 2. 系数矩阵 M_{co_2} 的确定

[0097] $M_{co_2} = \text{diag}(k_{11-2}, k_{22-2}, k_{33-2}, k_{44-2}, k_{55-2}, k_{66-2})$ 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。

[0098] 2. 结构矩阵 M_{rel_2} 的确定

$$[0099] M_{rel_2} = \{-1^k AIV_{ij-2}\}_{6 \times 6, k=1,2} \quad (22)$$

[0100] 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 $k = 2$.

[0101] 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, 根据六旋翼变姿飞行器旋翼的组织形式, 矩阵中的元素的取值范围为 $[-1, 1]$ 。

[0102] 结构矩阵 M_{rel_2} 中元素的具体确定方法:

[0103] 第一、建立六旋翼变姿飞行器体坐标:

[0104] 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。

[0105] 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。

[0106] 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

[0107] 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:

[0108]

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

[0109] 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:

[0110]

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

[0111] 这里单位转速通常取 1000 rpm 。

[0112] 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 $k = 2$ 。

[0113] 下面以俯仰角 θ 自由度的旋翼绝对影响值为例进行说明：

[0114] 从图 11 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。

[0115] 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

[0116] $\omega_1 = \omega_2 > \omega_3 = \omega_4 = \omega_5 = \omega_6$ (25)

[0117] 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：

$$[0118] AIV_{34} = AIV_{44} = AIV_{54} = AIV_{64} = \frac{l_2}{l_1} \quad (26)$$

[0119] 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；

[0120] 确定作用符号：

[0121] 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, $k = 1$ 。

[0122] 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：

$$[0123] M_{rel-2} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & -\frac{l_2}{l_1} & -\frac{l_2}{l_1} & -\frac{l_2}{l_1} & -\frac{l_2}{l_1} \\ 0 & 0 & -1 & -1 & 1 & 1 \\ 1 & -1 & 1 & -1 & 1 & -1 \end{bmatrix} \quad (27)$$

[0124] 欠驱动六旋翼变姿飞行器的水平位移 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

$$[0125] M'_{rel-2} = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} & \frac{1}{2} & 1 & 1 \\ \frac{l_1}{\max\{l_1, 2l_2\}} & \frac{l_1}{\max\{l_1, 2l_2\}} & -\frac{2l_2}{\max\{l_1, 2l_2\}} & -\frac{2l_2}{\max\{l_1, 2l_2\}} \\ 0 & 0 & -1 & 1 \\ 1 & -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (28)$$

[0126] 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：

$$[0127] M'_{co-2} = \text{diag}(k_{11-2}, k_{22-2}, k_{33-2}+k_{44-2}, k_{55-2}+k_{66-2}) \quad (29)$$

[0128] 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。

$$[0129] \quad \begin{bmatrix} \Omega_{21} \\ \Omega_{22} \\ \Omega_{23} \\ \Omega_{25} \end{bmatrix} = \sqrt{\left(M'_{co-2} M'_{rel-2} \right)^{-1}} \begin{bmatrix} U_{23} \\ U_{24} \\ U_{25} \\ U_{26} \end{bmatrix} \quad (30)$$

[0130] 式 (30) 中 U_{23} 、 U_{24} 、 U_{25} 、 U_{26} 为有效自由度虚拟控制量, Ω_{21} 、 Ω_{22} 、 Ω_{23} 、 Ω_{25} 为主导旋翼的转速。

[0131] $\Omega_{24} = \Omega_{23}$, $\Omega_{26} = \Omega_{25}$ 。

[0132] 从上例可看出, 欠驱动六旋翼变姿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变姿飞行器, 全驱动六旋翼变姿飞行器的结构矩阵是满秩的, 可以直接求逆。

[0133] 变姿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, 图 11 中的六旋翼飞行器则属于欠驱动形式飞行器。

[0134] 本发明不限于上述实施方式, 飞行器可以是六旋翼飞行器, 也可以是其他多旋翼飞行器, 连接杆可以均匀分布也可不均匀分布, 连接杆可以等长度也可不等长度。各旋翼的旋转平面可以平行于机体坐标系的 Xoy 平面, 也可以如上面描述的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。旋翼可以放置于涵道壳体内也可以裸露在外。固定翼可以以任意方向固定在机体的下面, 只要其弦线与机体坐标系的 Xoy 成一角度, 当机体倾转后前飞时, 能够起到提供附加升力的作用, 即可解决本发明要解决的技术问题。因而, 在本发明权利要求 1 技术方案基础上作出的任何简单变型, 都在本发明意图保护范围之内。

