

系留旋翼平台建模与控制技术研究

刘萍, 严后选

(南京北方控制集团有限公司, 南京 211153)

摘要: 文章提出了一种系留旋翼平台, 首先介绍了系留旋翼平台与普通旋翼飞行器之间在结构和控制方式的异同点, 其次针对系留旋翼平台进行动力学分析并建立其动力学模型, 然后依据所建立模型采用PID控制方法对姿态、偏航以及位置进行控制, 最后对系统进行了Simulink仿真, 仿真结果证明系统采用模型和控制器, 控制效果良好, 对实际设计具有指导作用。

关键词: 系留旋翼; 数学建模; PID控制; Simulink

Study of Modeling and Control for a Tethered Quadrotor

Liu Ping, Yan Houxuan

(North Information Control group Co. Ltd., Nanjing 211153, China)

Abstract: The paper introduces the tethered quadrotor. The first, it gives the similar and different points of frame and control between tethered and general quadrotor. The second, it analyses the dynamics and modeling of the system plat. The third, PID control low is applied to the pitch, roll, yaw and position control. At last, the paper gives the Simulink emulator of the system.

Keywords: tethered quadrotor; modeling; PID control; Simulink

0 引言

本文所研究的系留旋翼平台是以四旋翼飞行器为升空平台, 并利用系留缆绳为飞行器提供能源以及信息传输通道的系统。其工作原理与四旋翼自由飞行器类似, 但也有区别。相同之处是, 均以旋翼产生的推力克服重力升空, 通过控制4个旋翼的转速实现系统稳定控制^[1]; 不同之处在于, 四旋翼飞行器为自由飞行的飞行器, 而系留旋翼具有缆绳约束, 需要克服平台自身重力和缆绳重力, 并保持缆绳承受一定的拉力。此外, 当缆绳在空中受到气流作用时, 对平台会产生更为复杂的作用力。系留旋翼平台可搭载通信中继、光电电视、电子干扰等设备, 从而构建边境监视、防区监视、电子对抗等诸多领域的应用系统。

旋翼飞行器对于控制的精度、速度和稳定性要求很高, 系留旋翼比常规旋翼飞行器又增加了缆绳扰动的影响, 控制更为复杂。为解决本项目中系留旋翼平台的控制问题, 本文主要针对系留旋翼平台数学建模及控制系统设计方面开展研究。

1 系留旋翼模型建立

1.1 工作原理

四旋翼飞行器采用轴对称的基本布局, 其机械结构简单, 4个电机分别安装在刚性十字交叉支架顶端, 用于独立驱动螺旋桨, 支架中间转载必需的机用设备。其模型如图1所示。相反方向的两个螺旋桨作为一组对桨, 两组对桨的旋转方向相反。飞行器通过平衡4个螺旋桨产生的升力实现飞行器姿态与航向的控制, 速度控制表如表1所示。

由图1可知, 四旋翼飞行输入为4个电机的转速, 输出却是6个自由度方向的运动, 即分别沿着3个坐标轴的平移和旋转运动, 故属于欠驱动系统, 为了实现全部的运动控制目标,

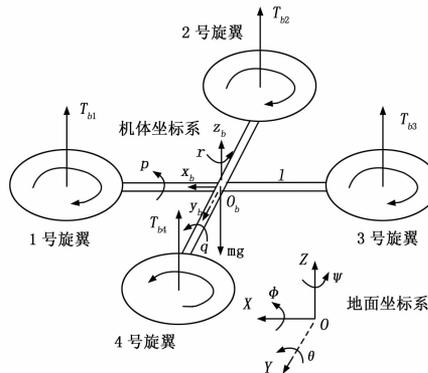


图1 四旋翼飞行器模型图

表1 螺旋桨速度控制表

旋翼运动	1号旋翼	2号旋翼	3号旋翼	4号旋翼
俯仰	+	0	-	0
滚转	0	-	0	+
偏航	+	-	+	-
垂直向上	+	+	+	+

必然存在旋转力矩与平移系统的耦合。

本文所研究的系留旋翼平台包括四旋翼平台和系留缆绳两个主要部分, 四旋翼平台用于实现系统的姿态、航向和位置控制, 以及任务载荷安装。系留缆绳则用于为旋翼平台传输电源。因此系留旋翼平台比普通的旋翼飞行器具有更长的留空工作时间。

