

大攻角导弹 DDFC 变结构解耦控制器设计

罗绪涛¹ 梁晓庚^{1,2} 贾晓洪² 贾杰³

(1. 西北工业大学自动化学院 陕西 西安 710072; 2. 洛阳光电技术发展中心 河南 洛阳 471009;

3. 南昌航空大学信息工程学院 江西 南昌 330063)

摘要:研究空空导弹快速响应优化问题,空空导弹大攻角飞行时,由于出现非对称涡及涡破裂现象,导致强烈的通道间耦合并呈现非线性特性,影响速度特性。为解决上述问题,设计了一种直接动态反馈补偿理论(Direct Dynamics Feedback Compensation, DDFC)控制策略的解耦控制器。首先建立了具有大攻角导弹耦合特性非线性数学模型,并直接动态反馈补偿理论给出了一种解耦控制策略,结合滑模变结构控制理论设计了解耦控制器。最后,对控制系统进行了数值仿真,仿真结果验证了改进方法的可行性。

关键词:空空导弹; 大攻角; 解耦; 直接动态反馈补偿

中图分类号: V448.2 **文献标识码:** A

Design of Sliding Decoupling Controller with High Angle – of – Attack Missile Based on DDFC

LUO Xu – tao¹ , LIANG Xiao – geng^{1,2} , JIA Xiao – hong² , JIA Jie³

(1. College of Automatics , Northwestern Polytechnical University , Xi’ an Shanxi 710072 , China;

2. Luoyang Photoelectric Technology Development Center , Luoyang Henan 471009 , China;

3. College of Information Engineering , Nanchang Hangkong University , Nanchang Jiangxi 330063 , China)

ABSTRACT: The strong coupling between channels and non – linear characteristics is caused by asymmetric vortex and vortex breakdown phenomenon under the high angle of the air to air missile. Firstly, a mathematical model of coupling characteristics of the missile was established in this paper, and a sliding mode decoupling control was given based on DDFC (Direct Dynamics Feedback Compensation). At last, the simulations show that the performance of decoupling and command tracking by this designed control system are quite good.

KEYWORDS: Air – to – air missile; High angle of attack; Decoupling; DDFC

1 引言

随着新一代远程及近距格斗型空空导弹控制技术的迅速发展以及导弹攻击目标性能的提高,特别是目标机动能力的提高和逃逸方式的复杂化,对空空导弹快速响应和机动能力提出了更高的要求。提高导弹机动过载的有效途径之一是使导弹以大攻角飞行。导弹在大攻角下机动飞行时,由于空空导弹大细长比弹体特点,会出现非对称涡,从而会诱导出较大的横侧向力、偏航力矩和横滚力矩,呈现强通道耦合,而随之出现的涡破裂现象,使导弹压力发生变化,升力降低,非线性特性明显,严重影响控制系统的动态性能,同时也加大了系统设计的难度。

工程中普遍采用的三通道独立设计方法,其基本思路是首先忽略全部耦合项,将导弹耦合通道强行“解耦”,然后应

用经典控制理论的分析 and 设计方法对俯仰、偏航和滚动三通道分别独立设计,并对控制系统预留一部分稳定裕度,最后在引入耦合项,对设计进行仿真校验耦合项对系统的影响。该方法因忽略耦合强行解耦并进行设计等特点,具有一定的盲目性和保守性,存在明显理论缺陷。传统的三通道设计方法对耦合影响较小时,具有一定的应用价值,而对强耦合现象则有设计反复等缺点,严重时甚至会影响系统的稳定性。因此,新型的解耦控制方法研究越来越得到重视^[1,2,3],并取得了一定的成就。

本文针对大攻角飞行导弹特点,结合直接动态反馈补偿理论和滑模变结构控制原理,给出了一种解耦控制策略,并以此设计了导弹解耦控制系统,仿真结果表明了该控制器的有效性。

收稿日期: 2011-09-02

2 大攻角导弹耦合运动方程^[1]

对正常式布局的空空导弹,建立大攻角导弹耦合特性模型如下所示:

