

doi: 10.7690/bgzdh.2016.01.021

# 基于鲁棒控制的三自由度直升机半实物仿真实验

胡悦

(中国人民解放军 92941 部队, 葫芦岛 125000)

**摘要:** 针对三自由度直升机系统实验过程中受到外界干扰具有不确定性的问题, 设计一种基于鲁棒控制的三自由度直升机半实物仿真实验方法。通过建立三通道姿态运动的动力学模型, 利用鲁棒控制方法设计控制律, 进行仿真实验, 并将鲁棒控制程序用于直升机系统实物, 利用  $H_\infty$  控制理论设计鲁棒控制算法进行半实物仿真实验。实验结果表明: 仿真实验和半实物仿真实验均能较好地控制直升机姿态, 系统模型存在不确定性或外界干扰不明确时, 鲁棒控制算法仍能使姿态控制系统稳定并满足预期要求。

**关键词:** 三自由度直升机系统; 鲁棒控制;  $H_\infty$  控制理论; 半实物仿真实验

**中图分类号:** TJ85 **文献标志码:** A

## Semi Physical Simulation Experiment of Three DOF Helicopter Based on Robust Control

Hu Yue

(No. 92941 Unit of PLA, Huludao 125000, China)

**Abstract:** For the uncertainty of the external disturbance in the experiment of three degrees of freedom (DOF) helicopter, a semi physical simulation experiment of three DOF based on the robust control method is designed. The control law is designed by using the robust control method according to the establishment of the dynamic model of the three-axis attitude motion and used for simulation experiment. The robust control program is applied in the helicopter, and  $H_\infty$  control theory is used to design the robust control algorithm in the semi physical simulation experiment. The experimental results show that the stability control of the helicopter attitude is achieved in both simulation experiment and hardware-in-the-loop simulation experiment, and the robust control algorithm can make the attitude control system be stable and meet the expected requirement even when the uncertainty of the system model is exist and the external disturbance is not clear.

**Keywords:** three DOF(degrees of freedom) helicopter system; robust control;  $H_\infty$  control theory; semi physical simulation

### 0 引言

在三自由度直升机系统实验过程中, 受实验环境限制, 外界干扰具有不确定性; 此外, 直升机三个通道的运动相互耦合, 理论模型与实际物理模型存在差别, 系统模型存在不确定性。传统的控制理论和方法, 如经典控制理论、现代控制理论和自适应控制理论等, 都要求控制对象的精确模型或要求对象模型的不确定性和外界干扰满足特殊的假定, 然而实际控制系统难以获得控制对象的精确模型, 对象的不确定性和外界干扰也往往不满足特殊的假设<sup>[1-2]</sup>; 因此, 控制系统的设计必须考虑存在不确定性的情况下, 反馈控制器是否仍能使控制系统稳定并满足预期要求<sup>[3-6]</sup>。基于此, 笔者采用专门分析和处理具有不确定性系统的控制理论——鲁棒控制理论进行计算机仿真实验。

$H_\infty$  控制理论是鲁棒控制的一个重要分支, 目前

已经有 20 多年的历史。随着理论的发展成熟以及标准应用软件的出现,  $H_\infty$  控制理论已经在飞行控制领域得到广泛的应用<sup>[7-8]</sup>。笔者通过建立基于三自由度的直升机动力学模型, 利用  $H_\infty$  控制理论设计鲁棒控制算法实现三自由度直升机系统运动姿态的控制, 并通过实验室半实物仿真实验验证算法的有效性。

### 1 动力学模型

三自由度直升机系统是一个典型的控制系统分析和综合的航空航天实验系统。如图 1 所示, 它由横梁和底座组成, 横梁一端为平衡块, 另一端为直升机机体。直升机机体包含 3 个主轴, 分别为升降轴、俯仰轴和旋转轴。横梁既能定位升降轴, 又可使旋转轴旋转。机体上安装的 2 个电机带动螺旋桨高速旋转产生升力, 升力大小与电机电压成正比。通过控制螺旋桨的电机电压, 可以实现对直升

