

兵工技术

自抗扰三维最优比例滑模导引律设计

吕永佳 张合新* 李正文 吴玉彬

(第二炮兵工程学院, 西安 710025)

摘要 针对飞行器末制导过程中存在着模型不确定性因素以及气动环境复杂等鲁棒控制问题, 提出一种基于自抗扰三维最优比例滑模制导律控制方案。该控制器能够在线动态反馈补偿内外扰动的影响以增强系统的鲁棒性, 仿真结果表明该方案具有较高的制导精度和较强的鲁棒性。

关键词 自抗扰技术 动态反馈 最优制导律 比例滑模 鲁棒性

中图分类号 TJ765; **文献标志码** A

当系统存在内外界扰动或参数摄动时, 建立在准确的模型参数和精确估计剩余飞行时间基础上的最优导引律, 不能保证某型飞行器满足精度、末端攻击姿态角等指标的要求。因此, 需研究具有强鲁棒性的导引律。

应用现代控制理论中的最优控制理论及滑模变结构控制理论, 研究结合最优性能和滑模变结构的鲁棒性的最优滑模导引律成为近些年的研究热点。然而, 这些导引律大都以纵向平面进行讨论, 且在推导最优滑模导引律时, 选取视线角速率或期望视线角为滑模面, 对外界扰动上界进行估计, 设计最优比例滑模制导律时, 该制导律误差较大, 不易满足制导要求。非线性自抗扰控制器^[1,2]因其对非线性不确定系统的控制具有良好的品质而在航空航天领域得到了广泛应用。王宇航等^[3]基于自抗扰控制技术设计了直接力/气动力复合控制飞行器的自动驾驶仪, 仿真结果表明控制器具有很强的鲁棒性。结合自抗扰技术设计的最优比例滑模导引律, 较好地受扰系统的状态进行实时在线跟踪

估计, 利用在线补偿扩张状态观测器的扰动逼近误差项以有效克服复杂的扰动影响, 增强系统的鲁棒性。

1 fal 函数滤波的自抗扰控制技术简介

自抗扰控制技术由三大部分组成: 扩张状态观测器(ESO)、跟踪微分器(TD)和非线性反馈(NLSEF)。现只对本文用到的三阶 ESO 进行简要说明。

1.1 fal 函数反馈结构的滤波特性

Fal 函数是一个非线性环节, 具有线性结构所没有的良好品质。

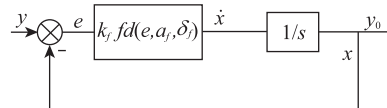


图1 Fal 函数的反馈结构

Fal 函数的反馈结构如图1所示, 可以描述为

$$\begin{cases} \dot{x} = k_f \text{fal}(e, a_f, \delta_f) \\ e = y - x \\ y_0 = x \end{cases} \quad (1)$$

式(1)中 $\text{fal}(e, a_f, \delta_f) = \begin{cases} |e|^{a_f} \text{sgn}(e), & |e| > \delta_f \\ e/\delta_f^{1-a_f}, & |e| \leq \delta_f \end{cases}, k_f$ 为比例系数, a_f 为 0~1 之间的常数, δ_f 为影响滤波效

2011年1月24日收到

第一作者简介: 吕永佳(1986—), 安徽砀山人, 研究生, 研究方向: 导航、制导与控制。E-mail: zxor@163.com。

*通信作者简介: 张合新(1965—), 男, 河北易县人, 博士, 博士生导师, 研究方向: 导航制导与控制、控制理论与控制工程。

果的常数, y 为输入信号, y_0 为 y 通过 fal 函数反馈结构的输出信号, 可以写为 $y_0 = \text{Fal}_{\text{Filter}}(y, k_f, a_f, \delta_f)$ 。

1.2 扩张状态观测器

ESO 是自抗扰控制器的核心。它将来自系统内部和外部的各种“扰动”都归结为对系统的“总扰动”, 然后对系统状态和“总扰动”进行实时估计, 并对“扰动”给予相应的补偿, 把含有未知扰动的非线性、不确定对象转化为“积分串联型”线性对象。设有受未知外扰作用的非线性不确定对象为

$$\dot{x}^{(n)} = f(x, \dot{x}, \dots, x^{(n-1)}, t) + w(t) \quad (2)$$

式(2)中, $f(x, \dot{x}, \dots, x^{(n-1)}, t)$ 为未知函数, $w(t)$ 为未知外扰。若 $x(t)$ 为测量值, 那么可以构造出不依赖于 $f(x, \dot{x}, \dots, x^{(n-1)}, t)$ 和 $w(t)$ 的非线性系统, 使它能由测量值 $x(t)$ 估计出被扩张系统的状态变量 $x(t), \dots, x^{(n-1)}(t), x^{(n)}(t)$, 那么构造的这个非线性系统就是扩张状态观测器。