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = -a_4\alpha + \omega_z - d_{32}\beta + a_6\gamma - a_7\omega_x - a_5\delta_z - F'_{gy} \\ \dot{\omega}_z = -a_2\alpha - a_1\omega_z - d_{22}\beta - a_3\delta_z + M'_{gz} \\ \dot{\beta} = h_{32}\alpha - b_4\beta + \omega_y - b_6\gamma + b_7\omega_x - b_5\delta_x - b_5\delta_y - F'_{gy} \\ \dot{\omega}_y = h_{22}\alpha - b_2\beta - b_1\omega_y - b_0\omega_x - b_3\delta_x - b_3\delta_y + M'_{gy} \\ \dot{\gamma} = \omega_x \\ \dot{\omega}_x = h_{12}\alpha - d_{12}\beta - c_0\omega_y - c_1\omega_x - c_3\delta_x - c_4\delta_y + M'_{gx} \\ n_y = V(a_4\alpha + a_5\delta_z)/g \\ n_z = V(b_4\beta + b_5\delta_y)/g \end{cases} \quad (1)$$

其中: α ω_z β ω_y ω_x γ 分别为导弹的攻角、俯仰角速度、侧滑角、偏航角速度、滚转角速度和滚转角 δ_x δ_y δ_z 分别为滚动、偏航和俯仰舵偏角 a_1 a_2 a_3 a_4 a_5 a_6 a_7 b_0 b_1 b_2 b_3 b_4 b_5 b_6 b_7 c_0 c_1 c_3 c_4 h_{12} h_{22} h_{32} d_{12} d_{22} 为动力系数 F'_{xd} F'_{yd} F'_{zd} M'_{gx} M'_{gy} M'_{gz} 分别为干扰力和干扰力矩。

从式(1)中可以看出,当攻角 α 较大时,由于气动交链的作用,产生不可忽略的动力系数 b_6 (a_6),以及 ω_x 变化时所产生的运动学耦合,特别是滚转通道和俯仰(偏航)通道间的交叉耦合十分的严重。当俯仰(偏航)通道有干扰输入时,通过耦合系数 h_{12} 耦合到滚转通道中,产生一定的滚转角 γ 和滚转角速度 $\dot{\gamma}$ 再经耦合系数 a_6 a_7 耦合回俯仰(偏航)通道中,如此循环往复,最终导致系统特性变差。

3 解耦控制系统的设计

3.1 解耦原理

首先将大攻角导弹姿态运动方程,基于动态反馈补偿理论,对非线性强耦合模型引入新的输入变量以抵消非线性耦合因素,使被控系统变成一个线性控制对象,然后对新的控制对象进行滑模变结构控制器设计。该设计方法具有两个优点:一是对原非线性耦合模型进行线性转化时完全考虑了系统的所有非线性和耦合因素,得到的是一个能够“精确的”描述系统的全部特性的模型,没有损失控制系统的任何“具体信息”,从而依此设计出得控制器使得系统的保守性大大降低;二是采用滑模变结构原理设计出得控制器有效的克服了原系统参数摄动和外部干扰所带来的不利影响,使得控制系统对参数摄动和外部干扰具有鲁棒性。

3.2 直接动态反馈补偿解耦基本概念和方法

假设描述多输入多输出非线性系统的状态方程具有下述形式^[2]:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = a_{11}x_2x_3 + a_{12}x_3x_1 + a_{13}u_1 + a_{14}u_2 + a_{15}u_3 + a_{16}\dot{u}_1 + a_{17}\dot{u}_2 \\ \dot{x}_2 = a_{21}x_2x_3 + a_{22}x_3x_1 + a_{23}u_1 + a_{24}u_2 + a_{25}u_3 + a_{26}\dot{u}_1 + a_{27}\dot{u}_2 \\ \dot{x}_3 = a_{31}x_1x_2 + a_{32}(x_1^2 - x_2^2) + a_{33}u_1 + a_{34}u_2 + a_{35}\dot{u}_3 \end{cases} \quad (2)$$

