

文章编号:1000-6893(2008)03-0651-06

输入-输出非线性反馈线性化方法在硬式空中加油控制系统设计中的应用

黑文静¹, 安刚¹, 林皓¹, 高飞²

(1. 中航第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089)

(2. 清华大学 自动化学院, 北京 100084)

Input-output Feedback Non-linearization Used in Design of Boom Air-refuelling Control System

Hei Wenjing¹, An Gang¹, Lin Hao¹, Gao Fei²

(1. The First Aircraft Design Institute of AVIC-I, Xi'an 710089, China)

(2. Institute of Automation, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

摘 要: 通过对硬式空中加油技术的研究,建立了硬式加油伸缩杆数学模型,结果表明该伸缩杆系统为一个多输入-多输出(MIMO)、耦合、非线性系统。这样解耦控制就成为系统设计的关键。当系统满足可解耦条件时,采用一种基于输入-输出(I/O)非线性反馈线性化的微分几何方法,输出与等效新输入之间呈现线性微分方程关系,选择合适的反馈形式可使伸缩杆的姿态控制解耦。解耦后,伸缩杆就可分解为俯仰和滚转方向两个相互独立的单输入-单输出(SISO)线性子系统。在 MATLAB 中建立了伸缩杆及其解耦模型,并进行了仿真研究。结果表明该解耦方法很好地消除了系统间的耦合作用,能够满足工程设计的需要。

关键词: 硬式加油; 耦合; 解耦控制; 非线性反馈线性化

中图分类号: O231.2 **文献标识码:** A

Abstract: The boom mathematical model was built based on the analysis of boom air-refuelling technique. It is indicated that the boom system was a typical multiple input multiple output (MIMO) and input/output (I/O) coupled nonlinear system, in which the pitch and roll movements were coupled. So decoupling control of boom refuelling system was the key problem in the design of boom system. A nonlinear decoupling algorithm due to differential geometry theory was proposed via input-output feedback linearization to control the boom system. When decoupling condition held, a linear differential relation between the outputs and new inputs could be found and the choosing appropriate feedback could make the attitude of boom system decoupled. By decoupling, the boom system could be divided into two independent linear single input single output (SISO) subsystems which were the pitch channel and the roll channel. The boom simulation model and its decoupling simulation model were given in MATLAB. The simulation results show that the coupling effect of boom air-refuelling system is commendably eliminated by input-output feedback linearization method and this nonlinear decoupling algorithm is satisfied the needs of practice engineering.

Key words: boom refuelling systems; couple; decoupling control; nonlinear feedback linearization

在工程应用中,被控对象往往是多输入多输出(MIMO)系统,回路之间存在着耦合现象^[1-7],一般通过解耦才能获得满意的控制效果^[8-10]。本文应用一种基于微分几何的反馈线性化方法^[11-13],完成硬式空中加油中的伸缩杆的解耦控制,并取得了比较满意的结果。

1 伸缩杆动力学模型

伸缩杆采用的是 U 型小翼,如图 1 所示,连接部分有两个轴:俯仰轴和滚转轴,伸缩杆运动有两个自由度:绕俯仰轴的俯仰运动和绕滚转轴的滚转运动。

伸缩杆的控制量为升降舵偏角 δ_z 和方向舵偏角 δ_y ,通过分析伸缩杆的安装方式确定伸缩杆的运动约束,建立类似于牵连运动的动态坐标系。考虑气动力、惯量等非线性因素,利用动量矩定理推导出伸缩管的运动学方程为

收稿日期:2007-03-26; 修订日期:2007-12-12
基金项目:航空基础科学基金(05E03002)
通讯作者:黑文静 E-mail:heiwenjing1982@163.com

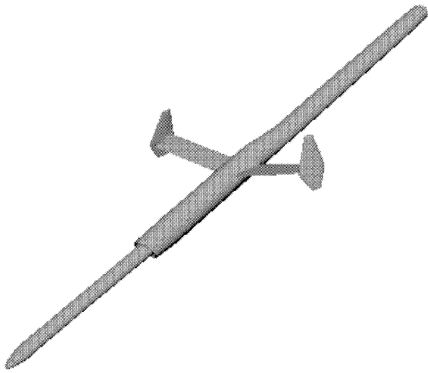


图1 加油杆的基本结构

Fig.1 Basic structure of boom

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\omega_{xt}}{dt} &= 0 \\ \frac{d\omega_{yt}}{dt} &= \frac{1}{I_x I_y - I_{xy}^2} \cdot \\ [I_x M_y + I_{xy}(I_x + I_y - I_z)\omega_{yt}\omega_{zt}] \\ \frac{d\omega_{zt}}{dt} &= \frac{1}{I_x} (M_z - I_{xy}\omega_{yt}^2) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

