

(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 106842953 B

(45)授权公告日 2019.07.19

(21)申请号 201710146393.0

(22)申请日 2017.03.13

(65)同一申请的已公布的文献号

申请公布号 CN 106842953 A

(43)申请公布日 2017.06.13

(73)专利权人 杭州睿杰智能空中机器人科技有限公司

地址 311121 浙江省杭州市余杭区余杭街
道文一西路1818-2号9幢401室

(72)发明人 贾杰

(74)专利代理机构 北京中政联科专利代理事务
所(普通合伙) 11489

代理人 姚海波

(51)Int.Cl.

G05B 13/04(2006.01)

(56)对比文件

CN 103955239 A, 2014.07.30,

CN 105676674 A, 2016.06.15,

CN 105676641 A, 2016.06.15,

CN 105159083 A, 2015.12.16,

CN 103197551 A, 2013.07.10,

CN 105607472 A, 2016.05.25,

谭健等. 飞翼布局无人机二阶滑模姿态跟踪鲁棒控制.《西北工业大学学报》.2015,第33卷(第2期),第185-190页.

审查员 张慧

权利要求书2页 说明书5页 附图2页

(54)发明名称

一种无人直升机自适应低阶控制器

(57)摘要

本发明涉及一种无人直升机自适应低阶控制器。包括规划与辨识器,所述规划器用于监视被控系统的控制输入和控制输出,当被控系统的稳态控制输出不满足预设要求时,利用所述辨识器进行在线辨识并启动结构滤波器、内模控制器和双环滑模控制器进行控制器参数修正;结构滤波器,用于对所述内模控制器的滤波环节进行修正控制;内模控制器,用于对被控系统的内部模型和反馈修正进行预测控制;双环滑模控制器,用于对姿态角和姿态角速度进行跟踪控制;控制分量综合模块,用于对控制分量求和,得到被控系统的控制量。本发明解决存在未知有界干扰、推力误差和定位误差情况下的太空垃圾捕获系统的复杂高阶动力学鲁棒控制问题,也便于处理控制约束和状态约束。



1. 一种无人直升机自适应低阶控制器,其特征在于,包括:

规划与辨识器,包括规划器和辨识器,所述规划器用于监视被控系统的控制输入和控制输出,当被控系统的稳态控制输出不满足预设要求时,利用所述辨识器进行在线辨识并启动结构滤波器、内模控制器和双环滑模控制器进行控制器参数修正;

结构滤波器,用于对所述内模控制器的滤波环节进行修正控制;

内模控制器,用于对被控系统的内部模型和反馈修正进行预测控制;

双环滑模控制器,用于对姿态角和姿态角速度进行跟踪控制;

控制分量综合模块,用于对所述结构滤波器、内模控制器和双环滑模控制器输出的控制分量求和,得到被控系统的控制量;

所述结构滤波器输出的控制分量为:

$$r_{23}(s) = k_f \cdot \frac{s^2 + 2\xi_z \omega_z s + \omega_z^2}{s^2 + 2\xi_f \omega_f s + \omega_f^2} \theta(s)$$

其中, k_f 为滤波控制器参数,当被控系统的稳态控制输出不满足预设要求时, $k_f=0$; $\theta(s)$ 为俯仰角, ω_z 和 ξ_z 分别为二阶微分环节的系统带宽和阻尼; ω_f 和 ξ_f 分别为二阶震荡环节的系统带宽和阻尼; s 为复频域变量。

2. 根据权利要求1所述的一种无人直升机自适应低阶控制器,其特征在于,所述辨识器根据被控系统的控制输入和控制输出,从一组给定的模型类中确定一个与被控系统等价的模型,对不满足预设要求的被控系统的参数进行修正。