上式有这样的特点:方程的右端含有输入 $u_1(t)$ $u_2(t)$ $u_3(t)$ 及其某些阶的导数项,系统的相对阶等于2。

如果令下式成立,即:

$$\begin{cases} V_1(t) = \dot{x}_1 - a_{11}x_2x_3 - a_{12}x_3x_1 \\ V_2(t) = \dot{x}_2 - a_{21}x_2x_3 - a_{22}x_3x_1 \\ V_3(t) = \dot{x}_3 - a_{31}x_1x_2 - a_{32}(x_1^2 - x_2^2) \end{cases} \quad (3)$$

将(3)代入(2)那么,相对于引入新的虚拟输入量 $V_1(t)$ $V_2(t)$ $V_3(t)$ 非线性系统(2)就变成一个新的受控对象:

$$\begin{cases} a_{16}\dot{u}_1 + a_{17}\dot{u}_2 + a_{13}u_1 + a_{14}u_2 + a_{15}u_3 = V_1(t) \\ a_{26}\dot{u}_1 + a_{27}\dot{u}_2 + a_{23}u_1 + a_{24}u_2 + a_{25}u_3 = V_2(t) \\ a_{35}\dot{u}_3 + a_{33}u_1 + a_{34}u_2 = V_3(t) \end{cases} \quad (4)$$

可把这些时间函数 $V_1(t)$ $V_2(t)$ $V_3(t)$ 称为原系统(2)的虚拟控制输入。

由此可见,直接动态反馈补偿解耦方法的基本思路就是选择虚拟输入量,从而抵消原系统中的非线性耦合因素。然后再对新的受控对象(4)设计控制律。

对线性系统(4)进行变换,可得:

$$\begin{cases} \dot{u}_1 = l_{11}u_1 + l_{12}u_2 + l_{13}u_3 - m_{11}V_1(t) + m_{12}V_2(t) \\ \dot{u}_2 = l_{21}u_1 + l_{22}u_2 + l_{23}u_3 - m_{21}V_1(t) + m_{22}V_2(t) \\ \dot{u}_3 = l_{31}u_1 - l_{32}u_2 + m_{33}V_3(t) \end{cases} \quad (5)$$

$$\text{其中: } l_{11} = \frac{a_{27}a_{13} - a_{17}a_{23}}{a_{17}a_{26} - a_{27}a_{16}};$$

$$l_{12} = \frac{a_{27}a_{14} - a_{17}a_{24}}{a_{17}a_{26} - a_{27}a_{16}};$$

$$l_{13} = \frac{a_{27}a_{15} - a_{17}a_{25}}{a_{17}a_{26} - a_{27}a_{16}};$$

$$m_{11} = \frac{a_{27}}{a_{17}a_{26} - a_{27}a_{16}};$$

$$m_{12} = \frac{a_{17}}{a_{17}a_{26} - a_{27}a_{16}};$$

$$l_{21} = \frac{a_{26}a_{13} - a_{16}a_{23}}{a_{16}a_{27} - a_{26}a_{17}};$$

$$l_{22} = \frac{a_{26}a_{14} - a_{16}a_{24}}{a_{16}a_{27} - a_{26}a_{17}};$$

$$l_{23} = \frac{a_{26}a_{15} - a_{16}a_{25}}{a_{16}a_{27} - a_{26}a_{17}};$$

$$l_{31} = -\frac{a_{33}}{a_{35}};$$

$$l_{32} = -\frac{a_{34}}{a_{35}};$$

$$\begin{aligned} m_{21} &= \frac{a_{26}}{a_{16}a_{27} - a_{26}a_{17}}; \\ m_{22} &= \frac{a_{16}}{a_{16}a_{27} - a_{26}a_{17}}; \\ m_{33} &= \frac{1}{a_{35}}. \end{aligned}$$

只要适当设计虚拟控制输入 $V_1(t)$ 、 $V_2(t)$ 、 $V_3(t)$ ，用 $V_1(t)$ 、 $V_2(t)$ 、 $V_3(t)$ 驱动式(5)，然后再用 $u_1(t)$ 、 $u_2(t)$ 、 $u_3(t)$ 驱动式(2)。