本文用到的是三阶 ESO, 其公式如下

$$\begin{cases} e_1 = z_1(t) - y \\ \dot{z}_1(t) = z_2(t) - b_{01}e_1 \\ \dot{z}_2(t) = z_3(t) - b_{02}\text{fal}(e_1, a_1, \delta_1) + bu(t) \\ \dot{z}_3(t) = -b_{03}\text{fal}(e_1, a_2, \delta_1) \end{cases} \quad (3)$$

式(3)中 $b_{01}, b_{02}, b_{03}, a_1, a_2, \delta_1$ 为 ESO 参数, b 为时变参数。

1.3 fal 函数滤波的自抗扰控制器

由于 fal 函数反馈结构对于带有噪声的输入信号具有较快的跟踪速度和较好的滤波效果, 给出一种基于 fal 函数反馈结构滤波的 ESO, 即将 fal 函数反馈结构放在系统输出之后, 用于滤除量测噪声, 并与 ESO 一起组成扩展式 ESO, 可以有效解决输出环节带有量测噪声问题。

对于输出含有量测噪声的系统, 设计带有滤波功能的三阶 ESO 为

$$\begin{cases} y = x + v_y \\ y_0 = \text{Fal}_{\text{Filter}}(y, k_f, a_f, \delta_f) \\ e_1 = z_1(t) - y_0 \\ \dot{z}_1(t) = z_2(t) - b_{01}e_1 \\ \dot{z}_2(t) = z_3(t) - b_{02}\text{fal}(e_1, a_1, \delta) + bu(t) \\ \dot{z}_3(t) = -b_{03}\text{fal}(e_1, a_2, \delta) \end{cases} \quad (4)$$

2 最优控制模型

基于飞行器再入运动和控制在特点, 转弯平面内的运动参量可视为小量, 所以在确定机动弹头再入导引律时, 可将俯冲平面和转弯平面的运动分开研究。

机动弹头俯冲平面内的相对运动方程。

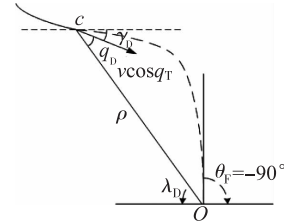


图2 俯冲平面控制示意图

图2中, q_T 不在图2平面内, 是速度矢量与俯冲平面的夹角, $v \cos q_T$ 为速度矢量在俯冲平面的投影, γ_D 为速度矢量在俯冲平面的方向角, 定义在水平面上方为正, ρ 为弹目视线距离。

由图2得

$$\dot{\rho} = -v \cos q_T \cos \gamma_D \quad (5-1)$$

$$\dot{\lambda}_D = \frac{v \cos q_T \sin \gamma_D}{\rho} \quad (5-2)$$

$$\lambda_D = q_D - \gamma_D \quad (5-3)$$

微分式(5-2), 则

$$\ddot{\lambda}_D = \left(\frac{\dot{v}}{v} - 2 \frac{\dot{\rho}}{\rho} \right) \dot{\lambda}_D - \frac{\dot{\rho}}{\rho} \dot{\gamma}_D \quad (6)$$

由文献[4]得俯冲面的最优制导律为

$$\dot{\gamma}_D = -4\dot{\lambda}_D + 2 \frac{\dot{\rho}}{\rho} (\lambda_D + \gamma_{DF}) = -4\dot{\lambda}_D - \frac{2(\lambda_D + \gamma_{DF})}{T_g} \quad (7)$$

式(7)中 $T_g = -\frac{\rho}{\dot{\rho}}$, 其他符号的定义见文献[4]。

3 自抗扰三维最优比例滑模控制器设计

最优滑模控制本身具有较强的鲁棒性, 适用于飞行器再入飞行控制。但系统中扰动项对控制系统影响很大, 所以最优比例滑模控制自身的鲁棒性很难满足控制要求。因此设计控制器时, 采用 ESO 补偿扰动, 飞行器再入俯冲平面内基于自抗扰三维最优比例滑模控制器如图3所示。