角速度与角位置间的关系为

$$\begin{bmatrix} \omega_{xt} \\ \omega_{yt} \\ \omega_{zt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & \sin \alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\gamma} \\ \dot{\alpha} \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中： ω_{xt} 、 ω_{yt} 、 ω_{zt} 分别为伸缩杆沿其体坐标各轴的转动角速度； M_y 为滚转力矩； M_z 为俯仰力矩； I_x 、 I_y 、 I_z 分别为伸缩杆沿其体坐标各轴的转动惯量； I_{xy} 为惯性积； α 为加油机体轴线和伸缩杆体轴线的夹角，定义为俯仰角； γ 为加油机对称平面和伸缩杆对称平面间的夹角，定义为滚转角。

整理后得

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\alpha}{dt} &= \omega_{zt} \\ \frac{d\gamma}{dt} &= \omega_{yt}/\sin \alpha \\ \frac{d\omega_{yt}}{dt} &= \frac{1}{I_x I_y - I_{xy}^2} \cdot \\ [I_x M_y + I_{xy}(I_x + I_y - I_z)\omega_{yt}\omega_{zt}] \\ \frac{d\omega_{zt}}{dt} &= \frac{1}{I_x} (M_z - I_{xy}\omega_{yt}^2) \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式中： $M_z = G \cos \gamma \cos \alpha L_G - L_F (Y \cos \alpha + R \sin \alpha) + M_{zR}$ ； $M_y = G \sin \gamma L_G + Z L_F + M_{yR}$ 。

升力 Y 和阻力 R 采用气流坐标系进行描述、侧力 Z 采用伸缩管体轴系进行描述，其大小由舵面安装形式决定；阻尼力矩由伸缩管的动导数确定。具体的表达式为

升力：

$$Y = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_y$$

阻力：

$$R = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_x$$

侧力：

$$Z = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_z$$

阻尼力矩：

$$M_{zR} = q S m_z^2 \bar{\alpha}$$

$$M_{yR} = q S m_x^2 \bar{\omega}_y$$

式中： $\bar{\alpha} = \dot{\alpha} b_A / v$ ； $\bar{\omega}_y = \omega_y l / 2v$ 。

2 伸缩杆解耦原理及设计

给定一个输入-输出维数相同的非线性系统

$$\left. \begin{aligned} \dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{f}(\mathbf{x}) + \mathbf{G}(\mathbf{x}) \mathbf{u} \\ \mathbf{y} &= \mathbf{H}(\mathbf{x}) \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

式中： $\mathbf{x} \in \mathbf{R}^n$ 、 $\mathbf{u} \in \mathbf{R}^m$ 、 $\mathbf{y} \in \mathbf{R}^m$ 分别为系统的状态、输入及输出向量； \mathbf{f} 为 n 维充分光滑的向量场； $\mathbf{G}(\mathbf{x}) = (\mathbf{g}_1(\mathbf{x}) \cdots \mathbf{g}_m(\mathbf{x}))$ 、 $\mathbf{H}(\mathbf{x}) = [h_1(\mathbf{x}) \cdots h_m(\mathbf{x})]^T$ 、 $\mathbf{g}_i (i=1, \dots, m)$ 为 n 维充分光滑向量场； $h_i (i=1, \dots, m)$ 为充分光滑的标量函数。

如果存在正整数 γ_j 使得

$$L_{g_i} L_f^k h_i(\mathbf{x}) \equiv 0, (0 \leq k \leq \gamma_j - 2, i = 1, \dots, m)$$