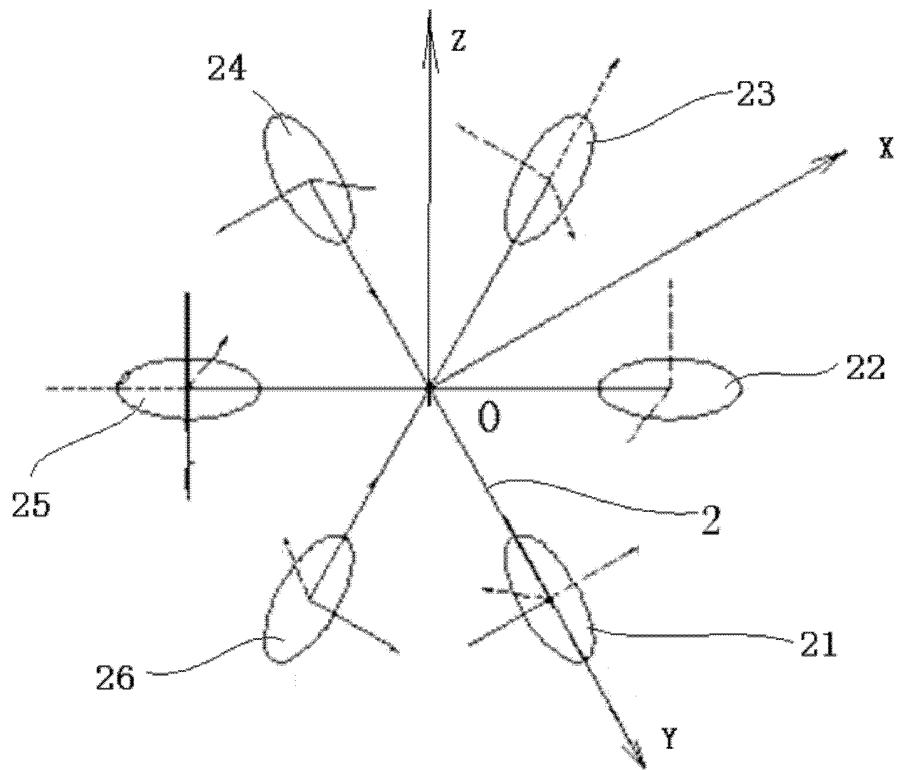


图 1

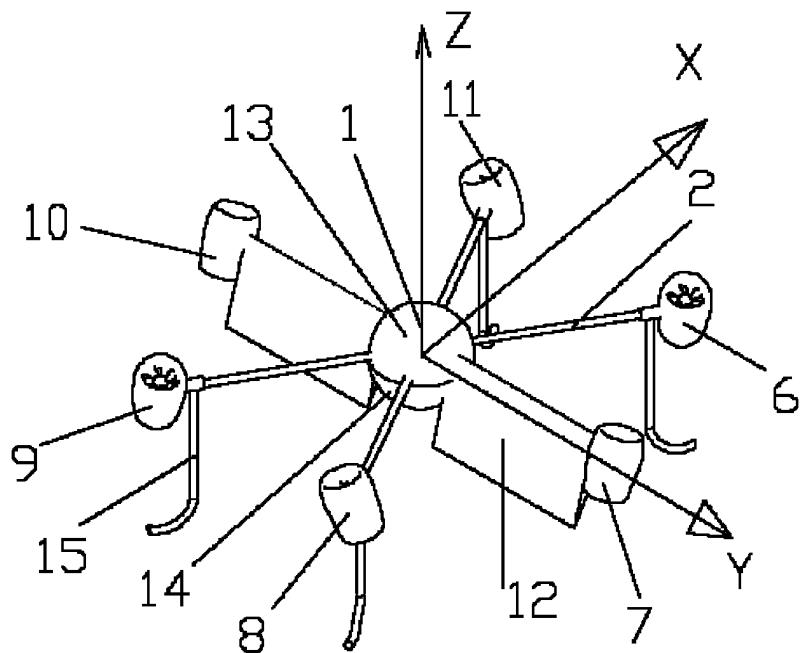


图 2

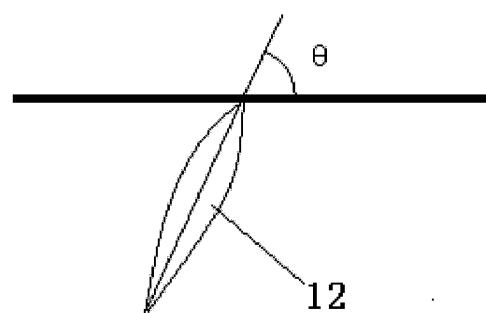


