

基于自抗扰的再入飞行器阻力加速度跟踪技术

霍斯琦^{1,2}, 范世鹏^{1,2}, 高琦³, 贾静雅³

(1. 北京航天自动控制研究所, 北京 100854; 2. 宇航智能控制技术国家级重点实验室, 北京 100854;
3. 首都航天机械公司, 北京 100076)

摘要:对于再入飞行器,传统标称剖面跟踪法对各种环境不确定性和导航高度偏差适应性较差,设计了一种新型强适应性跟踪律。首先给出阻力加速度控制模型,并将其看作存在扰动的线性系统,扰动成分由控制模型中的强时变非线性动态和各种大偏差的附加作用组成;然后引入扩张状态观测器对干扰量进行观测;最后根据构建的跟踪误差状态空间设计状态反馈律,并对干扰偏差进行动态补偿,得到强适应性跟踪律;该跟踪律参数设计简单,在各种大偏差条件下,跟踪效果良好,并且可以根据标称大气密度气动参数和存在偏差的导航高度直接反解实际攻角指令,具有较高的工程实用价值,数学仿真验证了该方法的有效性。

关键词:再入飞行器;自抗扰控制;扩张观测器;剖面跟踪律;环境不确定性;阻力剖面

本文引用格式:霍斯琦,范世鹏,高琦,等.基于自抗扰的再入飞行器阻力加速度跟踪技术[J].兵器装备工程学报,2019,40(1):154-158.

Citation format:HUO Siqu, FAN Shipeng, GAO Qi, et al. Drag Profile Tracking Law Based on Active Disturbance Rejection Control Theory for Reentry Vehicles[J]. Journal of Ordnance Equipment Engineering, 2019, 40(1): 154-158.

中图分类号:TJ765.4;V448.2

文献标识码:A

文章编号:2096-2304(2019)01-0154-05

Drag Profile Tracking Law Based on Active Disturbance Rejection Control Theory for Reentry Vehicles

HUO Siqu^{1,2}, FAN Shipeng^{1,2}, GAO Qi³, JIA Jingya³

(1. Beijing Aerospace Automatic Control Institute, Beijing 100854, China;
2. Capital Aerospace Machinery Corporation, Beijing 100854, China;
3. Capital Aerospace Machinery Company, Beijing 100076, China)

Abstract: For reentry vehicles, traditional nominal profile tracking method lacks robustness under various environmental uncertainties and navigational height error. To improve it, a highly-adaptive tracking law has been achieved based on Active Disturbance Rejection Control Theory. Firstly, a drag acceleration control model was presented and translated into a linear system with disturbance, which is consist of time-varying nonlinear characteristics in the control model and additional influence caused by parameter deviations and navigation error. And then an extended state observer was introduced to observe the disturbance. At last, a state feedback control law with disturbance error compensation was designed according to the tracking error state space derived, to obtain the tracking law. This law has easily-tuning parameters and excellent tracking performance under large parameter deviations. Real-time attack angle commands can also be worked out using nominal atmospheric density, aerodynamic parameters and navigation result with height error. Simulation demonstrates its effectiveness.

Key words: reentry vehicle; active disturbance rejection control; extended state observer; profile tracking law; environmental uncertainties; drag profile

收稿日期:2018-09-15;修回日期:2018-10-25

作者简介:霍斯琦(1994—),女,硕士,主要从事再入飞行器制导与控制技术研究,E-mail:huosiqi125@163.com。

通讯作者:范世鹏(1986—),男,高级工程师,主要从事再入飞行器制导与控制技术研究,E-mail:fspzxm@sina.com。

标称轨迹跟踪法是一种非常经典的再入制导方法,用来满足终端速度、终端高度、总航程的终端约束和热流、过载、动压等过程约束。然而,标称轨迹跟踪法对大气密度偏差、气动系数偏差等环境不确定性以及导航高度偏差^[1]的适应性变差^[2],针对这一问题,有些学者提出可以先对各种不确定性进行辨识^[3-5],然后据此对标称轨迹对应的标称控制量以及跟踪反馈控制律参数进行修正。另有一些非主流的方法,如文献[6]基于自适应补偿思想,通过加入一个标称控制修正量使各种不确定因素下弹道跟踪误差收敛速度与标称情况相同;文献[7]通过分析再入初始高度偏差和气动系数偏差对动压影响,提出根据初始高度调整制导指令和根据下沉率进行过载指令补偿的闭环制导方法。