3.3 解耦控制器设计

依据直接动态反馈补偿原理(DDFC)，重新定义控制系统状态变量 $x_1 = \alpha$ 、 $\dot{x}_2 = \dot{\alpha}$ 、 $x_3 = \beta$ 、 $\dot{x}_4 = \dot{\beta}$ 、 $x_5 = \gamma$ 、 $\dot{x}_6 = \dot{\gamma}$ 并令：

$$\begin{cases} V_1(t) = -(a_3 + a_1a_5)\delta_z - a_5\delta_z + a_7c_3\delta_x \\ V_2(t) = -(b_3 + b_1b_5)\delta_y - b_5\delta_y - b_7c_3\delta_x \\ V_3(t) = -c_3\delta_x \end{cases} \quad (6)$$

$$\begin{cases} u_1 = (a_3 + a_1a_5)\delta_z + a_5\delta_z \\ u_2 = (b_3 + b_1b_5)\delta_y + b_5\delta_y \\ u_3 = \delta_x \end{cases} \quad (7)$$

则式(1)可写为：

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -(a_1a_4 + a_2 + a_7h_{12})x_1 - (a_1 + a_4)x_2 - a_1d_{32}x_3 - d_{32}x_4 + a_1a_6x_5 + (a_6 - a_1a_7 + a_7c_1)x_6 + V_1(t) \\ \dot{x}_3 = x_4 \\ \dot{x}_4 = (b_1h_{32} + b_7h_{12})x_1 + h_{32}x_2 - (b_2 + b_1b_4)x_3 - (b_1 + b_4)x_4 - b_1b_6x_5 + (b_1b_7 - b_7c_1)x_6 + V_2(t) \\ \dot{x}_5 = x_6 \\ \dot{x}_6 = h_{12}x_1 - c_1x_6 + V_3(t) \end{cases} \quad (8)$$

对式(8)，针对虚拟输入 $V_1(t)$ 、 $V_2(t)$ 、 $V_3(t)$ 采用滑模变结构控制，以提高控制器的控制品质。

选取滑模控制面如下：

$$\begin{aligned} s_1 &= m_1(\alpha - \alpha_c) + \dot{\alpha} \quad m_1 > 0 \\ s_2 &= m_2(\beta - \beta_c) + \dot{\beta} \quad m_2 > 0 \\ s_3 &= m_3(\gamma - \gamma_c) + \dot{\gamma} \quad m_3 > 0 \end{aligned}$$

选取滑模趋近律如下：

$$\begin{aligned} \dot{s}_1 &= -k_1s_1 - \rho_1\text{sgn}(s_1) \quad k_1 > 0 \quad \rho_1 > 0 \\ \dot{s}_2 &= -k_2s_2 - \rho_2\text{sgn}(s_2) \quad k_2 > 0 \quad \rho_2 > 0 \\ \dot{s}_3 &= -k_3s_3 - \rho_3\text{sgn}(s_3) \quad k_3 > 0 \quad \rho_3 > 0 \end{aligned}$$

其中 k_1 、 k_2 、 k_3 、 m_1 、 m_2 、 m_3 、 ρ_1 、 ρ_2 、 ρ_3 增益系数。

为了既保证系统的响应速度，又要减少系统滑模切换面上的抖振，本文选择如下形式的饱和函数代替符号函数：

$$\text{sat}(s_1) = \begin{cases} 1/\varepsilon & |s_1| \leq \varepsilon \\ 1 & s_1 > \varepsilon \\ 0 & s_1 < -\varepsilon \end{cases}$$

其中 ε 为大于零的常数。

于是可得基于直接动态反馈补偿原理的(DDFC)变结构控制器如下：

$$\begin{cases} u_1 = k_1s_1 + \rho_1\text{sat}(s_1) - (a_2 + a_1a_4)\alpha + (m_1 - a_1 - a_4)\dot{\alpha} \\ u_2 = k_2s_2 + \rho_2\text{sat}(s_2) - (b_2 + b_1b_4)\beta + (m_2 - b_1 - b_4)\dot{\beta} \\ \delta_x = (k_3s_3 + \rho_3\text{sat}(s_3) + (m_3 - c_1)\dot{\gamma})/c_3 \end{cases} \quad (9)$$

