

高超声速飞行器的再入非线性鲁棒控制

张军¹, 张新²

1. 江苏大学电气信息工程学院, 江苏 镇江 212013

E-mail: zhang_jun320@sohu.com

2. 中国石油大庆石化公司, 黑龙江 大庆 163714

E-mail: zhangxin@sohu.com

摘要: 高超声速飞行器X-38在再入过程中存在快时变、强非线性耦合、不确定性、多干扰、高实时性等特性. 本文提出一种鲁棒反馈线性化对再入动力学系统进行非线性解耦, 建立了范数有界的不确定系统. 对解耦后的不确定系统模型采用定常线性反馈控制和多参数非线性微分控制结合的复合控制, 有效处理系统响应的快速性, 抑制响应振荡, 对快速性与稳定性能进行有效折中, 避免了复杂的控制律设计. 最后, 通过仿真验证了所提算法的有效性.

关键词: 高超声速飞行器, 姿态控制, 鲁棒反馈线性化, 非线性微分控制

A Nonlinear Robust Control Method for Reentry Hypersonic Vehicles

Zhang Jun¹, Zhang Xin²

1. School of Electrical and Information Engineering, Jiangsu University, Zhenjiang 212013, China

E-mail: zhang_jun320@sohu.com

2. PetroChina Daqing Petrochemical Company, Daqing 163714, China

E-mail: zhangxin@sohu.com

Abstract: Hypersonic vehicle X-38 in again into existing in the process of time-varying, strong nonlinear coupling fast, uncertainty, many interference, high real time characteristics. This paper presents a robust feedback linearization of uncertain nonlinear decoupling system, establish the norm bounded uncertain system; For decoupling of uncertain system model after the constant linear feedback control and parameters of the nonlinear differential control composite control, effectively deal with the response of the system efficiency, restrain response oscillation, efficiency and stability properties of effective compromise, to avoid the through the complex control law design. Finally, the simulation results prove the effectiveness of the proposed algorithm.

Key Words: Hypersonic vehicles; Attitude control; Robust feedback linearization; Nonlinear differential control

1 引言

滑翔返回的近空间高超声速飞行器的飞行高度和飞行马赫数跨度范围大, 运行环境非常复杂, 飞行过程中飞行器气热特性和气动特性变化剧烈. 动力学模型存在快时变、强非线性耦合、不确定性、多干扰、高实时性等特性. 采用传统PID增益调度控制很难适应大包络、多任务模式飞行运动^[1]. 因此, 非线性控制和鲁棒控制应用到控制器设计中, 使得飞行器具有稳定的飞行特性和强鲁棒性能.

为提高控制系统的鲁棒性, H^∞ 控制、 μ 分析、LPV 控制、Backstepping 等多种方法应用到再入控制中. 文献[2]基于纵向动力学的线性化模型, 采用 H^∞ 控制提高抑制干扰的能力, 从而改善了控制系统的鲁棒

性. 文献[3]基于高超声速飞行器的线性模型, 采用 μ 分析方法设计了高超声速飞行器鲁棒控制系统. 文献[4]采用LPV (线性参数时变) 技术对复杂的非线性再入动力学模糊建模, 给出飞行特征点的选取原则, 使用LMI (线性矩阵不等式) 工具和Lyapunov稳定理论设计LPV 控制器. 上述该方法对再入动力学特性进行了较大的线性简化, 未能从根本上进一步提高系统的控制效果. 文献[5,6] 基于Backstepping方法对系统参数变化引起的不确定性采用模糊自适应系统进行辨识, 保证了闭环系统的全局稳定和抑止不确定参数的扰动; 但Backstepping方法本身易造成“微分爆炸”现象, 出现控制和状态超限情况, 机载计算机难以满足实时性要求. 文献[7]利用时标分离设计动态逆控制律, 这种内外环近似分离使得控制模型精度受到影响. 文献[8]采用反馈线性化动力学解耦, 基于线性预测控制律设计飞控系统, 没有考虑模型的不确定性. 文献[9]

*江苏大学高级专业人才科研启动基金项目 (10JDG074), 江苏高校优势学科建设工程资助项目

首先研究鲁棒反馈线性化对巡航非线性耦合动力学解耦,设计最小最大鲁棒控制方法,但是计算比较复杂.对于工程应用而言,通常选用简单的常系数状态反馈控制律,但是难以实现鲁棒性,快速性和稳态性能有效折中.