由于结构的特殊性, 系留旋翼平台在空中一方面受到外界复杂气流的影响, 另一方面系留缆绳会受到气流以及自身惯性产生的晃动力。在这些受力作用下, 为了保持系留旋翼平台稳定一方面需要平台具有较大的剩余升力, 另一方面要求控制系统具有较高的控制精度。

收稿日期: 2014-03-10; 修回日期: 2014-04-17。

作者简介: 刘萍(1982-), 女, 江苏江阴人, 硕士研究生, 工程师, 主要从事无人飞行器飞行控制技术方向的研究。

1.2 动力学模型

系留旋翼平台的建模^[2]、控制与四旋翼飞行器类似, 首先采用理论分析方法进行数学建模, 其次利用数学仿真手段针对模型设计控制律, 然后再利用实际飞行效果对数学模型进行修改, 反复利用仿真方法调节控制参数, 最终获得较为成熟、可靠的控制策略, 从而实现系留旋翼平台的稳定控制。

建模的基本方法: 选取影响飞行器运动的外力和力矩, 再根据相应的物理定律建立飞行器动力学方程。如图 1 中所示, $O-XYZ$ 为大地坐标, $o_b-x_b y_b z_b$ 为机体坐标系, 并做如下假设:

- (1) 飞行器为绝对刚体, 不考虑其结构和弹性形变, 而且机体重心位置不变, 其质量为常数;
- (2) 假设地面为惯性参考系, 即假设地面坐标系为惯性坐标系;
- (3) 机体坐标系的平面为飞机几何形状和质量的对称平面, 惯性积 $I_{xy} = I_{yz} = 0$;
- (4) 认为气流扰动很小, 可以忽略其对系留缆绳影响, 因此系留缆绳对旋翼的拉力为常量;
- (5) 系留旋翼平台运动速度和范围较小, 忽略空气阻力。

由于飞行器的动力学分析是基于大地坐标系展开的, 为简化计算, 本文将螺旋桨推力放在机体坐标系中考虑, 将重力 G 、拉力 T_0 等力放在大地坐标系下考虑。同时考虑到旋翼平台结构和质量的对称性, 经分析和计算可得系留旋翼在大地坐标系下的受力和力矩情况为如式 (1) 所示:

$$\begin{cases} F_x = \left(\sum_{i=1}^4 T_i\right) \cdot (\sin\psi\sin\varphi + \cos\psi\sin\theta\cos\varphi) \\ F_y = \left(\sum_{i=1}^4 T_i\right) \cdot (-\cos\psi\sin\varphi + \sin\psi\sin\theta\cos\varphi) \\ F_z = \left(\sum_{i=1}^4 T_i\right) \cdot \cos\theta\cos\varphi + T_0 + G \\ M_x = (T_4 - T_2) \cdot L \\ M_y = (T_3 - T_1) \cdot L \\ M_z = M_1^e - M_2^e + M_3^e - M_4^e \end{cases} \quad (1)$$

由牛顿第二定律, 可得到系留旋翼平台最终的动力学模型方程如式 (2) 所示:

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{F_x}{m} = \frac{\left(\sum_{i=1}^4 T_i\right) \cdot (\sin\psi\sin\varphi + \cos\psi\sin\theta\cos\varphi)}{m} \\ \ddot{y} = \frac{F_y}{m} = \frac{\left(\sum_{i=1}^4 T_i\right) \cdot (-\cos\psi\sin\varphi + \sin\psi\sin\theta\cos\varphi)}{m} \\ \ddot{z} = \frac{F_z}{m} = \frac{\left(\sum_{i=1}^4 T_i\right) \cdot \cos\theta\cos\varphi + T_0 + G}{m} \\ \ddot{\varphi} = \frac{M_x}{J_x} = \frac{(T_4 - T_2) \cdot L}{J_x} \\ \ddot{\theta} = \frac{M_y}{J_y} = \frac{(T_3 - T_1) \cdot L}{J_y} \\ \ddot{\psi} = \frac{M_z}{J_z} = \frac{M_1^e - M_2^e + M_3^e - M_4^e}{J_z} \end{cases} \quad (2)$$