图 3

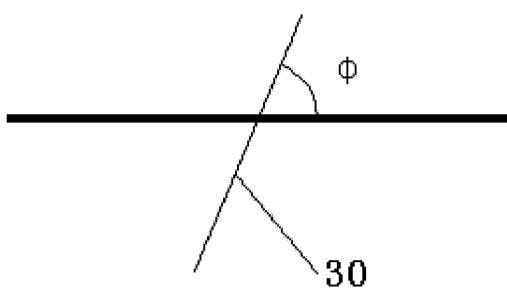


图 4

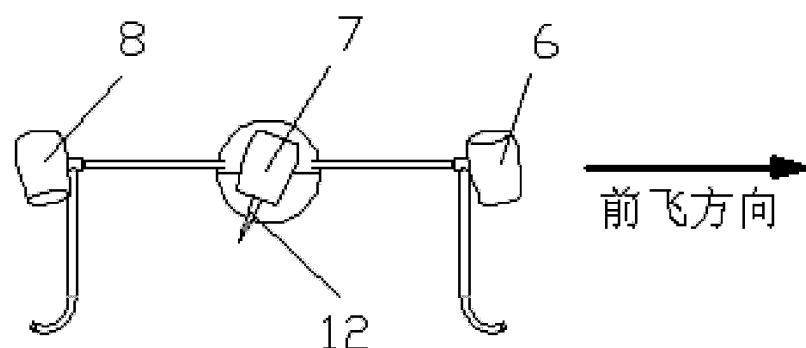


图 5

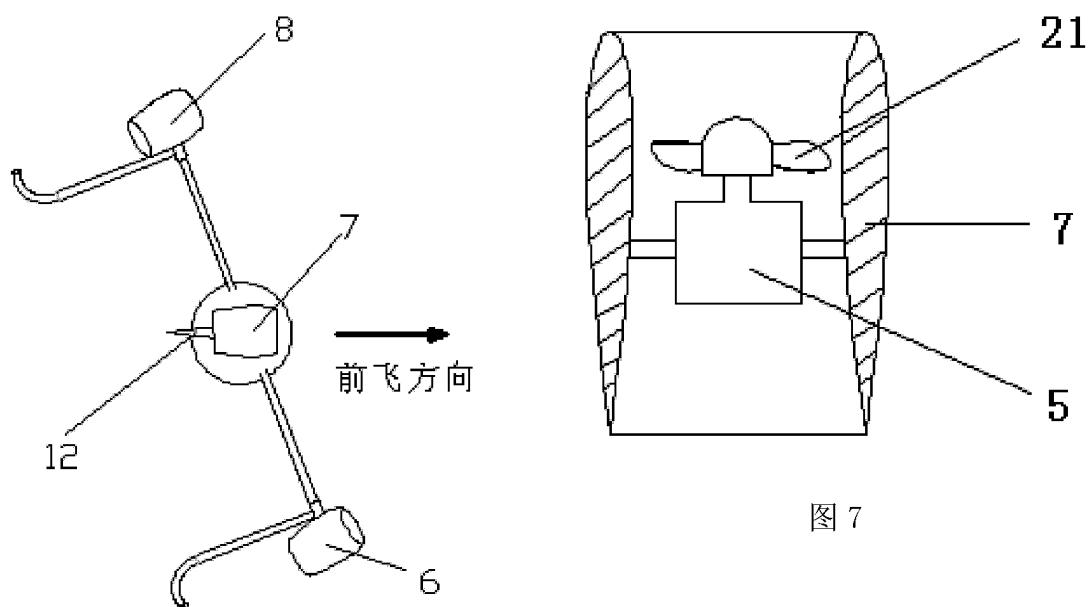


