

某型飞机起落架负载模拟系统的非线性控制

袁朝辉¹, 吴娟¹, 高亚奎²

(1. 西北工业大学 自动控制系统, 陕西 西安 710072; 2. 航空一集团第603所, 陕西 阎良 710089)

摘要:建立了某型飞机起落架负载模拟系统的数学模型,将起落架位置干扰量作为系统的不确定参数,设计了系统出力矩跟踪空气动力载荷谱的非线性控制规律并进行了系统仿真。结果表明,采用非线性控制规律,负载模拟系统的跟踪特性好,且系统能有效抑制强扰动所引起的多余力矩。

关键词:起落架;负载模拟系统;非线性控制;跟踪特性

中图分类号:V21 **文献标识码:**A **文章编号:**1009-3516(2004)01-0010-04

某型飞机起落架负载模拟系统采用电液伺服控制系统模拟起落架所受的空气动力载荷,由于起落架所受的空气动力载荷与其运动参量有关,负载模拟系统应随着起落架的运动施加相应的载荷,因此系统属于被动式加载控制系统。对于电液伺服控制系统,伺服阀节流方程的非线性使得系统在忽略滞环、死区等非线性因素外,系统仍然呈非线性特性^[1-2]。以往在设计系统控制器时,首先要将系统动态方程中的非线性项(伺服阀节流方程)在某一平衡点附近加以线性化^[2],从而把非线性系统近似转化为工作点附近的增量线性系统,而后再利用线性控制理论对系统进行分析和综合。但当实际系统状态偏离设计中选定的平衡点较远时,其控制效果便不很理想,解决该问题的有效方法之一是利用非线性控制理论及方法来设计系统的非线性控制器^[3]。工程实践表明,几乎所有的液压伺服系统都属于仿射非线性系统,对于仿射非线性系统,如果满足一定的条件,通过非线性坐标变换可使系统实现精确线性化,这样便可利用线性系统的理论及方法对系统进行分析及综合。

1 负载模拟系统数学模型

1.1 系统各环节数学方程

1.1.1 电子伺服放大器方程

$$I = k_a u \quad (1)$$

式中: i 为输入电流; k_a 为伺服放大系数; u 为控制电压。

1.1.2 伺服阀传递函数

由于起落架在收放过程中,运动较为缓慢,系统工作的频率小于50 Hz,因此伺服阀阀芯位移与输入电流之间的传递函数可看作为一阶环节。即

$$\frac{x_v}{I} = \frac{k_s}{TS + 1} \quad (2)$$

式中: k_s 为伺服阀的增益; x_v 为阀芯位移量; T 为时间常数。

1.1.3 伺服阀非线性节流方程

$$Q_f = k_f(x_0 + x_v)\sqrt{P_s - P_f} \operatorname{Sn}(x_0 + x_v) - k_f(x_0 - x_v)\sqrt{P_s + P_f} \operatorname{Sn}(x_0 - x_v) \quad (3)$$

式中: Q_f 为伺服阀的流量; $k_f = C_v W \sqrt{1/\rho}$, C_v 为阀口的流量系数; W 为阀口的面积梯度; ρ 为油液密度; x_0

收稿日期:2003-05-28

基金项目:军队科研基金资助项目

作者简介:袁朝辉(1964-),男,安徽舒城人,副教授,博士生,主要从事液压伺服控制等研究;

高亚奎(1959-),男,陕西大荔人,研究员,603所副总设计师,主要从事飞机机电系统研究。

为阀芯预开口量; x_v 为阀芯位移; P_s 为油源压力; P_f 为负载压差。定义符号函数 $\text{Sn}(x) = \begin{cases} 1 & x > 0 \\ 0 & x \leq 0 \end{cases}$, 此流量方程适用于零开口、负开口、正开口四边控制阀。

1.1.4 马达流量方程

$$Q_f = D_m \frac{d\theta_m}{dt} + \frac{V_0}{4E_y} \frac{dP_f}{dt} + C_{se} P_f \quad (4)$$

式中: D_m 为液压马达的排量; θ_m 液压马达的转角; E_y 为油液弹性模量; V_0 马达腔及进出口连接管路的总容积; C_{se} 液压马达总泄漏系数。

