

新型三轴式双旋翼直升机姿态控制*

王新宇 宋明明 郝仁剑 周永明 李月标 孙冠 马志赛

(北京理工大学自动化学院, 北京市 100081, 中国)

指导教师: 张婷 付梦印

摘要: 无人直升机在军事、民用领域扮演重要角色。新型三轴式双旋翼直升机结构简单、容易控制、稳定性强。论文通过对新型直升机进行数学建模, 提出电机实时分组控制新算法, 实现了各姿态角独立控制, 进而控制直升机的姿态和航向。测试证明, 新型直升机具有良好的操控性和稳定性, 应用前景广泛。

关键字: 三轴式双旋翼, 直升机, 实时分组控制, 姿态控制

0. 引言

无人直升机体积小、飞行灵活、可悬停等优点, 广泛适用于军事和民用领域, 特别是在作战侦察、火控引导、灾后搜寻、地质探测等任务中, 扮演了十分重要的角色。目前, 国内外有大量的研究人员对直升机的建模、辨识和控制进行了研究, 取得了不同程度的进展。传统直升机结构设计研究没有解决结构复杂、设备易损等弊端; 四轴单旋翼直升机虽然结构有所简化, 但为解决自旋, 旋翼仍不能独立控制, 使控制性能受到限制。

本项目采用新型三轴式双旋翼设计, 简化了直升机模型, 各旋翼独立控制, 通过对电机实时分组, 减少控制量, 使控制量具有较为直接的物理意义, 分组后的电机转速与飞行器姿态具有直观关系, 实现了各姿态角独立控制, 进而控制直升机的姿态和航向, 具有结构简单、容易控制、稳定性强等特点

1. 直升机硬件结构

1) 机械结构

本项目采用三轴式双旋翼模型。机械结构包括主机体、电机座和支撑臂。主机体选用铝制结构, 用于安装电路板和电池, 每个支撑臂用两个内部中空的碳纤维杆件拼接而成, 内部分别置放电源线和信号线, 杆件一端与主机体连接, 另一端安装铝制电机座; 电机座上下对称安装无刷电机, 上下电机安装正反旋翼, 利用旋转产生的扭矩, 控制直升机自旋。机械结构简单, 质量轻且具有良好的刚性、灵活性和平稳性, 便于控制。

2) 电路设计

电路部分主要包括控制电路、数据采集电路、驱动电路和电源管理电路。整个电路基于I²C总线进行通讯。控制电路示意图如图1所示。

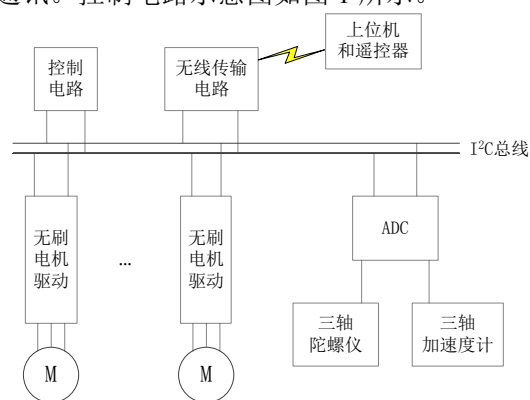


图 1 直升机控制电路示意图

Fig.1 Diagram of the helicopter's control circuit

控制电路采用 AVR 单片机, 其处理速度以及外围电路设计均满足项目要求, 根据上位机命令和当前飞行姿态, 通过控制算法发出控制命令, 改变电机转速, 实现对飞行姿态控制。

数据采集电路由三轴加速度计和三轴陀螺仪构成, 采集载体坐标系下三个轴向加速度及角速度, 使用高速 AD 转换芯片将六路模拟量转换成数字量传送给控制电路, 解算得到飞行器飞行姿态。

驱动电路采用六个无刷电机调速模块, 其信号线通过I²C总线与控制电路进行通讯。

无线传输电路使用两套无线传输模块, 增加了数据传输的可靠性。自动控制时上位机通过无线传输模块向控制电路发送飞行器期望飞行姿态命令; 手动控制时采用 2.4GHZ、6CH 模型用遥控器控制(可靠地远距离传输), 且遥控器可实现手控和自动控制切换。