且 $m \times m$ 维矩阵

$$\mathbf{A}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} L_{g_1} L_f^{\gamma_1 - 1} h_1(\mathbf{x}) & \cdots & L_{g_m} L_f^{\gamma_m - 1} h_m(\mathbf{x}) \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ L_{g_1} L_f^{\gamma_1} h_1(\mathbf{x}) & \cdots & L_{g_m} L_f^{\gamma_m} h_m(\mathbf{x}) \end{bmatrix} \quad (5)$$

在 X^0 的领域内， $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0)$ 是非奇异的，则 $[\gamma_1 \gamma_2 \cdots \gamma_m]$ 为系统的相对阶向量^[14-15]。

考虑系统第 j 个输出 y_j 对时间的导数

$$\dot{y}_j = L_f h_j + \sum_{i=1}^m (L_{g_i} h_j) u_i$$

如果所有 $L_{g_i} h_j(\mathbf{x}) \equiv 0$ ，则导数 \dot{y}_j 与控制无关。

设 γ_j 是使导数 $y_j^{(\gamma_j)}$ 至少依赖一个输入的最小整数，也就是为系统的相对阶，所以

$$\left. \begin{aligned} y_j^{(i)} &= L_f^i h_j \quad i = 0, 1, \dots, \gamma_j - 1 \\ y_j^{(\gamma_j)} &= L_f^{\gamma_j} h_j + \sum_{i=1}^m L_{g_i} (L_f^{\gamma_j - 1} h_j) u_i \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

且至少有一个 $L_{g_i} (L_f^{\gamma_j - 1} h_j)$ 对于某些 \mathbf{x} 不为零。

式(6)可写为

$$\begin{bmatrix} y_1^{(\gamma_1)} \\ \vdots \\ y_j^{(\gamma_j)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L_f^{\gamma_1} h_1 \\ \vdots \\ L_f^{\gamma_j} h_j \end{bmatrix} + \mathbf{A}(\mathbf{x}) \begin{bmatrix} u_1 \\ \vdots \\ u_2 \end{bmatrix} \quad (7)$$

由相对阶的定义可知，矩阵 $\mathbf{A}(\mathbf{x}_0)$ 可逆，因此存在 X^0 的领域 \mathbf{u} 使得 $\mathbf{A}(\mathbf{x})$ 可逆且在 \mathbf{u} 中范数有界。取状态反馈控制律为

$$u = -A^{-1}(x) \begin{bmatrix} L_f^y h_1 \\ \vdots \\ L_f^y h_m \end{bmatrix} + A^{-1}(x)v \quad (8)$$

则可得输入/输出的动态方程

$$\begin{bmatrix} y_1^{(r_1)} \\ \vdots \\ y_j^{(r_j)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} v_1 \\ \vdots \\ v_m \end{bmatrix} \quad (9)$$

通过上述反馈变换,实现了输入输出间的精确线性化,并且实现了输入/输出的解耦,故矩阵 A 也称为解耦矩阵。

对于伸缩杆控制系统式(3),定义状态变量 $x = [\alpha \ \gamma \ w_x \ w_z]^T$,控制输入 $u = [\delta_{yt} \ \delta_{zt}]^T$,控制输出 $y = [\alpha \ \gamma]^T$ 。经计算可知,系统的相对阶向量为 $r = [r_1 \ r_2] = [2 \ 2]$,可见 $A^{-1}(x)$ 存在,所以系统可解耦。

根据解耦算法可得输入变换为

$$u = -A^{-1}(x) \begin{bmatrix} L_f^y h_1 \\ L_f^y h_2 \end{bmatrix} + A^{-1}(x)v, \text{ 且 } \begin{cases} \ddot{\alpha} = v_1 \\ \ddot{\gamma} = v_2 \end{cases}$$

然后,适当选择系数 $k_{11}, k_{12}, k_{21}, k_{22}$ 则伪线性系统又构成

$$\begin{cases} v_1 = (r_1 - k_{12}\dot{\alpha} - \alpha)/k_{11} \\ v_2 = (r_2 - k_{22}\dot{\gamma} - \gamma)/k_{21} \end{cases} \quad (10)$$

所表示的反馈控制律,则可构成具有预期的传递函数阵为

$$\begin{bmatrix} \alpha \\ \gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{k_{11}s^2 + k_{12}s + 1} & 0 \\ 0 & \frac{1}{k_{21}s^2 + k_{22}s + 1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} r_1 \\ r_2 \end{bmatrix} \quad (11)$$