图 6

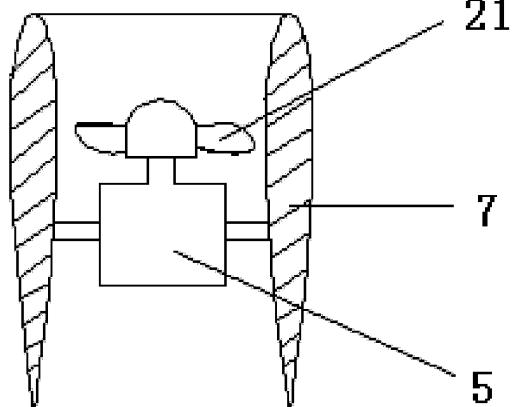


图 7

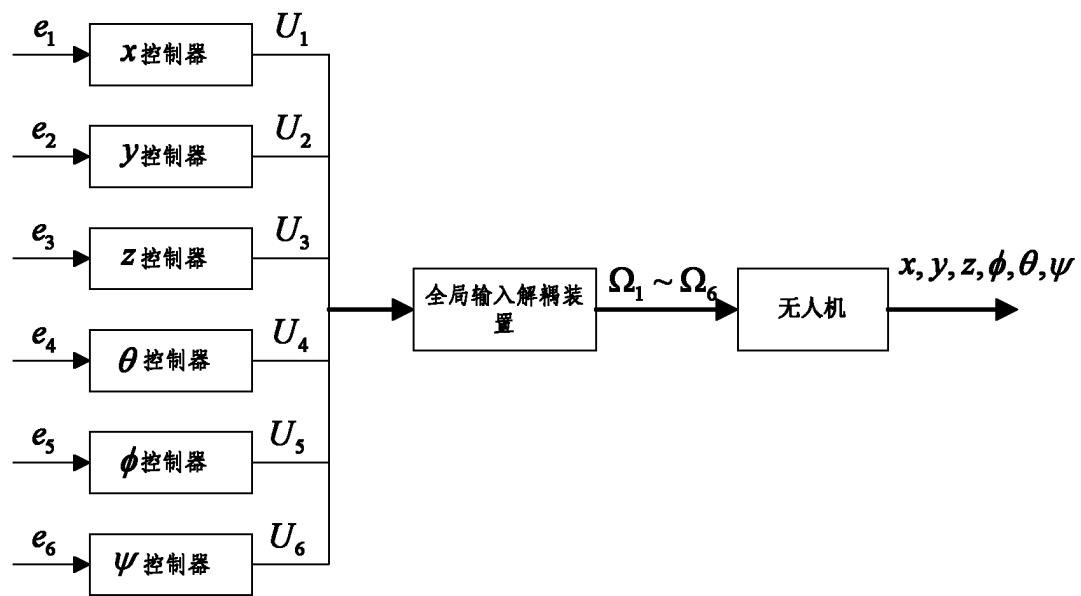


图 8