随着自抗扰控制技术的发展,强适应性跟踪律设计问题有了新的解决思路,即将这类制导问题转化成存在扰动的线性系统控制问题,通过不加区分的将各种偏差综合影响视作飞行控制系统中的扰动,利用扩张观测器对其进行观测并在原有制导律中进行动态补偿^[8],来提高制导律的适应性。文献[9]应用微分平坦原理将飞行器纵向质心运动模型转化为两个二阶线性定常积分链系统,并基于自抗扰思想对大气密度、气动系数偏差带来的影响进行补偿,但是以质心运动方程形式表示的标称轨迹的设计和存储所需保障较为复杂,且该方法并不适应于存在导航高度偏差情况;文献[10]对平衡滑翔飞行器设计自抗扰跟踪律跟踪阻力-能量剖面(D-E剖面),得到速度滚转角控制指令,然而这里的扰动是指阻力加速度控制模型中的强时变非线性动态部分,与环境不确定性与导航高度偏差对模型的影响无关;文献[11]针对平衡滑翔飞行器再入模型参数不确定问题,根据自抗扰控制方法对参数拉偏不敏感的特性设计阻力加速度跟踪律,但该方法仍需对阻力加速度控制模型中非线性动态部分求导,前期推导工作较复杂,且控制参数的选取没有给出明确说明,亦没有对导航高度偏差问题进行讨论。

本文基于自抗扰控制理论,设计阻力-能量剖面的强适应性跟踪律,做到在存在各种环境不确定性和导航高度偏差条件下,跟踪效果良好,并通过数学仿真,验证了本文算法的有效性。

1 模型建立

不考虑地球扁率及地球自转的影响,高超声速 SIT 飞行器在纵向平面内的三自由度无量纲动力学方程为:

$$\begin{aligned} \dot{R} &= V \sin \gamma \\ \dot{V} &= -\bar{D} - \sin \gamma / R^2 \\ \dot{\gamma} &= [\bar{L} + (V^2 - 1/R) \cos \gamma] / V \end{aligned} \quad (1)$$

其中:

$$\begin{aligned} \bar{D} &= \frac{D}{g_0} = \frac{\rho(VV_c)^2 S_{ref} C_D}{2m \cdot g_0} \\ \bar{L} &= \frac{L}{g_0} = \frac{\rho(VV_c)^2 S_{ref} C_L}{2m \cdot g_0} \end{aligned} \quad (2)$$

分别为无因次阻力加速度和无因次升力加速度; R 为无量纲地心矢径, $R = r/R_0$, $R_0 = 6\,356\,766\text{ m}$ 为地球平均半径, r 为飞行器实际地心矢径; V 无量纲相对运动速度, $V = V_d/V_c$, $V_c = \sqrt{g_0 R_0}$, $g_0 = 9.81\text{ m/s}^2$, V_d 为相对地球运动速度; γ 为弹道倾角;以上求导为对无量纲时间 τ 求导, t 为飞行时间, $\tau = t/tscale$, $tscale = \sqrt{R_0/g_0}$ 。

本文采用的再入制导策略是使飞行器定总攻角飞行,通过控制攻角来控制纵向加速度分量,从而控制高度,最终达到控制阻力加速度,使其跟踪标称阻力剖面的效果。控制量为升力加速度(唯一取决于攻角)的阻力加速度控制模型为^[10]:

$$\begin{aligned} \ddot{D} &= \left(-\frac{D}{h_s} - \frac{2Dg}{V^2}\right)u - \frac{2D}{V}\dot{D}\dots + \\ &\left(\left(\frac{1}{h_s} + \frac{2g}{V^2}\right)(g - V^2/R) + \frac{\dot{D}}{D}\left(\frac{\dot{D}}{D} + \frac{\dot{V}}{V}\right) - \frac{4\dot{V}^2}{V^2}\right)D \end{aligned} \quad (3)$$