的闭环控制系统,如图 2 所示。其中: r_1, r_2 为参考输入。

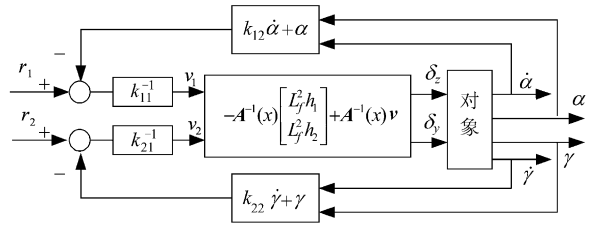


图 2 伸缩杆解耦控制系统原理

Fig. 2 Principle of boom decoupling control system

3 仿真结果及分析

根据上述原理,在 MATLAB 仿真环境下建立了基于输入/输出解耦的伸缩杆的仿真模型如图 3 所示,并进行了仿真计算。解耦运算前的伸缩杆数学模型如图 4 所示,其中 S 函数用来给出空气动力学数据并进行相关求解。

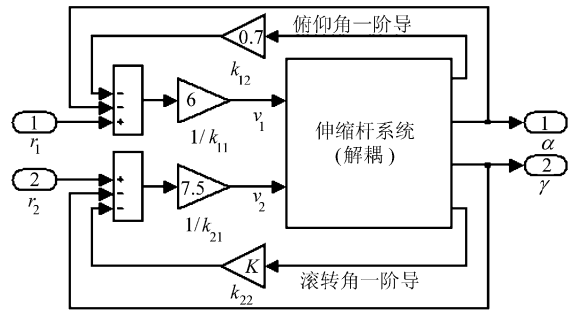


图 3 伸缩杆解耦系统模型

Fig. 3 Boom decoupling system model

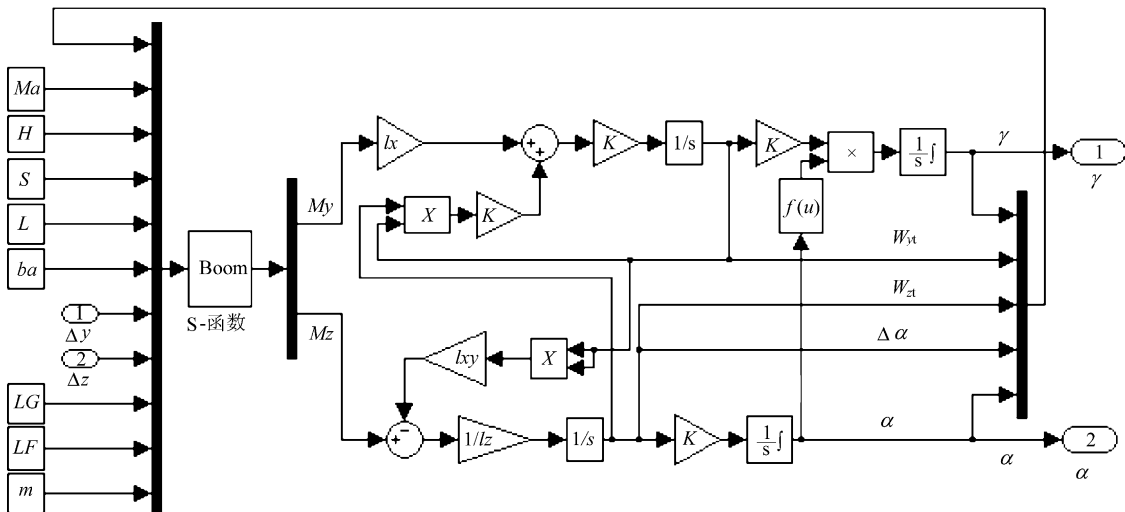


图 4 伸缩杆模型

Fig. 4 Boom model

系统仿真时,选取的初始参数如表1所示;马赫数 Ma 为 0.7,高度 H 为 8 000 m,俯仰角和滚转角的初始位置为 -26.6725° 和 0° 等等。

表1 初始参数设置

Table 1 Initial parameters setting

$I_x/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	48.116	k_{11}	0.166 7
$I_y/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	19 257	k_{12}	0.7
$I_z/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	19 257	k_{21}	0.133 3
$I_{xy}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	92.424 2	k_{22}	0.52
$\alpha_0/(\circ)$	-26.6725	w_{yt}/rad	0
$\gamma_0/(\circ)$	0	w_{zt}/rad	0
Ma	0.7	H/m	8 000