1.1.5 马达力矩平衡方程

$$D_m P_f = J_t \frac{d^2 \theta_m}{dt^2} + B_t \frac{d\theta_m}{dt} + G_t \theta_m - G_t \theta_R \quad (5)$$

式中: J_t 为马达与负载折算到马达轴上的总的转动惯量; B_t 为粘性阻力矩系数; G_t 为负载扭转弹簧刚度; θ_R 为起落架运动角度。

1.2 系统状态方程

综合式(1)~(5), 令 $x_1 = x_v, x_2 = P_f, x_3 = \theta_m, x_4 = \theta_m$, 得系统状态方程 $\dot{X} = f(X) + g(X)u$, 表达式为

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -x_1/T \\ 4E_y [k_f(x_0 + x_1)\sqrt{P_s - x_2} \text{Sn}(x_0 + x_1) - k_f(x_0 - x_v)\sqrt{P_s + x_2} \text{Sn}(x_0 - x_1) - D_m x_4 - C_{se} x_2] / V_0 \\ x_4 \\ [D_m x_2 - B_t x_4 - G_t x_3 + G_t \theta_R] / J_t \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_a k_s / T \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} u \quad (6)$$

由式(6)可以看出, 系统为具有不确定参数 θ_R 的仿射非线性系统。

大多数液压伺服系统希望其输出 $y(t)$ 在干扰作用下保持跟踪给定的参考输入 $y_d(t)$ 。对于起落架负载模拟系统, 在起落架收放过程中期望系统与起落架之间的作用力矩 $M(t)$ 跟踪已知的空气动力载荷谱 $M^*(\theta_R(t))$, 这是负载模拟系统的设计宗旨。为便于设计非线性控制器, 令输出方程 $y(t)$ 为

$$y(t) = h(x) = G_t x_3 \quad (7)$$

系统施加在起落架上的力矩为

$$M(t) = G(\theta_m - \theta_R) = G(x_3 - \theta_R) = y(t) - G\theta_R \quad (8)$$

可得

$$y(t) = M(t) + G_t \theta_R(t) \quad (9)$$

令

$$y_d(t) = M^*(\theta_R(t)) + G_t \theta_R(t) \quad (10)$$

因此, 只要控制 $y(t)$ 保持跟踪输入信号 $y_d(t)$, 则即保证了 $M(t)$ 跟踪 $M^*(\theta_R(t))$, 即实现了负载模拟系统按预定载荷谱对起落架的加载作用。

2 负载模拟系统的非线性控制

2.1 相对阶的判别

通过计算得: $L_g L_f^0 h(x) = 0$; $L_f h(x) = G_t x_4$, $L_g L_f h(x) = 0$; $L_f^2 h(x) = G_t f_4$, $L_g L_f^2 h(x) = 0$; $L_f^3 h(x) = G_t D_m f_2 / J_t - G_t x_4 / J_t - G_t B_t f_4 / J_t$, $L_g L_f^3 h(x) = k_a k_s L_1 / T \neq 0$ 。因此, $r - 1 = 3, r = 4 = n$, 即相对阶等于系统的阶次 n 。另外可计算出, $L_f^4 h(x) = -x_1 L_1 / T + f_2 L_2 + x_4 L_3 + f_4 L_4$ 。

以上各式中: $f_2 = 4E_y [k_f(x_0 + x_1)\sqrt{P_s - x_2} \text{Sn}(x_0 + x_1) - k_f(x_0 - x_1)\sqrt{P_s + x_2} \text{Sn}(x_0 - x_1) - D_m x_4 - C_{se} x_2] / V_0$;

$$f_4 = [D_m x_2 - B_t x_4 - G_t x_3 + G_t \theta_R] / J_i; L_1 = 4G_t D_m E_y [k_f + \sqrt{P_s - x_2} \text{Sn}(x_0 + x_1) + k_f \sqrt{P_s + x_2} \text{Sn}(x_0 - x_1)] / J_i V_0;$$

$$L_2 = 4G_t D_m E_y [-\frac{1}{2} k_f (x_0 + x_1) (P_s - x_2)^{-\frac{1}{2}} \text{Sn}(x_0 + x_1) - \frac{1}{2} k_f (x_0 - x_1) (P_s + x_2)^{-\frac{1}{2}} \text{Sn}(x_0 - x_1) - C_{se}] / J_i V_0 -$$

$$D_m G_t B_t / J_i^2; L_3 = G_t^2 B_t / J_i^2; L_4 = 4E_y G_t D_m^2 / V_0 J_i - G_t^2 / J_i + G_t B_t^2 / J_i^2。$$

