



(12) 发明专利申请

(10) 申请公布号 CN 102323758 A

(43) 申请公布日 2012.01.18

(21) 申请号 201110216453.4

(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 白越 侯至丞 宫勋 高庆嘉
孙强 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.

G05B 17/00 (2006.01)

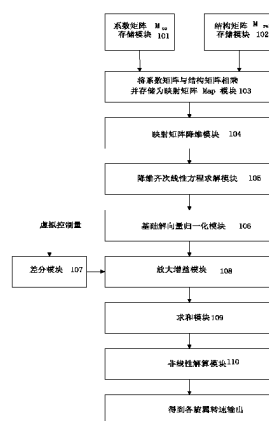
权利要求书 2 页 说明书 10 页 附图 3 页

(54) 发明名称

六旋翼无人机分立输入解耦装置及包含该装置的控制系统

(57) 摘要

一种六旋翼无人机分立输入解耦装置及包含该装置的控制系统。本发明涉及一种六旋翼无人机分立输入解耦装置,该装置包括系数矩阵 M_{co} 存储模块;结构矩阵 M_{rel} 存储模块;将系数矩阵与结构矩阵相乘并存储为映射矩阵 Map 的模块;映射矩阵降维模块;降维齐次线性方程求解模块;基础解向量归一化模块;差分模块;放大增益模块;求和模块;非线性解算模块;本发明使全驱动六旋翼无人机这个多输入多输出系统解耦为六个单输入单输出系统,从而实现了无人机六个自由度独立控制,其最大优点是解耦之后的系统形式简单易于设计控制算法,由虚拟附加控制量可以快速地求取各个电机实际转速,算法对电机转速发生波动具有一定的鲁棒性。



1. 一种六旋翼无人机分立输入解耦装置,其特征在于包括:

系数矩阵 M_{co} 存储模块 (101);

所述的系数矩阵 $M_{co} = \text{diag}(k_{11}, k_{22}, \dots, k_{66})$; (1)

结构矩阵 M_{rel} 存储模块 (102);

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

式 (2) 中, i 代表旋翼编号, j 代表自由度编号; $i = 1, 2, 3, \dots, 6, j = 1, 2, 3, 4, 5, 6$; AIV_{ij} 为第 i 个旋翼动作时对第 j 个自由度的绝对影响值;

设六旋翼无人机机体坐标系的 x 、 y 轴位于各连接杆所在的平面内并相互垂直, z 轴通过六旋翼无人机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 为无人机机体绕 y 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;滚转角 ϕ 为无人机机体绕 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 为无人机机体绕 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 $k = 2$;

将系数矩阵与结构矩阵相乘并存储为映射矩阵 Map 的模块 (103);

映射矩阵降维模块 (104):依次将映射矩阵 Map 中的某一行去掉,得到六个五行六列的行满秩矩阵 $Map'_j (j = 1, 2, 3, 4, 5, 6)$;

降维齐次线性方程求解模块 (105):求出六个降维齐次线性方程的基础解向量 ξ_j^1 ;

所述降维齐次线性方程为:

$$Map'_j [\Delta\Omega_{1j}^2 \quad \Delta\Omega_{2j}^2 \quad \Delta\Omega_{3j}^2 \quad \Delta\Omega_{4j}^2 \quad \Delta\Omega_{5j}^2 \quad \Delta\Omega_{6j}^2]^T = 0 \quad (11)$$

其中 $\Delta\Omega_{1j}^2$ 、 $\Delta\Omega_{2j}^2$ 、 $\Delta\Omega_{3j}^2$ 、 $\Delta\Omega_{4j}^2$ 、 $\Delta\Omega_{5j}^2$ 、 $\Delta\Omega_{6j}^2$ 分别为自由度虚拟控制量增量 ΔU_j 引起的各旋翼转速平方增量;

基础解向量归一化模块 (106):

将基础解向量 ξ_j^1 进行归一化运算得到 $\frac{\xi_j^1}{\|\xi_j^1\|}$,然后将 $\frac{\xi_j^1}{\|\xi_j^1\|}$ 与自由度虚拟控制量增量 ΔU_j 对应的映射矩阵的行 a_j 相乘得到 $\left\| a_j \frac{\xi_j^1}{\|\xi_j^1\|} \right\|$,最后将 $\frac{\xi_j^1}{\|\xi_j^1\|}$ 送给求和模块 (109),将 $\left\| a_j \frac{\xi_j^1}{\|\xi_j^1\|} \right\|$ 送给放大增益模块 (108);

差分模块 (107):根据两个采样周期分别计算得到的自由度虚拟控制量 U_{j,t_2} 和 U_{j,t_1} 计算自由度虚拟控制量增量 ΔU_j ,其中, $t_2 = t_1 + \Delta t$;

放大增益模块 (108) :利用式 (12) 计算得到放大增益 K_j , 然后将 K_j 与 $\frac{\xi_j}{\left| \frac{\xi_j}{\xi_j} \right|}$ 相乘, 并将相乘的结果送到求和模块 (109) ;

$$\Delta U_j = K_j \left\| \frac{\xi_j}{\left| \frac{\xi_j}{\xi_j} \right|} \right\| \quad (12)$$

求和模块 (109) :利用式 (13) 计算出各旋翼转速总平方增量 ;

$$\Delta \Omega_i^2 = \sum_{j=1,2,3,4,5,6} K_j \frac{\xi_j}{\left| \frac{\xi_j}{\xi_j} \right|} (j=1,2,3,4,5,6) \quad (13)$$

非线性解算模块 (110) :利用式 (14) 得到各旋翼转速

$$\Omega_i(t+\Delta t) = \sqrt{\Omega_i^2(t) + \Delta \Omega_i^2} \quad (14)$$

其中 $\Omega_i^2(t)$ 为当前时刻第 i 个旋翼转速的平方, $\Omega_i(t+\Delta t)$ 为下一时刻第 i 个旋翼的转速。

2. 一种包含如权利要求 1 所述的六旋翼无人机分立输入解耦装置的控制系统, 其特征在于 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; 分立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。