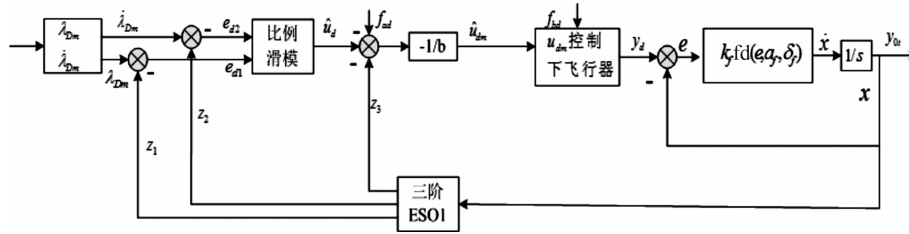


图3 俯冲平面基于自抗扰三维最优比例滑模控制器

实际飞行过程中受到参数摄动和扰动的俯仰平面弹目相对运动的方程为

$$\ddot{\lambda}_D = \left(\frac{\dot{v}}{v} - 2 \frac{\dot{\rho}}{\rho} \right) \dot{\lambda}_D - \frac{\dot{\rho}}{\rho} \dot{\gamma}_D + \Delta A \dot{\lambda}_D + w_d(t) \quad (8)$$

式(8)中, $\Delta A \dot{\lambda}_D$ 为系统参数摄动, $w_d(t)$ 为扰动。

对于式(8), 将系统参数摄动 $\Delta A \dot{\lambda}_D$ 和外界扰动 $w_d(t)$ 当作不确定性, 并扩张成新的状态, 然后设计三阶 ESO 来观测系统状态, 从而得到参数摄动和外界扰动的估计值。取状态变量 $x_1 = \lambda_D, x_2 = \dot{\lambda}_D$ 并视 v 在短时间内为常数, 则式(8)可化为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -2 \frac{\dot{\rho}}{\rho} x_2 - \frac{\dot{\rho}}{\rho} \dot{\gamma}_D + \Delta A x_2 + w_d(t) \end{cases} \quad (9)$$

由于 ρ 和 $\dot{\rho}$ 的信息可由捷连惯导提供, 令 $f_{ad} = -2 \frac{\dot{\rho}}{\rho} x_2$ 为模型中的已知分量, $f_{bd} = \Delta A x_2 + w_d(t)$ 为模型中的未知分量, 并设 $b = -\frac{\dot{\rho}}{\rho}, \hat{u}_{dm} = \dot{\gamma}_D$, 则式(9)可写为

$$\dot{x}_2 = f_{ad} + f_{bd} + b \hat{u}_{dm} \quad (10)$$

将模型中的未知分量 f_b 扩张为一阶状态, 即 $x_3 = f_{bd}$, 并设 $\dot{x}_3 = w_d$, 那么式(10)可写为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = f_{ad} + x_3 + b \hat{u}_{dm} \\ \dot{x}_3 = w_d \\ y_d = x_1 + v_{yd} \end{cases} \quad (11)$$

式(1)中 v_{yd} 为观测噪声。

对式(11)设计三阶 fal 函数滤波的 ESO 为

$$\begin{cases} y_d = x_1 + v_{yd} \\ y_{0d} = \text{Fal}_{\text{Filter}}(y_d, k_{fd}, a_{fd}, \delta_{fd}) \\ e_1 = z_1(t) - y_{0d} \\ \dot{z}_1(t) = z_2(t) - b_{01d} e_1 \\ \dot{z}_2(t) = z_3(t) - b_{02d} \text{fal}(e_1, a_{1d}, \delta_{1d}) + b \hat{u}_{dm} \\ \dot{z}_3(t) = -b_{03d} \text{fal}(e_1, a_{2d}, \delta_{1d}) \end{cases} \quad (12)$$

其中, z_1 是 x_1 的观测值, z_2 是 x_2 的观测值, z_3 是 f_{bd} 的观测值, y_d 为视线转率, 可直接测量得到, 控制指令 $\hat{u}_{dm} = -\frac{1}{b}(\hat{u}_d - f_{ad} - z_3)$, $\hat{u}_d = (\alpha_d |e_{d1}| + \beta_d e_{d2}) \text{sgn}(s_d)$ 是由文献[5]所给出比例滑模控制量。

俯冲平面内基于自抗扰三维最优比例滑模控制器为

$$\begin{cases} e_{d1} = \lambda_{Dm} - z_1 \\ e_{d2} = \dot{\lambda}_{Dm} - z_2 \\ s_d = c_{d1} e_{d1} + e_{d2} \\ \hat{u}_d = (\alpha_d |e_{d1}| + \beta_d e_{d2}) \text{sgn}(s_d) \\ \hat{u}_{dm} = -\frac{1}{b}(\hat{u}_d - f_{ad} - z_3) \\ u_d = u_{dm} + \hat{u}_{dm} = -4 \dot{\lambda}_{Dm} - \frac{2(\lambda_{Dm} + \gamma_{DF})}{T_g} + \hat{u}_{dm} \end{cases} \quad (13)$$