式中, φ 为滚转角, θ 为俯仰角, ψ 为偏航角; T_i 为第 i 个螺旋桨的输出推力, 有 $T_i = f_1(I_i)$; M_i^e 为第 i 个螺旋桨的输出转矩, 有 $M_i^e = f_2(I_i)$; T_0 为系留缆绳拉力; J_x 为对应轴的转动惯量, L 为直升机重

心到每个螺旋桨的臂长。其中 T_i 和 M_i^e 为系统的输入量。

1.3 模型处理

根据上文中的方法能够较好的建立系留旋翼平台的数学模型, 但在设计控制律时, 由于涉及的调节参数较多, 会增加控制系统的设计难度。另外对四旋翼的解耦控制非常困难, 不利于工程实现。本文提出了一种解耦建模方法, 在模型建立阶段将模型分解为多个解耦的子模型, 使模型建立更加直观简便。将系留旋翼平台模型按照观测量分解为姿态控制、航向控制、位置控制 3 个模型。

由于 T_i 和 M_i^e 均为电机输入电流 I_i 的函数, 因此通过电机特性, 可以将定义为系统的输入量, 即控制量。本项目所选取 T_i 和 M_i^e 与 I_i 关系如图 2 所示。

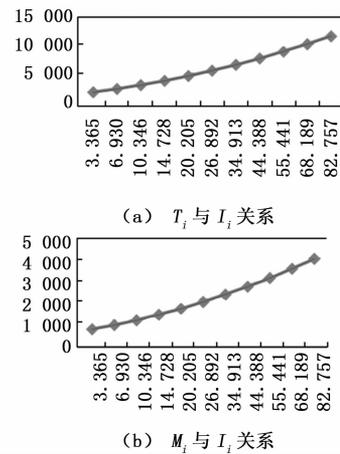


图 2 T_i 和 M_i^e 与 I_i 关系图

由图 2 可知, 本项目所选取电机, 其输入电流与输出力矩以及螺旋桨升力之间并非为线性关系。

为解耦系留旋翼平台控制, 本文对控制量输入电流 I_i 做了解耦处理, 如式 (3) 所示。 $\Delta_1 \sim \Delta_3$ 为电机调节电流增量, 分别对应俯仰调节、滚转调节、偏航调节。

$$\begin{cases} I_1 = I_0 - \Delta_1 + \Delta_3 \\ I_2 = I_0 - \Delta_2 - \Delta_3 \\ I_3 = I_0 + \Delta_1 + \Delta_3 \\ I_4 = I_0 + \Delta_2 - \Delta_3 \end{cases} \quad (3)$$

通过上述处理, 在具体控制的过程中, 只需控制对应通道的电流变化量便可实现系留旋翼平台对应通道的控制, 便于工程实现。

2 控制律设计

由于系留旋翼要求升力大于自重以及缆绳拉力之和, 因此在姿态平衡时 4 个电机存在一个平均推力, 即 I_0 , 故所有的调节均是在该 I_0 基础上增加或减少一个偏移量。考虑到项目在工程阶段存在的具体问题, 在仿真时还需对模型进行补充, 主要影响因素如下:

- (1) 需要限制平均推力 I_0 , 避免总推力过小或单个电机过载运行;
- (2) 考虑到电源的传输能力以及安全性, 需要对电流调节范围进行限幅;
- (3) 控制指令通过控制器输出至电子调速器, 改变电机转速的过程中, 由于电机特性, 存在不可避免的延时。因此电机模型