在系统仿真中,为了说明原系统的耦合性,在 3.92 s 加入脉冲信号。图 5 就是在原系统中输入 δ_{yt} 脉冲信号时滚转角 γ 的响应,而此时俯仰角 α 也受到影响如图 6 所示,出现明显振荡。

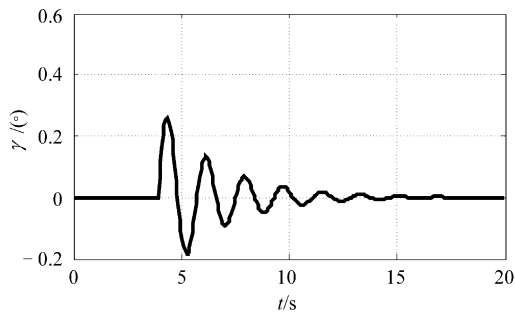


图5 输入 δ_{yt} 在 3.92 s 加入脉冲信号时 γ 的响应
Fig. 5 γ response caused by pulse δ_{yt} at 3.92 s

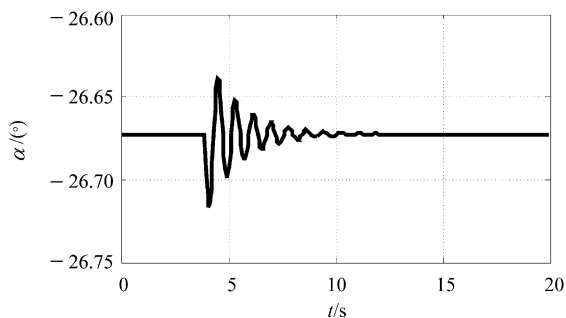


图6 输入 δ_{yt} 在 3.92 s 加入脉冲信号时 α 的响应
Fig. 6 α response caused by pulse δ_{yt} at 3.92 s

当对原系统输入 δ_{zt} 脉冲信号时,俯仰角 α 的响应如图 7 所示,而此时滚转角 γ 的响应如图 8 所示, γ 并没有明显的变化,即 α 对 γ 的稳态值没有影响,经多次仿真发现只能影响其上升时间。由以上仿真结果可知,滚转角 γ 和俯仰角 α 之间存在耦合。

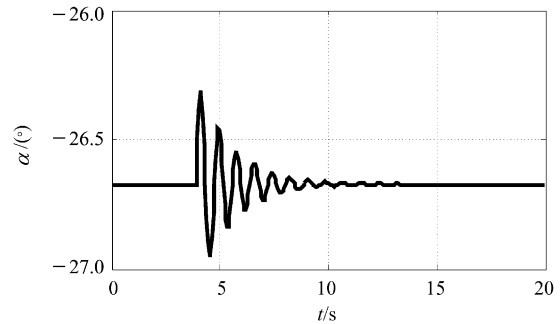


图7 输入 δ_{zt} 在 3.92 s 加入脉冲信号时 α 的响应
Fig. 7 α' response caused by pulse δ_{zt} at 3.92 s

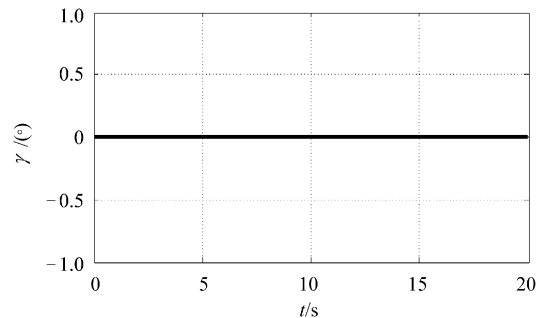


图8 输入 δ_{zt} 在 3.92 s 加入脉冲信号时的 γ 响应
Fig. 8 γ' response caused by pulse δ_{zt} at 3.92 s

在对解耦系统仿真时,也是在 8.33 s 处输入脉冲信号。图 9 就是在输入 r_1 中加入脉冲信号的俯仰角 α 的响应图,而此时滚转角没有任何变化,如图 10 所示。