六旋翼无人机分立输入解耦装置及包含该装置的控制系统

技术领域

[0001] 本发明属于多旋翼无人飞行器控制领域,涉及一种六旋翼无人机分立输入解耦装置及包含该装置的控制系统。

背景技术

[0002] 六旋翼无人机区别于其他旋翼无人机如直升机、四旋翼无人机等,通过改变六个旋翼的组织形式,可使系统呈现欠驱动或全驱动的不同工作模式。相比于一般的多旋翼无人机需通过控制姿态角变化进而控制水平运动,全驱动六旋翼无人机机体设有六个连接杆,均匀分布在机体周围,每个连接杆的外端连接一个旋翼。六个旋翼的旋转平面与六个连接杆所在的平面形成六个倾角,每个旋翼的旋转平面与相隔一个旋翼的第三个旋翼的旋转平面倾角相等,每个旋翼与相邻旋翼的旋转平面与六个连接杆所在的平面倾角互为补角。该无人机利用改变各个旋翼转速的方法控制飞行器的六个自由度,具有高度的可控性、机动性、稳定性。可以实现快速前飞、悬停以及以任意姿态前飞等动作。但由无人机自身结构以及空气动力学因素决定,六旋翼无人机存在较强的输入耦合问题,即每一个自由度状态的变化都受到多个旋翼转速的影响,而任意一个旋翼转速的变化也会引起多个自由度状态的改变,采用多输入多输出的非线性控制器具有控制复杂,难以实现。

发明内容

[0003] 本发明要解决的一个技术问题是提供一种通过分立式解耦映射,使全驱动六旋翼无人机这个多输入多输出系统解耦为六个单输入单输出系统,从而实现无人机六个自由度独立控制的六旋翼无人机分立输入解耦装置。

[0004] 为了解决上述技术问题,本发明的六旋翼无人机分立输入解耦装置包括:

[0005] 系数矩阵 M_{co} 存储模块;

[0006] 所述的系数矩阵 $M_{co} = \text{diag}(k_{11}, k_{22}, \dots, k_{66})$; (1)

[0007] 结构矩阵 M_{rel} 存储模块;

[0008] 所述的结构矩阵 $M_{rel} = \{-1^k AIV_{ij}\}_{6 \times 6, k=1,2}$ (2)

[0009] 式 (2) 中, i 代表旋翼编号, j 代表自由度编号; $i = 1, 2, 3, \dots, 6, j = 1, 2, 3, 4, 5, 6$; AIV_{ij} 为第 i 个旋翼动作时对第 j 个自由度的绝对影响值;

[0010] 设六旋翼无人机机体坐标系的 x 、 y 轴位于各连接杆所在的平面内并相互垂直, z 轴通过六旋翼无人机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 为无人机机体绕 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 为无人机机体绕 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 为无人机机体绕 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

[0011] 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:

[0012]

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

[0013] 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；
[0014]

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

[0015] 当自由度向负方向变化时, $k = 1$, 当自由度向正方向变化时 $k = 2$;

[0016] 将系数矩阵与结构矩阵相乘并存储为映射矩阵 Map 的模块;

[0017] 映射矩阵降维模块:依次将映射矩阵 Map 中的某一行去掉,得到六个五行六列的行满秩矩阵 $Map'_j (j = 1, 2, 3, 4, 5, 6)$;

[0018] 降维齐次线性方程求解模块:求出六个降维齐次线性方程的基础解向量 ξ_j^1 ;

[0019] 所述降维齐次线性方程为:

$$Map'_j [\Delta\Omega_{1j}^2 \quad \Delta\Omega_{2j}^2 \quad \Delta\Omega_{3j}^2 \quad \Delta\Omega_{4j}^2 \quad \Delta\Omega_{5j}^2 \quad \Delta\Omega_{6j}^2]^T = 0 \quad (11)$$

[0021] 其中 $\Delta\Omega_{1j}^2$ 、 $\Delta\Omega_{2j}^2$ 、 $\Delta\Omega_{3j}^2$ 、 $\Delta\Omega_{4j}^2$ 、 $\Delta\Omega_{5j}^2$ 、 $\Delta\Omega_{6j}^2$ 分别为自由度虚拟控制量增量 ΔU_j 引起的各旋翼转速平方增量;

[0022] 基础解向量归一化模块:

[0023] 将基础解向量 ξ_j^1 进行归一化运算得到 $\frac{\xi_j^1}{|\xi_j^1|}$, 然后将 $\frac{\xi_j^1}{|\xi_j^1|}$ 与自由度虚拟控制量增量

ΔU_j 对应的映射矩阵的行 a_j 相乘得到 $\left\| a_j \frac{\xi_j^1}{|\xi_j^1|} \right\|$, 最后将 $\frac{\xi_j^1}{|\xi_j^1|}$ 送给求和模块, 将 $\left\| a_j \frac{\xi_j^1}{|\xi_j^1|} \right\|$ 送给放

大增益模块;

[0024] 差分模块:根据两个采样周期分别计算得到的自由度虚拟控制量 U_{jt_2} 和 U_{jt_1} 计算自由度虚拟控制量增量 ΔU_j , 其中, $t_2 = t_1 + \Delta t$;

[0025] 放大增益模块:利用式 (12) 计算得到放大增益 K_j , 然后将 K_j 与 $\frac{\xi_j^1}{|\xi_j^1|}$ 相乘, 并将相乘的结果送到求和模块;

$$\Delta U_j = K_j \left\| a_j \frac{\xi_j^1}{|\xi_j^1|} \right\| \quad (12)$$

[0027] 求和模块:利用式 (13) 计算出各旋翼转速总平方增量;