针对强耦合、非线性、不确定性的X-38再入动力学模型,提出一种鲁棒反馈线性化对不确定系统进行非线性解耦,建立了范数有界的不确定系统;对解耦后的不确定系统模型采用定常线性反馈控制和多参数非线性微分控制结合的复合控制,有效处理系统响应的快速性和鲁棒性,抑制响应振荡,避免了复杂的控制律设计.通过仿真验证了所提算法的有效性.

2 模型描述

考虑不确定X-38的再入无动力模型为:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{p}_0) + \mathbf{g}(\mathbf{x}, \mathbf{p}_0)\mathbf{u} + \Delta\mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{p}_0) + \Delta\mathbf{g}(\mathbf{x}, \mathbf{p}_0)\mathbf{u} + \mathbf{w} \\ \mathbf{y} = \mathbf{h}(\mathbf{x}) \end{cases} \quad (1)$$

其中, $\mathbf{x} = [p \ q \ r \ \alpha \ \beta \ \sigma]^T$, α, β, σ 分别是飞行器的攻角、侧滑角、倾斜角; p, q, r 分别是飞行器的滚动角速度、俯仰角速度、偏航角速度; \mathbf{p}_0 为名义系统参数, I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} 分别是飞行器的主转动惯量,由于飞行器相对于 $x-z$ 平面对称, $I_{xz} \neq 0$,

$\mathbf{y} = [\alpha \ \beta \ \sigma]^T$, \mathbf{w} 为有界的力矩干扰.这里定义X-38标称模型为:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{p}_0) + \mathbf{g}(\mathbf{x}, \mathbf{p}_0)\mathbf{u} \\ \mathbf{y} = \mathbf{h}(\mathbf{x}) \end{cases} \quad (2)$$

X-38在再入段分为五个阶段,由RCS和舵机联合分配作为不同飞行阶段的控制输入:

$\mathbf{u}_{12} = [M_{XB}, M_{YB}, M_{ZB}]^T$, 是外部推力力矩. $\mathbf{u}_3 = [\delta_e, \delta_a, M_{ZB}]^T$, $\mathbf{u}_5 = [\delta_e, \delta_a, \delta_r]^T$, $\mathbf{u}_4 = [\delta_e, \delta_a]^T$, $\delta_e, \delta_a, \delta_r$ 分别表示左、右升降副翼和方向舵三个舵面的偏转角.

