

一种带有观测器的高速飞行器预测滑模控制方法*

田 灿^{1,2} 张 远^{1,2} 倪少波²

1. 宇航智能控制技术国家级重点实验室,北京 100854

2. 北京航天自动控制研究所,北京 100854



摘 要 针对高速飞行器巡航段的速度和高度指令跟踪控制问题,提出了一种基于线性扩张状态观测器的预测滑模控制方法。首先,对飞行器模型进行反馈线性化,在此基础上设计了速度通道和高度通道的跟踪滑模面,利用 Taylor 展开对跟踪滑模面进行预测;其次,利用优化性能指标推导出预测滑模控制律,使用 Lyapunov 稳定性理论证明其稳定性,所设计控制律可避免使用不连续切换函数,有效抑制抖振;然后,利用飞行器速度、高度和俯仰角的测量值,设计基于反正切跟踪微分器在线估计飞行器的航迹倾角和攻角;最后,针对带有飞行器状态估计误差以及飞行器参数偏差的动力学系统,将这些内外干扰视为系统“总扰动”,通过线性扩张状态观测器对其进行观测并加以补偿,通过对比仿真验证了所提方法的有效性。

关键词 高速飞行器;反馈线性化;预测滑模控制;线性扩张状态观测器;状态估计

中图分类号:V448.2 文献标识码:A

文章编号:1006-3242(2022)02-0015-07

A Predictive Sliding Mode Control Method for Hypersonic Vehicle with Observer

Tian Can^{1,2}, Zhang Yuan^{1,2}, Ni Shaobo²

1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aerospace Intelligence Control, Beijing 100854, China

2. Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China

Abstract The predictive sliding mode control (PSMC) method based on linear extended state observer (LESO) is proposed to solve the speed and altitude command tracking problem of hypersonic vehicle in the cruise phase. Firstly, the vehicle model is linearized by feedback, and then the tracking sliding mode surfaces of velocity channel and altitude channel are designed and Taylor expansion is used to predict the tracking sliding mode surfaces. Secondly, the predictive sliding mode control law is derived from the optimized performance index, and its stability is proved by Lyapunov stability theory. The designed control law can avoid using discontinuous switching functions and effectively suppress chattering. Then, based on the meas-

* 国家自然科学基金(61803357)

收稿日期:2021-09-14

作者简介:田 灿(1996-),男,硕士研究生,主要研究方向为飞行器制导、控制与仿真技术;张 远(1990-),男,博士研究生,主要研究方向为飞行器制导、控制与仿真技术;倪少波(1973-),男,研究员,主要研究方向为飞行器制导、控制与仿真技术。

ured values of aircraft speed, altitude and pitch angle, an arctangent tracking differentiator is designed to estimate the aircraft's track inclination and angle of attack online. Finally, Regarding dynamic systems with vehicle state estimation errors and vehicle parameter deviations, these internal and external disturbances are regarded as "total disturbances" of the system, which are observed and compensated by using a linear extended state observer. The effectiveness of the proposed method is verified by comparative simulation.

Key words Hypersonic vehicle; Feedback linearization; Predictive sliding mode control (PSMC); Linear extended state observer (LESO); State estimation

0 引言

高速飞行器具有飞行速度快、航程大、响应迅速等优点,是当前各国的重点科技发展方向。高速飞行器具有强非线性、快时变性和强耦合的动力学特性,同时对于大气参数以及自身气动参数的偏差较为敏感^[1],因此对于姿态控制提出了较高要求。

近年来智能控制、滑模控制、预测控制以及多类控制方法的组合广泛应用于高速飞行器姿态控制领域^[1-4]。由于动态逆强依赖于模型的精度,因而常与其他方法相结合。滑模控制是一种非连续的控制方法,不需要被控对象模型精确已知,对外界不确定性干扰及参数摄动具有较强的鲁棒性能^[5-7]。但抖振问题是滑模控制的固有缺陷,阻碍了滑模控制在实际工程中的应用与发展,文献[8]将滑模控制应用于高速飞行器,并改进了滑模的切换函数,有效抑制了滑模的抖振,使其能够很快地收敛于指定值,但控制量输出不够平滑,特别是加入参数摄动后存在明显的抖振现象。文献[9]利用自适应控制得到稳定的闭环模型,使得滑模面偏离有限,基于此设计了 Winged-Cone 模型的自适应滑模控制器,有效抑制了抖振,但该方法依赖于飞行器状态量可以精确获得,没有考虑到飞行器攻角存在不可避免的测量误差。近年来,预测控制对带约束、非线性、不确定性的控制问题所具有的优良性能引起了学者们的研究兴趣,并尝试将其应用于飞行器控制领域,文献[10]利用泰勒展开推导了具有解析形式的预测控制律,将分层预测控制方法用于高速飞行器,取得了预期的控制效果,但是该方法对控制器参数较为敏感,需要精细化整定控制器参数,且控制效果易受参数摄动的影响。同时传统的预测控制计算量大,多适用于慢动态过程和具有高性能计算机的环境。因此,研究一种适用于高动态特点的高速飞行器系统且弱依赖于计算性能、同时

