

基于 LESO 的高超声速飞行器动态面控制

张科^{1,2}, 杨文骏^{1,2}, 张明环^{1,2}, 王佩^{1,2}

(1.航天飞行动力学技术重点实验室, 陕西 西安 710072; 2.西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072)

摘要:针对含模型不确定性和外部扰动的高超声速飞行器纵向运动模型,提出了一种基于线性扩张状态观测器的动态面控制方法。采用非线性动态逆技术实现了高超声速飞行器高度和速度通道的解耦;结合传统反演设计方法,引入一阶低通滤波器求取虚拟控制量的微分,避免了“微分爆炸”的问题;设计线性扩张状态观测器,实现了对模型不确定性和外部扰动等组成的“总和扰动”的精确估计,显著提高了系统的扰动抑制能力;利用 Lyapunov 理论进行闭环稳定性分析。仿真结果表明,所提出控制器参数配置简单,对参数不确定性和外部扰动等有较强的鲁棒性,具有良好的指令跟踪效果。

关键词:高超声速飞行器;动态面控制;线性扩张状态观测器;扰动抑制;Lyapunov 方法

中图分类号:TJ765.2; V448.2 **文献标志码:**A **文章编号:**1000-2758(2018)01-0013-07

高超声速飞行器(hypersonic flight vehicle, HFV)飞行速度快、高度高,具有高超声速巡航与突防、空天往返等广泛应用前景,成为了许多国家研究发展的重点^[1]。也因其模型具有高非线性、强耦合和参数不确定等特点,对 HFV 的控制系统设计提出了更高的挑战^[2-3]。

增益预置^[4]、滑模控制^[5]和鲁棒控制^[6]等方法,都在 HFV 的控制系统设计中得到了广泛研究及应用。系统的非匹配不确定性和外部扰动是高超声速飞行器飞行过程中的突出问题,反演法^[7-8]是处理非匹配不确定性的一种重要非线性控制方法,而干扰观测器能实现对不确定性及各类扰动的有效估计和补偿^[9-10]。扩张状态观测器是自抗扰控制技术^[11]的核心部分,不依赖精确模型,能实现对系统不确定性、未建模动态和外部扰动等组成的“总和扰动”的有效估计。针对高超声速飞行器非线性和易受扰动影响的问题,文献[12]提出了带有扩张状态观测器的连续滑模控制方法。文献[13]针对飞行器复杂非线性和不确定性等问题,提出了一种含扩张状态观测器的动态面控制方案。Gao^[14]基于自抗扰控制技术,提出了线性扩张状态观测器(linear extended state observer, LESO),用带宽的概念确定其参数,结构设计简便,需调参数少。文献[15]引

入 LESO 实现了对飞行器状态和总干扰的有效估计。注意到,上述部分研究成果存在算法复杂、参数设置繁琐和未考虑滤波误差等问题。

本文基于文献[16],结合传统反演法和动态面控制技术,引入一阶低通滤波器(low-pass filter, LPF)求取虚拟控制量的微分信号;设计了二阶 LESO,实现对系统总和扰动的精确估计补偿;最后通过仿真实例验证了所提出控制方法的有效性。

1 模型及问题描述

1.1 HFV 纵向模型

HFV 纵向模型如下

$$\begin{cases} \dot{V} = \frac{T \cos \alpha - D}{M} - \frac{\mu \sin \gamma}{r^2} \\ \dot{\gamma} = \frac{L + T \sin \alpha}{MV} - \frac{(\mu - V^2 r) \cos \gamma}{V r^2} \\ \dot{H} = V \sin \gamma \\ \alpha = q - \gamma \\ \dot{q} = \frac{M_{yy}}{I_{yy}} \end{cases} \quad (1)$$

式中, V, γ, H, α, q 分别为 HFV 的速度、航迹角、高

度、攻角和俯仰角速率; μ 为地心引力常数; r 是 HFV 到地心的距离且 $r = R_E + H$, R_E 为地球半径; M 和 I_{yy} 分别为 HFV 的质量及其沿 y 轴的转动惯量。 L, D, T 及 M_{yy} 分别为 HFV 的升力、阻力、推力及俯仰力矩, 其具体表达式可参考文献[17]。

简化的发动机模型采用一个二阶系统描述

$$\ddot{\beta} = -2\xi\omega_n\dot{\beta} - \omega_n^2\beta + \omega_n^2\beta_c \quad (2)$$