式(13)中, $c_{d1}, \alpha_d, \beta_d$ 为常数。

同俯冲平面类似, 转弯平面内基于 fal 函数滤波的自抗扰最优比例滑模控制器为

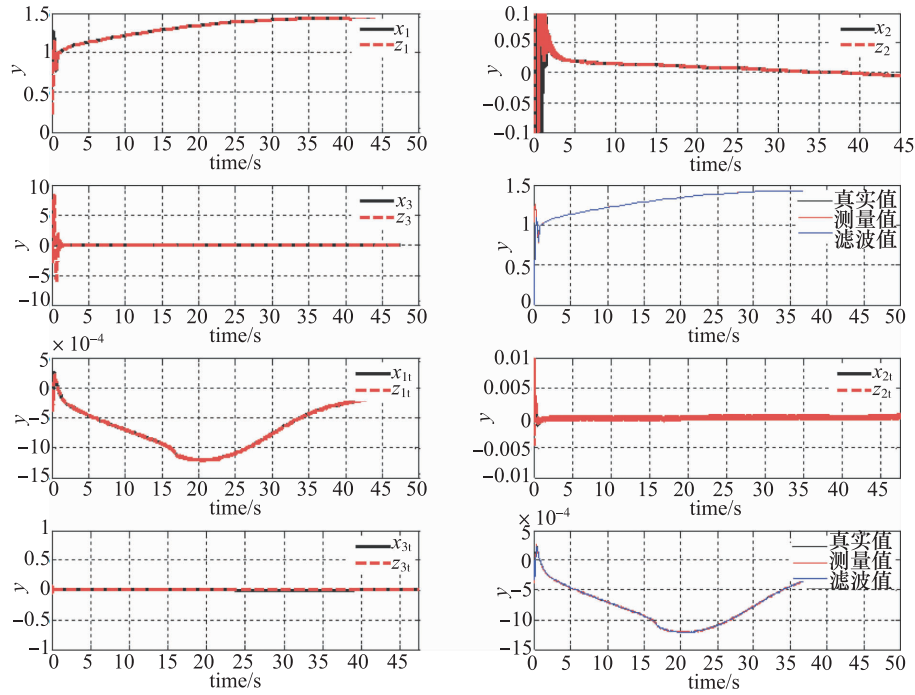


图4 跟踪和滤波曲线

$$\begin{cases}
 e_{11} = \lambda_{Tm} - z_4 \\
 e_{12} = \dot{\lambda}_{Tm} - z_5 \\
 s_t = c_{11} e_{11} + e_{12} \\
 \hat{u}_t = (\alpha_t |e_{11}| + \beta_t e_{12}) \operatorname{sgn}(s_t) \\
 \hat{u}_{tm} = -\frac{1}{b}(\hat{u}_t - f_{at} - z_6) \\
 u_t = u_{tm} + \hat{u}_{tm} = -4\dot{\lambda}_{Tm} - \frac{2(\lambda_{Tm} + \gamma_{TF})}{T_g} + \hat{u}_{tm}
 \end{cases} \quad (14)$$