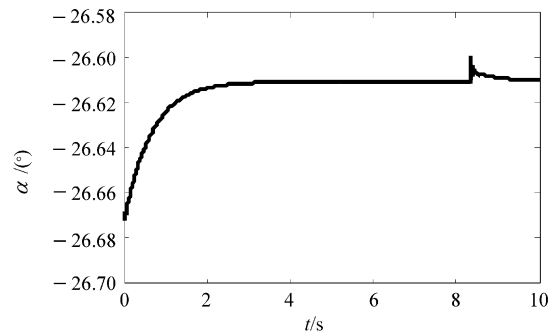


图9 输入 r_1 在 8.33 s 加入脉冲信号时 α 的响应
Fig. 9 α' response caused by pulse r_1 at 8.33 s

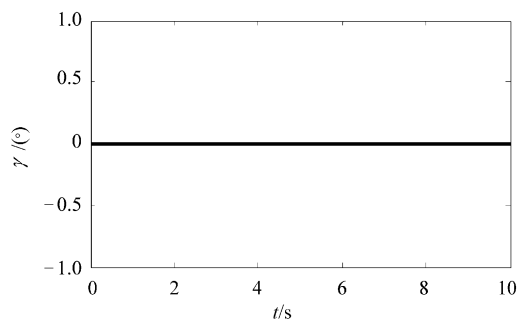


图10 输入 r_1 在 8.33 s 加入脉冲信号时 γ 的响应
Fig. 10 γ' response caused by pulse r_1 at 8.33 s

当对伸缩杆解耦系统输入 r_2 中加入脉冲信号时,滚转角 γ 的响应如图 11 所示,而此时俯仰角 α 没有受到影响,保持不变,如图 12 所示。由此可知,解耦系统很好地消除了系统间的耦合作用。

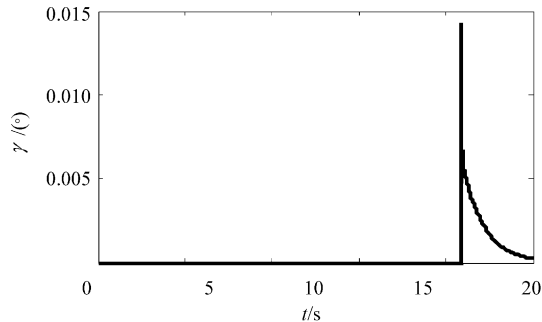


图 11 输入 r_2 在 8.33 s 加入脉冲信号时 γ 的响应
Fig. 11 γ' response caused by pulse r_2 at 8.33 s

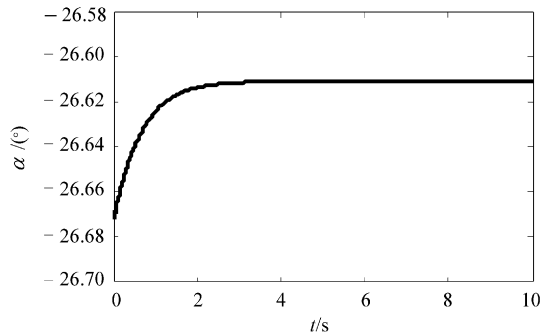


图 12 输入 r_2 在 8.33 s 处加入脉冲信号时 α 的响应
Fig. 12 α response caused by pulse r_2 at 8.33 s

由仿真结果可以得出以下结论:

(1) 原系统在滚转运动和俯仰运动之间存在较大耦合,滚转角受到轻微干扰时俯仰角就会受到影响,发生振荡。

(2) 利用本文提出的解耦控制方法,在满足解耦控制充分条件下可实现耦合系统的解耦控制,很好地消除了系统间的耦合作用。

4 结束语

介绍了一种基于非线性系统的输入输出解耦线性化方法,并将该方法应用到伸缩杆系统的解耦控制设计中。伸缩杆经解耦后,可以分解成两个互相独立的、单输入单输出的线性子系统。该方法可以用于硬式加油伸缩杆控制系统的工程设计。