在该系统中可考虑为一个惯性环节，具体时间常数可由实验得到。

(4) 需要实现对电机的平稳调速。

在控制律设计过程中，采用对各个子模型分别设计控制的方法，可进一步降低控制方法的设计难度，并利于工程实现。系留旋翼平台姿态角度控制系统的结构如图 3 所示，由于结构的对称性，其滚转控制回路与俯仰控制回路一致。

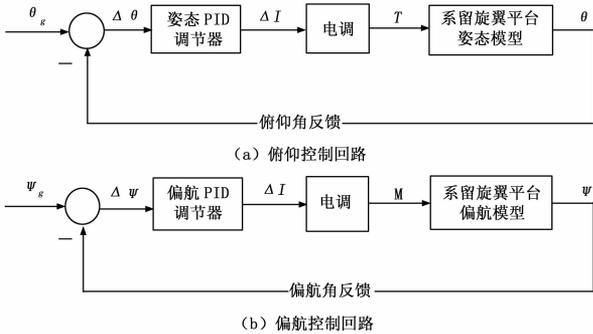


图 3 平台姿态控制结构图

由于系留旋翼平台在结构上与普通旋翼的区别，导致系留旋翼平台与地面系留点在水平位置上会产生位移。系留旋翼平台的位置控制具有两个特点：(1) 平台结构的对称性使得控制过程中，不要求平台必须指向某个方向，只需维持某航向；(2) 系留旋翼平台的位置控制与四旋翼飞行器的控制方式相似，不同之处在于系留旋翼平台不需要进行垂直方向位置调节，仅需进行水平位置调节。

系留旋翼平台位置回路控制策略为：始终维持角不变，通过调节姿态，使平台直接向目标位置方向倾斜，其倾斜角度决定运行速度，其中 γ 角由 θ 角和 φ 角共同产生。因此位置控制是以俯仰角、滚转角和偏航角作为内回路进行控制的。位置控制结构图如图 4 所示。

在实际过程控制中，控制对象的精确数学模型难以建立，

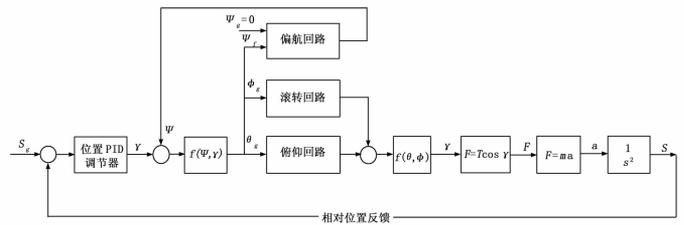


图 4 平台位置控制结构图

系统参数又经常发生变化，一般经典 PID 方法设计各回路的控制律^[5]。本文所研究的平台由于外界气流扰动不确定，因此允许位置控制存在一定的静差，最终采用 PD 控制律对系留旋翼平台的位置进行控制^[3]，关系表述如式 (4) ~ 式 (6) 所示：

$$\Delta_1(t) = K_{p1} \cdot \Delta\theta(t) + K_{d1} \cdot \frac{\Delta\theta(t)}{\Delta t} \tag{4}$$

$$\Delta_2(t) = K_{p2} \cdot \Delta\varphi(t) + K_{d2} \cdot \frac{\Delta\varphi(t)}{\Delta t} \tag{5}$$

$$\Delta_3(t) = K_{p3} \cdot \Delta\psi(t) + K_{d3} \cdot \frac{\Delta\psi(t)}{\Delta t} \tag{6}$$

3 仿真与分析

本文给出俯仰控制回路的仿真分析，滚转回路与俯仰回路控制律相同，偏航回路采用方法与俯仰回路类似，位置回路则在 3 个姿态角回路闭环的基础上再进行控制律设计。系统控制律的设计采用 Simulink 仿真^[4]，俯仰控制回路的仿真结构图如图 5 所示。

姿态角度的反馈是通过传感器得到的，传感器数据的采集和处理存在误差，但基本是在理论值的附件波动，考虑到这个特性，文中将这个过程产生的误差用白噪声来表示。通过对本项目所设计旋翼平台进行计算，可得运动方程中所需具体数值如表 1 所示。