2.2 状态反馈精确线性化

作如下坐标变换,即

$$\phi: z_1 = h(x) = G_t x_3; z_2 = L_f h(x) = G_t x_4; z_3 = L_f^2 h(x) = G_t f_4; z_4 = L_f^3 h(x) = G_t D_m f_2 / J_i - G_t^2 x_4 / J_i - G_t B_t f_4 / J_i \quad (11)$$

以及状态反馈

$$u = (-L_f^4 h(x) + v) / L_g L_f^3 h(x) \quad (12)$$

得到以新坐标系表述的系统为

$$z_1 = z_2; z_2 = z_3; z_3 = z_4; z_4 = v \quad (13)$$

式中

$$v = L_f^4 h(x) + L_g L_f^3 h(x) u |_{x=\phi^{-1}(z)} \quad (14)$$

至此,已将原非线性系统精确线性化为完全可控的线性系统(13)。

2.3 系统控制律设计

对于线性系统(13),其输出为 $y(t) = h(x) = Gx_3 = z_1$,系统输出需要跟踪的信号 $y_d = M^*(\theta_R) + G_t \theta_R$, 令

$$e_1 = z_1 - y_d; e_2 = z_2 - y_d; e_3 = z_3 - y_d^{(2)}; e_4 = z_4 - y_d^{(3)} \quad (15)$$

则

$$e_1 = e_2; e_2 = e_3; e_3 = e_4; e_4 = w \quad (16)$$

式中

$$w = v - y_d^{(4)} \quad (17)$$

对于线性系统(16),应用二次型性能指标最优控制方法设计控制规律,取性能指标

$$J = \frac{1}{2} \int_0^{\infty} (e^T Q e + w^T R w) \quad (18)$$

式中 R, Q 分别为一维权系数及四维权矩阵。取一维权系数 $R = 1$, 四维权矩阵

$$Q = \begin{bmatrix} q_1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & q_2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & q_3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & q_4 \end{bmatrix} \quad (q_i > 0, i = 1, 2, 3, 4)。则可求得控制 w 为$$

$$w = - \sum_{i=1}^4 k_i e_i = - \sum_{i=1}^4 k_i (z_i - y_d^{(i-1)}) \quad (19)$$

式中的 k_1, k_2, k_3, k_4 通过给定 q_i 而后解黎卡梯方程求得。依据式(12)、(17)、(19)可得原非线性系统的控制规律为

$$u = \frac{x_1 L_1 / T - f_2 L_2 - x_4 L_3 - f_4 L_4 - \sum_{i=1}^4 k_i (z_i - y_d^{(i-1)}) + y_d^{(4)}}{k_d k_s L_1 / T} \Big|_{z=\phi(x)} \quad (20)$$

3 仿真效果及结论

3.1 系统仿真参数

依据某型飞机主起落架负载模拟系统元件与结构参数,可得:

$k_a = 0.004 \text{ A/V}, k_s = 0.043 \text{ m/A}, T = 1/314, E_y = 7 \times 10^8 \text{ N/m}^2, V_0 = 816 \times 10^{-6} \text{ m}^3, k_f = 0.00042, P_s = 21 \text{ MPa}, x_0 = 0.1 \text{ mm}, J_i = 0.83 \text{ kg} \cdot \text{m}^2, D_m = 812 \times 10^{-6} \text{ m}^3/\text{rad}, B_t = 188.7 \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}/\text{rad}, G_t = 35000 \text{ N} \cdot \text{m} \cdot \text{s}/\text{rad}$, 空气动力载荷谱 $M^*(\theta_R)$ 见如图1。起落架在放下位置时其角度为 $2.2172 \text{ rad}(127.1^\circ)$; 在收上位置时其角度为 0 rad ; 因此收放起落架时,起落架运动角度为 $0 \sim 2.2172 \text{ rad}$ 。