3. 根据权利要求1所述的一种无人直升机自适应低阶控制器,其特征在于,所述内模控制器输出的控制分量为:

$$r_{21}(s) = 1 - \frac{k_i}{s} + \frac{k_{in}}{s^2 + \omega_d^2} \theta(s)$$

其中, k_i 为组成内模控制器的一个惯性环节系数, k_{in} 为一个无阻尼震荡环节系数, s 为复频域变量, $\theta(s)$ 为俯仰角, ω_d 为震荡带宽。

4. 根据权利要求1所述的一种无人直升机自适应低阶控制器,其特征在于,所述双环滑模控制器输出的控制分量为:

$$\tau_{21}(s) = -(k_p + k_d s) \theta(s)$$

其中, s 为复频域变量, $\theta(s)$ 为俯仰角, $k_p = (\sqrt{4\xi_B^2 + 4\xi_B^2 + 2 - 2\xi_B^2} - 1)\omega_B$, $k_d = \sqrt{4\xi_B^2 + 4\xi_B^2 + 2 - 2\xi_B^2}$, ξ_B 为系统期望的阻尼, ω_B 为系统期望的闭环系统带宽。

5. 根据权利要求4所述的一种无人直升机自适应低阶控制器,其特征在于,所述

$$\xi_B = 1/\sqrt{2}。$$

6. 根据权利要求1所述的一种无人直升机自适应低阶控制器,其特征在于,所述控制分量综合模块得到的控制量为:

$$\tau_2(s) = \tau_{21}(s) + \tau_{22}(s) + \tau_{23}(s)$$

其中, $\tau_{21}(s)$ 为双环滑模控制器输出的控制分量, $\tau_{22}(s)$ 为内模控制器输出的控制分量, $\tau_{23}(s)$ 为结构滤波器输出的控制分量。

7. 根据权利要求1所述的一种无人直升机自适应低阶控制器,其特征在于,所述双环滑

模控制器包括内环滑模控制器和外环滑模控制器,所述内环滑模控制器跟踪姿态角速度,所述外环滑模控制器跟踪姿态角。

一种无人直升机自适应低阶控制器

技术领域

[0001] 本发明涉及无人机控制领域,具体的说是一种无人直升机自适应低阶控制器。

背景技术

[0002] 无人直升机系统模型是高阶动力学系统,设计高阶控制器一般具有与被控对象模型可比的阶次,具有不易理解,计算量大、不易实现,硬、软件中缺陷多,可靠性不高等缺陷。因此在控制系统设计中,通常宁愿选用简单的线性控制器而不用复杂的控制器。只要最终性能误差保持在允许范围内,就应当寻找低阶控制器。低阶控制器具有的较好的工程可实现性与其在工业控制中广泛的应用,可以作为理论与实际的一个最佳结合点。近十年来,低阶控制器设计理论和方法成为国内外控制界的研究热点之一,国内外控制理论界学者对此类问题作了大量研究。

[0003] 低阶控制器设计大体可分为三种:第一种是直接针对高阶模型设计低阶控制器,目前尚是一个基本没有解决的研究问题,Lagrange乘子法是解这类问题的潜在有用方法。第二种是先降低高阶对象的阶次,然后基于降阶对象模型设计相应的低阶控制器。这种方法潜在的问题是这样设计的低阶控制器有可能不能镇定全阶对象,因为在设计控制器时没有考虑全阶模型与降阶模型的误差信息。第三种首先设计高阶次、高性能控制器,继而对设计的控制器进行降阶。

[0004] 时域的集结法、摄动法,频域的矩匹配法、Padé近似算法、Routh近似法和连分式法等都是模型降阶的基本方法。基于误差准则的最小二乘法、极大似然法等也可达到模型简化的目的。基于状态空间的内部平衡截断法、Hankel-范数近似法、q方差等价实现法、互质因子法、时间尺度分离等。对于时域的集结法(即主导极点法),是通过选取主导极点来简化,由于极点离虚轴的远近仅仅考虑了衰减速度的快慢,而这些极点所对应的响应振幅并没有考虑进去。尤其对于阶次较高的系统,在计算特征值的倒数时,会引入不可忽视的误差,造成严重的数值不稳定性。