式(14)中, c_{11} 、 α_t 、 β_t 为常数, ξ_t 是很小的正常数。

为了减小控制量的抖振,用连续函数 $\theta(s)$ 取代 $\operatorname{sgn}(s)$

$$\theta(s) = \frac{s}{|s| + \xi} \quad (15)$$

式(15)中, ξ 是很小的正常数。

4 仿真结果及分析

仿真初始条件:根据某型飞行器的飞行特点,设某型飞行器在末制导段的初始位置为 $(-5\,000\text{ m}, 8\,500\text{ m}, 2\text{ m})$,目标位置 $(0\text{ m}, 0\text{ m}, 0\text{ m})$,飞行器末制导的初始速度为 228 m/s ,初始弹道倾角 $\theta = 0^\circ$,初始弹道偏角 $\sigma = 0^\circ$ 。由于某型飞行器的机动能力有限,速度落角分别定为 $r_{DF} = -80^\circ$, $r_{TF} = 0^\circ$ 。在视线角加速度 $\ddot{\lambda}_D$ 和 $\ddot{\lambda}_T$ 上叠加外界扰动 $w_d(t) = w_t(t) = 0.01 \cos(0.1t)$,量测噪声为 $v_y = 0.0001 \cos(50t)$ 。同时,设飞行器的纵向过载 $|n_y| \leq 30$,侧向过载 $|n_z| \leq 30$ 。在切换函数的设计中, $C_{d1} = C_{t1} = 1$;fal 函数反馈结构参数为: $k_{fd} = k_{ft} = 5$, $a_{fd} = a_{ft} = 0.4$, $\delta_{fd} = \delta_{ft} = 0.08$;扩张状态观测器参数为: $\delta_1 = \delta_2 = 0.001$, $a_{1d} = a_{1t} = 0.5$, $a_{2d} = a_{2t} = 0.25$, $b_{01d} = b_{01t} = 50$, $b_{02d} = b_{02t} = 80$, $b_{03d} = b_{03t} = 100$;比例滑模变结构参数为: $\alpha_d = \alpha_t = 80$, $\beta_d = \beta_t = 5$, $\xi_d = \xi_t = 0.001$ 。

仿真一 在比例滑模控制下的基于 fal 函数滤波的 ESO 观测仿真

由仿真结果可以看出,所设计的基于 fal 函数反馈结构的三阶 ESO 状态观测器能够滤除高频的观测噪声,高精度地在线进行对实际状态跟踪观测,能够成功地应用在该飞行器模型上。

仿真二 干扰情况下的基于自抗扰三维最优

比例滑模控制(G_1)与无干扰情况下的三维最优导引律控制(G_2)的仿真对比

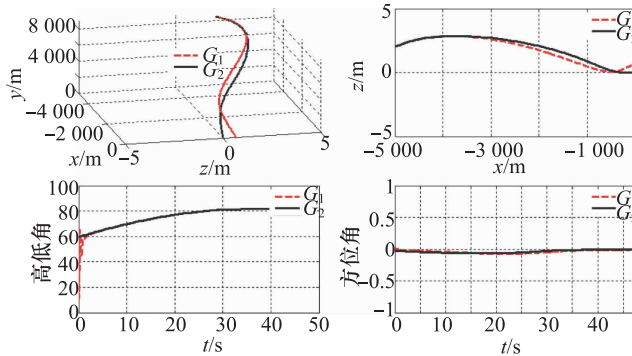


图5 飞行器飞行轨迹曲线

该仿真结果表明,所设计的基于自抗扰三维最优比例滑模控制器能够滤除观测噪声,并能够将实时观测的干扰补偿到比例滑模控制中,在线消除了内外扰的影响,实现了多约束条件下的自抗扰最优比例滑模控制,满足各项性能指标要求及约束条件,并增强了系统的鲁棒性。

5 结论

针对飞行器末制导段气动参数变化剧烈,飞行环境恶劣等特点,设计了基于自抗扰三维最优比例滑模控制器。控制方案通过扩张状态观测器进行扰动估计值的动态补偿,在线消除了内外扰的影响,仿真结果都证明了该方案的有效性和鲁棒性。

参 考 文 献

- 1 韩京清. 自抗扰控制器及其应用. 控制与决策, 1998; 13(1): 19—23
- 2 Huang Yi, Xu Kekang, Han Jingqing. Flight Control Design Using Extended State Observer and Non-smooth Feedback. IEEE CDC conference, December 2001; 223—228
- 3 王宇航, 姚 郁, 毕永涛. 基于自抗扰的直接力与气动力复合控制系统设计. 宇航学报, 2009; 30(4): 1544—1550
- 4 张 一, 张合新, 范金锁. 带末端角约束的三维最优滑模制导律设计. 科学技术与工程, 2010; 10(25): 6177—6180
- 5 刘金琨. 滑模变结构控制 MATLAB 仿真. 北京: 清华大学出版社, 2005

Design of the Three-dimensional Optimal Ratio Sliding Mode Guidance Law Based on Auto-disturbance Rejection (ADRC)

LÜ Yong-jia, ZHANG He-xin*, LI Zheng-wen, WU Yu-bin

(The Second Artillery Engineering College, Xi'an 710025, P. R. China)

[Abstract] For the existence of model uncertainties and complex environment such as pneumatic robust control problem in the aircraft terminal guidance process, introduce a control scheme based on the optimal ratio of three-dimensional ADRC sliding mode guidance law. The online dynamic feedback controller can compensate for the impact of external interference to enhance the robustness of the system, the simulation results show that the scheme has higher guidance precision and strong robustness.

[Key words] auto-disturbance rejection dynamic feedback optimal guidance law ratio sliding mode robustness