考虑到整个系统的设计在于限制滚转角速度 $\dot{\gamma}$ ，抑制耦合信号之间的恶性循环，因此可以重新设计滚转通道的变结构控制器为：

$$\begin{aligned} \delta_x &= (k_3s_3 + \rho_3\text{sat}(s_3) + (m_3 - c_1)\dot{\gamma})/c_3 + h_{12}\alpha/c_3 \\ \text{于是式(9)可重新写为:} \\ \begin{cases} u_1 = k_1s_1 + \rho_1\text{sat}(s_1) - (a_2 + a_1a_4)\alpha + (m_1 - a_1 - a_4)\dot{\alpha} \\ u_2 = k_2s_2 + \rho_2\text{sat}(s_2) - (b_2 + b_1b_4)\beta + (m_2 - b_1 - b_4)\dot{\beta} \\ \delta_x = (k_3s_3 + \rho_3\text{sat}(s_3) + (m_3 - c_1)\dot{\gamma})/c_3 + h_{12}\alpha/c_3 \end{cases} \end{aligned} \quad (10)$$

将式(10)带入虚拟控制项式(6)，可得变结构解耦控制器：

$$\begin{cases} V_1(t) = -k_1s_1 - \rho_1\text{sat}(s_1) + (a_2 + a_1a_4)\alpha - (m_1 - a_1 - a_4)\dot{\alpha} + a_7(k_3s_3 + \rho_3\text{sat}(s_3) + (m_3 - c_1)\dot{\gamma}) + a_7h_{12}\alpha \\ V_2(t) = -k_2s_2 - \rho_2\text{sat}(s_2) + (b_2 + b_1b_4)\beta - (m_2 - b_1 - b_4)\dot{\beta} - b_7(k_3s_3 + \rho_3\text{sat}(s_3) + (m_3 - c_1)\dot{\gamma}) - b_7h_{12}\alpha \\ V_3(t) = -(k_3s_3 + \rho_3\text{sat}(s_3) + (m_3 - c_1)\dot{\gamma}) - h_{12}\alpha \end{cases} \quad (11)$$

4 数值仿真

以某型导弹可利用的部分气动和弹道数据为例进行数值仿真。

仿真条件设为：高度 8000m， $Ma = 1.8$ ，攻角侧滑角及滚转角阶跃指令信号分别为 $\alpha_c = 40^\circ$ 、 $\beta_c = 3^\circ$ 、 $\gamma_c = 0^\circ$ 。

将设计好的控制输入式(11)带入全耦合弹体模型中进行数学仿真，飞行控制系统仿真结果(解耦后)如图1~5所示。从仿真结果图1、图2、图4、图5可以看出，纵侧向通道在变结构控制器的作用下，能够快速的跟踪指令信号，动态性能良好，控制系统响应的调节时间 t_s 约为 0.2s，纵向过载能够达到 40(g)，侧向过载能够达到 3(g)。从图3可以看出通过解耦以后的飞行控制系统的滚转角能够很好的响应指令信号 γ_c ，证明了该设计方法的有效性。总之，基于DDFC的大攻角导弹变结构解耦控制器，消除了耦合影响，提高了系统的性能，且其过程清晰，易于掌握。