参 考 文 献

- [1] Trosen D W, Pachter M, Houppis H H. Development of an air-to-air refueling automatic flight control system using quantitative feedback theory[R]. AIAA 94-3545,1994.
- [2] Hermann R, Krener A J. Nonlinear controllability and observability[J]. IEEE Trans Automatic Control, 1997, 22(5): 728-740.
- [3] Marino R, Tomei P. Dynamic output feedback linearization and global stabilization[J]. Sys and Control lett, 1991,17(2): 115-121.
- [4] Singh S N, Stinberg M. Adaptive control of feedback linearizable nonlinear systems with application to flight control[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics,1996, 19(4): 871-877.
- [5] Choi J Y, Chwa D Y, Kim M S. Adaptive control for feedback linearized missiles with uncertainties [J]. IEEE Trans on Aerospace and Electronic Systems, 2000,36(2): 467-481.
- [6] 连葆华,崔平远,崔祜涛. 高速再入飞行器的制导与控制系统设计[J]. 航空学报,2002,23(2): 115-119.
Lian Baohua, Cui Pingyuan, Cui Hutao. Design of guidance and control system for high speed reentry aircraft [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(2): 115-119. (in Chinese)
- [7] 崔祜涛,耿云海,李傲霜,等. 基于自适应神经网络的非线性飞行控制[J]. 航空学报,1998,19(2):173-178.
Cui Hutao, Geng Yunhai, Li Aoshuang, et al. Nonlinear flight control using adaptive neural network [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,1998,19(2): 173-178. (in Chinese)
- [8] 雯志黔,欧阳晋,李小贝. 非线性反馈线性化方法在飞控中的应用[J]. 飞行力学,1999,17(4): 22-27.
Wen Zhiqian, Ouyang Jin, Li Xiaobei. The application of a nonlinear control method to flight control systems[J]. Flight Dynamics, 1999,17(4): 22-27. (in Chinese)
- [9] 李季陆,方振平. 尾旋自动防止系统非线性解耦控制律综合方法[J]. 航空学报,1996,17(3): 286-291.
Li Jilu, Fang Zhenping. Nonlinear decoupling control law synthesis method for spin prevention systems[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,1996,17(3): 286-291. (in Chinese)
- [10] 曾加,慕春棣. 非线性解耦控制在无人机中的应用[J]. 清华大学学报:自然科学版,2005,45(4): 115-118.
Zeng Jia, Mu Chundi. Nonlinear decoupled control of unmanned aerial vehicles[J]. Journal of Tsinghua University, Science and Technology, 2005, 45(4): 115-118. (in Chinese)
- [11] 龚诚,卢广山,王永年. 一类非线性系统的反馈非线性化镇定[J]. 航空学报,1998,19(1): 58-61.
Gong Cheng, Lu Guangshan, Wang Yongnian. Stabilization of a family of nonlinear systems via feedback nonlinearization[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica,

- 1998,19(1): 58-61. (in Chinese)
- [12] Isidori A, Keener J, Gori-Giorgi C, et al. Nonlinear decoupling via feedback, a differential geometric approach [J]. IEEE Trans Automatic Control, 1981,26(3): 331-345.
- [13] 邹祖冰, 蔡丽娟, 甘辉霞. 有源电力滤波器非线性解耦控制的研究[J]. 电力系统自动化, 2004,28(14): 37-40.
Zou Zubing, Cai Lijuan, Gan Huixia. Research on nonlinear decoupling control of the active power filter[J]. Automation of Electric Power Systems, 2004,28(14): 37-40. (in Chinese)
- [14] 夏小华, 高为炳. 非线性系统控制及解耦[M]. 北京: 科学出版社, 1997.
Xia Xiaohua, Gao Weibing. Control and decoupling for nonlinear systems[M]. Beijing: Science Press, 1997. (in Chinese)
- [15] 胡跃明. 非线性控制系统理论及应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.

Hu Yueming. Nonlinear control systems theory and applications[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2002. (in Chinese)

作者简介:

黑文静(1982—) 女, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞行控制综合技术。

Tel: 029-86832511

E-mail: heiwenjing1982@163.com

安刚(1974—) 男, 硕士, 高工。主要研究方向: 飞行控制与仿真。

林皓(1979—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 主动控制。

高飞(1985—) 女, 博士研究生。主要研究方向: 计算机控制技术。

(责任编辑: 李铁柏)