$$\mathbf{f}_{35,4}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} I_1 pq + I_2 qr \\ I_3(r^2 - p^2) + I_4 pr \\ I_5 pq - I_1 qr \\ -p \cos(\alpha) \tan(\beta) + q - r \sin(\alpha) \tan(\beta) \\ p \sin(\alpha) - r \cos(\alpha) \\ -p \cos(\alpha) \cos(\beta) - q \sin(\beta) - r \sin(\alpha) \cos(\beta) + \alpha \sin(\beta) \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{f}_{35,4}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} C_{11}\beta + C_{12}p + C_{13}r + C_{14}pq + C_{15}qr \\ C_{20} + C_{21}\alpha + C_{22}q + C_{23}(r^2 - p^2) + C_{24}pr \\ C_{31}\beta + C_{32}p + C_{33}r + C_{34}pq + C_{35}qr \\ -p \cos(\alpha) \tan(\beta) + q - r \sin(\alpha) \tan(\beta) \\ p \sin(\alpha) - r \cos(\alpha) \\ -p \cos(\alpha) \cos(\beta) - q \sin(\beta) - r \sin(\alpha) \cos(\beta) + \alpha \sin(\beta) \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{g}_{12}(\mathbf{x}, \mathbf{p}_0) = \begin{bmatrix} I_6 & 0 & I_7 \\ 0 & I_8 & 0 \\ I_7 & 0 & I_9 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{g}_{35}(\mathbf{x}, \mathbf{p}_0) = \begin{bmatrix} 0 & C_{16} & C_{17} \\ C_{25} & 0 & 0 \\ 0 & C_{36} & C_{37} \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{g}_4(\mathbf{x}, \mathbf{p}_0) = \begin{bmatrix} 0 & C_{16} \\ C_{25} & 0 \\ 0 & C_{36} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \begin{cases} C_l = C_{l\beta}\beta + C_{lp}p \frac{b}{2V} + C_{lr}r \frac{b}{2V} + C_{l\delta a}\delta a + C_{l\delta r}\delta r \\ C_m = C_{m\alpha}(\alpha - \alpha_l) + C_{mq}q \frac{c}{2V} + C_{m\delta e}(\delta e - \delta e_l) \\ C_n = C_{n\beta}\beta + C_{np}p \frac{b}{2V} + C_{nr}r \frac{b}{2V} + C_{n\delta a}\delta a + C_{n\delta r}\delta r \end{cases}$$

式中的 $C_{l\beta} \dots C_{n\delta r}$ 为舵机气动力矩系数, l, m, n 分别是滚转力矩、偏航力矩和俯仰力矩,具体定义见文献[10],而则是惯量系数和气动力矩系数的组合.从式(1)可以看出,高超声速飞行器姿态动力学模型是时变的非线性系统,并且与轨道参数耦合.系统模型的不确定性主要集中在 $\mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{p}_0)$, $\mathbf{g}(\mathbf{x}, \mathbf{p}_0)$ 的 I_i, C_i 的系数中.

定义输入矩阵不确定参数边界: $|\Delta_{ij}| \leq D_{ij} < 1$,

$\mathbf{I} + \Delta = [L_g L_f^{\rho-1} \mathbf{h}(\mathbf{x})][L_g L_f^{\rho-1} \mathbf{h}(\mathbf{x})]^+$; 这里 $L, +$ 分别表示李导数和伪逆.参数不确定矩阵:

$$|\Delta \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{p}_0)| \leq \mathbf{f}_m.$$

3 鲁棒反馈线性化

由于系统(1)是轨道参数和动力学参数强耦合的非线性系统,直接设计非线性控制律比较复杂,这里鲁棒反馈线性化将其转化为线性系统.反馈线性化定义为:

$$\begin{cases} \mathbf{u} = \boldsymbol{\varphi}(\mathbf{x}) + \mathcal{G}(\mathbf{x})\mathbf{v} \\ \boldsymbol{\varphi}(\mathbf{x}) = -\Lambda^{-1}(\mathbf{x})\mathbf{l}(\mathbf{x}) \\ \mathcal{G}(\mathbf{x}) = \Lambda^{-1}(\mathbf{x}) \end{cases} \quad (3)$$

$$\Lambda(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} L_{g^1} L_{f^1}^{\rho-1} h_1(\mathbf{x}) & \dots & L_{g^m} L_{f^m}^{\rho-1} h_m(\mathbf{x}) \\ \dots & \dots & \dots \\ L_{g^1} L_{f^1}^{\rho-1} h_m(\mathbf{x}) & \dots & L_{g^m} L_{f^m}^{\rho-1} h_m(\mathbf{x}) \end{bmatrix}, \quad \mathbf{l}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} L_{f^1}^{\rho} h_1(\mathbf{x}) \\ \dots \\ L_{f^m}^{\rho} h_m(\mathbf{x}) \end{bmatrix}$$

定义新的变量: $z = \begin{bmatrix} \alpha & \alpha & \beta & \beta & \sigma & \sigma \end{bmatrix}^T$,