其中, $u \triangleq L, D, L$ 分别为 \bar{D}, \bar{L} 简写, D' 为 D 对 τ 的导数。

2 D-E 剖面的强适应性跟踪律设计

在标称剖面给定的前提下,跟踪律的设计问题即为跟踪误差状态空间的有限时间镇定问题。首先可根据标称剖面推算阻力加速度状态空间中控制量及各状态量的参考值,得到:

$$\begin{cases} D_r' = \dot{D}_r \\ \dot{D}_r' = b_r u_r + a_1 \dot{D}_r + w_r \end{cases} \quad (4)$$

其中,下标 r 表示某一反能量 e 所对应的各参考值, D_r 为参考阻力加速度, \dot{D}_r 为参考阻力加速度变化率, u_r 为参考控制量; b_r 为参考控制矩阵系数,通常设为 $b_r = -\frac{D_r}{h_s} - \frac{2D_r g}{V^2}$,可做适当调整;根据自抗扰理论, a_1 可设置为固定的系统矩阵系数,此处取为 $-\frac{2D_r}{V}$ 在整个飞行全程的均值,剩余部分归入干扰量。

那么 w_r 为参考干扰,表达式为

$$\begin{aligned} w_r &= \left(-\frac{2D_r}{V} - a_1\right)\dot{D}_r + \left(\left(\frac{1}{h_s} + \frac{2g}{V^2}\right)(g - V^2/R)\dots + \right. \\ &\left. \frac{\dot{D}_r}{D_r}\left(\frac{\dot{D}_r}{D_r} + \frac{\dot{V}_r}{V}\right) - \frac{4V_r^2}{V^2}\right)D_r \end{aligned} \quad (5)$$

而实际弹道的阻力加速度状态空间也可以表示成相似的形式

$$\begin{cases} D' = \dot{D} \\ \dot{D}' = b_r u + a_1 \dot{D} + w \end{cases} \quad (6)$$

这里干扰量 w 由两部分组成,前一部分 w_1 可看作系统内扰,代表阻力加速度控制模型自身所包含的时变强非线性动态,

而后一部分 w_2 则看作系统外扰,代表气动偏差(阻力系数偏差、大气密度偏差)和导航高度偏差对阻力加速度控制模型的影响。

$$\begin{aligned} w &= w_1 + w_2 \\ w_1 &= \left(-\frac{D}{h_s} - \frac{2Dg}{V^2} - b_r\right)u + \left(-\frac{2D}{V} - a_1\right)\dot{D}\dots + \\ &\quad \left(\left(\frac{1}{h_s} + \frac{2g}{V^2}\right)(g - V^2/R) + \frac{\dot{D}}{D}\left(\frac{\dot{D}}{D} + \frac{V}{V}\right) - \frac{4V^2}{V^2}\right)D \\ w_2 &= \left(-\frac{D}{h_s} - \frac{2Dg}{V^2}\right)(u' - u) \end{aligned} \quad (7)$$

w_2 的产生可理解为当考虑气动偏差(阻力系数偏差、大气密度偏差)和导航高度偏差时,相同的指令攻角 α_c 对应的控制量由 u 变为 u' 所带来的附加控制作用,如果在设计控制量 u 时考虑各种环境不确定性和导航高度偏差导致的附加控制作用,并在设计控制律时主动将其补偿抵消掉,那么就可以认为这种新型的控制律对各种环境不确定性和导航高度偏差不敏感,具有较强适应性。