[0028]

$$\Delta\Omega_i^2 = \sum_{j=1,2,3,4,5,6} K_j \frac{\xi_j^1}{|\xi_j^1|} (j = 1, 2, 3, 4, 5, 6) \quad (13)$$

[0029] 非线性解算模块:利用式 (14) 得到各旋翼转速

$$[0030] \quad \Omega_i(t + \Delta t) = \sqrt{\Omega_i^2(t) + \Delta \Omega_i^2} \quad (14)$$

[0031] 其中 $\Omega_i^2(t)$ 为当前时刻第 i 个旋翼转速的平方, $\Omega_i(t + \Delta t)$ 为下一时刻第 i 个旋翼的转速。

[0032] 本发明利用赋予各个电机一个基础转速并构造虚拟附加控制量的方法实现输入解耦,使得每个等效虚拟附加控制量单独控制一个状态变量通道,而每个通道也只受到单个虚拟附加控制量的作用,将各个状态变量通道转化为单输入单输出的二阶系统。在此解耦条件下,对各个通道单独设计控制算法求取所需的虚拟附加控制量。最后通过虚拟附加控制量与电机转速平方的增量值之间的关系可以得到一组映射算法求取由各个虚拟附加控制量引起的电机转速平方的增量值,并将其逐个与基础电机转速平方值叠加最后通过开方运算计算实际所需的各个电机的转速。本发明使全驱动六旋翼无人机这个多输入多输出系统解耦为六个单输入单输出系统,从而实现了无人机六个自由度独立控制,其最大优点是解耦之后的系统形式简单易于设计控制算法,由虚拟附加控制量可以快速地求取各个电机实际转速,算法对电机转速发生波动具有一定的鲁棒性。

[0033] 本发明要解决的另一个技术问题是提供一种包含上述六旋翼无人机分立输入解耦装置的六旋翼无人机控制系统。

[0034] 为了解决上述技术问题,本发明的多旋翼无人机控制系统的 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;分立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。

附图说明

[0035] 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。

[0036] 图 1 为六旋翼无人机结构示意图。

[0037] 图 2 为六旋翼无人机结构俯视图。

[0038] 图 3 为本发明的六旋翼无人机分立输入解耦装置结构框图。

[0039] 图 4 为本发明的六旋翼无人机控制系统原理图。

具体实施方式

[0040] 如图 1 所示,全驱动六旋翼无人机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 11、12、……、16,各旋翼可采用电机或油机驱动。六个旋翼的旋转平面与机体坐标系的 xoy 平面(六个连接杆所在的平面)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 11 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 12 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)。

[0041] 六个旋翼按编号逆时针排放,旋翼转轴与机体坐标系的 xoy 平面呈一定夹角 $0 \sim 90^\circ$ 。一号旋翼 11、三号旋翼 13、五号旋翼 15 逆时针旋转,二号旋翼 12、四号

旋翼 4、六号旋翼 6 顺指针旋转。由旋翼空气动力学可知,各个旋翼产生的升力以及反扭力矩均与其转速的平方成正比,升力和反扭力矩分别等于 $F_i = k_1 \Omega_i^2 (i=1,2,\dots,6)$ 和 $M_{Di} = k_2 \Omega_i^2 (i=1,2,\dots,6)$, 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。各个旋翼对于无人机质心产生的升力矩为 $M_{Li} = d \cdot k_1 \Omega_i^2 (i=1,2,\dots,6)$, d 是旋翼转轴距无人机质心的距离。无人机的状态变量分为三个姿态角 (ϕ, θ, ψ) 和三个三维空间位置 (x, y, z),由 Newton-Euler 动力学方程可知无人机具有六个自由度共十二个状态。每一个自由度都受到多个旋翼产生的力和力矩的影响。

[0042] 如图 3 所示,本发明的六旋翼无人机分立输入解耦装置包括:系数矩阵 M_{co} 存储模块 101;结构矩阵 M_{rel} 存储模块 102;将系数矩阵与结构矩阵相乘并存储为映射矩阵 Map 模块 103;映射矩阵降维模块 104;降维齐次线性方程求解模块 105;基础解向量归一化模块 106;差分模块 107;放大增益模块 108;求和模块 109;非线性解算模块 110。

[0043] 六旋翼无人机输入解耦原理如图 4 所示。通过分立输入解耦,使得无人机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 $U_j (j=1,2,3,4,5,6)$ 与各旋翼力矩将满足关系式 (6)。

$$[0044] \quad \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \\ U_5 \\ U_6 \end{bmatrix} = M_{rel} \begin{bmatrix} F_1 \\ F_2 \\ F_3 \\ M_1 \\ M_2 \\ M_3 \end{bmatrix} \quad (6)$$

[0045] 其中 M_{rel} 为结构矩阵,反映无人机旋翼在机体坐标系下的分布形式。当无人机结构确定时,结构矩阵为常矩阵。由旋翼动力学特性可知,旋翼在旋转过程中产生的力或力矩与旋翼转速成正比,等式两边取增量 (6) 式又可改写成 (7) 式。

$$[0046] \quad \begin{bmatrix} \Delta U_1 \\ \Delta U_2 \\ \Delta U_3 \\ \Delta U_4 \\ \Delta U_5 \\ \Delta U_6 \end{bmatrix} = M_{co} \bullet M_{rel} \begin{bmatrix} \Delta \Omega_1^2 \\ \Delta \Omega_2^2 \\ \Delta \Omega_3^2 \\ \Delta \Omega_4^2 \\ \Delta \Omega_5^2 \\ \Delta \Omega_6^2 \end{bmatrix} \quad (7)$$

[0047] 其中 M_{co} 为系数矩阵,与旋翼特性有关,也为常矩阵。Map = $M_{co} \bullet M_{rel}$ 为映射矩阵。

[0048] 系数矩阵 M_{co} 的确定:

[0049] $M_{co} = \text{diag}(k_{11}, k_{22}, \dots, k_{66})$; (1)

[0050] 其中 $k_{11}, k_{22}, \dots, k_{66}$ 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 $k_{11}, k_{22}, \dots, k_{66}$ 的取值范围在 0.000001 到 0.1 之间时,无人机可实现稳定飞行。

[0051] 结构矩阵 M_{rel} 的确定:

[0052] $M_{rel} = \{-1^k AIV_{ij}\}_{6 \times 6, k=1,2} \quad (2)$

[0053] 式 (2) 中, i 代表旋翼编号, j 代表自由度编号; $i=1,2,3, \dots, 6, j=1,2,3,4,$

5、6 ; AIV_{ij} 为第 i 个旋翼动作时对第 j 个自由度的绝对影响值 ;

[0054] M_{rel} 是系统的六阶结构矩阵, 结构矩阵根据无人机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, 根据六旋翼无人机旋翼的组织形式, 矩阵中的元素的取值范围为 $[-1, 1]$ 。

[0055] 结构矩阵 M_{rel} 中元素的具体确定方法 :

[0056] 第一、建立六旋翼无人机机体坐标, 如图 1、2 所示 :

[0057] 以六旋翼无人机的质心作为坐标原点 o , 一号旋翼 11 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 为无人机绕 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 为无人机绕 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 为无人机绕 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。

[0058] 第二, 根据无人机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。对于全驱动六旋翼无人机, 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 12、13、15、16 ; 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 12、13、15、16 ; 针对滚转角 ϕ 其最大影响旋翼为一号和四号旋翼 11、14 ; 偏航角 ψ 转动自由度的最大影响旋翼组包括所有旋翼。

[0059] 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

[0060] 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 :

[0061]

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

[0062] 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 :

[0063]

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

[0064] 这里单位转速通常取 1000rpm。

[0065] 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 $k = 2$ 。

[0066] 以六个连接杆均匀分布在机体周围为例, 通过计算可以得到 :

[0067]

$$M_{rel} = \begin{bmatrix} -\frac{l_{12}}{l} & -\frac{l_{12}}{l} & 1 & -\frac{l_{12}}{l} & -\frac{l_{12}}{l} & 1 \\ -1 & 1 & 0 & -1 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ \frac{l_{12}}{l_{11}} & -\frac{l_{12}}{l_{11}} & -1 & -\frac{l_{12}}{l_{11}} & \frac{l_{12}}{l_{11}} & 1 \\ \frac{l_{12}}{l_{11}} & -\frac{l_{12}}{l_{11}} & -1 & -\frac{l_{12}}{l_{11}} & \frac{l_{12}}{l_{11}} & 1 \\ 1 & 1 & 0 & -1 & -1 & 0 \\ 1 & -1 & 1 & -1 & 1 & -1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.5 & -0.5 & 1 & -0.5 & -0.5 & 1 \\ -1 & 1 & 0 & -1 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ 0.5 & -0.5 & -1 & -0.5 & 0.5 & 1 \\ 1 & 1 & 0 & -1 & -1 & 0 \\ 1 & -1 & 1 & -1 & 1 & -1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

[0068] 其中 l_{11} 为一号旋翼 11 转轴到 x 轴的垂直距离, l_{12} 为二号、六号旋翼 12、16 转轴到 x 轴的垂直距离, l 为无人机杆长, 如图 2 所示。

[0069] 系数矩阵 M_{co} 与结构矩阵 M_{rel} 相乘得到映射矩阵 $Map = M_{co} \cdot M_{rel}$;

[0070] 降维映射矩阵 Map' 的确定:

[0071] 第一、设某时刻由自由度虚拟控制量增量所得的某旋翼转速总平方增量为 $\Delta\Omega_i^2$ ($i = 1, 2, 3, 4, 5, 6$), 其中, i 代表旋翼编号。某一路自由度虚拟控制量增量 ΔU_j 对应的转速平方增量为 $\Delta\Omega_{ij}^2$ ($i, j = 1, 2, 3, 4, 5, 6$)。其中, i 代表旋翼编号, j 代表自由度虚拟控制量编号。则某旋翼转速总平方增量满足关系式 (8)

$$[0072] \quad \Delta\Omega_i^2 = \sum_{j=1,2,3,4,5,6} \Delta\Omega_{ij}^2 \quad (i=1,2,3,4,5,6) \quad (6)$$

[0073] 第二、要保证输入解耦需满足: 某自由度虚拟控制量增量 ΔU_j 对应的旋翼转速增量 $\Delta\Omega_{ij}^2$ 并不引起其他虚拟控制量的变化。此关系可以表示为:

[0074] 当各旋翼转速增量为 $\Delta\Omega_{ij}^2$ ($i = 1, 2, 3, 4, 5, 6$) 时,

$$[0075] \quad \Delta U_j \neq 0 \quad (7)$$

$$[0076] \quad \Delta U_v = 0 \quad (v \neq j) \quad (8)$$

[0077] 当六旋翼无人机的结构确定时, 无人机的结构矩阵是常矩阵, 由此可以得到自由度虚拟控制量与六个旋翼的转速是线性关系, 满足叠加原理。本发明的核心思想是利用叠加原理, 找到当虚拟控制量变化时相应各旋翼转速的增量, 满足关系式 (9)、(10)。即每个自由度虚拟控制量对应且仅对应一路自由度输出。这里的有效自由度虚拟控制量是指该自由度虚拟控制量对应结构矩阵的行为非零行。