具有强抗扰能力的预测控制方法显得十分有意义。

本文针对高速飞行器巡航段的速度和高度指令跟踪控制问题,设计了一种基于线性扩张状态观测器的预测滑模控制方法。首先对飞行器纵平面非线性模型进行反馈线性化;其次通过优化性能指标推导出具有解析式的预测滑模控制律,并用 Lyapunov 稳定性理论证明其稳定性;然后设计线性扩张状态观测器用于补偿飞行器参数偏差和内部系统不确定性模态,提高控制器的控制性能;最后通过数值仿真对比验证了该方法的有效性。

1 系统描述

1.1 高速飞行器纵平面模型

采用 NASA 兰利研究中心公开的高速飞行器纵平面模型^[11]:

$$\dot{V} = (P \cos \alpha - D) / m - \mu \sin \theta / r^2 \quad (1)$$

$$\dot{\theta} = (L + P \sin \alpha) / (mV) - [(\mu - V^2 r) \cos \theta] / (V r^2) \quad (2)$$

$$\dot{h} = V \sin \theta \quad (3)$$

$$\dot{\alpha} = \omega_z - \dot{\theta} \quad (4)$$

$$\dot{\omega}_z = M_z / I_z \quad (5)$$

转动惯量 I_z 、质量 m 及相关参数的具体数值参见文献[11]。在巡航条件下 ($Ma = 15, h = 33528\text{m}, \delta_r = 0.183, \alpha = 0.0315\text{rad}, \delta_e = -0.0066\text{rad}$) 飞行器的线性模型开环特征: $s_1 = -0.8, s_2 = 0.687, s_{3,4} = -0.0001 \pm 0.0263j, s_5 = 0.0008$ 。 $s_{1,2}$ 为对应俯仰角速度和攻角的短周期模态, $s_{3,4}$ 为对应速度和航迹倾角的慢衰减长周期模态, s_5 为高度对应的不稳定模态。

1.2 模型反馈线性化

根据式(1)~(5)所述的模型,选取速度 v 、弹道倾角 θ 、高度 h 、攻角 α 和俯仰角速度 ω_z 作为状态变量,节流阀开度的设置值 δ_{T_c} 和升降舵偏角 δ_e 作为控制量。为了显含控制量 δ_{T_c} 和 δ_e ,需要对式进行3次微分、对式(3)进行4次微分。引入发动机

二阶模型如式(6)所示,对飞行器模型进行反馈线性化如式(7)所示。

$$\ddot{\delta}_T = -2\xi\omega_n\dot{\delta}_T - \omega_n^2\delta_T + \omega_n^2\delta_{Tc} \quad (6)$$

$$\begin{bmatrix} \ddot{V} \\ \ddot{h}^{(4)} \end{bmatrix} = \mathbf{A} + \mathbf{B}\mathbf{u} = \begin{bmatrix} f_v \\ f_h \end{bmatrix} + \mathbf{B}\mathbf{u} \quad (7)$$

其中 ξ 和 ω_n 分别为发动机阻尼和自然频率,与控制量不相关的向量 \mathbf{A} 的表达式如下

$$\mathbf{A} = [\ddot{V}_0 \quad h_0^{(4)}]^T \quad (8)$$

式中

$$\ddot{V}_0 = \frac{\omega_1\ddot{z}_0 + \dot{z}^T\Omega_2\dot{z}}{m},$$

$$h_0^{(4)} = 3\ddot{V}\ddot{\theta}\cos\theta - 3\dot{V}\dot{\theta}^2\sin\theta + 3\ddot{V}\dot{\theta}\cos\theta + \ddot{V}_0\sin\theta - \dot{V}\dot{\theta}^3\cos\theta - 3\dot{V}\dot{\theta}\ddot{\theta}\cos\theta + V(\pi_1\ddot{z}_0 + \dot{z}^T\Pi_2\dot{z})\cos\theta$$