式(6)与式(4)相减可得到跟踪误差状态空间:

$$\begin{cases} \Delta D' = \Delta \dot{D} \\ \Delta \dot{D}' = b_r \Delta u + a_1 \Delta \dot{D} + \Delta w \end{cases} \quad (8)$$

其中 $\Delta(\cdot)$ 代表各状态量、控制量、干扰量实际值与参考值的偏差。在状态偏差量、干扰偏差量已知的前提下,则可以进行状态反馈律设计与动态补偿使跟踪误差状态在有限时间内收敛至近乎为零,完成 D-E 剖面跟踪。跟踪律设计为

$$\begin{aligned} \Delta u &= -\frac{1}{b_r}(\gamma_{gz}^2 \Delta D + (2\gamma_{gz} + a_1) \Delta \dot{D} + \Delta w) \\ (\gamma_{gz} > 0) \end{aligned} \quad (9)$$

将式(9)代入式(8)得:

$$\begin{cases} \Delta D' = \Delta \dot{D} \\ \Delta \dot{D}' = -\gamma_{gz}^2 \Delta D - 2\gamma_{gz} \Delta \dot{D} \end{cases} \quad (10)$$

可见这里通过状态反馈与动态补偿将系统极点配置为双重负实根,保证了跟踪误差状态镇定,唯一需要设计的极点位置 γ_{gz} 与跟踪速度直接相关,决定跟踪性能。实际控制量 $u = u_r + \Delta u$ 随之可算得,而指令攻角 α_c 可根据标准大气密度、未拉偏气动参数和惯组输出导航高度由 u 反推。根据定义:

$$u = \frac{\rho_0 e^{-h_{gz}/h_s} (VV_c)^2 S_{ref} C_{Lbc}}{2m \cdot g_0} \quad (11)$$

则反推得到:

$$\alpha_c = C_{Dk} \left(\frac{2umg_0}{\rho_0 e^{-h_{gz}/h_s} (VV_c)^2 S_{ref}} \right) Z \quad (12)$$

其中 C_{Lbc} 为标称升力系数, h_{gz} 为惯组输出高度, C_{Lbc}^{-1} 为由升力系数反求攻角的逆函数。

然而各状态偏差量、干扰偏差量的获得需要对系统式(6)中各状态量,干扰量进行观测,这便需要构建扩张状态观测器(ESO)。跟踪律的实现需要状态观测与动态补偿,从而达到重构被控对象的目的,得到想要的动态性能,满足自抗

扰控制的核心思想。可以说,将自抗扰思想用于阻力加速度跟踪设计,可以提高该跟踪律对环境不确定性和导航高度偏差的适应性。

就 ESO 构建方面,本文参考文献[12]构建基于有限时间输出反馈的线性扩张状态观测器,将系统式(6)的状态扩

张为 $x_e = \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D \\ \dot{D} \\ w \end{bmatrix}$, 则扩张状态空间可表示为

$$\begin{aligned} \dot{x}_e &= A_1 x_e + B_1 u + B_2 \dot{w} \\ y &= C_1 x_e \end{aligned} \quad (13)$$

其中

$$A_1 = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & a_1 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, B_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ b_r \\ 0 \end{bmatrix}, B_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, C_1 = [1 \quad 0 \quad 0]$$

对 x_e 构建扩张观测器 1

$$\begin{aligned} \dot{z} &= A_1 z + B_1 u + B_2 u_0 \\ y_z &= C_1 z \end{aligned} \quad (14)$$

则式(14)与式(13)作差得:

$$\begin{aligned} \dot{e} &= A_1 e + B_2 (u_0 - \dot{w}) \\ y_e &= C_1 e \end{aligned} \quad (15)$$