*基金项目: 教育部“国家大学生创新性实验计划”资助

电源采用 11.1V 锂聚合物电池给电机供电，并通过电源管理电路降压得到 5V 给控制电路供电。电源线 and 信号线穿过不同的碳纤维杆件，避免两者之间电磁干扰。电源管理电路时刻监测电池剩余电量，电量不足时发出警报。

2. 姿态控制数学模型

机体坐标系 $(O - x_b y_b z_b)$ 和导航坐标系

$(O - xyz)$ ，采用北天东坐标系) 定义如图 2 所示，机体坐标系坐标轴的单位矢量为 $\vec{x}_b, \vec{y}_b, \vec{z}_b$ ；导航坐标系坐标轴单位矢量为 $\vec{x}, \vec{y}, \vec{z}$ 。三组支撑臂水平相互夹角 120° ，质量在三组支撑臂上分布均匀，直升机质心位于其几何中心。将上层三只旋翼按照逆时针方向定义为 1, 2, 3 号旋翼，对应下层为 1', 2', 3' 号旋翼。

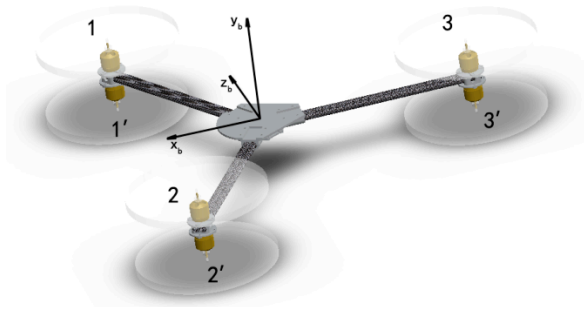


图 2 动力学模型坐标图

Fig. 2 Coordinate diagram the dynamic model

对结构进行刚化假设，将刚体的一般运动分解为随质心的平移运动和绕质心坐标系的定点运动两部分。 u, v, w 为机体系下在 x_b, y_b, z_b 三轴向的线速度； p, q, r 为直升机绕 x_b, y_b, z_b 三轴的转动角速度； $\sum F_{x_b}, \sum F_{y_b}, \sum F_{z_b}$ 为机体系下沿三轴向的合力； $\sum M_{x_b}, \sum M_{y_b}, \sum M_{z_b}$ 为机体系下绕三轴的合外力矩； m 为直升机质量； I_x, I_y, I_z 为直升机绕 x_b, y_b, z_b 三轴的惯性矩，近似认为机体相对于 $x_b O z_b$ 和 $x_b O y_b$ 对称，因此可假设惯性积 I_{xy}, I_{yz}, I_{zx} 为零。

建立机体坐标系下直升机的力与力矩的平衡方程式如式(1)所示：

$$\begin{cases} m\dot{u} + m(qw - rv) = \sum F_{x_b} \\ m\dot{v} + m(ru - pw) = \sum F_{y_b} \\ m\dot{w} + m(pv - qu) = \sum F_{z_b} \\ I_x \dot{p} + (I_z - I_y)qr = \sum M_{x_b} \\ I_y \dot{q} + (I_x - I_z)pr = \sum M_{y_b} \\ I_z \dot{r} + (I_y - I_x)pq = \sum M_{z_b} \end{cases} \quad (1)$$

机体系中速度 u, v, w 通过转换矩阵可得导航坐标系下直升机的速度：

$$[\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z}]^T = C_b^n [u \ v \ w]^T \quad (2)$$

式中 C_b^n 为机体系转换至导航系的转换矩阵。

根据牛顿第二定律，在导航系中有：

$$m[\ddot{x} \ \ddot{y} \ \ddot{z}]^T = C_b^n \left[0 \ k \left(\sum_{i=1}^3 \Omega_i^2 + \sum_{i=1}^3 \Omega_i'^2 \right) \ 0 \right]^T + [0 \ 0 \ -mg]^T \quad (3)$$

式中 Ω_i, Ω_i' 分别是上层、下层旋翼转动角速度，近似认为旋翼产生的升力与其转动角速度的平方成正比，比例系数为 k 。则 $k\Omega_i^2$ 为第 i 个旋翼产生的升力大小，升力的方向为机体系中 y_b 的正方向。为简化方程式，定义飞行器总升力为 F_L ，则：

$$F_L = k \left(\sum_{i=1}^3 \Omega_i^2 + \sum_{i=1}^3 \Omega_i'^2 \right) \quad (4)$$