式中状态向量分别为 $\ddot{z}_0 = [\ddot{V} \quad \ddot{\theta} \quad \ddot{\alpha}_0 \quad \ddot{\delta}_T \quad \ddot{h}]^T$, $\dot{z} = [\dot{V} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\alpha} \quad \dot{\delta} \quad \dot{h}]^T$,参数矩阵 $\omega_1, \Omega_2, \pi_1, \Pi_2$ 参见文献[11]。

控制增益矩阵 \mathbf{B} 表达式如下

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} \\ b_{21} & b_{22} \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中

$$\begin{cases} b_{11} = \frac{1}{m} \left(\frac{\partial T}{\partial \delta_T} \omega_n^2 \cos\alpha \right) \\ b_{12} = - \left(\frac{c_\rho \rho V^2 S \bar{c}}{2mI_z} \right) \left(T \sin\alpha + \frac{\partial D}{\partial \alpha} \right) \\ b_{21} = \frac{1}{m} \frac{\partial T}{\partial \delta_T} \omega_n^2 \sin\vartheta \\ b_{22} = \left(\frac{c_\rho \rho V^2 S \bar{c}}{2mI_z} \right) \left(T \cos\vartheta + \frac{\partial L}{\partial \alpha} \cos\theta - \frac{\partial D}{\partial \alpha} \sin\theta \right) \end{cases}$$

式中 $\frac{\partial T}{\partial \delta_T}$ 表示推力对推力系数求偏导, $\frac{\partial D}{\partial \alpha}$ 表示阻力对攻角求偏导, $\frac{\partial L}{\partial \alpha}$ 表示升力对于对攻角求偏导。

2 控制器设计

控制器的设计目标为:设计合理的节流阀开度的设置值 δ_{Tc} 和升降舵偏角 δ_e 的预测滑模控制律,使飞行器能够跟踪速度指令 V_d 和高度指令 H_d 。通过反正切跟踪微分器估计飞行器攻角和航迹倾角,通过线性扩张状态观测器估计飞行器速度和高度通道的“总扰动”。具体的控制系统框图如下:

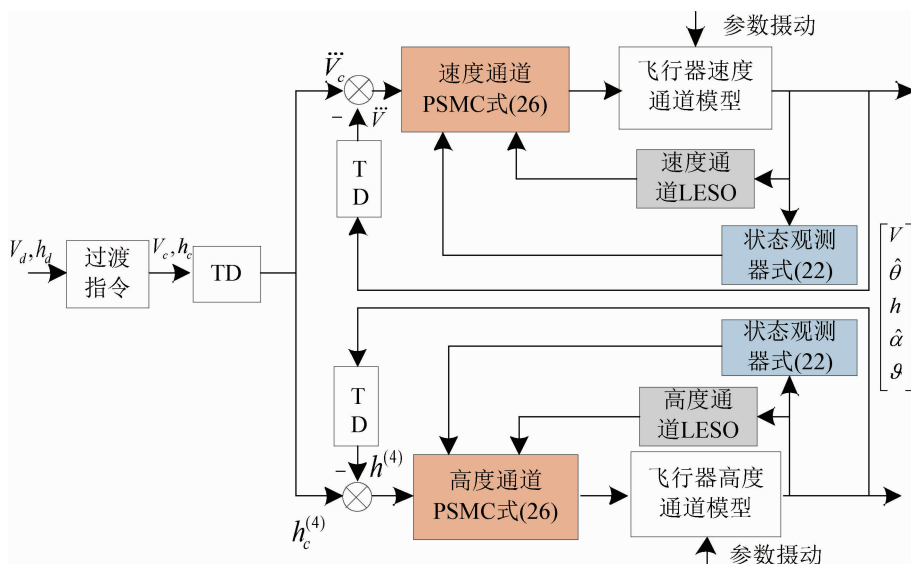


图1 高速飞行器预测滑模控制框图

2.1 预测滑模控制

针对速度、高度反馈线性化系统式选取 t 时刻的滑模面

$$\mathbf{s}(t) = \begin{bmatrix} s_v(t) \\ s_h(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{e}_v + k_{11}\dot{e}_v + k_{12}e_v \\ \ddot{e}_h + k_{21}\dot{e}_h + k_{22}e_h + k_{23}e_h \end{bmatrix} \quad (10)$$