收稿日期: 2015-09-16; 修回日期: 2015-10-23

作者简介: 胡悦(1990—), 女, 江西人, 硕士, 助理工程师, 从事导航、制导与控制研究。

机升降、俯仰、旋转 3 个方向的运动姿态进行控制。

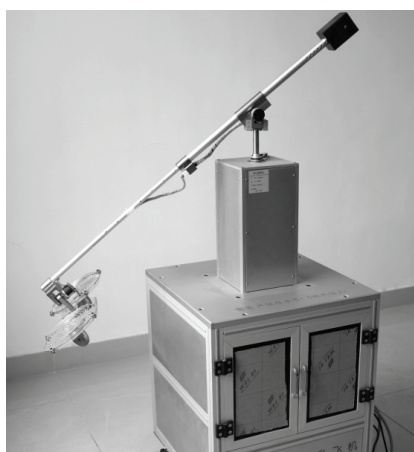


图 1 三自由度直升机模型

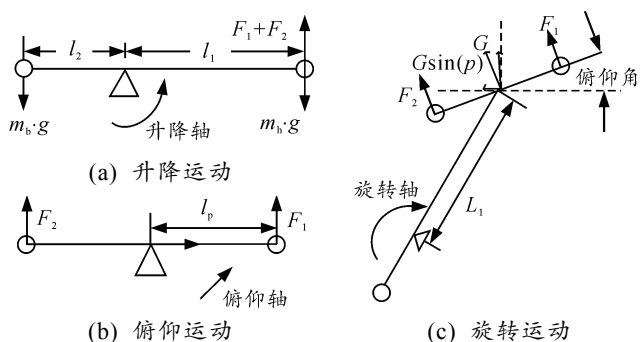


图 2 直升机运动示意图

如图 2 所示：当螺旋桨升力大于机体重力时，直升机做上下升降运动；当两端螺旋桨产生的升力大小不相等时，直升机做俯仰运动，俯仰运动导致螺旋桨的升力产生水平方向的分量，该分量对旋转轴产生的力矩使直升机绕旋转轴做加速角运动。为了便于分析三自由度直升机的姿态运动，假定直升机的三轴运动相互独立，不存在耦合状态，在此基础上建立如下动力学方程：

$$J_e \ddot{\varepsilon} = l_1(F_1 + F_2) - (m_h g l_1 - m_b g l_2) = K_c l_1(V_1 + V_2) - G l_1; \quad (1)$$

$$J_p \ddot{p} = F_1 l_p - F_2 l_p = K_c l_p(V_1 - V_2); \quad (2)$$

$$J_t \dot{r} = -G \sin(p) l_1. \quad (3)$$

其中： $F_1$ 、 $F_2$  是螺旋桨产生的升力； $m_b$  为质量块质量， $m_h$  为螺旋桨、电机等元器件的总质量，忽略横梁产生的力矩，设  $G = (m_h g l_1 - m_b g l_2) / l_1$ ，为直升机的等效总重量； $V_1$ 、 $V_2$  分别是 2 个电机的电压； $K_c$  是电机的升力常数，与电机型号有关； $J_e$ 、 $J_p$ 、 $J_t$  分别是机体绕升降轴、俯仰轴和旋转轴的转动惯量； $l_1$ 、 $l_2$  分别为机体和质量块到升降轴的距离， $l_p$  是俯仰轴与电机的距离； $\varepsilon$ 、 $p$  分别是直升机绕升降轴和俯仰轴的转动角度； $r$  是直升机旋转角速度，

rad/s。若俯仰角  $p$  在很小的角度范围内变化时，则可以把式 (3) 线性化为

$$J_t \dot{r} = -G l_1 p. \quad (4)$$

若取状态变量  $X(t) = [\varepsilon \quad \dot{\varepsilon} \quad p \quad \dot{p} \quad r]^T$ 、输入变量  $U(t) = [V_1 \quad V_2]^T$ 、输出变量  $Y = [\varepsilon \quad p \quad r]^T$ ，可得到状态方程为

$$\dot{X} = AX + BU, \quad Y = CX + DU. \quad (5)$$

其中：

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{G \cdot l_1}{J_t} & 0 & 0 \end{bmatrix}; \quad B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ \frac{K_c \cdot l_1}{J_e} & \frac{K_c \cdot l_1}{J_e} \\ 0 & 0 \\ \frac{K_c \cdot l_p}{J_p} & -\frac{K_c \cdot l_p}{J_p} \\ 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$C = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad D = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