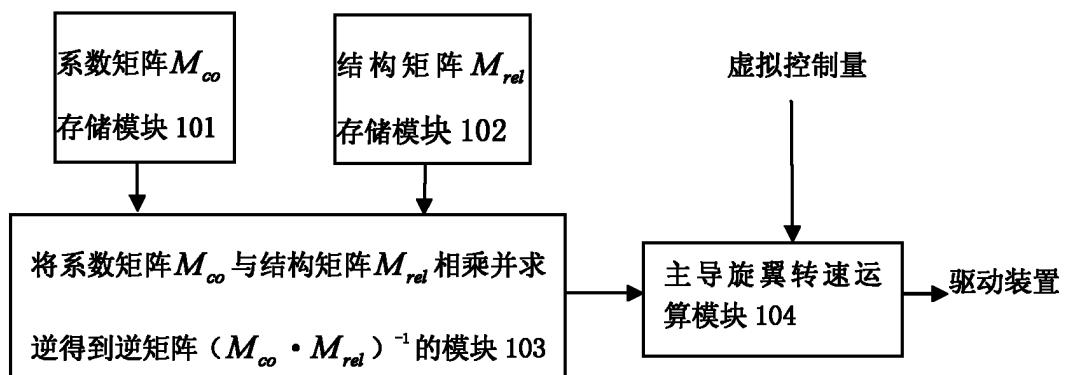


图 9

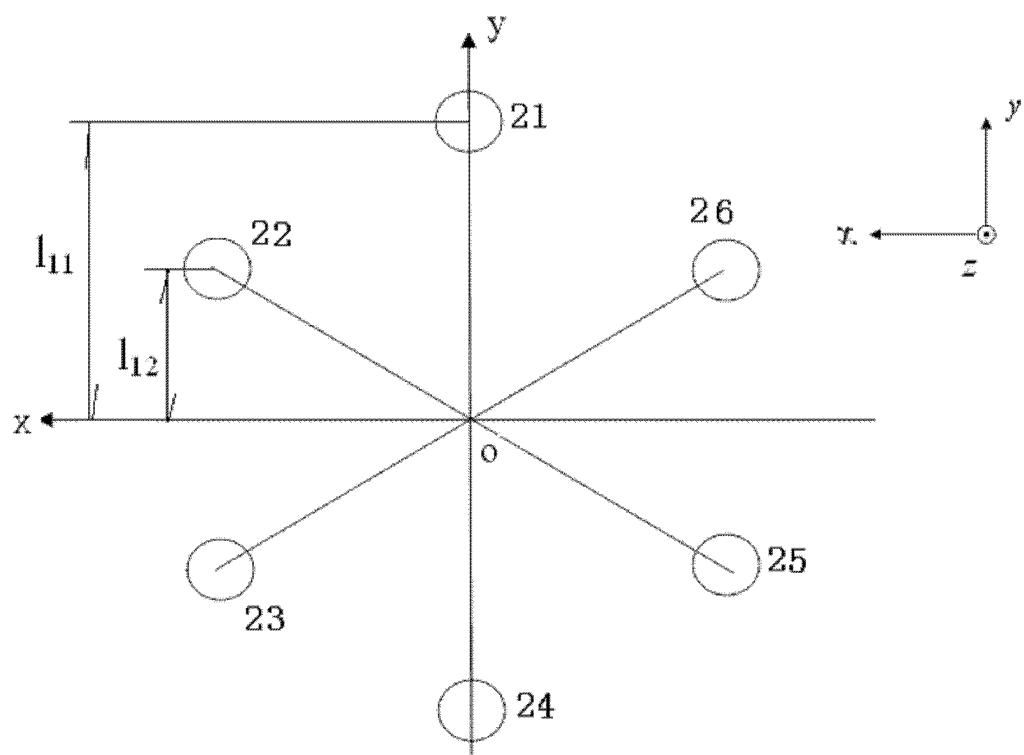


图 10

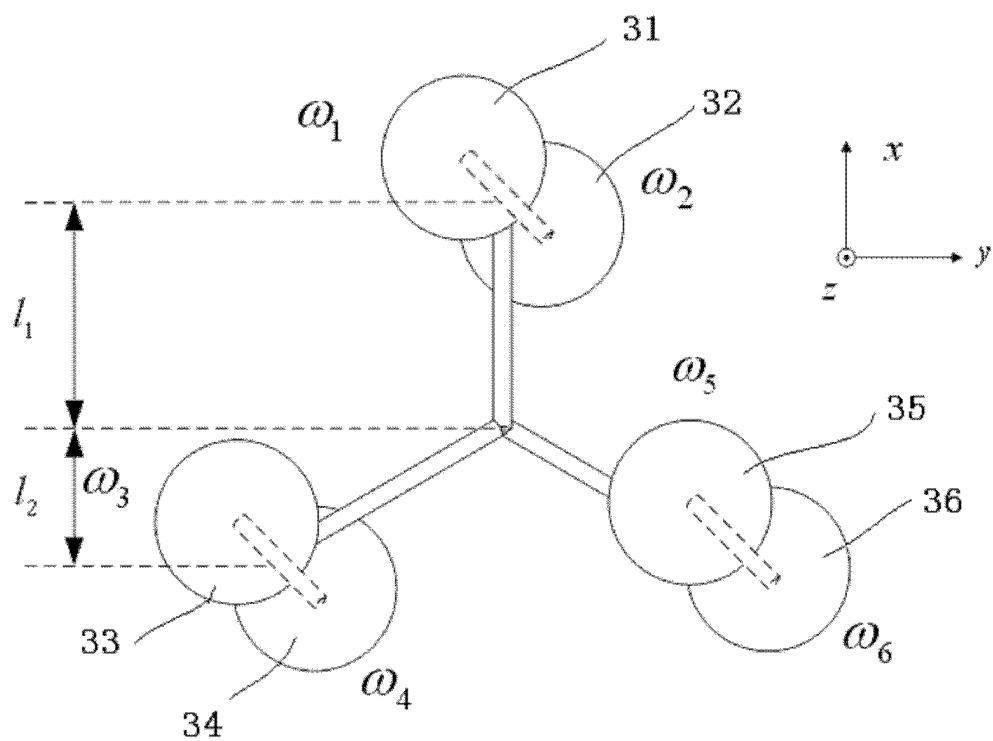


图 11