其中 $e_v = v - v_c, e_h = h - h_c$, 速度通道的滑模面系数 k_{11}, k_{12} 和高度通道的滑模面系数 k_{21}, k_{22} 和 k_{23} 均满足 Hurwitz 条件,对滑模面求一阶导为

$$\dot{\mathbf{s}}(t) = \begin{bmatrix} \dot{s}_v(t) \\ \dot{s}_h(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{e}_v^{(3)} + k_{11}\ddot{e}_v + k_{12}\dot{e}_v \\ \dot{e}_h^{(4)} + k_{21}\dot{e}_h^{(3)} + k_{22}\ddot{e}_h + k_{23}\dot{e}_h \end{bmatrix} \quad (11)$$

取辅助状态 z , 记为

$$\begin{cases} z_v = k_{11}\ddot{e}_v + k_{12}\dot{e}_v \\ z_h = k_{21}e_h^{(3)} + k_{22}\ddot{e}_h + k_{23}\dot{e}_h \end{cases} \quad (12)$$

则滑模面的一阶导数可以写为

$$\dot{s}(t) = \begin{bmatrix} v^{(3)} - v_c^{(3)} \\ h^{(4)} - h_c^{(4)} \end{bmatrix} + z \quad (13)$$

对式(13)进行 Taylor 展开可以得到滑模面在预测时域 $T > 0$ 时刻的预测值为

$$s(t+T) = s(t) + T\dot{s}(t) \quad (14)$$

取性能指标函数为^[12]

$$J = \frac{1}{2} s^T(t+T)s(t+T) \quad (15)$$

由性能指标 J 取极小值的条件 $\partial J / \partial u = 0$, 即

$$\frac{\partial J}{\partial u} = T^2 B^T u + sTB + T^2 AB - T^2 BY_c + T^2 Bz = 0 \quad (16)$$

可得预测滑模控制律为

$$u = -(1/T)B^{-1}[s + T(A + z - Y_c)] \quad (17)$$

其中 $Y_c = [V_c^{(3)} \quad h_c^{(4)}]^T$ 为指令的导数。预测滑模控制律兼具滑模控制鲁棒性强的特点和预测控制的优化特性,同时避免使用传统滑模控制律中的不连续函数,不易引起执行机构抖振。预测滑模控制律具有解析形式,计算量相较于传统的模型预测控制律有明显的降低。

定理 1: 针对式(1)~(5)所述非线性系统,控制律采用式(17),系统是 Lyapunov 稳定的。

证明: 选取 Lyapunov 函数为

$$V = \frac{1}{2} s^T s \quad (18)$$

则 Lyapunov 函数对时间的一阶导数为

$$\dot{V} = s^T \dot{s} \quad (19)$$

将式(7)、(13)和(17)代入得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s^T \dot{s} = s^T \left(\begin{bmatrix} \ddot{V} \\ h^{(4)} \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \ddot{V}_c \\ h_c^{(4)} \end{bmatrix} + z \right) = \\ & s^T (A + Bu - Y_c + z) = \\ & s^T (A + B(-\frac{1}{T}B^{-1}[s + T(A + z - Y_c)])) - \\ & Y_c + z) = -T^{-1}s^T s < 0 \end{aligned} \quad (20)$$

因此系统在预测滑模控制律(17)的作用下是 Lyapunov 稳定的。

2.2 攻角和航迹倾角估计方法

由传感器获取的攻角和航迹倾角的测量值与真值之间存在误差,因此考虑构造观测器,在线估

计飞行器的攻角 α 和航迹倾角 θ 用于预测滑模控制律设计。由于飞行器的纵平面模型式(3)中的速度 V 和高度 h 可通过机载装置获得相对准确的量测值,因此基于式(3)对航迹倾角 θ 进行在线估计:

$$\hat{\theta} = \arcsin \frac{\dot{h}}{V} \quad (21)$$

式中 $\hat{\theta}$ 为航迹倾角的估计值, \dot{h} 为通过反正切形式跟踪微分器获得的 \dot{h} 的估计值。反正切跟踪微分器^[13]表达式如下:

$$\begin{cases} \dot{x}_1(t) = x_2(t) \\ \dot{x}_2(t) = k^2 \{ -a_1 \arctan[f_1(x_1(t) - u(t))] - \\ a_2 \arctan[f_2 x_2(t)/k] \} \end{cases} \quad (22)$$