式中, ξ, ω_n 分别为二阶系统的阻尼比和自然频率, β, β_c 分别表示发动机节流阀的实际开度及其指令值。

取系统状态变量 $\mathbf{x} = [V, \gamma, H, \alpha, q, \beta, \dot{\beta}]^T$, 采用非线性动态逆技术, 对 HFV 的纵向非线性模型进行精确反馈线性化, 分别对速度 V 求导 3 次、高度 H 求导 4 次后, 出现控制量(发动机节流阀开度 β_c 和升降舵偏转 δ_e), 系统的相对阶为 $3 + 4 = 7$ 正好等于系统的阶数, 故不存在零动态。系统可描述为

$$\begin{bmatrix} \ddot{V} \\ \ddot{H}^{(4)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_V \\ F_H \end{bmatrix} + \mathbf{B} \begin{bmatrix} \beta_c \\ \delta_e \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中, F_V, F_H 和 \mathbf{B} 的详细表达式见参考文献[16-17]。

假设 1 矩阵 \mathbf{B} 非奇异。

注 1 考虑到 HFV 在巡航飞行过程中, 航迹角很小, 满足 $\gamma \neq \pm \frac{\pi}{2}$, 所以 HFV 的飞行航迹不是垂直的, 故矩阵 \mathbf{B} 非奇异, 假设 1 成立。

1.2 问题描述

考虑 HFV 的参数不确定性

$$\begin{cases} M = M_0(1 + \Delta M), I_{yy} = I_0(1 + \Delta I) \\ S = S_0(1 + \Delta S), \bar{c} = c_0(1 + \Delta \bar{c}) \\ \rho = \rho_0(1 + \Delta \rho), c_e = 0.0292(1 + \Delta c_e) \end{cases} \quad (4)$$

式中, “ $*$ ” 表示参数标称值; “ $\Delta*$ ” 表示参数偏移量。其参数偏移量如下

$$\begin{cases} |\Delta M| \leq 0.03, |\Delta I| \leq 0.02, \\ |\Delta S| \leq 0.01, |\Delta \bar{c}| \leq 0.01, \\ |\Delta \rho| \leq 0.06, |\Delta c_e| \leq 0.03, |\Delta C_{M\alpha}| \leq 0.1 \end{cases} \quad (5)$$

将系统的未知动态和外部扰动等视为系统的等效综合扰动, 考虑以上情况, 系统动态可描述为

$$\begin{bmatrix} \ddot{V} \\ \ddot{H}^{(4)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_V + \Delta F_V \\ F_H + \Delta F_H \end{bmatrix} + [\mathbf{B}_0 + \Delta \mathbf{B}] \begin{bmatrix} \beta_c + d_1(t) \\ \delta_e + d_2(t) \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中, $\Delta F_V, \Delta F_H$ 和 $\Delta \mathbf{B}$ 为系统不确定项; \mathbf{B}_0 表示标

称控制矩阵; $d_1(t)$ 和 $d_2(t)$ 为速度和高度通道的综合扰动。

系统对 $\Delta \mathbf{B}$ 的敏感程度要远高于 ΔF_V 和 ΔF_H , 故 ΔF_V 和 ΔF_H 可以忽略不计。故(6)式可改为

$$\begin{bmatrix} \ddot{V} \\ \ddot{H}^{(4)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_V \\ F_H \end{bmatrix} + [\mathbf{B}_0 + \Delta \mathbf{B}] \begin{bmatrix} \beta_c + d_1(t) \\ \delta_e + d_2(t) \end{bmatrix} \quad (7)$$

将速度和高度通道中的系统不确定性、等效综合扰动视为“总和扰动”

$$\begin{bmatrix} d_v(t) \\ d_h(t) \end{bmatrix} = \Delta \mathbf{B} \begin{bmatrix} \beta_c \\ \delta_e \end{bmatrix} + \mathbf{B} \begin{bmatrix} d_1(t) \\ d_2(t) \end{bmatrix} \quad (8)$$

当 ΔM 和 ΔI 取最大负值, $\Delta \rho, \Delta S, \Delta c_e$ 和 $\Delta \bar{c}$ 取最大正值时, 参数不确定性对系统的影响最大。

2 基于 LESO 的动态面控制器设计

2.1 动态面控制器设计

将(3)式写成紧凑形式

$$\mathbf{G} = \mathbf{F}_0 + \mathbf{B}\mathbf{u} \quad (9)$$

式中

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} V \\ H^{(4)} \end{bmatrix} \quad \mathbf{F}_0 = \begin{bmatrix} F_V \\ F_H \end{bmatrix} \quad \mathbf{u} = \begin{bmatrix} \beta_c \\ \delta_e \end{bmatrix}$$