[0005] 频域的诸多方法都是以系统传递函数的形式为基础的,在处理高阶传递函数模型时有很大的数值冒险性,会使数值不稳定。同样,鲁棒辨识的最小二乘法在数值计算中也存在类似的数值不稳定的缺点。因此,对于高阶状态空间形式的控制系统,降阶多采用以状态空间为基础的方法。在降阶过程中,关键考虑闭环,降阶控制器要保证闭环稳定性和闭环性能损失最小。

发明内容

[0006] 针对现有技术中存在的上述不足之处,本发明要解决的技术问题是提供一种无人直升机自适应低阶控制器。

[0007] 本发明为实现上述目的所采用的技术方案是:一种无人直升机自适应低阶控制器,包括:

[0008] 规划与辨识器,包括规划器和辨识器,所述规划器用于监视被控系统的控制输入

和控制输出,当被控系统的稳态控制输出不满足预设要求时,利用所述辨识器进行在线辨识并启动结构滤波器、内模控制器和双环滑模控制器进行控制器参数修正;

[0009] 结构滤波器,用于对所述内模控制器的滤波环节进行修正控制;

[0010] 内模控制器,用于对被控系统的内部模型和反馈修正进行预测控制;

[0011] 双环滑模控制器,用于对姿态角和姿态角速度进行跟踪控制;

[0012] 控制分量综合模块,用于对所述结构滤波器、内模控制器和双环滑模控制器输出的控制分量求和,得到被控系统的控制量。

[0013] 所述辨识器根据被控系统的控制输入和控制输出,从一组给定的模型类中确定一个与被控系统等价的模型,对不满足预设要求的被控系统的参数进行修正。

[0014] 所述结构滤波器输出的控制分量为:

$$[0015] \quad \tau_{21}(s) = k_f \frac{s^2 + 2\xi_z \omega_z s + \omega_z^2}{s^2 + 2\xi_z \omega_z s + \omega_z^2} \theta(s)$$

[0016] 其中, k_f 为滤波控制器参数,当被控系统的稳态控制输出不满足预设要求时, $k_f=0$; $\theta(s)$ 为俯仰角, ω_z 和 ξ_z 分别为二阶微分环节的系统频率和阻尼比; ξ_z 和 ξ_f 分别为二阶震荡环节的系统频率和阻尼比; s 为复频域变量。

[0017] 所述内模控制器输出的控制分量为:

$$[0018] \quad \tau_{22}(s) = \left(-\frac{k_i}{s} + \frac{k_{in}}{s^2 + \omega_d^2} \right) \theta(s)$$

[0019] 其中, k_i 为组成内模控制器的一个惯性环节系数, k_{in} 为一个无阻尼震荡环节系数, s 为复频域变量, $\theta(s)$ 为俯仰角, ω_d 为震荡频率。

[0020] 所述双环滑模控制器输出的控制分量为:

$$[0021] \quad \tau_{21}(s) = -(k_p + k_d s) \theta(s)$$

[0022] 其中, s 为复频域变量, $\theta(s)$ 为俯仰角, t 为, $t_p = (\sqrt{4\xi_B^2 + 4\xi_B^2 + 2 - 2\xi_B^2} - 1)/\omega_B$,

ξ_B 为系统期望的阻尼, ω_B 为系统期望的闭环系统带宽。

[0023] 所述 $\xi_B = 1/\sqrt{2}$ 。

[0024] 所述控制分量综合模块得到的控制量为:

$$[0025] \quad \tau_2(s) = \tau_{21}(s) + \tau_{22}(s) + \tau_{23}(s)$$

[0026] 其中, $\tau_{21}(s)$ 为双环滑模控制器输出的控制分量, $\tau_{22}(s)$ 为内模控制器输出的控制分量, $\tau_{23}(s)$ 为结构滤波器输出的控制分量。