其中 k, a_1, a_2, f_1 和 f_2 为可调参数,且均为正数; u 为需要微分的信号,在本文中即为高度 h ; x_1 为跟踪信号; x_2 为跟踪信号的一阶导数即 \dot{h} 。由文献[19]中的定理 2 可知微分误差是有界的,本文使用的参数为 $k = 30, a_1 = 0.5, a_2 = 25, f_1 = 10, f_2 = 10$ 。

飞行器在纵平面内攻角 α 、俯仰角 ϑ 和航迹倾角 θ 有如下关系:

$$\alpha = \vartheta - \theta \quad (23)$$

并且俯仰角 ϑ 可以通过机载传感器获得较为准确的测量值,因此将式(21)所示的航迹倾角的估计值 $\hat{\theta}$ 代入式(23)即可得到攻角的估计值。

2.3 线性扩张状态观测器

进一步将反馈线性化后的飞行器系统式(7)改写为

$$\begin{bmatrix} \ddot{V} \\ h^{(4)} \end{bmatrix} = A + Bu + \Delta = f^* + Bu \quad (24)$$

由式(8)可知 $A = [\ddot{V}_0 \quad h_0^{(4)}]^T$ 的表达式较为复杂且多次使用到了飞行器的气动参数和大气参数,当飞行器存在较大参数摄动时向量 A 的实际值和理论值存在较大偏差,同时攻角和航迹倾角存在一定的估计误差,可令 $f^* = A + \Delta$ 为线性扩张观测器需要观测的“总扰动”。对此分别构造 4 阶速度 LESO, 和 5 阶高度 LESO 用于观测 f_v^* 和 f_h^* , 以速度 LESO 为例,具体的 LESO 结构如下:

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_2 - \beta_1 \hat{e} \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_2 \hat{e} \\ \dot{z}_3 = z_4 - \beta_3 \hat{e} + [b_{11} \quad b_{12}]u \\ \dot{z}_4 = -\beta_4 \hat{e} \end{cases} \quad (25)$$

其中, z_1 是速度 V 的观测值; z_2 是速度的一阶导数 \dot{V} 的观测值; z_3 是速度的二阶导数 \ddot{V} 的观测值; z_4 是速度通道不确定动态的观测值; 观测器误差 $\hat{e} = z_1 - y$, y 为飞行器实际速度, 控制增益向量的表达式如式(9)所示, 由飞行器状态量求得。高度通道的 LESO 同理可得, 这里不再赘述。因此, 基于扩张状态观测器的预测滑模控制律如下:

$$\begin{bmatrix} \delta_{Tc} \\ \delta_e \end{bmatrix} = -\frac{1}{T} \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} \\ b_{21} & b_{22} \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} s_v + T(f_v^* + z_v - \ddot{V}_c) \\ s_h + T(f_h^* + z_h - h_c^{(4)}) \end{bmatrix} \quad (26)$$

3 仿真校验

为了验证前文所述方法的有效性, 进行 150s 的数值仿真。飞行器仿真初始状态如表 1 所示, 并在式(27)所示的 6 个参数额定值中加入随机变化量来表示参数的不确定性。

表 1 飞行器初始状态

状态	初始值	状态	初始值
V	4590.5m/s	ϑ	1.79°
h	33610m	ω_z	0°
θ	0°	δ_T	0.1762
α	1.79°	δ_e	-0.39°

$$\begin{cases} m = 136820(1 + \Delta m) & |\Delta m| \leq 0.3 \\ S = 334.73(1 + \Delta S) & |\Delta S| \leq 0.3 \\ \rho = (1 + \Delta\rho) 1.225e^{-h/7110} & |\Delta\rho| \leq 0.3 \\ I_z = 9490740(1 + \Delta I_z) & |\Delta I_z| \leq 0.2 \\ \bar{c} = 24.384(1 + \Delta\bar{c}) & |\Delta\bar{c}| \leq 0.2 \\ c_e = 0.0292(1 + \Delta c_e) & |\Delta c_e| \leq 0.2 \end{cases} \quad (27)$$