在机体系中，假设直升机 1、2、3' 号旋翼顺时针旋转，1'、2'、3 号旋翼为逆时针旋转，直升机受到沿 x_b, y_b, z_b 三轴向的合力矩为：

$$\begin{cases} \sum M_{x_b} = k \frac{\sqrt{3}l}{2} (\Omega_2^2 + \Omega_2'^2) - k \frac{\sqrt{3}l}{2} (\Omega_1^2 + \Omega_1'^2) \\ \sum M_{y_b} = K(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2) - K(\Omega_1'^2 + \Omega_2'^2 + \Omega_3'^2) \\ \sum M_{z_b} = k \frac{l}{2} (\Omega_1^2 + \Omega_1'^2 + \Omega_2^2 + \Omega_2'^2) - kl(\Omega_3^2 + \Omega_3'^2) \end{cases} \quad (5)$$

其中， $\sum M_{x_b}$ 为滚转力矩， $\sum M_{y_b}$ 为偏航力矩， $\sum M_{z_b}$ 为俯仰力矩。 l 为旋翼与机体质心之间的距离， K 为阻力矩系数。

在姿态小角度变化的情况下，可近似认为：

$$[p \ q \ r]^T = [\dot{\gamma} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T \quad (6)$$

综上各式，可得三轴式双旋翼直升机的动力学方程：

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{(-\sin\theta \cos\psi \cos\gamma + \sin\psi \sin\gamma)F_L}{m} \\ \frac{\cos\theta \cos\gamma F_L}{m} - g \\ \frac{(\sin\theta \sin\psi \cos\gamma + \cos\psi \sin\gamma)F_L}{m} \end{bmatrix} \\ \begin{bmatrix} \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{(\sum M_{xb} - (I_z - I_y)\dot{\theta}\dot{\psi})}{I_x} \\ \frac{(\sum M_{yb} - (I_x - I_z)\dot{\gamma}\dot{\psi})}{I_y} \\ \frac{(\sum M_{zb} - (I_y - I_x)\dot{\theta}\dot{\gamma})}{I_z} \end{bmatrix} \end{cases} \quad (7)$$

3. 控制算法

直升机的各种姿态均可通过控制姿态角实现，故控制系统的输入量为期望姿态角为 θ^* 、 ψ^* 、 γ^* 和油门量 Gp 。根据三轴式双旋翼的结构特点，将电机分组，减少控制变量，独立控制直升机俯仰角、滚转角的力矩与控制直升机航向角的力矩，直升机可以在不自转的情况下调节俯仰角和滚转角，也可以在俯仰角和滚转角为零的时候自旋调节航向角，该算法实现了直接、灵活控制直升机的各姿态角，达到较简便地控制整机姿态的目的。

式(8)为直升机载体坐标系相对导航坐标系的角速度矢量列矩阵：

$$\begin{bmatrix} \dot{\gamma} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \frac{1}{\cos\theta} \begin{bmatrix} \cos\theta & \sin\gamma \sin\theta & \cos\gamma \sin\theta \\ 0 & \cos\theta \cos\gamma & -\sin\gamma \cos\theta \\ 0 & \sin\gamma & \cos\gamma \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{E\psi X} \\ \omega_{E\psi Y} \\ \omega_{E\psi Z} \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中的 $\omega_{E\psi X}$ 、 $\omega_{E\psi Y}$ 、 $\omega_{E\psi Z}$ 三个角速度分量可由三轴陀螺仪测得，求解上述微分方程式，直接得到直升机航向角 ψ 和姿态角 θ 和 γ ，即可确定姿态转换矩阵式。

通过期望姿态角与当前姿态作差得到误差角，校正机身姿态。

$$\begin{cases} M_{zb}^*[k] = K_p \Delta\theta[k] + K_d \{\Delta\theta[k] - \Delta\theta[k-1]\} \\ M_{yb}^*[k] = K_p \Delta\psi[k] + K_d \{\Delta\psi[k] - \Delta\psi[k-1]\} \\ M_{xb}^*[k] = K_p \Delta\gamma[k] + K_d \{\Delta\gamma[k] - \Delta\gamma[k-1]\} \end{cases} \quad (9)$$