$h(x) = \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \sigma \end{bmatrix}$ 对不确定非线性系统的反馈线性化:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= f(x, p) + g(x, p)u + w \\ \hat{x} &= \hat{f}(x, p_0) + \hat{g}(x, p_0)u + \Delta f(x, p_0) + \Delta g(x, p_0)u + w \\ y &= h(x) \\ z_1 &= \frac{dy}{dt} = \frac{\partial h(x)}{\partial x} [\hat{f}(x, p_0) + \hat{g}(x, p_0)u + w] + \frac{\partial h(x)}{\partial x} [\Delta f(x, p_0) + \Delta g(x, p_0)u] \\ &= [L_{\hat{f}} h(x) + L_{\hat{g}} h(x)u + L_w h(x)u] + [L_{\Delta f} h(x) + L_{\Delta g} h(x)u] \end{aligned} \quad (5)$$

由于 $\frac{\partial h(x)}{\partial x} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$, $\Delta f(x, p_0), \Delta g(x, p_0)$

是 $\Delta I, \Delta C_i$, 是组合的多项, 以及 w 以干扰力矩形式作用在姿态动力学方程上, 所以

$L_{\Delta f} h(x) = L_{\Delta g} h(x) = 0, L_w h(x) = 0$. 对于飞行阶段 1, 2, 3, 5 的相对阶 $\rho = 6$; 对于飞行阶段 4 的相对阶 $\rho = 4$ [8], 定义 $h(x) = \begin{bmatrix} \alpha \\ \sigma \end{bmatrix}$. 因此, $L_{\hat{f}} h(x) = 0,$

所以 $z_1 = L_{\hat{f}} h(x) = z_2$

$$\begin{aligned} z_2 &= \frac{L_{\hat{f}} h(x)}{dt} \\ &= \frac{\partial L_{\hat{f}} h(x)}{\partial x} [\hat{f}(x, p_0) + \hat{g}(x, p_0)u + w] + \frac{\partial L_{\hat{f}} h(x)}{\partial x} [\Delta f(x, p_0) + \Delta g(x, p_0)u] \\ &= L_{\hat{f}}^2 h(x) + L_{\Delta f} L_{\hat{f}}^1 h(x) + L_{\hat{g}} L_{\hat{f}}^1 h(x)u + L_{\Delta g} L_{\hat{f}}^1 h(x)u \\ &\quad + L_w L_{\hat{f}}^1 h(x) \end{aligned}$$

$$(I + \Delta) [L_{\hat{g}} L_{\hat{f}}^1 h(x)] = L_{\hat{g}} L_{\hat{f}}^1 h(x)$$

因此转换后的不确定线性系统模型为:

$$\begin{bmatrix} \dot{z}_1 \\ \dot{z}_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z_1 \\ z_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ I \end{bmatrix} v + \begin{bmatrix} 0 \\ \Delta \end{bmatrix} [L_{\hat{g}} L_{\hat{f}}^1 h(x) + \frac{\partial L_{\hat{f}} h(x)}{\partial x} \Delta f + L_w L_{\hat{f}}^1 h(x)] \quad (6)$$

由于: $\Delta \leq D_{ij}, \Delta f \leq f_m, w \leq w_m$ (7)

$$\begin{aligned} [L_{\hat{g}} L_{\hat{f}}^1 h(x)]^T [L_{\hat{g}} L_{\hat{f}}^1 h(x)] &\leq \beta_1^2 z^T z \\ \left[\frac{\partial L_{\hat{f}} h(x)}{\partial x} \right]^T \left[\frac{\partial L_{\hat{f}} h(x)}{\partial x} \right] &\leq \alpha_1^2 z^T(k) z(k) \end{aligned}$$

不确定边界 α_1 是存在的, 需要离线估计的, 反馈线性化后的不确定线性系统等价为下面的不确定形式:

$$\begin{cases} \dot{z}_i = Az_i + B_u v_i + B_p p(t) + L_w L_{\hat{f}}^1 h(x) \\ y = Cz_i(t) \\ q(t) = (\alpha_1 f_m + \beta_1 D_{ij}) z_i(t) \\ p(t) = (\Delta q)(t) \\ \|\Delta(t)\|_2 \leq 1 \end{cases} \quad (8)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, B_u = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix}, z_i = \alpha, \beta, \sigma. \text{ 这是范数有界不}$$