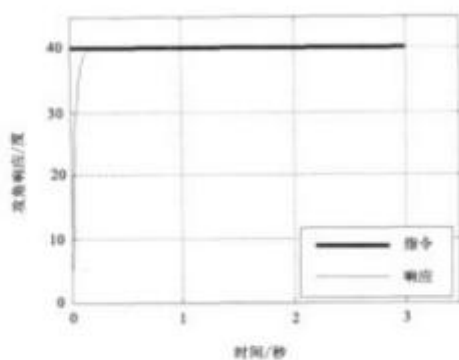


图1 攻角阶跃响应曲线图

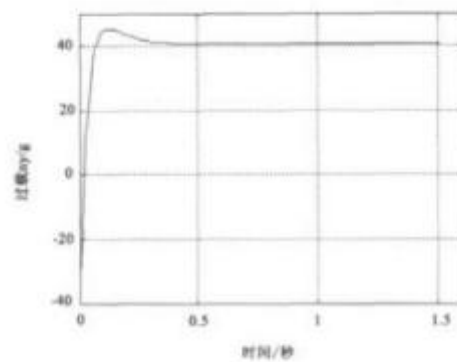


图4 纵向过载阶跃响应曲线图

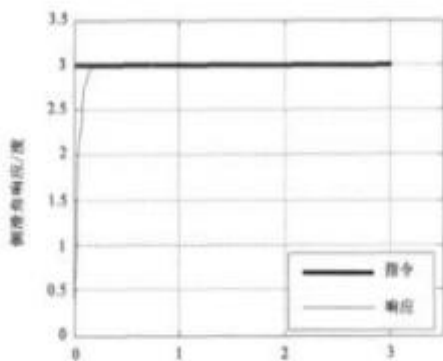


图2 侧滑角阶跃响应曲线图

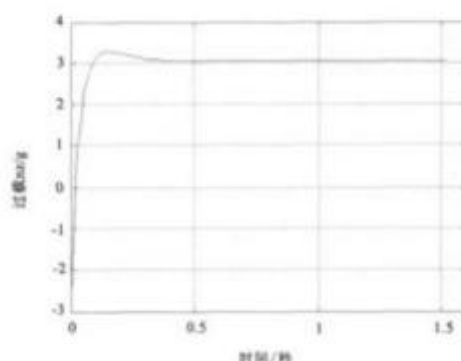


图5 侧向过载阶跃响应曲线图

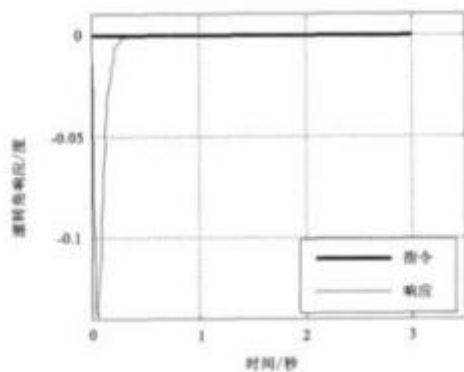


图3 滚转角阶跃响应曲线图

5 结束语

本文研究了具有强耦合非线性大攻角导弹的解耦控制器设计问题。文中在建立大攻角空空导弹耦合数学模型的基础上,采用基于直接动态反馈补偿理论和滑模变结构控制原理进行了大攻角空空导弹的解耦控制设计。仿真结果表明了设计方案的可行性,解耦控制系统具有良好的动态品质,所作工作可对大攻角导弹解耦理论研究以及工程实现具

有一定的参考作用。

参考文献:

- [1] 罗绪涛,等. 基于PV规范型的大攻角导弹解耦控制器设计[C]. 中国科协第十届年会论文,2008.
- [2] 刘玉玺,周军,周凤岐. 基于解耦的导弹模糊变结构控制方法[J]. 火力与指挥控制,2007,32(8):95-98.
- [3] Howard P Lee, et al. Robust Nonlinear Dynamic Inversion Control for a Hypersonic Cruise Vehicle[R]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, 20-23 August 2007, Hilton Head, South Carolina.
- [4] 高为炳. 变结构控制的理论及设计方法[M]. 北京: 科学出版社,1998.
- [5] Thomas S Richardson, et al. Control of Nonlinear Aircraft Models using Dynamic State - Feedback Gain Scheduling [R]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Austin, Texas, 11-14 August 2003.
- [6] E R. van Oort, L Sonneveldt, Q P Chu, J A Mulder. Modular Adaptive Input - to - State Stable Backstepping of a Nonlinear Missile Model [R]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit, Hilton Head, South Carolina, 20-23 August 2007.