[0027] 所述双环滑模控制器包括内环滑模控制器和外环滑模控制器,所述内环滑模控制器跟踪姿态角速度,所述外环滑模控制器跟踪姿态角。

[0028] 本发明具有以下优点及有益效果:

[0029] 1、本发明针对无人直升机这样的复杂高阶非线性系统,对于通过引入滑模控制(Sliding Mode Control, SMC, 又称变结构控制)和时间尺度分离理论,构建自适应低阶控制器,可以解决存在未知有界干扰、推力误差和定位误差情况下的太空垃圾捕获系统的复杂高阶动力学鲁棒控制问题,也便于处理控制约束和状态约束。

[0030] 2、本发明将在线辨识与低阶实用控制方法相结合。结合在线辨识构建能够适应参

数不确定和干扰不确定情形的自适应控制动力学模型。对外部干扰进行抑制,实现无人直升机的稳定控制。

附图说明

- [0031] 图1为本发明的原理图;
 [0032] 图2为基于时间尺度分离的双环滑模控制器的原理图;
 [0033] 图3为本发明方法中动态置信度匹配算法示意图;
 [0034] 图4为本发明方法中初始置信度及累计置信度曲线示意图。

具体实施方式

[0035] 下面结合附图及实施例对本发明做进一步的详细说明。

[0036] 控制对象阶次高(理论上无穷大),控制器设计却只能是低阶的。被控对象具有参数不确定且干扰不确定。控制器的基本形式为(以PD为例):

[0037] $\tau_2(s) = \tau_{21}(s) + \tau_{22}(s) + \tau_{23}(s)$

[0038] 式中, $\tau_{21}(s) = -(k_p + k_d s) \theta(s)$,

[0039] $\tau_{22}(s) = \left(1 - \frac{\omega_d}{s} + \frac{\omega_z}{s^2 + 2\xi_z \omega_z s + \omega_z^2}\right) \theta(s),$

[0040] $\tau_{23}(s) = k_f \frac{s^2 + 2\xi_f \omega_f s + \omega_f^2}{s^2 + 2\xi_f \omega_f s + \omega_f^2} \theta(s),$

[0041] 其中, $\tau_2(s)$ 表示被控系统的控制量; $\tau_{21}(s)$, $\tau_{22}(s)$, $\tau_{23}(s)$ 代表被控系统的控制分量; k_p 、 k_d 、 k_i 、 k_{in} 、 k_f 代表控制器参数; $\theta(t)$ 代表俯仰角; ω_d , ω_z , ω_f 代表闭环系统带宽; ξ_z , ξ_f 代表系统阻尼。控制分量 $\tau_{21}(s)$ 具有PD控制形式,用来增加系统阻尼,保证稳定性;控制分量 $\tau_{22}(s)$ 是基于内模原理而设计,其极点与外部干扰的极点一致,用来消除外部干扰;控制分量 $\tau_{23}(s)$ 是一种滤波器,主要用来稳定高频模态并消除可能引起姿态失稳模态(称之为“不稳定模态”)的影响,当不存在“不稳定模态”时,可取 $k_f = 0$ 。

[0042] 在上式中,参数 k_p 、 k_d 、 k_i 、 k_{in} 、 k_f 均为正数,此外还有一些量值上的限制,以保证系统的稳定性和动态品质。 k_p 和 k_d 的一种参考选择取决于期望的闭环系统带宽 ω_B 和期望的阻尼 ξ_B :

[0043] $k_p = (\sqrt{4\xi_B^4 + 4\xi_B^2 + 2} - 2\xi_B^2 - 1)m_b, \quad k_d = 2\xi_B \sqrt{k_p}$

[0044] 阻尼 ξ_B 通常取为: $\xi_B = 1/\sqrt{2}$ 。

[0045] 在上述低阶控制器中,有一个前提,就是要知道柔性绳系捕获系统数学模型,包括绳系捕获系统各阶模态参数和干扰频率。为此,一种方法是通过分析和地面试验确定模型参数,但这难免会存在误差,而且干扰模型不可能事先精确确定,因为这种干扰何时出现具有不确定性。另一种方法就是本发明的通过在线辨识确定之。本发明将利用在线辨识与低阶控制相结合,形成自适应低阶控制器,自适应低阶控制器的结构原理图见图1。