飞行器执行机构的工作范围参见式

$$\begin{cases} 0 \leq \delta_{Tc} \leq 1.2 \\ -20^\circ \leq \delta_e \leq 20^\circ \end{cases} \quad (28)$$

为了改善控制器的性能, 给阶跃指令信号安排过渡过程, 其形式为

$$y_c = y_0 + (y_d - y_0) \frac{e^{-at} - e^{-at}}{e^{-at} + e^{-at}} \quad (29)$$

其中 $y_c = [v_c \ h_c]^T$ 为处理后的指令用于输入给预测滑模控制器; $y_0 = [v_0 \ h_0]^T$ 为指令初始值; $y_d = [v_d \ h_d]^T$ 为指令的终值; $a = 0.03$ 为调节过渡时间的因子。高度指令设置为 $h_0 = 33610, h_d = 34200$; 速度指令设置为 $v_0 = 4590, v_d = 4620$; 控制

器参数设置如下: 预测时域 $T = 0.2$; 滑模面参数 $k_{11} = 20, k_{12} = 8, k_{21} = 0.43, k_{22} = 0.43, k_{23} = 0.06$ 。速度通道 LESO 参数 $\beta_1 = 20, \beta_2 = 30, \beta_3 = 70, \beta_4 = 80$; 高度通道 LESO 参数 $\beta_1 = 10, \beta_2 = 10, \beta_3 = 20, \beta_4 = 60, \beta_5 = 5.7$ 。仿真结果如下。

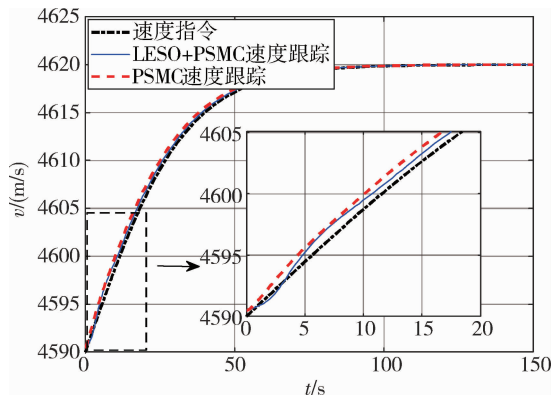


图 2 速度指令跟踪效果

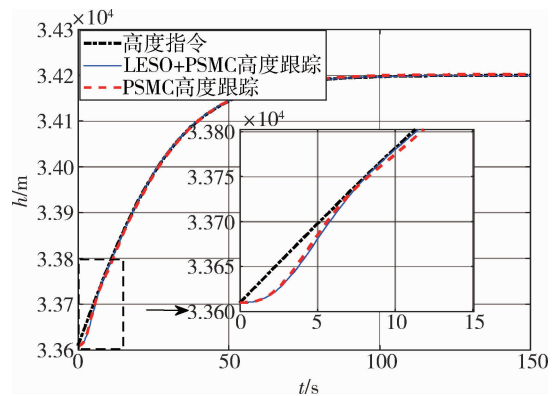


图 3 高度指令跟踪效果

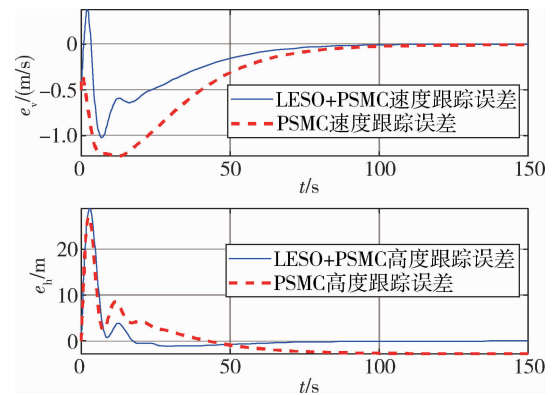


图 4 速度和高度指令跟踪误差

由图 2 ~ 4 可以看出就速度指令跟踪而言, LESO + PSMC 方案的最大误差为 -1.023 (m/s) 而 PSMC 方案的最大误差为 -1.226 (m/s), 且前者收