(下转第129页)

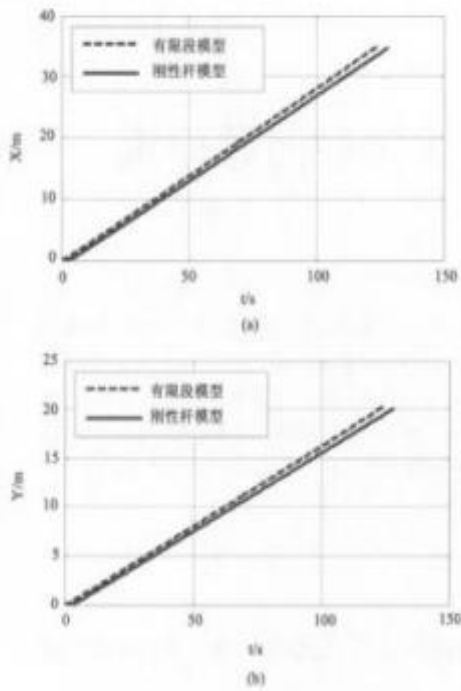


图5 回收过程中平台位置变化

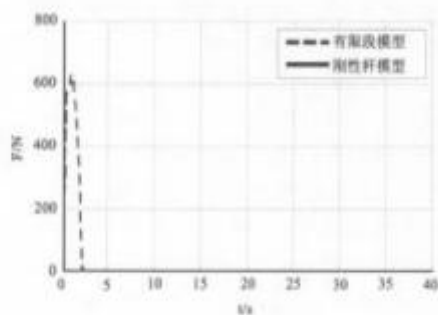


图6 平台作用力随时间变化曲线

型能够更好的模拟系留绳回收的过程,为太空回收试验提供参考依据。

参考文献:

- [1] 陈钦. 空间绳网系统设计与动力学研究[D]. 国防科技大学, 2010.
- [2] M L Cosmo, E C Lorenzini. Tethers in Space Handbook(3rd ed.) [M]. Washington DC: NASA, 1997.
- [3] K D Kumar. Review of dynamics and control of nonelectrodynamic tethered satellite systems[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2006, 43(4): 705-720.
- [4] M P Cartmell, D J McKenzie. A review of space tether research [J]. Progress in Aero space Sciences, 2008, 44(1): 1-21.
- [5] H Wen, D P Jin, H Y Hu. Advances in dynamics and control of tethered satellite systems[J]. Acta Mechanica Sinica, 2008, 24(3): 229-241.
- [6] C C Rupp. A Tether tension control law for tethered satellite deployed along local vertical [R]. Marshall Space Flight Center, NASA TM X264963, 1975.
- [7] 钟睿, 徐世杰. 可变绳长绳系卫星系统的一种简单张力控制策略[J]. 中国空间科学技术, 2009, 4(6).

【作者简介】



张青斌(1975-),男(汉族),山西省大同市人,副教授,硕士研究生导师,主要研究领域为动力学与控制;

杨方(1984-),男(汉族),山西省长治市人,硕士研究生,主要研究领域为动力学与控制;

丰志伟(1984-),男(汉族),山西省临汾市人,博士研究生,主要研究领域为动力学与控制。

(上接第104页)

- [7] Nishant Unnikrishnan, S N Balakrishnan. Missile Longitudinal Autopilot Design Using a New Model Following Robust Neuro-Adaptive Controller [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit, Providence, Rhode Island, 16-19 August 2004.
- [8] 贾杰. 航天器姿态半物理仿真原理及其试验方法研究[D]. 西北工业大学, 2006: 87-88.

【作者简介】



罗绪涛(1982-),男(汉族),山东省菏泽市人,博士研究生,主要研究领域:飞行器导航、制导与控制;

梁晓庚(1960-),男(汉族),河南省孟州市人,研究员,博士生导师,主要研究领域:飞行器总体设计,导航、制导与控制;

贾晓洪(1968-),男(汉族),河北省阜平县人,研究员,硕士研究生导师,主要研究领域:飞行器总体设计,导航、制导与控制;

贾杰(1972-),男(汉族),河南省新乡市人,副教授,硕士生导师,主要研究领域:计算机仿真,导航制导与控制。