[0078] 将 Map 矩阵中与不为零的自由度虚拟控制量增量 ΔU_j 对应行去除, 即得到六个五行六列的行满秩降维映射矩阵 Map'_j ($j = 1, 2, 3, 4, 5, 6$)。当自由度虚拟控制量增量 ΔU_1 不为零时, $\Delta U_2, \Delta U_3, \dots, \Delta U_6$ 为零, Map 矩阵第一行去除, 得到五行六列的行满秩降维映射矩阵 Map'_1 ; 当自由度虚拟控制量增量 ΔU_2 不为零时, $\Delta U_1, \Delta U_3, \dots, \Delta U_6$ 为零, Map 矩阵第二行去除, 得到五行六列的行满秩降维映射矩阵 $Map'_2, \dots$, 当自由度虚拟控制量增量 ΔU_6 不为零时, $\Delta U_1, \Delta U_2, \dots, \Delta U_5$ 为零, Map 矩阵第六行去除, 得到五行六列的行满秩降维映射矩阵 Map'_6 。

[0079] 降维齐次线性方程的求解:

[0080] 根据降维矩阵 $\text{Map}'_j (j = 1, 2, 3, 4, 5, 6)$ 得到六个齐次线性方程

$$[0081] \quad \text{Map}'_j \begin{bmatrix} \Delta\Omega_{1j}^2 & \Delta\Omega_{2j}^2 & \Delta\Omega_{3j}^2 & \Delta\Omega_{4j}^2 & \Delta\Omega_{5j}^2 & \Delta\Omega_{6j}^2 \end{bmatrix}^T = 0 \quad (11)$$

[0082] 由于 (11) 式中矩阵 $\text{Map}'_j (j = 1, 2, 3, 4, 5, 6)$ 的秩 $R(A) = 5$, 解向量维数为 6, 则 (11) 式的基础解系只有一个向量, 设基础解向量为 ξ_j^1 。

[0083] 基础解向量归一化模块 106: 将 (11) 式的基础解向量 ξ_j^1 归一化得到 $\frac{\xi_j^1}{\|\xi_j^1\|}$, 然后将

$\frac{\xi_j^1}{\|\xi_j^1\|}$ 与自由度虚拟控制量增量 ΔU_j 对应的映射矩阵的行 $\bar{a}_j$ 相乘, 最后将相乘的结果 $\left\| \bar{a}_j \frac{\xi_j^1}{\|\xi_j^1\|} \right\|$

送到放大增益模块 108, 将 $\frac{\xi_j^1}{\|\xi_j^1\|}$ 送给求和模块 109。

[0084] 自由度虚拟控制量增量 ΔU_j 的计算:

[0085] 如图 4 所示, 六旋翼无人机控制系统的 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_j , 差分模块 107 根据两个采样周期分别采集的自由度虚拟控制量 U_{j,t_2} 和 U_{j,t_1} 计算自由度虚拟控制量增量 ΔU_j 。

[0086] 放大增益为 K_j 的确定:

[0087] 设放大增益为 K_j (K_j 用来调节自由度虚拟控制量增量 ΔU_j 的调节灵敏度), 自由度虚拟控制量增量 ΔU_j 对应映射矩阵的行为 $\bar{a}_j$, 则

[0088] 放大增益模块 108 可利用式 (12) 计算得到 K_j

$$[0089] \quad \Delta U_j = K_j \left\| \bar{a}_j \frac{\xi_j^1}{\|\xi_j^1\|} \right\| \quad (12)$$

[0090] 根据叠加原理, 求和模块 109 可以利用式 (13) 计算出各旋翼转速总平方增量:

[0091]

$$\Delta\Omega_i^2 = \sum_{j=1,2,3,4,5,6} K_j \frac{\xi_j^1}{\|\xi_j^1\|} (j=1,2,3,4,5,6) \quad (13)$$

[0092] 非线性解算因子 δ 为对向量元素分别进行同一种非线性运算, 输出仍为一向量。这里 δ 采用了对向量各元素取算术平方根运算。

[0093] 非线性解算模块 110 利用式 (14) 得到各旋翼转速

$$[0094] \quad \Omega_i(t+\Delta t) = \delta(\Omega_i^2(t) + \Delta\Omega_i^2) = \sqrt{\Omega_i^2(t) + \Delta\Omega_i^2} \quad (14)$$

[0095] 其中 $\Omega_i^2(t)$ 为当前时刻第 i 个旋翼转速的平方, $\Omega_i(t+\Delta t)$ 为下一时刻第 i 个旋翼的转速。

[0096] 本发明采用下述方法实现分立输入解耦:

[0097] 首先, 将六个旋翼转速平方增量 $\Delta\Omega_i (i = 1, 2, 3, 4, 5, 6)$ 分为六组, 每一组都仅

对应于一个虚拟控制量的变化。

[0098] 第二,分别计算旋翼在各虚拟控制量下的转速平方增量

[0099] 对于图 1 所示的六旋翼无人机,其系数矩阵和结构矩阵都是方阵且满秩。为了保证某自由度虚拟控制量增量 ΔU_j 对应的旋翼转速增量 $\Delta \Omega_{ij}$ 并不引起其他虚拟控制量的变化。这里采用了矩阵降维处理方法。

[0100] 先将不为零虚拟控制量增量 ΔU_j 对应的映射矩阵的行去掉,得到六个五行六列的行满秩降维矩阵 $Map'_j (j = 1, 2, 3, 4, 5, 6)$,解齐次线性方程组。

$$[0101] \quad Map'_j \begin{bmatrix} \Delta \Omega_{1j}^2 & \Delta \Omega_{2j}^2 & \Delta \Omega_{3j}^2 & \Delta \Omega_{4j}^2 & \Delta \Omega_{5j}^2 & \Delta \Omega_{6j}^2 \end{bmatrix}^T = 0 \quad (11)$$