敛速度明显优于后者;就高度指令跟踪而言:虽然 LESO + PSMC 方案 28.8m 的最大误差略大于 PSMC 方案 27.1m 的最大误差,但是 LESO + PSMC 方案的稳态误差接近于 0,而 PSMC 方案则存在约为 -2.7m 的稳态误差,验证了本文所设计的 LESO + PSMC 控制方案在飞行器参数摄动下的优越性。

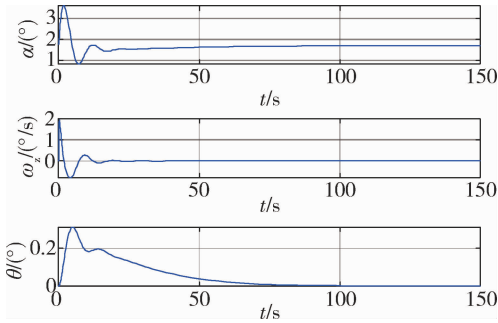


图 5 飞行器攻角、俯仰角速度、弹道倾角响应

由仿真结果可以看出飞行器纵向通道状态全程没有剧烈变化,攻角的最大值约为 3.6° ,俯仰角速度最大值约为 $2^\circ/s$ 。

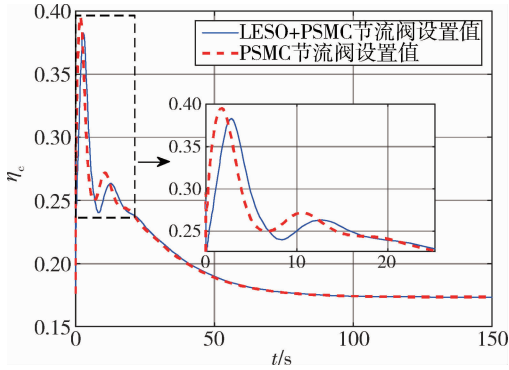


图 6 节流阀设置值

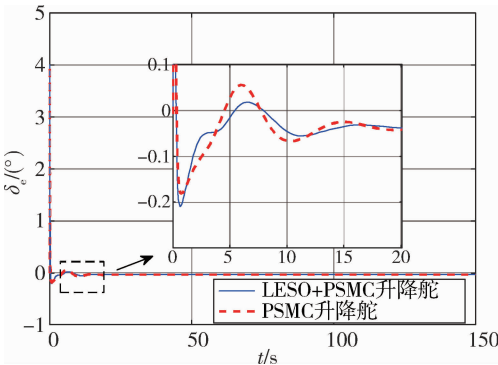


图 7 升降舵偏角

由图 6~7 可以看出 2 种控制方案的控制量都不会超过执行机构的约束,且控制量变化幅度较为

平稳,具有一定的工程应用价值。

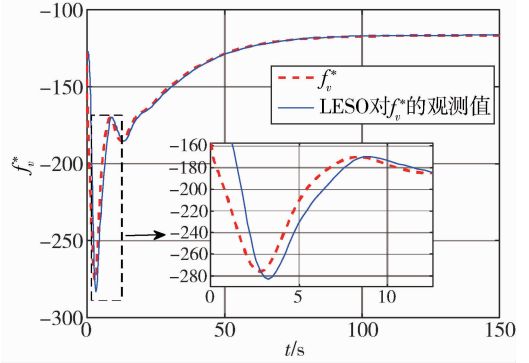


图 8 LESO 对 f_v^* 的观测曲线

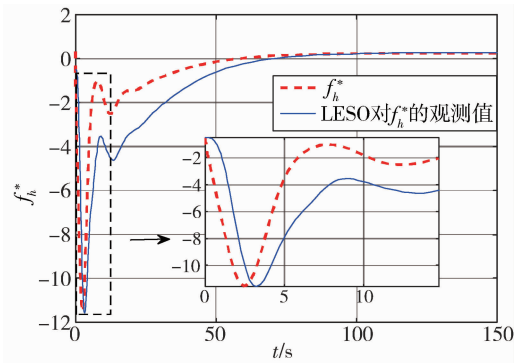


图 9 LESO 对 f_h^* 的观测曲线

图 8~9 反映的是 LESO 的估计性能,其中速度和高度通道的理论值忽略了由飞行器状态量的估计误差引起的偏差,参考式(8)中向量 A 的计算方法并加入式(27)所示的参数偏差。由仿真结果可以看出,LESO 的估计值在初始时刻与理论值存在一定误差,但误差能以较快速度收敛到 0。同时可以看出 LESO 对速度通道的估计效果明显优于高度通道,潜在原因为高度和速度存在积分相关的关系,也存在观测器性能问题。本文采用了线性状态观测器对反馈线性化的模型进行观测,势必会忽略部分细节信息,不过从最终的控制效果来看,现有的估计误差已经能够满足控制器的要求。