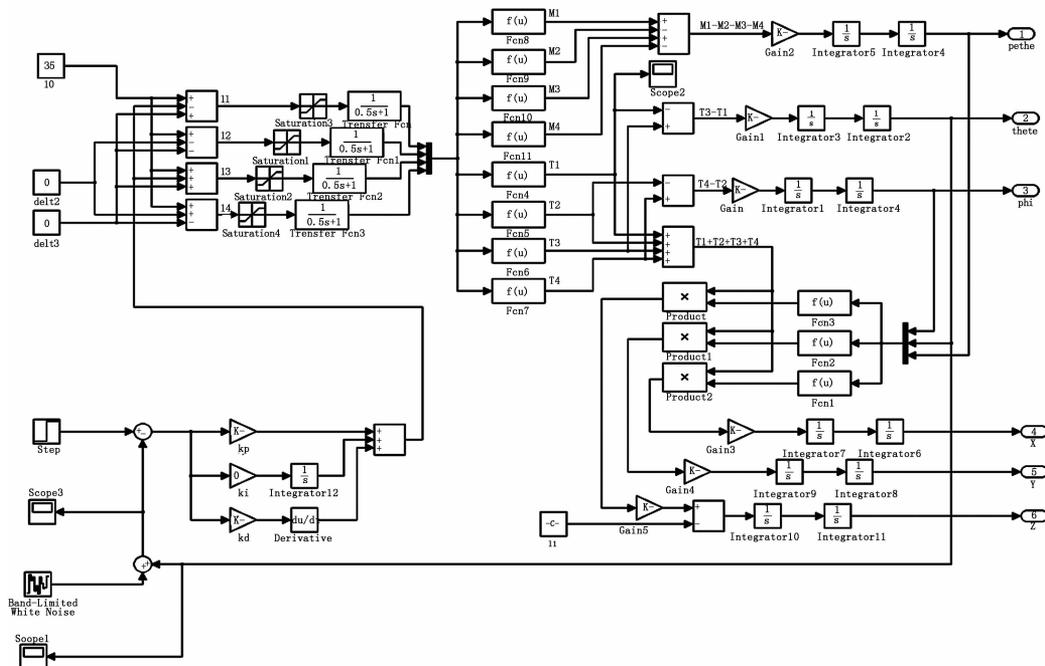


图 5 姿态回路 Simulink 仿真结构图

(下转第 2096 页)

链定向的 PMSM 矢量控制中策略，避免了电机在运行时由于温度变化而产生的参数变化的影响，结果表明该控制策略具有良好的鲁棒性和动态性能，仿真结果验证了该方法的正确性。

参考文献：

[1] 胡雪松, 孙才新, 刘 刃, 等. 采用飞轮储能的永磁直驱风电机组有功平滑控制策略 [J]. 电力系统自动化, 2010, 34 (13) : 79 - 83.

[2] 刘世林, 孙海顺, 顾明磊, 等. 一种新型风力发电机与飞轮储能联合系统的并网运行控制 [J]. 电工技术学报, 2012, 27 (4) : 248 - 254.

[3] Leclercq L, Robynsa B, Graveb J M. Control based on fuzzy logic of a flywheel energy storage system associated with wind and diesel generators [J]. Mathematics and Computers in Simulation 2003, 63: 271 - 280.

[4] Suvire C O, Molina M G, Mercado P E. Improving the Integration

of Wind Power Generation Into AC Microgrids Using Flywheel Energy Storage [J]. IEEE Transactions on smart grid, 2012, 3 (4): 1945 - 1954.

[5] Cárdenas R, Peña R, Asher G, et al. Power Smoothing in Wind Generation Systems Using a Sensorless Vector Controlled Induction Machine Driving a Flywheel [J]. IEEE transactions on energy conversion, 2004, 19 (1): 206 - 216.