[0102] 由于 (11) 式中降维矩阵 $Map'_j (j = 1, 2, 3, 4, 5, 6)$ 的秩 $R(A) = 5$,解向量维数为 6,则 (11) 式的基础解系只有一个向量,设基础解向量为 ξ_j ,将其归一化,设放大增益为 K_j (K_j 用来调节虚拟控制量调节灵敏度),设自由度虚拟控制量增量为 ΔU_j ,自由度虚拟控制量增量 ΔU_j 对应映射矩阵的行为 a_j ,则控制量增量 ΔU_j 可表示为

$$[0103] \quad \Delta U_j = K_j \left\| a_j \begin{bmatrix} r \\ \xi_j \\ r \\ \xi_j \end{bmatrix} \right\|_1 \quad (12)$$

[0104] 第三、根据叠加原理,得到各旋翼转速总平方增量

[0105] 按照第二步根据六个自由度虚拟控制量增量分别解出放大增益 K_j ,进而得到各旋翼转速增量,根据叠加原理,将其线性相加如下式所示。

[0106]

$$\Delta \Omega_i^2 = \sum_{j=1,2,3,4,5,6} K_j \left[\frac{\xi_j}{\xi_j} \right] (j=1,2,3,4,5,6) \quad (13)$$

[0107] 下面以六个连接杆均匀分布在机体周围的全驱动六旋翼无人机为例详细说明。

[0108] 图 1 所示全驱动六旋翼无人机,设系数矩阵为 I ,结构矩阵为

$$[0109] \quad M_{rel} = \begin{bmatrix} -0.5 & -0.5 & 1 & -0.5 & -0.5 & 1 \\ -1 & 1 & 0 & -1 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ 0.5 & -0.5 & -1 & -0.5 & 0.5 & 1 \\ 1 & 1 & 0 & -1 & -1 & 0 \\ 1 & -1 & 1 & -1 & 1 & -1 \end{bmatrix} \quad (15)$$

[0110] 这里只说明水平位移 x 和俯仰角 θ 两个自由度,其他自由度通道计算方法类似。

[0111] 1. 水平位移 x 控制

[0112] 这里考虑的是单独 x 坐标变化其他输出不变的情况。由于水平位移 x 只与 U_1 有关,所以这里需要使 U_1 变化,而使其他五个控制量不变,即对于 (6) 式应有

[0113]

$$Map'_1 \begin{bmatrix} \Delta\Omega_{11}^2 \\ \Delta\Omega_{21}^2 \\ \Delta\Omega_{31}^2 \\ \Delta\Omega_{41}^2 \\ \Delta\Omega_{51}^2 \\ \Delta\Omega_{61}^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.5 & -0.5 & 1 & -0.5 & -0.5 & 1 \\ -1 & 1 & 0 & -1 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ 0.5 & -0.5 & -1 & -0.5 & 0.5 & 1 \\ 1 & 1 & 0 & -1 & -1 & 0 \\ 1 & -1 & 1 & -1 & 1 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\Omega_{11}^2 \\ \Delta\Omega_{21}^2 \\ \Delta\Omega_{31}^2 \\ \Delta\Omega_{41}^2 \\ \Delta\Omega_{51}^2 \\ \Delta\Omega_{61}^2 \end{bmatrix} = 0 \quad (16)$$

[0114] 由式 (9)、(10) 可得如下关系

[0115]

$$\Delta\Omega_{11}^2 = \Delta\Omega_{21}^2 = \Delta\Omega_{41}^2 = \Delta\Omega_{51}^2 = -\frac{1}{2}\Delta\Omega_{31}^2 = -\frac{1}{2}\Delta\Omega_{61}^2 \quad (17)$$

[0116] 可得基础解向量为 $\xi^I = [1 \ 1 \ -0.5 \ 1 \ 1 \ -0.5]^T$ 。

[0117] 则自由度虚拟控制量增量

$$\Delta U_1 = K_1 \left\| \begin{bmatrix} r \\ \xi_1^I \\ \frac{r}{\xi_1^I} \end{bmatrix} \right\|_h \quad (18)$$

[0119] 容易验证 $\Delta U_2 = \Delta U_3 = \Delta U_4 = \Delta U_5 = \Delta U_6 = 0$ 。

[0120] 2. 俯仰角 θ 控制

[0121] 俯仰角 θ 变化只与 U_4 有关系所以这里需要使 U_4 变化,而使其他五个自由度虚拟控制量不变,即对于 (6) 式应有

[0122]

$$Map'_4 \begin{bmatrix} \Delta\Omega_{14}^2 \\ \Delta\Omega_{24}^2 \\ \Delta\Omega_{34}^2 \\ \Delta\Omega_{44}^2 \\ \Delta\Omega_{54}^2 \\ \Delta\Omega_{64}^2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -0.5 & -0.5 & 1 & -0.5 & -0.5 & 1 \\ -1 & 1 & 0 & -1 & 1 & 0 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ 0.5 & -0.5 & -1 & -0.5 & 0.5 & 1 \\ 1 & 1 & 0 & -1 & -1 & 0 \\ 1 & -1 & 1 & -1 & 1 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\Omega_{14}^2 \\ \Delta\Omega_{24}^2 \\ \Delta\Omega_{34}^2 \\ \Delta\Omega_{44}^2 \\ \Delta\Omega_{54}^2 \\ \Delta\Omega_{64}^2 \end{bmatrix} = 0 \quad (19)$$

[0123] 由 (15) 式可得如下关系

$$\Delta\Omega_{14}^2 = -\Delta\Omega_{24}^2 = -\frac{1}{2}\Delta\Omega_{34}^2 = -\Delta\Omega_{44}^2 = \Delta\Omega_{54}^2 = \frac{1}{2}\Delta\Omega_{64}^2 \quad (20)$$

[0125] 基础解向量为 $\xi_4^I = [1 \ -1 \ -0.5 \ -1 \ 1 \ 0.5]^T$

[0126] 则自由度虚拟控制量增量控制量

$$\Delta U_4 = K_4 \left\| \begin{bmatrix} r \\ \xi_4^I \\ \frac{r}{\xi_4^I} \end{bmatrix} \right\|_h \quad (14)$$