可通过结合动态面控制技术的反演法设计得到 \mathbf{G} , 进而得到动态面控制器

$$\mathbf{u}_0 = \mathbf{B}_0^{-1}(\mathbf{G} - \mathbf{F}_0) \quad (10)$$

针对高度子系统, 定义 $e_h = H - H_d, \mathbf{E}_h = [e_h, \dot{e}_h, \ddot{e}_h, \ddot{e}_h, e_h^{(4)}]^T$, 其中 H_d 为高度指令信号, 故

$$\begin{cases} \mathbf{E}_{h1} = e_h \\ \dot{\mathbf{E}}_{h1} = \mathbf{E}_{h2} = \dot{e}_h \\ \dot{\mathbf{E}}_{h2} = \mathbf{E}_{h3} = \ddot{e}_h \\ \dot{\mathbf{E}}_{h3} = \mathbf{E}_{h4} = \ddot{e}_h \\ \dot{\mathbf{E}}_{h4} = H^{(4)} - H_d^{(4)} = e_h^{(4)} \end{cases} \quad (11)$$

定义 4 个误差变量

$$\begin{cases} Z_{h1} = \mathbf{E}_{h1} \\ Z_{h2} = \mathbf{E}_{h2} - \chi_{h1}(\mathbf{E}_{h1}) \\ Z_{h3} = \mathbf{E}_{h3} - \chi_{h2}(\mathbf{E}_{h1}, \mathbf{E}_{h2}) \\ Z_{h4} = \mathbf{E}_{h4} - \chi_{h3}(\mathbf{E}_{h1}, \mathbf{E}_{h2}, \mathbf{E}_{h3}) \end{cases} \quad (12)$$

式中, $\chi_{hi}(i = 1, 2, 3)$ 为需要设计的虚拟反馈控制量。(12)式本质上为(11)式的微分同胚, 因此镇定(11)式, 只需镇定(12)式即可。

第 1 步:

对 Z_{h1} 求导,得

$$\dot{Z}_{h1} = Z_{h2} + \chi_{h1} \quad (13)$$

针对 Z_{h1} 定义 Lyapunov 函数 $L_{h1} = \frac{1}{2}Z_{h1}^2$, 并取虚

拟控制量 $\chi_{h1} = -p_{h1}Z_{h1}$, 选取 $p_{h1} > 0$, 则有

$$\dot{L}_{h1} = -p_{h1}Z_{h1}^2 + Z_{h1}Z_{h2} \quad (14)$$

要使得 E_{h1} 即 Z_{h1} 收敛到零, 需要满足 $\dot{L}_{h1} < 0$, 则 Z_{h2} 也要趋于零。

第 2 步:

对 Z_{h2} 求导, 得

$$\dot{Z}_{h2} = Z_{h3} + \chi_{h2} - \dot{\chi}_{h1} \quad (15)$$

对 Z_{h1}, Z_{h2} 定义 Lyapunov 函数 $L_{h2} = L_{h1} + \frac{1}{2}Z_{h2}^2$,

并取虚拟控制量 $\chi_{h2} = -Z_{h1} - p_{h2}Z_{h2} + \dot{\chi}_{h1}$, 选取 $p_{h2} > 0$, 则有

$$\dot{L}_{h2} = -p_{h1}Z_{h1}^2 - p_{h2}Z_{h2}^2 + Z_{h2}Z_{h3} \quad (16)$$

要使得 Z_{h1} 和 Z_{h2} 收敛到零, 需满足 $\dot{L}_{h2} < 0$, 则 Z_{h3} 也需收敛到零。

第 3 步:

对 Z_{h3} 求导, 得

$$\dot{Z}_{h3} = Z_{h4} + \chi_{h3} - \dot{\chi}_{h2} \quad (17)$$

对 Z_{h1}, Z_{h2}, Z_{h3} 定义 Lyapunov 函数 $L_{h3} = L_{h2} +$

$\frac{1}{2}Z_{h3}^2$, 取虚拟控制量 $\chi_{h3} = -Z_{h2} - p_{h3}Z_{h3} + \dot{\chi}_{h2}$, 选取 $p_{h3} > 0$, 则有

$$\dot{L}_{h3} = -p_{h1}Z_{h1}^2 - p_{h2}Z_{h2}^2 - p_{h3}Z_{h3}^2 + Z_{h3}Z_{h4} \quad (18)$$

Z_{h1}, Z_{h2} 和 Z_{h3} 收敛到零, 需满足 $\dot{L}_{h3} < 0$, 即 Z_{h4} 需收敛到零。

第 4 步:

对 Z_{h4} 求导, 得

$$\dot{Z}_{h4} = H^{(4)} - H_d^{(4)} - \dot{\chi}_{h3} \quad (19)$$

对 $Z_{h1}, Z_{h2}, Z_{h3}, Z_{h4}$ 定义 Lyapunov 函数 $L_{h4} = L_{h3}$

$+ \frac{1}{2}Z_{h4}^2$, 取 $\dot{Z}_{h4} = -p_{h4}Z_{h4} - Z_{h3}$, 其中 $p_{h4} > 0$, 则有

$$\dot{L}_{h4} = -p_{h1}Z_{h1}^2 - p_{h2}Z_{h2}^2 - p_{h3}Z_{h3}^2 - p_{h4}Z_{h4}^2 < 0 \quad (20)$$