3.2 仿真效果及结论

采用非线性控制,负载模拟系统模拟起落架收放过程中所受空气动力载荷的仿真曲线见图2,该曲线反映了系统输出力矩 $M(t)$ 跟踪输入载荷谱 $M^*(\theta_R(t))$ 的特性。仿真时, $\theta_R(t)$ 按一定规律变化;取 $q_1 = 10^{20}$, $q_2 = 10^{16}$, $q_3 = 10^5$, $q_4 = 10$ 确定出: $k_1 = 10^{10}$, $k_2 = 1.43 \times 10^8$, $k_3 = 5.23 \times 10^5$, $k_4 = 1.02 \times 10^3$ 。

从仿真结果可以看出, $M(t)$ 与 $M^*(\theta_R(t))$ 曲线完全吻合,表明采用非线性控制规律有以下特点:

- 1) 系统响应快,超调小,动态调节时间短,输出力矩 $M(t)$ 动态跟踪输入载荷谱 $M^*(\theta_R(t))$ 的特性好。
- 2) 对于起落架收放运动对负载模拟系统产生的位置强扰动 $\theta_R(t)$,系统有很强的抑制能力,即系统能有效消除液压收放系统位置扰动引起的多余力矩。

另外,在设计控制器时,将干扰量 $\theta_R(t)$ 作为不确定参数处理,使得非线性控制器设计方法简洁。

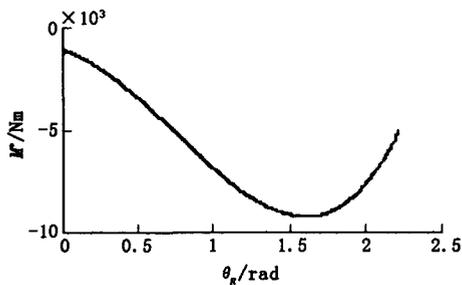


图1 起落架收放过程中所受的空气动力载荷谱

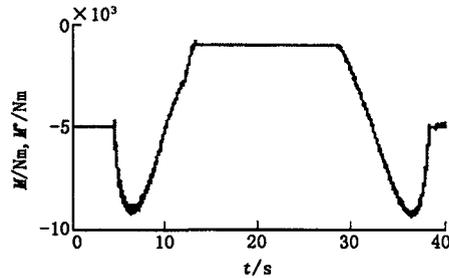


图2 非线性控制 $M(t)$ 跟踪 $M^*(\theta_R(t))$ 的特性曲线

参考文献:

- [1] Geisberger A, Khajepour A, Golnaraghi F. Non - Linear Modelling of Hydraulic Mounts: Theory and Experiment[J]. Journal of Sound and Vibration, 2002, (2), 371 - 397.
- [2] Yoonsu Nam, Sung Kyung Hong. Force Control System Design for Aerodynamic Load Simulator[J]. Control Engineering Practice, 2002, (10): 549 - 558.
- [3] 雷洪利, 张殿治, 刘文华. 不确定非线性系统变结构控制器设计[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2000, 1(4): 76 - 79.

(编辑: 姚树峰)

Nonlinear Control of Undercarriage Load Simulation System of a Certain Airplane

YUAN Zhao - hui¹, WU Juan¹, GAO Ya - kui²

(1. Northwestern Polytechnic University, Xi'an, Shaanxi 710072; 2. Xi'an Aircraft Design and Research Institute, Shaanxi 710089, China)

Abstract: The mathematical model for undercarriage load simulation system of a certain airplane is established in this paper. Nonlinear control law for system output torque to track aerodynamic load spectrum is designed, regarding the undercarriage position disturbance volume as uncertain parameter. System simulation is calculated. The result shows that load simulation system has a nice tracking characteristic by means of nonlinear control law, and the redundant moment brought by strong disturbance can be effectively restrained.

Key words: undercarriage; torque simulation system; nonlinear control; tracking characteristic