[0128] 容易验证 $\Delta U_1 = \Delta U_2 = \Delta U_3 = \Delta U_5 = \Delta U_6 = 0$ 。

[0129] 本发明不仅适用于六个连接杆均匀分布于机体周围的六旋翼无人机,也适用于六个连接杆不均匀分布的情况,因而上述实施例并不能构成对本发明保护范围的限制。

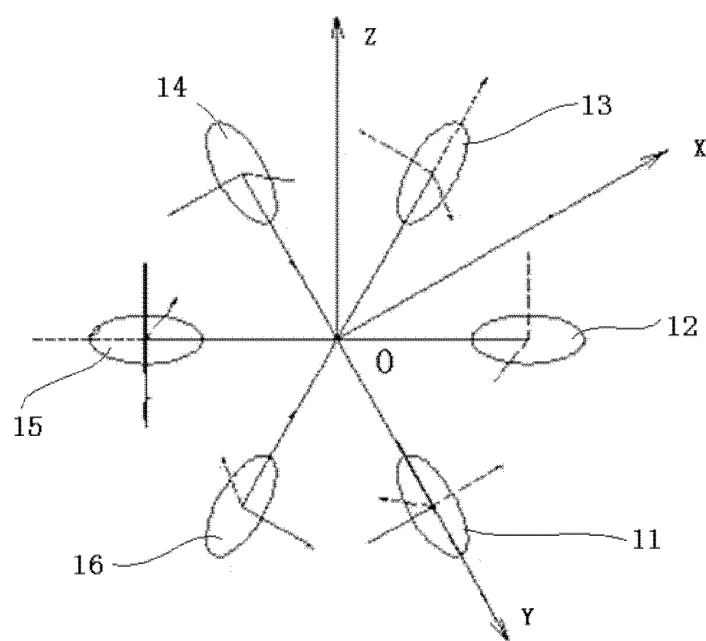


图 1

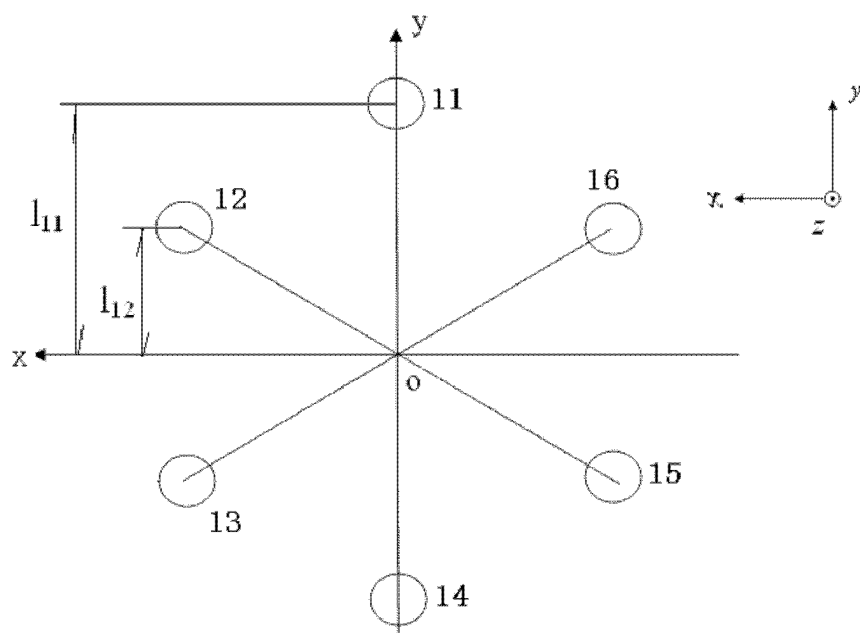


图 2

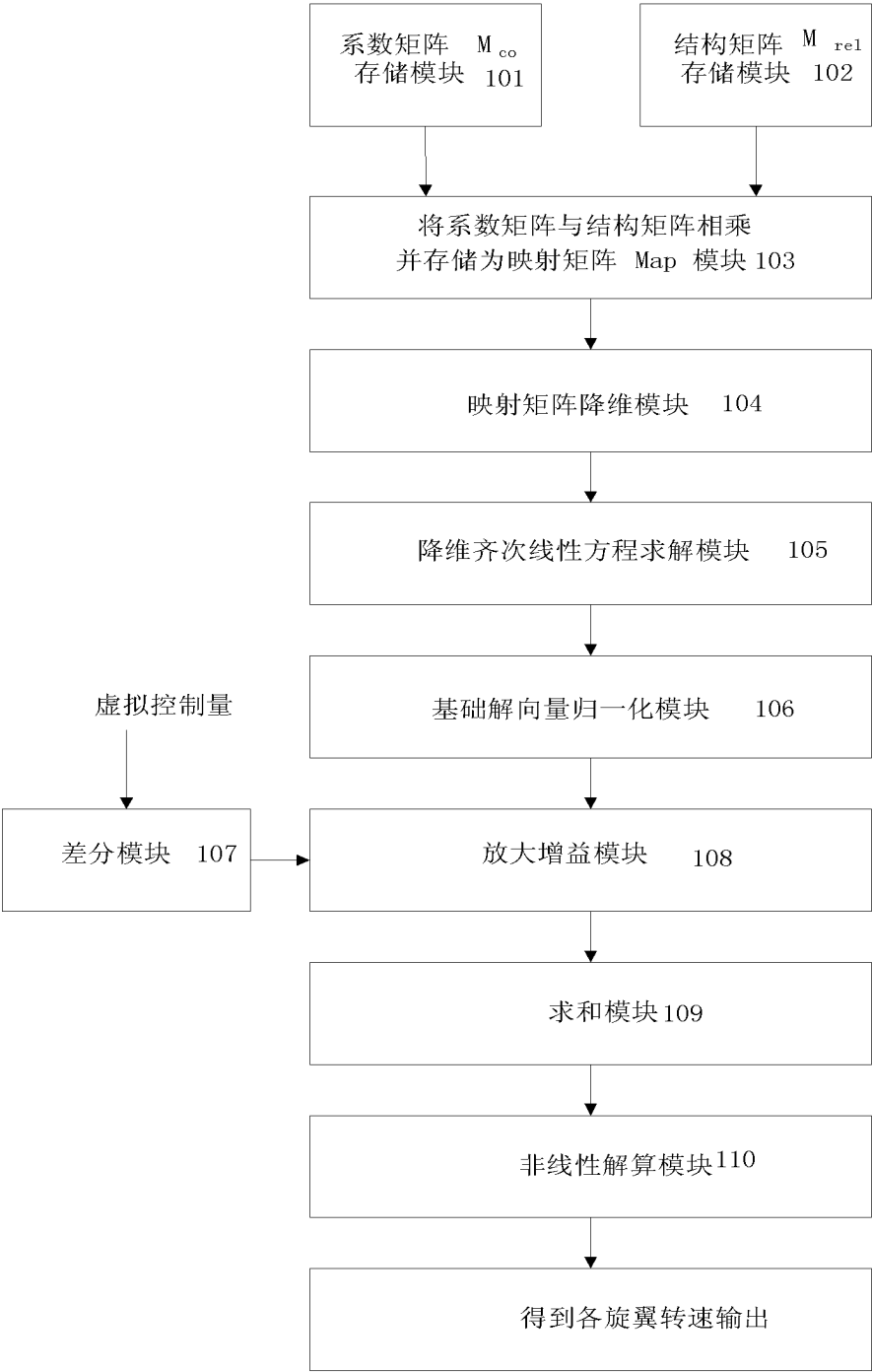


图 3

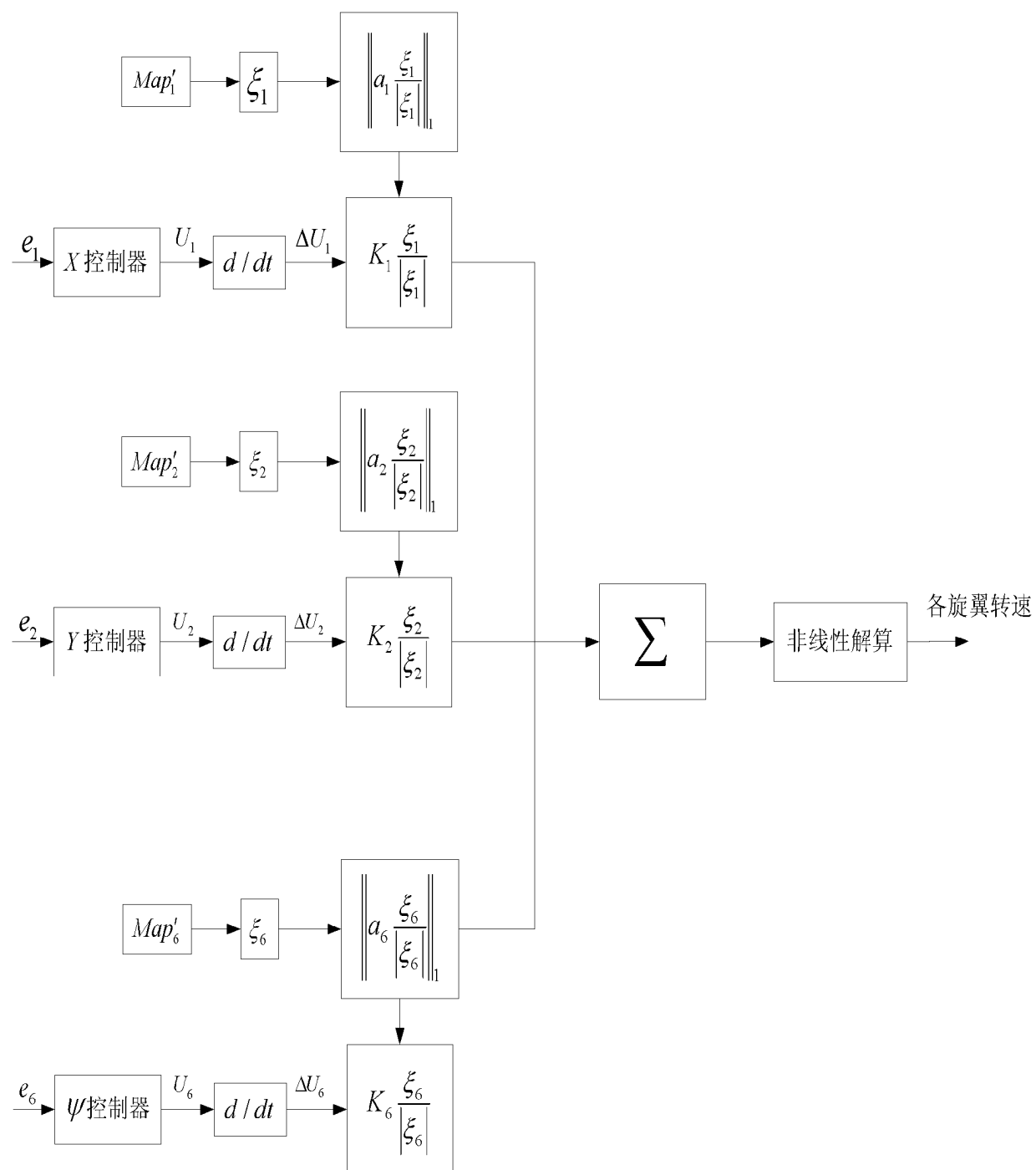


图 4