故 Z_{h1}, Z_{h2}, Z_{h3} 和 Z_{h4} 都能收敛到零, 这也保证了 HFV 的高度跟踪误差能稳定收敛到零。得到所需的 $H^{(4)}$ 如下

$$H^{(4)} = H_d^{(4)} + \dot{\chi}_{h3} - p_{h4}Z_{h4} - Z_{h3} \quad (21)$$

设计如下一阶低通滤波器求取虚拟控制量的微分信号, 以避免“微分爆炸”的问题。

$$\hat{\chi}_{hi} = \frac{\hat{\chi}_{hi} - \chi_{hi}}{\tau}, \hat{\chi}_{hi}(0) = \chi_{hi}(0) \quad (22)$$

式中, τ 为低通滤波器的时间常数; $\hat{\chi}_{hi}$ 为虚拟控制量 χ_{hi} 的估计值。

同理, 针对速度子系统, 采用相同的方法经 3 步设计得到 \ddot{V} , 最终可得动态面控制器如 (10) 式所示。

2.2 LESO 设计

结合模型精确反馈线性化的部分信息, 针对 HFV 的速度和高度子系统, 分别设计简单的二阶 LESO 对系统的总和扰动进行估计补偿。

以速度子系统为例, 令 $x_1 = \dot{V}, x_2 = d_v(t)$ 为扩张的状态 (即总和扰动), 并记 $\dot{x}_2 = \omega(t)$, 则将系统 (7) 的速度子系统扩张成新的系统

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 + F_V + b_{0,11}\beta_c + b_{0,12}\delta_e \\ \dot{x}_2 = \omega(t) \\ y = x_1 \end{cases} \quad (23)$$

针对系统 (23) 设计二阶 LESO 如下

$$\begin{cases} e_1 = z_{v1} - x_1 \\ \dot{z}_{v1} = z_{v2} - l_1 e_1 + F_V + b_{0,11}\beta_c + b_{0,12}\delta_e \\ \dot{z}_{v2} = -l_2 e_1 \end{cases} \quad (24)$$

式中, $l_i (i=1, 2)$ 为 LESO 的可调参数; z_{v1} 和 z_{v2} 分别是 x_1 和 x_2 的估计值。

取 $e_i = z_{vi} - x_i, i=1, 2$, 则 LESO 相应的观测误差动态为

$$\dot{e} = A e + E \dot{d}_v \quad (25)$$

$$\text{式中, } e = \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \end{bmatrix}, A = \begin{bmatrix} -l_1 & 1 \\ -l_2 & 0 \end{bmatrix}, E = \begin{bmatrix} 0 \\ -1 \end{bmatrix}.$$

可调参数 l_1, l_2 采用基于带宽的配置方法, 则误差动态的特征多项式可表示为

$$\lambda(s) = s^2 + l_1 s + l_2 = (s + \omega_o)^2 \quad (26)$$

只要满足 $\omega_o > 0$, 则式 (26) 具有负实部根, 保证了系数矩阵 A 是 Hurwitz 稳定的, 其中 $l_1 = 2\omega_o, l_2 = \omega_o^2$ 。

假设 2 HFV 速度和高度通道的总和扰动 $d_v(t)$ 和 $d_h(t)$ 连续可微且一阶导数有界。

注 2 高超声速飞行器巡航飞行过程中, 其参数不确定性和外部扰动均在一定范围内, 故假设 2 成立。

定理 1^[18-19] 针对误差系统 (25), 若系数矩阵 A 是 Hurwitz 稳定的, 且假设 2 成立时, 则误差 e_1, e_2 是有界稳定的; 选择合适的参数 ω_o , 可使得 e_1 和 e_2 将在有限时间内收敛到包含原点、半径足够小的闭

球内。

同理,将该 LESO 应用于高度子系统,参数设置不变,可实现对总和扰动的有效估计。结合(10)式,最终得到基于 LESO 的 HFV 动态面控制器

$$\mathbf{u} = \mathbf{B}_0^{-1}(\mathbf{G} - \mathbf{F}_0 - \begin{bmatrix} \hat{d}_v \\ \hat{d}_h \end{bmatrix}) \quad (27)$$

式中, \hat{d}_v 和 \hat{d}_h 分别是 LESO 对总和扰动 $d_v(t)$ 和 $d_h(t)$ 的估计值。

2.3 稳定性分析

定义一阶低通滤波器估计误差

$$\begin{cases} \Delta_{vj} = \hat{\chi}_{vj} - \chi_{vj}, j = 1, 2 \\ \Delta_{hi} = \hat{\chi}_{hi} - \chi_{hi}, i = 1, 2, 3 \end{cases} \quad (28)$$