那么在 (A_1, C_1) 可观, (A_1, B_2) 可控的前提下,可以对 e 构建扩张观测器 2 进行观测,并以观测量设计状态反馈使 e 在有限时间内收敛至指定精度范围,从而保证扩张观测器 1 的性能。构建的扩张观测器 2 如下:

$$\dot{\xi} = A_1 \xi + B_2 C_k \xi + B_k C_1 (e - \xi) \quad (16)$$

而反馈控制律为 $u_0 = C_k \xi$ 。合理选择参数 γ 使得:

$$\begin{aligned} \lambda_i (A_1 + B_2 C_k) &= -\gamma \quad (i = 1, 2, 3), (\gamma > 1) \\ \lambda_i (A_1 - B_k C_1) &= -\gamma \end{aligned} \quad (17)$$

并据此计算观测器矩阵 B_k, C_k , 即可设计出满足性能要求的观测器,得到 w 的实时观测值 \hat{w} 用于后续的跟踪律设计。

3 仿真分析

本文的研究对象为某低空飞行的 STT 飞行器,较之平衡滑翔飞行器,其机动距离更短,减速范围更小。标称剖面在此直接给出,为一条位于再入走廊内且满足终端速度、高度约束及航程约束的给定剖面。ESO 的唯一设计参数 γ 取 $8.5 \times t_{scale}$,跟踪律的唯一设计参数 γ_{gz} 取 $0.3 \times t_{scale}$, t_{scale} 为上文提到的时间归一化因子, a_1 固定为 -12.5 。