## 2 基于鲁棒控制方法的仿真实验

鲁棒控制方法有其鲜明的特点，当存在系统参数不确定或扰动量不能准确给出的情况时，其控制效果依然较好。鲁棒控制的关键是选取合适的权函数，权函数选取是一个折衷的过程，必须综合考虑控制系统的设计要求<sup>[9-10]</sup>。

进过多次仿真试验之后，选取权函数如下：

$$W_1(s) = \begin{bmatrix} \frac{s+1000}{1000s+1} & & \\ & \frac{0.15s+20}{s+0.02} & \\ & & \frac{0.01s+10000}{1000s+1} \end{bmatrix};$$

$$W_2(s) = \begin{bmatrix} 0.1 & & \\ & 0.1 & \end{bmatrix}; \quad W_3(s) = \begin{bmatrix} 2 & 0 & 0 \\ 0 & 0.2 & 0 \\ 0 & 0 & 0.2 \end{bmatrix}.$$

得到控制器形式为  $2 \times 3$  的传递函数矩阵：

$$G_c(s) = \frac{\text{num}(s)}{\text{den}(s)}, \text{num}(s) = \begin{bmatrix} N_1 & N_3 & N_5 \\ N_2 & N_4 & N_6 \end{bmatrix}, \text{den}(s) = D. \quad (6)$$

传递函数具体形式按照上述权函数选取即可算出，此处不予赘述。计算得到的  $G_c(s)$  为 8 阶传递函数，由于控制器阶次较高，可使用 Schur 方法对其进行降阶处理得到三阶控制器。取采样时间  $T=0.01$  s，对控制器进行离散化处理，得到离散形式的传递函数矩阵。

$$G_d(z) = \begin{bmatrix} G_{d1}(z) & G_{d3}(z) & G_{d5}(z) \\ G_{d2}(z) & G_{d4}(z) & G_{d6}(z) \end{bmatrix} \quad (7)$$

在 Simulink 中仿真控制系统, 参考输入设定  $\varepsilon$ ,  $p$ ,  $r$  分别 0.3, 0, 0.2 rad, 得到输出如图 3~图 5 所示。

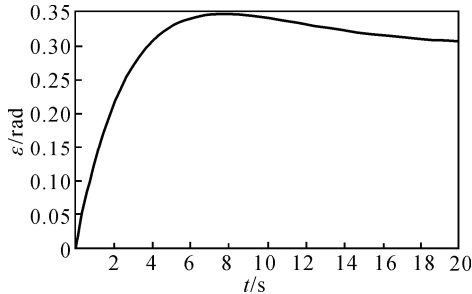


图 3 上升角  $\varepsilon$  的响应曲线

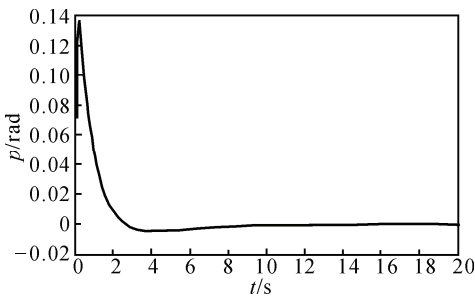


图 4 俯仰角  $p$  的响应曲线

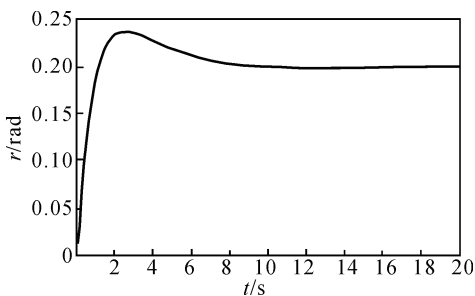


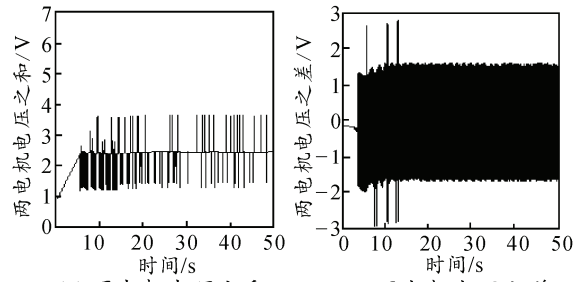
图 5 旋转角速度  $r$  的响应曲线

由上图可知: 上升角  $\varepsilon$  的超调大约 15%, 俯仰角  $p$  几乎无超调, 旋转角  $r$  超调约为 15%。系统响应的稳定时间较慢, 符合半实物仿真实验的要求。