对其求导可得

$$\begin{cases} \dot{\Delta}_{vj} = -\frac{\Delta_{vj}}{\tau} - \dot{\chi}_{vj}, j = 1, 2 \\ \dot{\Delta}_{hi} = -\frac{\Delta_{hi}}{\tau} - \dot{\chi}_{hi}, i = 1, 2, 3 \end{cases} \quad (29)$$

易知虚拟控制量的一阶导数有界,且满足 $|\dot{\chi}_{hi}| \leq D_{hi}$, $|\dot{\chi}_{vj}| \leq D_{vj}$, 其中 D_{hi} 和 D_{vj} 为正常数。

定义总和扰动的估计误差 $\tilde{d}_i = \hat{d}_i - d_i$, $i = v, h$ 。

选取 Lyapunov 函数

$$L = L_v + L_h \quad (30)$$

式中

$$\begin{cases} L_v = \sum_{j=1}^3 \frac{1}{2} Z_{vj}^2 + \sum_{j=1}^2 \frac{1}{2} \Delta_{vj}^2 + \frac{1}{2} \tilde{d}_v^2 \\ L_h = \sum_{i=1}^4 \frac{1}{2} Z_{hi}^2 + \sum_{i=1}^3 \frac{1}{2} \Delta_{hi}^2 + \frac{1}{2} \tilde{d}_h^2 \end{cases} \quad (31)$$

根据 Young 不等式,考虑(29)式,有

$$\begin{cases} \Delta_{vj} \dot{\Delta}_{vj} = -\frac{\Delta_{vj}^2}{\tau} - \Delta_{vj} \dot{\chi}_{vj} \leq -\frac{\Delta_{vj}^2}{\tau} + D_{vj} \Delta_{vj} \\ \leq -\frac{\Delta_{vj}^2}{\tau} + \frac{D_{vj}^2 \Delta_{vj}^2 + 1}{2} = \left(-\frac{1}{\tau} + \frac{D_{vj}^2}{2}\right) \Delta_{vj}^2 + \frac{1}{2} \\ \Delta_{hi} \dot{\Delta}_{hi} = -\frac{\Delta_{hi}^2}{\tau} - \Delta_{hi} \dot{\chi}_{hi} \leq -\frac{\Delta_{hi}^2}{\tau} + D_{hi} \Delta_{hi} \\ \leq -\frac{\Delta_{hi}^2}{\tau} + \frac{D_{hi}^2 \Delta_{hi}^2 + 1}{2} = \left(-\frac{1}{\tau} + \frac{D_{hi}^2}{2}\right) \Delta_{hi}^2 + \frac{1}{2} \end{cases} \quad (32)$$

根据定理 1,可知 $\tilde{d}_v \dot{\tilde{d}}_v$ 和 $\tilde{d}_h \dot{\tilde{d}}_h$ 是有界且收敛的,

分别取 $|\tilde{d}_v \dot{\tilde{d}}_v|$ 和 $|\tilde{d}_h \dot{\tilde{d}}_h|$ 的上界为 M_v 和 M_h , M_v 和 M_h 均为正常数,则对 L 求导可得

$$\dot{L} \leq -\sum_{j=1}^3 p_{vj} Z_{vj}^2 + \sum_{j=1}^2 \left(-\frac{1}{\tau} + \frac{D_{vj}^2}{2}\right) \Delta_{vj}^2 - \sum_{i=1}^4 p_{hi} Z_{hi}^2 +$$

$$\sum_{i=1}^3 \left(-\frac{1}{\tau} + \frac{D_{hi}^2}{2}\right) \Delta_{hi}^2 + 2.5 + M_v + M_h \quad (33)$$

选取参数

$$p_{vj} \geq \varepsilon, p_{hi} \geq \varepsilon, \frac{1}{\tau} > \max\left\{\frac{D_{hi}^2}{2} + \varepsilon, \frac{D_{vj}^2}{2} + \varepsilon\right\}$$

式中, ε 为待设计正数。则(33)式可转化为

$$\dot{L} \leq -2\varepsilon W + 2.5 + M_v + M_h \quad (34)$$

$$\text{式中, } W = \sum_{j=1}^3 \frac{1}{2} Z_{vj}^2 + \sum_{j=1}^2 \frac{1}{2} \Delta_{vj}^2 + \sum_{i=1}^4 \frac{1}{2} Z_{hi}^2 + \sum_{i=1}^3 \frac{1}{2} \Delta_{hi}^2。$$

$$\text{选取 } \varepsilon \geq \frac{(2.5 + M_v + M_h)}{2W}, \text{ 可使得 } \dot{L} \leq 0, \text{ 从而}$$