确定系统, 常采用鲁棒控制抑制不确定影响. 文献[9]通过 $T(x) \rightarrow z$ 状态变换的逆运算 T^{-1} 和一阶线性近似估计不确定边界, 计算度相当复杂, 然后采用最小最大LQR来获得鲁棒控制律, 保守性大, 实现困难. 为了便于工程应用, 这里采用简单基于标称模型的常数系数状态反馈控制律和多功能调节非线性微分控制结合, 实现高精度气流系角跟踪.

4 非线性微分鲁棒控制

对于解耦后的不确定双积分环节, 需要满足快速性、稳定性能、鲁棒性能之间的要求. 为解决上述矛盾, 文献 [11] 给出一种非线性积分的控制方法, 但是没有给出稳定性证明; 文献 [12] 给出变结构控制, 容易产生振颤现象. 对于工程设计人员而言, 通常选用简单的常数系数状态反馈控制律. 但是由于其系数是定常的, 这种控制律很难同时满足快速性与稳定性能之间的要求. 因此采用非线性微分设计 [10,12,13], 其设计思想是: 当输出距离期望值较远时, 非线性微分控制作用很小, 状态反馈控制起主导作用, 使输出尽快趋近期望值; 当输出距离期望值较近时, 非线性微分控制起作用使输出减速, 从而起到抑制振荡的作用; 当输出距离期望值很近时, 再次要求非线性微分控制作用减弱(见图2). 对于非线性微分补偿作用, 补偿函数的幅值和补偿时刻的选择都是非常关键, 否则起到相反作用.

$$f(x) = 2 \frac{|x|}{1+x^2}, \quad k_i > 0 (i=1,2,3) \quad (9)$$

为了抑制干扰产生的稳态误差, 引入积分状态, 基于增广的标称模型进行设计: (为了表示方便, 这里变量 z 用 x 表示, $B_u = B$)

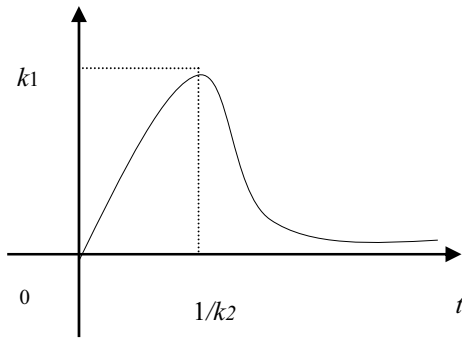


图1 非线性微分控制示意图

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu \\ y = cx \end{cases} \quad (10)$$

$$u_1 = Kx \quad (11)$$

式中 $x = [\alpha, \dot{\alpha}, \ddot{\alpha}]$, $y = \alpha$. 为了增加鲁棒性, 以及快速性和稳定性能的有效折中, 构造下面复合的控制律如下形式:

$$u = Kx + u_{ND} \quad (12)$$

$$u_{ND} = -k_1 X [f(k_2 y_e)]^{k_3} \quad (13)$$

$y_e = y_r - y$, 非线性控制(12)的设计是在基于标称系统的状态反馈控制(11)的基础上, 根据输出来调节控制输入, 避免系统振荡, 达到快速收敛的效果. 文献[12]控制律(5)中的 u_{ND} 的幅值 $k_1 B^T P X$ 与状态变量相关, 兼顾了闭环系统的稳定性, 但是不能跟踪任意设定目标准确跟踪, 控制能力有限. 原因在于, 虽然补偿幅值 $x^T P B$ 是时变的, 但是 u_{ND} 变化过程不是对所有的跟踪任务都具有图1的形貌 (见图6), 即不满足非线性微分补偿的原理, 难以实现非线性微分控制的作用. 因此设计辅助函数的 $k_1 X$ 幅值还应该包括实时跟踪误差信息, 具有图1的补偿效果, 使系统快速性和稳定性得到保证. 因此, 构造如下形式非线性函数:

当 $X = \frac{x^T P B}{|y - y_r|}$, $(A - BK)^T P + P(A - BK) < 0$ 则:

$$\dot{V}(x) = \frac{1}{2} x^T [(A - BK)^T P + P(A - BK)] x - k_1 X^2 [f(k_2 y_e)]^{k_3} \leq 0 \quad (15)$$

具体证明类似文献[12], 这里省略. 此外, 简单调整 k_1 可以使系统有一定的鲁棒性能, 抑制外来干扰和不确定性. 基于标称模型推导的控制律 (12), 调整 k_1 使其满足:

$$\dot{V}(x) = \Delta \cdot L_g L_f^{-1} h(x) + \frac{\partial L_g h(x)}{\partial(x)} \cdot \Delta f + L_w L_f^{-1} h(x) \quad (16)$$

$$\begin{aligned} \dot{V}(x) &= \frac{1}{2} (\dot{x}^T P x + x^T P \dot{x}) = \frac{1}{2} [(Ax - BKx + Bu_{ND} + F)^T P x + \\ &x^T P (Ax - BKx + Bu_{ND} + F)] \\ &= \frac{1}{2} x^T [(A - BK)^T P + P(A - BK)] x + \\ &\frac{1}{2} (bu_{ND})^T P x + \frac{1}{2} x^T P b u_{ND} + \frac{1}{2} F^T P x + \frac{1}{2} x^T P F < 0 \end{aligned} \quad (17)$$

由矩阵不等式得到:

$$\leq \frac{1}{2} x^T [(A - BK)^T P + P(A - BK)] x - k_1 X^2 [f(k_2 y_e)]^{k_3} + F^T P F + x^T P x < 0$$

在线求解使得 k_1 :

$$k_1 X^2 [f(k_2 y_e)]^{k_3} - \lambda_{\max}(P) F^T F - \lambda_{\max}(P) \|x\|^2 \geq 0 \quad (18)$$

由前面不确定性定义知道, $F^T F$ 有界可实时估算. 因此, 通过非线性补偿项的参数调整, 可以对鲁棒性、快速性、稳态性能有效折中. 当 $abs(y - y_r) < \varepsilon$ 很小时, 非线性微分不起作用, 避免 $X = \frac{x^T P B}{|y - y_r|}$ 奇异.

5 仿真研究

飞行器模型和气动参数来自文献[8], 仿真条件初值: $\alpha = 5^\circ, \beta = 3^\circ, \mu = 5^\circ$ 期望值: α 为方波信号, $\beta = 0^\circ, \mu = 0^\circ$. 仿真周期10ms. α, β, μ 三通道姿态运动分别加气动参数和惯量变化10%, 常值力矩干扰为10000N.m. 最终摄动、偏差和干扰按照如下方式加入仿真:

$$z = z_{nom}(1 + E) + \omega$$

z_{nom} 为标称值, E 为偏差, ω 为零均值白噪声. 从图2可出, 基于标称模型的线性反馈攻角跟踪时间过长, 图3-图5仿真结果显示了非线性微分在改善系统动态性能方面的作用. 而攻角, 侧滑角, 倾斜角在不确定性和干扰作用下的跟踪曲线, 满足动态和稳态精度要求. 而采用文献[12]的攻角跟踪曲线见图7, 补偿函数的曲线见图6, 不能实现很好的跟踪. 图8-9分别是两种方法的等效输入 (相同的饱和约束条件), 本文方法的控制输入及时补偿了超调的影响, 加快动态响应.