### 3 基于鲁棒控制方法的半实物仿真实验

上文利用 Simulink 已经得到了基于鲁棒的三自由度直升机姿态控制的结果, 为验证鲁棒控制算法的可行性与有效性, 在仿真的基础上, 笔者将上文设计的鲁棒控制程序用于实验室三自由度直升机实验系统实物, 进行半实物仿真实验。

半实物仿真实验参考输入为  $\varepsilon=35^\circ$ 、 $r=50$  ( $^\circ$ )/s 和  $\varepsilon=35^\circ$ 、 $r=80$  ( $^\circ$ )/s, 由于俯仰通道和旋转通道耦合, 故给定了旋转角速度即给定了俯仰角的参考输入。图 6、图 8 为相应的电机电压输入值; 图 7、图 9 分别是参考输入时直升机三轴方向的角位移。



(a) 两电机电压之和 (b) 两电机电压之差

图 6 参考输入  $\varepsilon=35^\circ$ ,  $r=50$  ( $^\circ$ )/s 时电机电压

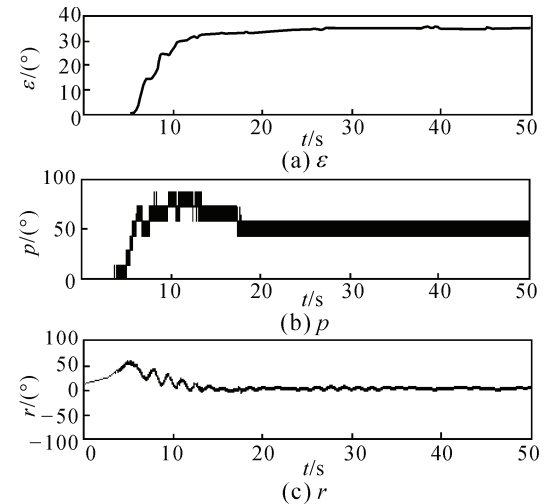
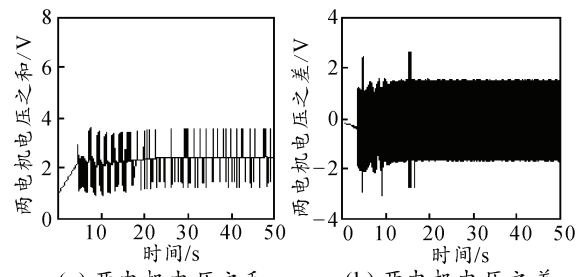


图 7 参考输入  $\varepsilon=35^\circ$ ,  $r=50$  ( $^\circ$ )/s 时三轴角位移曲线



(a) 两电机电压之和 (b) 两电机电压之差

图 8 参考输入  $\varepsilon=35^\circ$ ,  $r=80$  ( $^\circ$ )/s 时电机电压

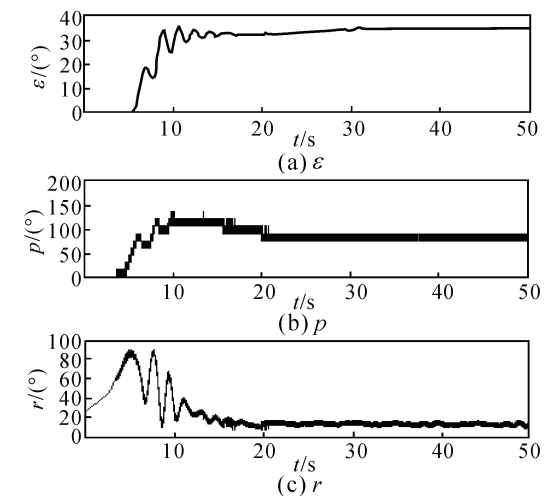


图 9 参考输入  $\varepsilon=35^\circ$ ,  $r=80$  ( $^\circ$ )/s 时三轴角位移曲线