[0046] 规划器用来监视系统的输入和输出,给出是否需要辨识和何时进行辨识,以及根据辨识结果是否需要低阶控制器参数修正的决策;一般而言,当系统输出稳定性和性

能得到满足时,系统的稳态输出满足指标要求,此时无需进行在线辨识和修正控制器;而当系统输出严重超差时,就有必要进行在线辨识并进行控制器参数修正。

[0047] 系统辨识是指在输入和输出数据的基础上,从一组给定的模型类中,确定一个与所测系统等价的模型,在线辨识的作用是根据被控对象的输入和输出得出被控参数的数学模型,在本控制器的设计过程中采用辨识器进行在线辨识,不满足控制性能指标的系统参数进行修正。

[0048] 内模控制是一种采用被控对象的内部模型和反馈修正的预测控制,它的主要优点是简单的选择一个稳定的内模控制器就可以保证闭环系统的稳定,同时这种内模控制器具有较好的鲁棒性,故而内模控制器特别适合于本发明中模型未知的情况。

[0049] 但是内模控制器的设计是在不考虑模型失配和扰动的前提下设计的,当模型失配和扰动存在时,闭环系统不一定获得所期望的动态特性和鲁棒性。而解决这一问题的有效方法是:在该控制器加入滤波控制器,用来调节内模控制器的滤波环节。在引入滤波器后,系统可以获得更好的鲁棒性。

[0050] 辨识器根据规划器给出的指令执行在线辨识;低阶控制器是可调控制器,根据规划器和辨识器的结果进行修正。值得注意的是上述自适应低阶控制器并不需要在每一个采样周期进行控制器参数修正,而只是在控制系统不能满足性能指标时才进行参数修正。换言之,参数修正周期加长,相应的在线辨识可以有充分时间。我们称这种自适应控制为快辨识、慢调整自适应控制。

[0051] 为了进一步降阶和增强系统的抗干扰能力,考虑引入时间尺度分离原则与滑膜控制器,构建时间尺度分离的双环控制器原理见图2。

[0052] 双环滑膜控制器的控制原理是:根据被控对象的运动规律,按照时间多重尺度摄动,将状态变量分成快变量和慢变量,系统分解成为快变子系统和慢变子系统。由于建模误差、参数不确定以及干扰等只要影响系统的快变量,所以,控制器设计的目的要在快变量影响其余变量钱使误差收敛到零。鉴于此,本设计方案采用双环滑模变结构对姿态角和姿态角速度进行跟踪控制,分别设计系统鲁棒控制器。外环滑模系统跟踪角速度作为虚拟输入,对期望姿态角进行跟踪控制;内环滑模系统分析考虑不确定参数大扰动对系统控制性能影响。这种控制器的优点是:在较强噪声干扰和大扰动存在的情况下,跟踪误差小,鲁棒性能好。

[0053] 利用时间尺度分离的方法将航天器状态分成对应于姿态角的慢子系统和对应于姿态角速度的快子系统,从而构成内外两个控制回路,外回路跟踪给定的姿态角,内回路跟踪设计的姿态角速度。其本质是对复杂的航天器系统进行降阶,降低控制器设计的复杂度。内外两个控制回路分别利用滑膜控制器增强系统的抗干扰能力。

[0054] 以黑鹰直升机俯仰轴的姿态控制为例对提出的自适应低阶控制器设计方法进行了仿真。此时在模型中 $J=77076\text{Kg}\cdot\text{m}^2$,第一个模态频率 $\sigma=0.11\text{Hz}$ 、模态贡献系数 $K=2.3\times 10^{-7}$,模态形状参数 $\phi_1=3.6\times 10^{-3}$, $\phi_2=4.8\times 10^{-4}$;"拍打"干扰输入为 $d=0.2\sin(0.63t)\text{Nm}$ 。