当大气密度、气动系数均负极性拉偏 20% 时, ESO 中 $\hat{D}, \hat{\dot{D}}, \hat{w}$ 观测情况如图 1 所示。

可见观测器开启及控制律切换时,各阶观测输出都会有不同幅度的动态过程,阶数越高,幅度越大,但均在有限时间内趋于稳定,较好跟踪实际值。

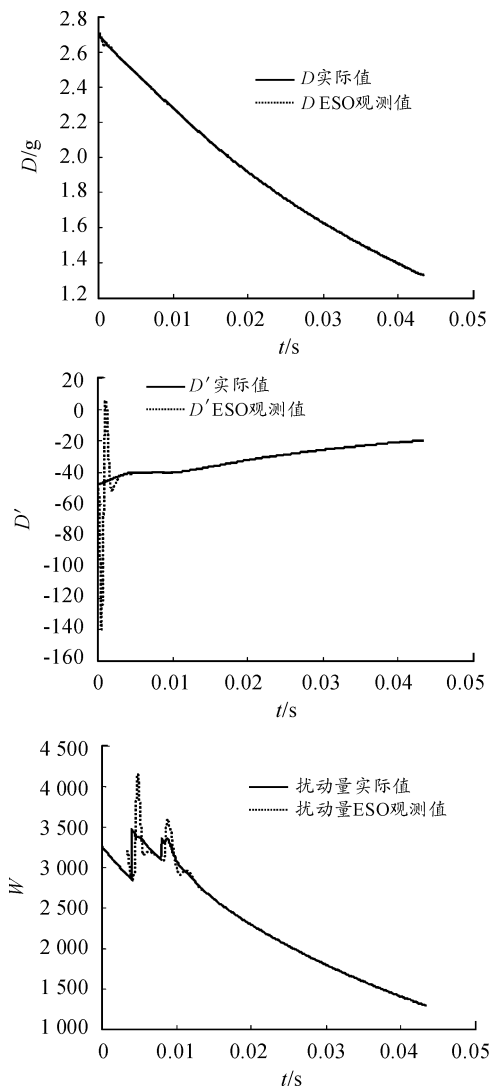


图1 ESO观测情况

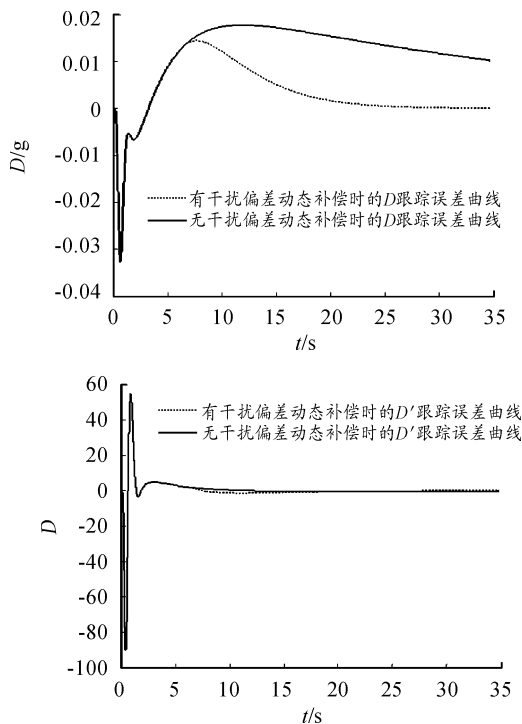


图2 跟踪误差时间曲线

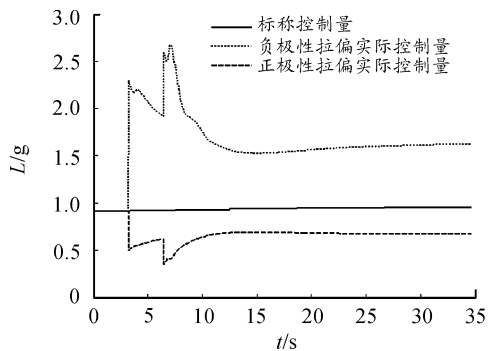


图3 正/负极性拉偏时控制量的时间曲线

图2为有干扰偏差补偿和无干扰偏差补偿时两跟踪误差状态随时间变化的曲线,即标称弹道跟踪情况。

存在干扰偏差补偿时,阻力加速度跟踪误差在28 s之后恒为零,说明本文讨论的跟踪控制指令算法不仅对大气密度、气动系数偏差有强适应性,而且最终达到的跟踪效果良好;而缺少干扰偏差补偿时,阻力加速度跟踪误差始终无法归零,说明剖面跟踪性能较差,影响打击终端航程约束。

图3为大气密度、气动系数均拉偏20%和均拉偏-20%两种情况下实际控制量变化情况。当跟踪误差状态归零后,可以看到,实际控制量与标称控制量不等,负极性拉偏时的比标称控制量大,正极性拉偏时的比标称控制量小。原因在于负极性拉偏时,产生同样控制作用所需攻角更大,则根据实际控制量定义,由攻角、标称大气密度、未拉偏气动系数求得的实际控制量会变大,正极性拉偏情况同理。该现象恰证明本文的跟踪控制指令算法会根据实际大气密度、气动系数进行调整,凸显其对环境不确定性的强适应性。

考虑导航高度偏差影响,当大气密度、气动系数均拉偏20%且存在3 km导航高度偏差(惯组输出高度值总是比飞行实际高度高3 km)时,跟踪律效果及控制量曲线如图4,图5可见,跟踪效果良好且控制量正常。

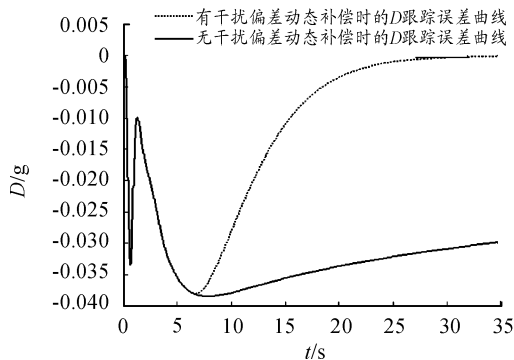


图4 存在导航高度偏差时跟踪误差曲线

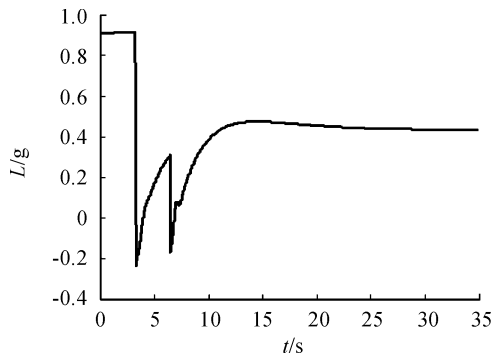


图5 存在导航高度偏差时控制量曲线

4 结论

仿真结果表明,在存在大气密度、气动系数、导航高度偏差条件下,该跟踪律跟踪效果良好且参数设计简单,不需要系统提供阻力加速度微分信息,又可以根据标称大气密度气动参数和存在偏差的导航高度直接反解实际攻角指令,具有一定的工程应用价值。