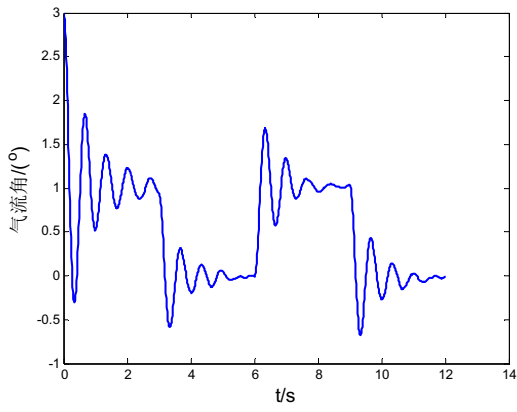


图2 线性反馈的攻角跟踪曲线

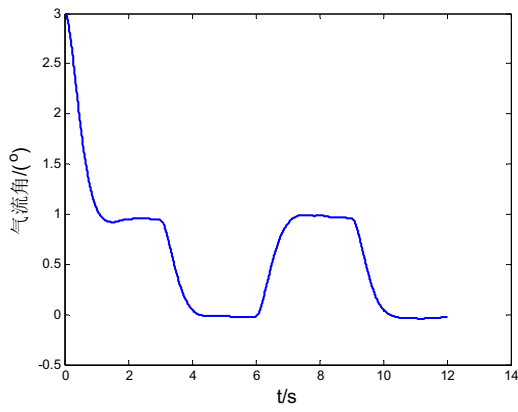


图3 攻角跟踪曲线

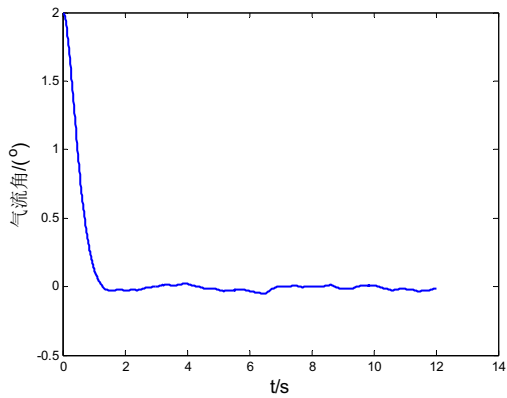


图4 侧滑角跟踪曲线

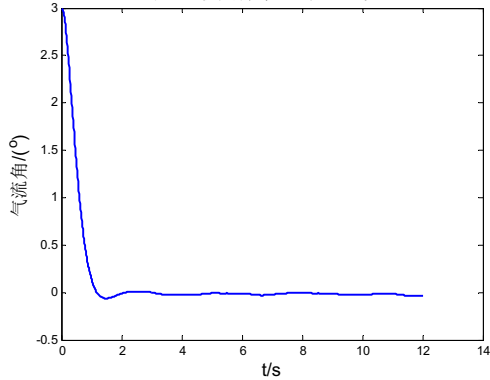


图5 倾斜角跟踪曲线

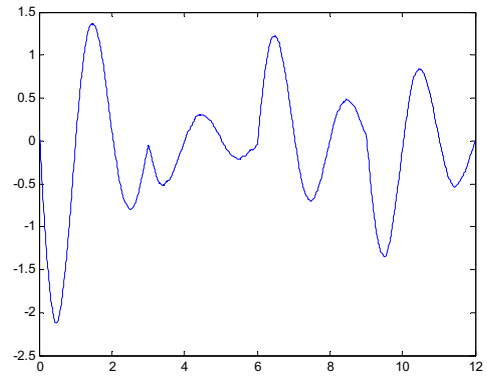


图6 文献[12]中 X的历史曲线

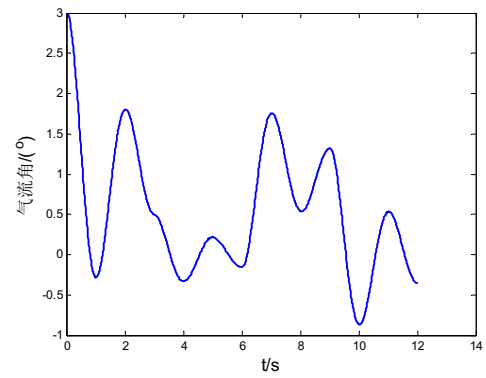


图7 文献[12]中攻角跟踪曲线

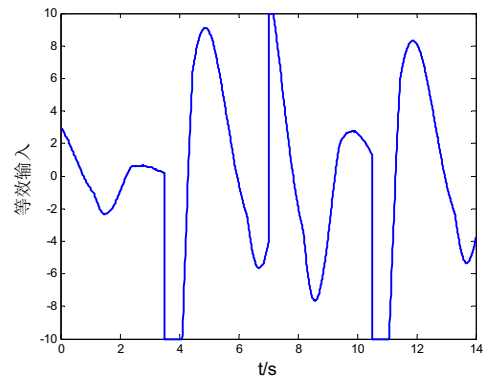


图8 文献[12]中等效输入曲线

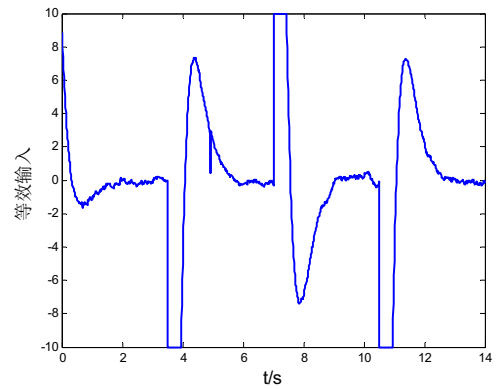


图9 本文的等效输入曲线

6 结论

针对强耦合、非线性、不确定性的X-38再入动力学模型,提出一种鲁棒反馈线性化对不确定系统进行非线性解耦,建立了范数有界的不确定系统;对解耦后的不确定系统模型采用定常线性反馈控制和多参数非线性微分控制的复合控制,有效处理系统响应的快速性和鲁棒性,抑制响应振荡,避免复杂的控制律设计.通过仿真验证了所提算法的有效性.

参考文献

- [1] Harpold J. Shuttle entry guidance. *Journal of the Astronautical Sciences*, 28(3): 239-268,1979.
- [2] Hiret A. Linear-Parameter-Varying/Loop-Shaping H_∞ Synthesis for a Missile Autopilot. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*,24(5):879-886,2001.
- [3] 尉建利,于运峰,闫杰. 高超声速飞行器的鲁棒控制方法研究. *宇航学报*, 29(5):1526-1530,2008.
- [4] Fujimori A, Teryi F. Flight Control Design of Unmanned Space Vehicle Using Gain Scheduling. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*.,28(1):96-105,2005.