保证了系统的半全局一致有界稳定性。

3 仿真实验验证及分析

以 HFV 在 33 km 高空以 15 马赫巡航飞行为例,其主要初始参数为:高度 H 为 33 000 m;速度 V 为 4 565.309 m/s;航迹角 γ 为 0° ;攻角 α 为 1.955° ;俯仰角速率为 $0^\circ/\text{s}$;控制输入发动机节流阀开度 β_e 为 0.181;升降舵偏角 δ_e 为 -0.427° 。考虑现实中执行机构的限制, $\beta_e \in [0, 1]$, $\delta_e \in [-20^\circ, 20^\circ]$ 。

动态面控制器参数设置为 $p_{vj} = 1$, $p_{hi} = 1$;一阶低通滤波器参数设置为 $\tau = 0.05$;LESO 参数设置为 $\omega_o = 30$,其状态变量的初始状态设为 0。

仿真过程中,给予速度通道 60 m/s 的阶跃信号,同时在高度通道中每隔 100 s 给予幅值为 100 m 的阶跃信号,参考指令都通过一个二阶滤波器

$$H(s) = \frac{\omega_{nf}^2}{s^2 + 2\xi_f \omega_{nf} s + \omega_{nf}^2} \quad (35)$$

式中,阻尼比 $\xi_f = 0.9$,自然频率 $\omega_{nf} = 0.15 \text{ rad/s}$ 。

从仿真的第 170 s 开始引入等效综合扰动 $d_1(t) = 0.05 \cos(0.02\pi t)$, $d_2(t) = 0.05 \sin(0.02\pi t)$ 。

为验证所提出方法的有效性,在仿真的 170 s 处引入等效综合扰动 $d_1(t) = 0.05 \cos(0.02\pi t)$, $d_2(t) = 0.05 \sin(0.02\pi t)$ 。将本文所设计方法和滑模控制方法进行对比,下标“ref”表示参考指令,下标“1”表示滑模控制器+本文 LESO,下标“2”表示本文方法。仿真结果如图 1 ~ 图 5 所示。

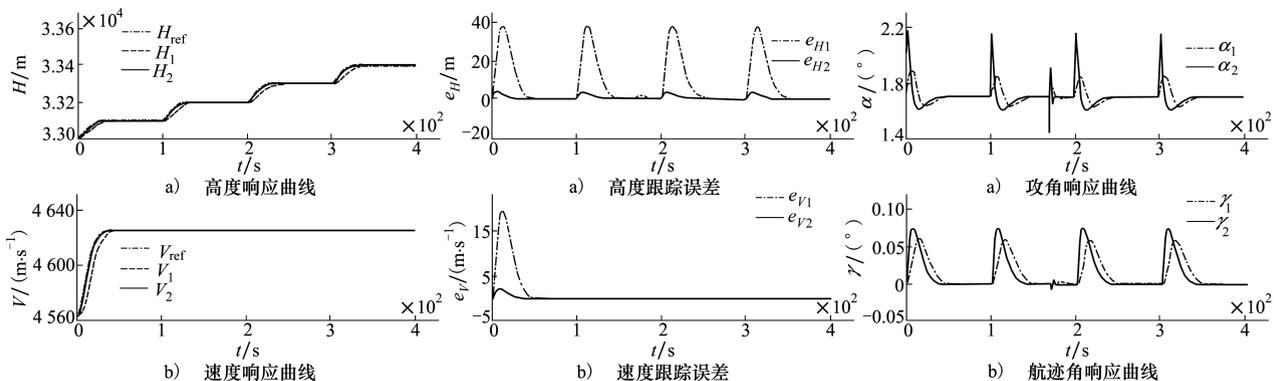


图 1 高度、速度响应曲线

图 2 高度、速度跟踪误差

图 3 攻角、航迹角响应曲线

图 1 和图 2 分别为 HFV 的高度和速度指令跟踪曲线和跟踪误差曲线。可以看出,采用本文提出的控制方案,响应速度更快且跟踪误差小、收敛快,不到 20 s 就能稳定跟踪上指令信号;而滑模控制器则需要 50 s 左右才能稳定跟踪上指令信号。在 LESO 的估计补偿作用下,2 种方案均对模型不确定项、外部扰动等具有较强的鲁棒性。图 3 为攻角和航迹角的响应曲线,可以看出,在 170 s 处引入等效扰动时,攻角和航迹角受到影响而偏离平衡状态,但在控制器和 LESO 对扰动有效估计的作用下均能快速收敛到平衡状态。

图 4 为控制量曲线,可以看出滑模控制器的控制量全程伴随着高频抖振,这在工程实际中会造成极大影响,而本文控制器则不存在这个问题。引入等效综合扰动后,控制量也随之波动,这样的振荡是为了使 HFV 能够抑制扰动作用的影响,保持稳定的飞行状态。