参考文献:

- [1] 李冬,龚磊.初始误差和制导工具误差的线性估计方法[J].兵器装备工程学报,2018,39(7):106-110.
- [2] 赵汉元.飞行器再入动力学与制导[M].长沙:国防科技大学出版社,1997.

- [3] 卢宝刚.助推-滑翔导弹轨迹设计与制导方法研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2016.
- [4] 李惠峰.高超声速飞行器制导与控制技术[M].北京:中国宇航出版社,2012.
- [5] 廖海波.基于反演法的某制导迫弹鲁棒自适应控制器设计[J].兵器装备工程学报,2016,37(5):70-73.
- [6] 罗天巡,胡军.一种基于标准弹道法的自适应制导律设计[J].空间控制技术与应用,2014,40(2):42-45.
- [7] 吴了泥,黄一敏,杨一栋.RLV亚轨道再入段制导技术[J].系统工程与电子技术,2009,31(12):2942-2945.
- [8] 高广林,刘勇志.基于Lyapunov函数的非线性系统自适应容错控制研究[J].四川兵工学报,2009,30(9):5-8.
- [9] 董晨.高超声速滑翔飞行器自适应有限时间制导方法[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2014.
- [10] 孙明玮,焦纲领,杨瑞光,等.滑翔飞行器阻力-能量剖面制导的自抗扰跟踪[C]//Proceedings of the 29th Chinese Control Conference. 2010(7):3260-3263.
- [11] 陈上上,何英姿,张钊,等.再入飞行器鲁棒自抗扰跟踪律设计[J].航天控制,2016,34(1):49-53.
- [12] 杨明,董晨,王松艳,等.基于有限时间输出反馈的线性扩张状态观测器[J].自动化学报,2015,41(1):59-65.

(责任编辑 杨继森)

(上接第134页)

参考文献:

- [1] 李焱奇,马世虎,韩晓飞,等.陀螺寻北仪快速定向辅助装置误差分析[J].地震地磁观测与研究,2016,37(2):137-142.
- [2] 蔡迎波,乔永严.单轴光纤陀螺寻北仪四位置寻北误差分析[J].光学与光电技术,2017,15(6):84-88.
- [3] 夏林元,鲍志雄,李成钢,等.北斗在高精度定位领域中的应用[M].北京:电子工业出版社,2016.
- [4] 王郁茗,邵利民.北斗三代卫星导航系统服务性能仿真评估[J].兵工自动化,2018(5):12-15.
- [5] 孙国强,田芳宁.高机动雷达方位标定方法[J].四川兵工学报,2014,35(9):14-16,24.

- [6] 马林,管兴海,张琦.考虑随机误差传递的高空风计算方法[J].兵器装备工程学报,2016,37(8):173-176.
- [7] 蒋平,赵建玉,魏军.误差理论与数据处理[M].北京:国防工业出版社,2014:79-101.
- [8] 徐诚,黄大庆.无人机光电侦测平台目标定位误差分析[J].仪器仪表学报,2013,34(10):2265-2270.
- [9] 张红良,武元新,查亚兵,等.高精度惯测组合标定误差分析[J].国防科技大学学报,2010,32(1):142-146.
- [10] 宋丹,刘金国,吴国栋.基于蒙特卡罗法的测绘相机标定误差分析[J].光电子技术,2008(3):177-179,183.
- [11] 尚磊云,唐硕.基于方差分析的Monte-Carlo制导精度分配方法研究[J].飞行力学,2009,27(3):93-96.

(责任编辑 周江川)