- [5] 高道祥,孙增祈.基于Backstepping 的高超飞行器模糊自适应控制. *控制理论与应用*,25(5):805-810,2008.
- [6] Sonneveldt L. Nonlinear Flight Control Design Using Constrained Adaptive Backstepping. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2007, 30(2): 322-336
- [7] Yuri B S ,Charles E H. Reusable Launch Vehicle Control in Multiple-time Scale Sliding Modes. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*,23(6):1013-1020,2000.
- [8] Van.W.R. Combined feedback linearization and constrained model predictive control for entry flight. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* ,29 (2): 427-434,2006.
- [9] Rehman O.U, Fidan B, Petersen I R. Robust minimax optimal control of nonlinear uncertain systems using feedback linearization with application to hypersonic flight vehicles, 2009. *Proceedings of the 48th IEEE Conference on Decision and Control*, 720-726.
- [10] 吴宏鑫.全系数自适应控制理论及其应用[M].北京: 国防工业出版社,1994.
- [11] 周凤岐,王延,周军,郭建国.高超声速飞行器耦合系统变结构控制设计. *宇航学报*,32(1):66-71,2011.
- [12] 关轶峰,李铁寿,郭建新.线性定常系统点位控制时的非线性控制器设计. *空间控制技术与应用*,37(3): 46-48,2011.
- [13] 关轶峰,李铁寿,王典军. 航天器附件大角度快速机动的一种控制方法. *中国空间科学技术*, 24(4):1-5,2004.