[0055] 情形1:PD控制,控制参数为: $k_p=693675$; $k_d=346837.5$ 。其仿真结果如图3所示。可以看出,系统稳定后姿态角仍有相同频率的小幅震荡,姿态角误差在 2×10^{-5} 度量级,姿态角速度在 1×10^{-5} 度/秒量级,不能满足黑鹰直升机俯仰轴的姿态控制的设计指标。

[0056] 情形2:自适应内模控制,PD控制参数仍为: $k_p=693675$; $k_d=346837.5$ 。干扰频率通过在线辨识算法得出,然后在30秒处在线修正内模频率。仿真结果如图4所示。在经过开始阶段的震荡后,姿态角和姿态角速度通过自适应低阶控制迅速趋向零值,在实际项目中得到了很好的验证。

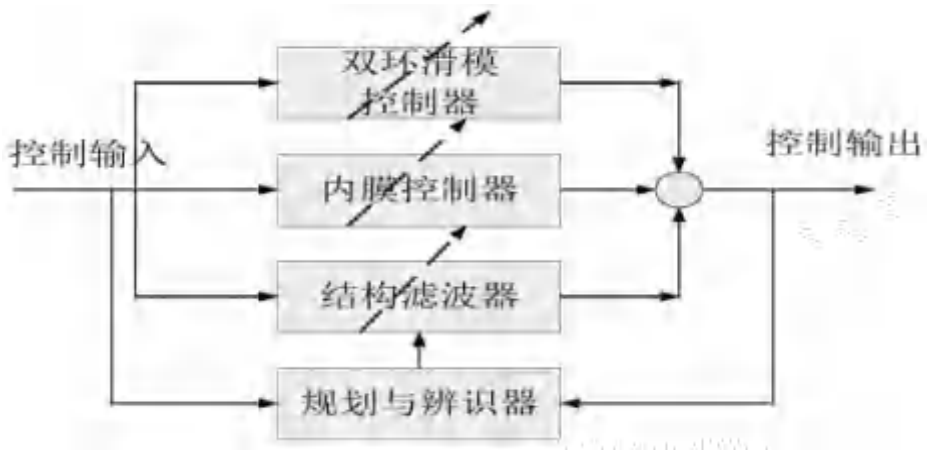


图1

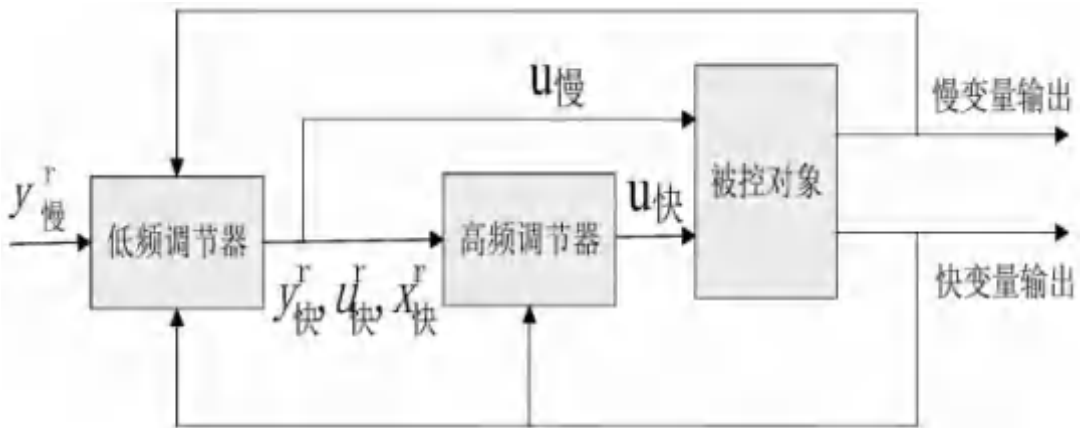


图2

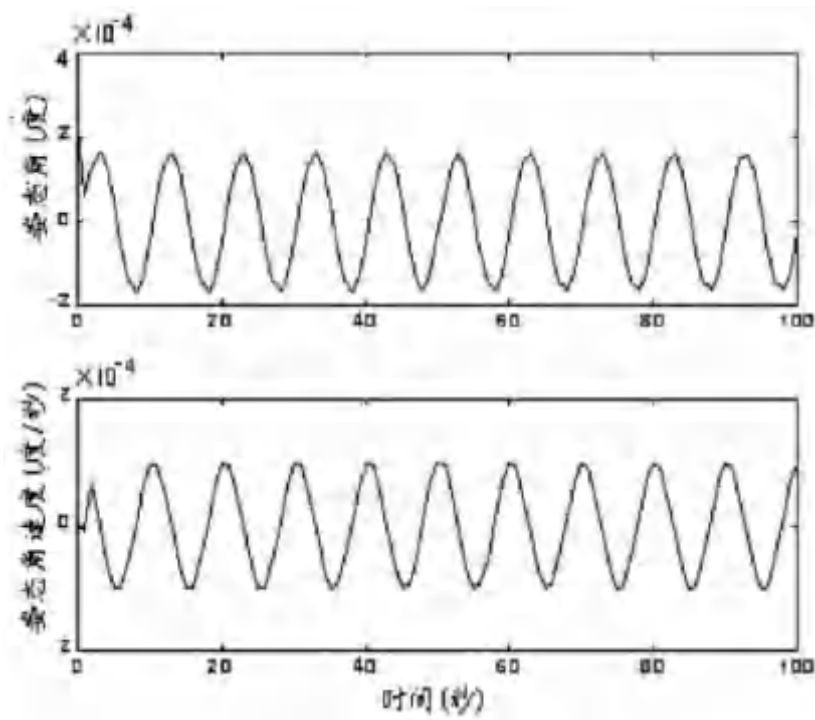


图3

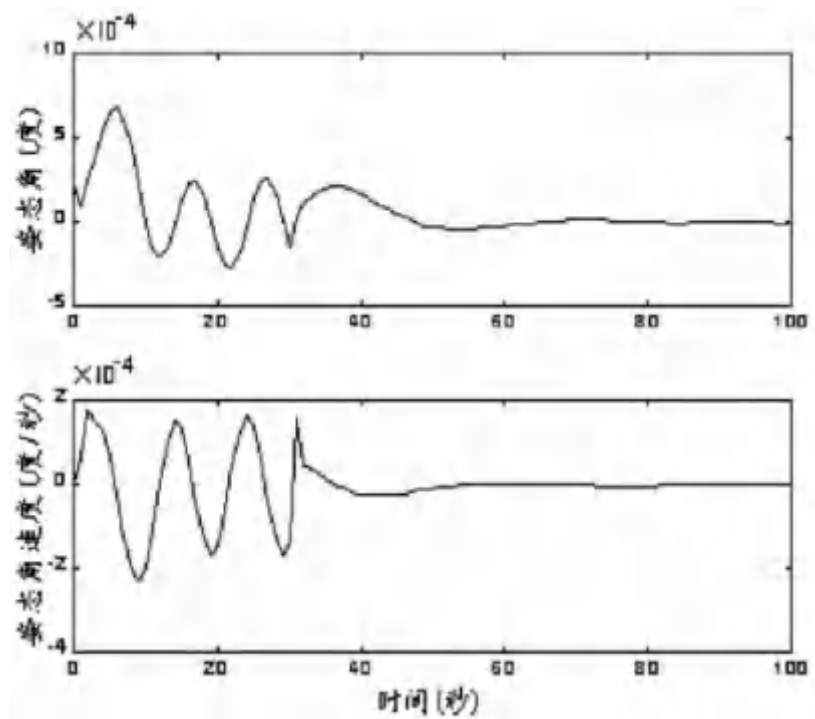


图4