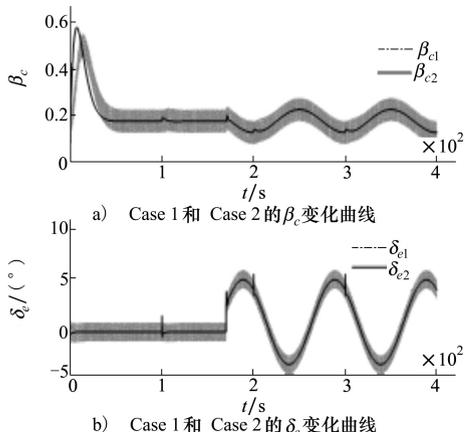


图 4 控制量

图 5 中给出的是本文所设计控制器作用下的 LESO 对总和扰动的估计曲线,可以看出在未引入等效综合扰动前,LESO 能够对模型不确定项进行有效估计,引入等效综合扰动后,LESO 能够实现对模型不确定项和综合扰动组成的"总和扰动"的有效估计。

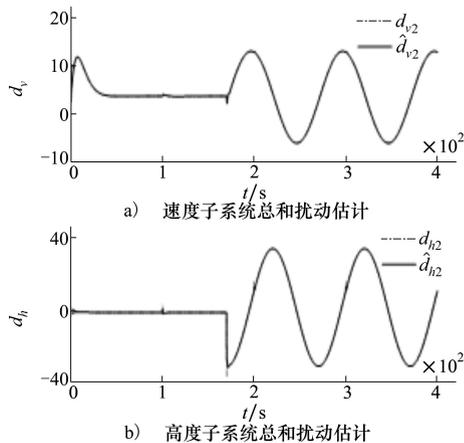


图 5 总和扰动估计

4 结 论

针对 HFV 巡航飞行时存在模型不确定性和外部扰动等问题,设计了一种基于线性扩张状态观测器的动态面控制器。基于传统反演设计方法,引入一阶低通滤波器来求取虚拟控制量的微分,避免了传统反演法中“微分爆炸”问题,简化了设计步骤;设计了二阶 LESO,实现了对总和扰动的有效估计及补偿。仿真结果表明,所设计 LESO 能够实现对“总和扰动”的有效估计,大幅提升了控制器的扰动抑制能力和系统的鲁棒性;和滑模控制相比,本文提出的动态面控制方案具有更好的高度和速度指令跟踪

性能,且该方法设计结构简单,参数设置简便,易于实现,在工程应用上具有一定参考价值。

参考文献:

- [1] 方洋旺,柴栋,毛东辉,等. 吸气式高超声速飞行器制导与控制研究现状及发展趋势[J]. 航空学报, 2014, 35(7): 1776-1786
Fang Wangyang, Chai Dong, Mao Donghui, et al. Status and Development Trend of the Guidance and Control for Air-Breathing Hypersonic Vehicle[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(7): 1776-1786 (in Chinese)
- [2] Xu B, Shi Z K. An Overview on Flight Dynamics and Control Approaches for Hypersonic Vehicles[J]. Science China Information Sciences, 2015, 58(7): 1-19
- [3] 孙长银,穆朝絮,余瑶. 近空间高超声速飞行器控制的几个科学问题研究[J]. 自动化学报, 2013, 39(11): 1901-1913
Sun Changyin, Mu Chaoxu, Yu Yao. Some Control Problems for Near Space Hypersonic Vehicles[J]. Acta Automation Sinica, 2013, 39(11): 1901-1913 (in Chinese)
- [4] Hou Y Z, Wang Q, Dong C Y. Gain Scheduled Control: Switched Polytopic System Approach[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2011, 34(2): 623-629
- [5] Zhang Y Y, Li R F, Xue T, et al. An Analysis of the Stability and Chattering Reduction of High-Order Sliding Mode Tracking Control for a Hypersonic Vehicle[J]. Information Sciences, 2016, 348: 25-48
- [6] 米鹏,罗建军,苏二龙. 滑翔式高超声速飞行器 H_∞ 回路成形控制[J]. 西北工业大学学报, 2013, 31(4): 565-570
Mi Peng, Luo Jianjun, Su Erlong. A Novel Gliding and Effective Hypersonic Vehicle Control Method Based on H_∞ Loop Shaping [J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2013, 31(4): 565-570 (in Chinese)
- [7] Wang Q, Hou D L, Dong C Y, et al. Reduced-Order Observer-Based Backstepping Tracking Control for a Class of Stochastic Nonlinear Systems[J]. Nonlinear Dynamics, 2014, 78(2): 939-956
- [8] Bu X W, Wu X Y, Zhang R, et al. Tracking Differentiator Design for the Robust Backstepping Control of a Flexible Air-Breathing Hypersonic Vehicle[J]. Journal of the Franklin Institute, 2015, 352(4): 1739-1765
- [9] Wu H N, Feng S, Liu Z Y, et al. Disturbance Observer Based Robust Mixed H_2/H_∞ Fuzzy Tracking Control for Hypersonic Vehicles[J]. Fuzzy Sets and Systems, 2017, 306: 118-136
- [10] Wang F, Zou Q, Hua C C, et al. Disturbance Observer-Based Dynamic Surface Control Design for a Hypersonic Vehicle with Input Constraints and Uncertainty[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part I: Journal of Systems and Control Engineering, 2016, 230(6): 522-536
- [11] 韩京清. 自抗扰控制技术——估计补偿不确定因素的控制技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2008
Han Jingqing. Active Disturbance Rejection Control Technique--the Technique for Estimating and Compensating the Uncertainties [M]. Beijing, National Defense Industry Press, 2008 (in Chinese)
- [12] 吴云洁,王建敏,刘晓东,等. 带有干扰观测器的高超声速飞行器滑模控制[J]. 控制理论与应用, 2015, 32(6): 717-724
Wu Yunjie, Wang Jianmin, Liu Xiaodong, et al. Disturbance-Observer-based Sliding Mode Control for Hypersonic Flight Vehicle [J]. Control Theory & Applications, 2015, 32(6): 717-724 (in Chinese)
- [13] 刘晓东,黄万伟,禹春梅. 含扩张状态观测器的高超声速飞行器动态面姿态控制[J]. 宇航学报, 2015, 36(8): 916-922
Liu Xiaodong, Huang Wanwei, Yu Chunmei. Dynamic Surface Attitude Control for Hypersonic Vehicle Containing Extended State Observer[J]. Journal of Astronautics, 2015, 36(8): 916-922 (in Chinese)
- [14] Gao Z Q. Active Disturbance Rejection Control: A Paradigm Shift in Feedback Control System Design[C]//Proceedings of the 2006 American Control Conference, Minneapolis, Minnesota, 2006: 2399-2405
- [15] 张银辉,杨华波,江振宇,等. 基于干扰估计的高超声速飞行器鲁棒控制方法[J]. 系统工程与电子技术, 2016, 38(04): 875-881
Zhang Yinhui, Yang Huabo, Jiang Zhenyu, et al. Roust Control of Hypersonic Flight Vehicle Based on Disturbance Estimation [J]. System Engineering and Electronics, 2016, 38(4): 875-881 (in Chinese)
- [16] 杨文骏,张科,张明环,等. 基于 ESO 的高超声速飞行器非线性动态逆控制[J]. 西北工业大学学报, 2016, 34(5): 805-811
Yang Wenjun, Zhang Ke, Zhang Minghuan, et al. ESO Based Nonlinear Dynamic Inversion Control for Hypersonic Flight Vehi-

- cle[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2016, 34(5): 805-811 (in Chinese)
- [17] Xu H J, Mirmirani M D, Ioannou P A. Adaptive Sliding Mode Control Design for a Hypersonic Flight Vehicle[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2004, 27(5): 829-838
- [18] Guo B Z, Zhao Z L. On the Convergence of an Extended State Observer for Nonlinear Systems with Uncertainty[J]. Systems & Control Letters, 2011, 60(6): 420-430
- [19] 邵星灵,王宏伦. 线性扩张状态观测器及其高阶形式的性能分析[J]. 控制与决策, 2015, 30(5): 815-822
Shao Xingling, Wang Honglun. Performance Analysis on Linear Extended State Observer and its Extension Case with Higher Extended Order[J]. Control and Decision, 2015, 30(5): 815-822 (in Chinese)

LESO Based Dynamic Surface Control for Hypersonic Flight Vehicle

Zhang Ke^{1,2}, Yang Wenjun^{1,2}, Zhang Minghuan^{1,2}, Wang Pei^{1,2}

(1.National Key Laboratory of Aerospace Flight Dynamics, Xi'an 710072, China;
2.School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In the presence of model parametric uncertainties and external disturbances, a LESO-based dynamic surface control approach is designed for the longitudinal model of Hypersonic Flight Vehicle (HFV). Via Nonlinear Dynamic Inversion (NDI) technique, the decoupling of altitude and velocity is realized. Combining with conventional back-stepping technique, a low pass filter (LPF) is introduced to attain the derivation of virtual control laws, which avoids the problem of "differentiation explosion". A linear extended state observer (LESO) is designed for the precise estimation and compensation of "lumped disturbance" containing parametric uncertainties and external disturbances, which tremendously improves the ability of disturbance rejection of the system. The stability of the proposed approach is analyzed by means of Lyapunov theory. The simulation results demonstrate that the proposed methodology has good command tracking performance, and the approach is robust in the presence of lumped disturbances.

Keywords: hypersonic vehicles; dynamic surface control; linear extended state observer; disturbance rejection; Lyapunov methods