4 结论

针对高速飞行器巡航段速度和高度指令跟踪控制,考虑部分状态量不可准确测量的约束,提出了一种带有观测器的预测滑模控制方法。仿真结果表明,对于不加观测器的预测滑模控制器,本文所设计的方法拥有更快的跟踪误差收敛性能、更好

的控制精度,线性扩张状态观测器能够较快地对扩张状态进行有效估计,具有一定的工程应用价值。然而,考虑到估计精度及收敛时间可进一步优化,后续将考虑非线性扩张状态观测器或者有限时间收敛扩张状态等估计方法提升性能。

参 考 文 献

- [1] 穆朝絮,张勇,余瑶,等. 基于自适应动态规划的航空航天飞行器鲁棒控制研究综述[J]. 空间控制技术与应用, 2019, 45(4): 71-79. (Mu Zhaoxu, Zhang Yong, Yu Yao, et al. An overview on robust control of aviation and aerospace aircraft based on adaptive dynamic programming[J]. Aerospace Control and Application, 2019, 45(4): 71-79.)
- [2] 杨弘彬,刘山,焦玮玮,等. 智能控制在航天推力矢量伺服系统中的应用及展望[J]. 航天控制, 2020, 38(3): 3-9. (Yang Hongcheng, Liu Shan, Jiao Weiwei, et al. Application and prospect of intelligent control in aerospace thrust vector servo system[J]. Aerospace Control, 2020, 38(3): 3-9.)
- [3] 许斌,王霞. 基于时标分解的弹性高超声速飞行器智能控制[J]. 航空学报, 2020, 41(11): 624387. (Xu Bin, Wang Xia. Timescale decomposition based intelligent control of flexible hypersonic flight vehicle [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(11): 624387.)
- [4] 张立宪,卢生奥,韩铭昊,等. 鲁棒强化学习及其在航天控制中的应用与展望[J]. 航天控制, 2021, 39(3): 3-11. (Zhang Lixian, Lu Shengao, Han Minghao, et al. Robust reinforcement learning and its application and prospect in aerospace control[J]. Aerospace Control, 2021, 39(3): 3-11.)
- [5] Sun J G, Song S M, Chen H T, et al. Fast terminal sliding mode tracking control of hypersonic vehicles based on non-homogeneous disturbance observer [J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2017, 15(6): 2646-2659.
- [6] Basin M V, Yu P, Shtessel Y B. Hypersonic missile adaptive sliding mode control using finite- and fixed-time observers[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2018, 65(1): 930-941.
- [7] Guo J G, Wang G Q, Guo Z Y, et al. New adaptive sliding mode control for a generic hypersonic vehicle [J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2018, 232(7): 1295-1303.
- [8] 程明智,吴云洁,马飞. 干扰条件下高超声速飞行器的滑模自抗扰控制[J]. 系统仿真学报, 2017, 29(10): 2391-2397. (Cheng Mingzhi, Wu Yunjie, Ma Fei. Sliding mode auto-disturbance rejection control of hypersonic vehicle under disturbance [J]. Journal of System Simulation, 2017, 29(10): 2391-2397.)
- [9] 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.
- [10] Wu P, Tang G J, Liu L H, et al. Nonlinear hierarchy-structured predictive control design for a generic hypersonic vehicle [J]. Science China Technological Sciences, 2013, 56(8): 2025-2036.
- [11] Wang Q, Stengel R F. Robust nonlinear control of a hypersonic aircraft [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 2000, 23(4): 577-585.
- [12] Cheng X L, Wang P, Liu L H, et al. Predictive sliding mode control using feedback linearization for hypersonic vehicle [J]. Procedia Engineering, 2015, 99: 1079-1081.
- [13] 董小萌,张平. 反正切形式跟踪微分器设计及相平面分析[J]. 控制理论与应用, 2010, 27(4): 533-537. (Dong Xiaomeng, Zhang Ping. Design and phase plane analysis of an arctangent-based tracking differentiator [J]. Control Theory & Applications, 2010, 27(4): 533-537.)