[6] 唐 欣, 罗 安, 涂春鸣. 基于递推积分 PI 的混合型有源电力滤波器电流控制 [J]. 中国电机工程学报, 2003, 23 (10) : 38 - 41.

[7] 孙 强, 程 明, 周 鸷, 等. 新型双凸极永磁电机调速系统的变参数 PI 控制 [J]. 中国电机工程学报, 2003, 23 (6) : 117 - 122.

[8] 樊 东, 周国荣. 永磁同步伺服电机智能控制器的研制与开发 [J]. 计算机测量与控制, 2006, (3): 324 - 326.

[9] 曹文平, 李伟华, 王利鑫. 基于风力发电的飞轮储能系统运行控制策略综述 [J]. 华东电力, 2011, 39 (5): 782 - 787.

(上接第 2092 页)

表 1 运动方程中各数值

缩写	名称	数值	单位	缩写	名称	数值	单位
m	机体总质量	12.3324	kg	J_x	绕 X 轴转动惯量	0.1769	$kg \cdot m^2$
m'	单个电机、配桨总质量	1.1661	kg	J_y	绕 Y 轴转动惯量	0.1769	$kg \cdot m^2$
m''	电调、连杆总质量	0.184	kg	J_z	绕 Z 轴转动惯量	0.3278	$kg \cdot m^2$
T_0	缆绳拉力	13	kgf	L	连杆长度	24.1	cm

另外本文仿真条件为： $U = 10; k_p = 1.80, k_i = 0, k_d = 3.20$ 白噪声，均值 0.1，强度 0.1；得到仿真结果如图 6 所示。

图 6 中，图 (a) 为未叠加白噪声的仿真结果，图 (b) 则为叠加了白噪声的仿真结果。

4 结论

本文对四旋翼系留平台的数学建模以及控制系统设计进行了研究。推导出地面坐标系下四旋翼系留的非线性模型，并基于该模型采用 PID 方法控制器。为便于工程实现，文中对系留旋翼这个欠驱动系统进行解耦设计，通过控制各通路电流的变化量实现对飞行器各个姿态的控制。为了尽量真实的反映控制过程，还在 A/D 数据采集回路引入白噪声。本文最后对系留旋翼的俯仰控制进行了仿真，仿真结果证明，本文在所建立的数学模型基础上设计的控制系统具有较好的响应特性。

参考文献：

[1] 王树刚. 四旋翼直升机控制问题研究 [M]. 哈尔滨：哈尔滨工业大学, 2006.

[2] 谷永晟. 四旋翼无人飞行器导航控制系统研究 [J]. 遥测遥控, 2012, (3).

[3] 吴成富, 刘小齐, 袁 旭. 四旋翼无人机建模及其 PID 控制律设计 [J]. 电子设计工程, 2012, (16): 68 - 70.

[4] 刘志军, 吕 强, 王东来. 小型四旋翼直升机的建模与仿真控制 [J]. 计算机仿真, 2010, (7): 17 - 20.

[5] 杨明志, 王 敏. 四旋翼微型飞行器控制系统设计 [J]. 计算机测量与控制, 2008, (4): 485 - 487.

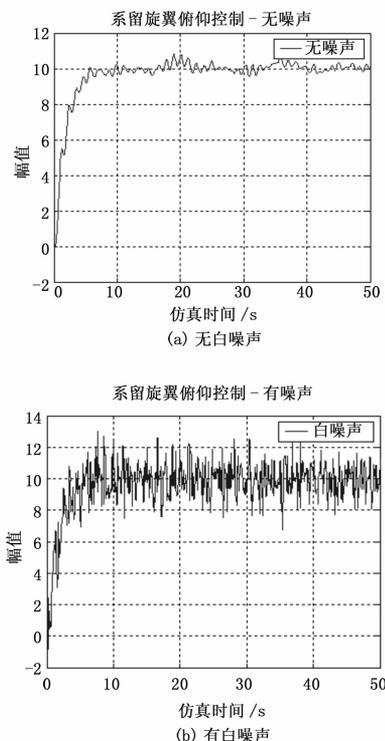


图 6 位置控制响应图