飞机三轴上各有一对转向相反旋翼，可以将 M_{xb} 、 M_{zb} 的控制与 M_{yb} 的控制分开进行。

1) M_{xb} 和 M_{zb} 的控制

控制 M_{xb} 、 M_{zb} 时，将六个旋翼分为三组，上下旋翼为一组，转速相等，转向相反。所有旋翼的正转角动量与反转角动量相等，根据角动量守恒定理，不产生自旋力矩，即 $M_{yb} = 0$ ，在此条件下调整三对旋翼的转速 ω_1 、 ω_2 、 ω_3 即可达到调整俯仰角 θ 和滚转角 γ 的目的。

直升机需要对扭矩 T_x 和 T_z 进行控制，此外，要保证直升机总升力重力方向上的分量等于其自身重力。通过对直升机进行建模可得：

$$\begin{cases} \omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 = \frac{mgGp}{k \cos\theta \cos\psi} \\ M_{zb}^* = (\omega_2^2 + \omega_3^2 - 2\omega_1^2) \frac{kl \cos\psi (\cos^2\theta - \sin^2\psi)}{2} \\ M_{xb}^* = (\omega_2^2 - \omega_3^2) \frac{\sqrt{3}kl(\cos\theta \cos^2\psi - \sin^2\psi)}{2} \end{cases} \quad (10)$$

解得：

$$\begin{cases} \omega_1 = \frac{mg}{3k \cos\theta \cos\psi} - \frac{2M_{zb}^*}{3kl \cos\psi (\cos^2\theta - \sin^2\psi)} \\ \omega_2 = \frac{mg}{3k \cos\theta \cos\psi} + \frac{M_{zb}^*}{3kl \cos\psi (\cos^2\theta - \sin^2\psi)} + \frac{M_{xb}^*}{\sqrt{3}kl(\cos\theta \cos^2\psi - \sin^2\psi)} \\ \omega_3 = \frac{mg}{3k \cos\theta \cos\psi} - \frac{M_{zb}^*}{3kl \cos\psi (\cos^2\theta - \sin^2\psi)} + \frac{M_{xb}^*}{\sqrt{3}kl(\cos\theta \cos^2\psi - \sin^2\psi)} \end{cases} \quad (11)$$

ω_1 、 ω_2 、 ω_3 与转速反馈构成转速闭环用于控制六个无刷电机。

2) M_{yb} 的控制

控制 M_{yb} 时，可将六个旋翼按照转向分为两组：正转的三个旋翼转速相等，反转的三个旋翼转速也相等。两组旋翼的转速为 ω_{cw} 、 ω_{ac} ，调整两组旋翼的转速差，使其正转与反转的角动量不相等，产生扭矩使直升机自旋，达到控制航向角 Ψ 的目的。

$$3J_1\omega_{cw} - 3J_1\omega_{ac} = J_2\omega_\psi \quad (12)$$

自旋角速度：

$$\omega_\psi = \frac{3J_1}{J_2}(\omega_{cw} - \omega_{ac}) \quad (13)$$

式中：

J_1 ——单个旋翼对直升机中心的转动惯量，通过实验测得；

J_2 ——整个机身绕Y轴自转的转动惯量。系统框图如图3所示。

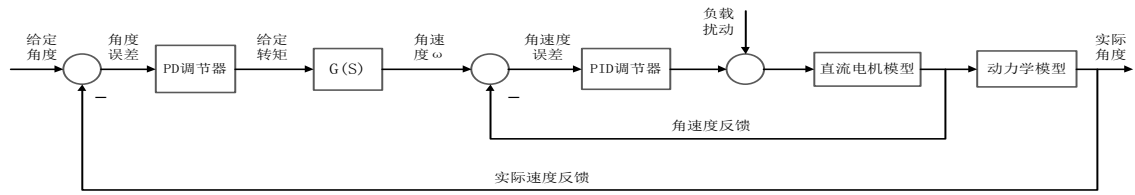


图 3 直升机控制系统框图

Fig 3 Block diagram of the helicopter control system

4. 导航算法

系统采用捷联惯导 (SINS) 与卫星导航 (GPS) 组合导航。一方面 GPS 来消除 SINS 的累积误差, 另一方面 SINS 修正 GPS 的误差, 提高了导航精度。

SINS 中采用经典算法, 四阶龙格-库塔法, 可实时求解三个欧拉角, 利用加速度计, 结合求得的三个欧拉角, 通过积分、坐标变换求得直升机在北天东坐标系中三个轴向的位置。与期望位置比较, 得到相应的控制量。

为了简化结构和算法, 采用单点 GPS 定位, 但其误差较大, 所以利用惯性测量单元 (IMU) 给出的位置对其进行校正。同时, GPS 系统对 IMU 中的陀螺漂移进行修正。系统中 SINS 和 GPS 采用松耦合进行组合, 原理框图如图 4 所示。

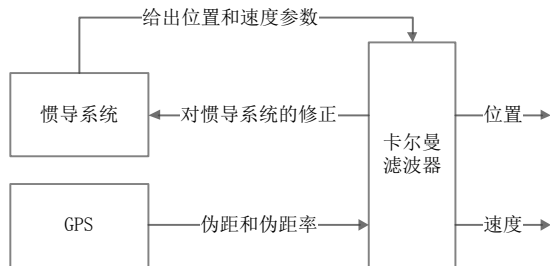


图 4 SINS/GPS 组合导航的松耦合形式

Fig.4 Integrated navigation of SINS/GPS in loosely coupled form

5. 测试结果与结论

对直升机起飞、平飞、转弯及降落过程进行了测试。测试过程如下: 直升机上电复位后, 经过 30 秒初始对准及参数初始化, 进入待飞行状态。给定起飞信号后, 直升机经过 10 秒起飞加速阶段进入悬停状态 (悬停高度 3m), 通过调节俯仰角, 进入平飞阶段, 平飞速度为 1m/s 左右。给定转弯信号, 直

升机通过姿态调整, 实现机动转弯 (转弯半径 10m 左右) 和原地自旋。经过再次对俯仰角的控制, 进行垂直或俯冲降落。飞行阶段, 加入了人为的阵风载荷扰动, 直升机通过姿态调整, 实现了很好的自适应。测试结果表明各项性能均达到设计要求。

6. 应用及展望

新型三轴式双旋翼直升机可应用于战场低空军事侦察、监视、损伤评估等; 携带电子设施或战斗部, 直接参与电子干扰和攻击行动; 用于短时间通信中继; 地质、生化探测; 交通监控、航空摄影、环境监测、气象监测、森林防火监测等场合。

与同类模型直升飞机相比, 该项目工艺要求简单、技术成熟具有明显的价格优势, 作为新一代无人直升机平台, 具有广阔的应用前景。

参考文献

- [1] 秦永元. 惯性导航[M].北京: 科学出版社, 2006.
- [2] 曹义华. 直升机飞行力学[M].北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
- [3] 奚海蛟. 基于 Elman 网络的共轴式直升机动力学系统辨识[J]. 北京航空航天大学学报, 2008,34(7). 861-864.
- [4] 王 赓. 基于动力学模型的小型无人直升机自主飞行控制算法[J].上海交通大学学报, 2007, 41 (11). 1758-1763.
- [5] 宋 浩. 微型无人直升机三轴飞行仿真转台[J]. Mechanical & Electrical Engineering Magazine, 2006, Vol.23 No.2. 22-25.
- [6] 王小青. 无人直升机悬停姿态控制系统设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2008,40(5).583-588

The attitude control of new three-axis dual rotor helicopter

Xinyu Wang, Mingming Song, Renjian Hao, Yongming Zhou, Yuebiao Li, Guan Sun, Zhisai Ma

(School of Automation, Beijing Institute of Technology, Beijing, China)

Abstract: Autonomous helicopter plays an important role in the field of military and civil activity. New three-axis dual rotor helicopter is said to be simple, easy to control and of strong stability. By building the mathematic model of the helicopter, this paper puts forward a new motor control algorithm of real-time grouping and realizes the independent control of the attitude angle, and then control the posture and course of the helicopter. It's shown that three-axis dual rotor helicopter has good playability and stability, and has a wide application prospect.

Key Words: three-axis dual rotor, autonomous helicopter, algorithm of real-time grouping, attitude control;