

基于最优控制/自抗扰控制的直/气复合 控制系统设计研究

陈光山¹, 车 荣², 夏 斌¹, 彭继平¹, 廖幻年¹, 刘 露¹

(1. 上海航天控制技术研究所, 上海 201109; 2. 上海机电工程研究所, 上海 201109)

摘要:为提升控制系统的性能,对直/气复合控制导弹的控制系统设计进行了研究。以俯仰通道为例,用最优控制理论设计了基于状态反馈的导弹俯仰通道控制回路,用线性二次型调节器(LQR)获得控制律。给出了加权矩阵的选取方法:依次调整表征过载偏差、角加速度和角速度的权重,使求出的反馈增益系数满足要求。针对状态反馈控制律无法快速抑制直接力开启带来的干扰问题,用自抗扰控制(ADRC)理论改进了控制器,通过构建状态观测器在线实时估计外界干扰并予以补偿,快速抑制扰动。仿真结果表明:用最优控制/自抗扰控制设计的控制器跟踪速度快,动态过程平稳并具有较强的干扰抑制能力,提高了系统的鲁棒性。

关键词:导弹;直/气复合控制;俯仰通道;最优控制;自抗扰控制器;状态观测器;干扰抑制

中图分类号:TJ765.2

文献标志码:A

DOI:10.19328/j.cnki.1006-1630.2018.04.002

Study on Aerodynamic/Reaction Blended Control System Design Based on Optimal Control and Auto-Disturbance-Rejection Control

CHEN Guangshan¹, CHE Rong², XIA Bin¹, PENG Jiping¹, LIAO Huannian¹, LIU Lu¹

(1. Shanghai Aerospace Control Technology Institute, Shanghai 201109, China;

2. Shanghai Electro Mechanical Engineering Institute, Shanghai 201109, China)

Abstract: The design of aerodynamic/reaction blended control system is studied to improve the performance of control system in this paper. Taking pitch channel as an example, the control loop of the missile based on state feedback is designed by optimal control theory, and the control law is obtained by linear quadratic regulator (LQR). The determination method of weighted matrix is given. The weights of overload deviation, angular acceleration, and angular velocity are adjusted in order to make the derived feedback gain factor meet the requirement. To solve the problem that disturbance caused by reaction force opening cannot be suppressed quickly by the state feedback control law, the controller is amended by auto-disturbance-rejection control (ADRC) theory. The outer disturbance is estimated and compensated in real time by using state observer, and the disturbance is therefore suppressed quickly. The simulation results show that the controller designed by optimal control and ADRC can realize fast tracking with smooth dynamic process and strong disturbance resistance. The robustness of the control system is improved.

Keywords: missile; aerodynamic/reaction blended control; pitch channel; optimal control; auto-disturbance-rejection controller; state observer; disturbance resistance

0 引言

为改善导弹的性能,利用直接侧向力辅助导弹改变姿态或直接改变质心运动已在导弹控制系统中

得到愈加广泛的应用。研究表明,这种技术能使导弹获得更快的响应速度和更高的机动过载,从而有效减小导弹在攻击高空目标时因空气舵效率下降而

收稿日期:2017-02-24;修回日期:2017-03-03

基金项目:上海航天科技创新基金(SAST2017086)

作者简介:陈光山(1988—),男,硕士,工程师,主要研究方向为飞行控制技术。

造成的脱靶量。根据直接力作用方式的不同,可将直/气复合控制系统分为姿控式和轨控式 2 种。对于轨控式系统,因发动机燃料有限,故直接力发动机仅在飞行末段开启,通过开启直接力直接产生通过质心的推力,从而快速建立过载。然而,直接力开启后,受质心偏移和侧向喷流效应的影响,俯偏通道会产生强烈的气动干扰,并引起复杂的耦合现象,给控制系统设计带来困难。文献[1]用模糊控制方法设计了复合控制系统的自动驾驶仪,但仅控制了直接侧向力,忽略了气动舵的作用;文献[2]结合模糊逻辑和自适应技术研究多执行机构的姿态控制系统设计问题,基于模型参考自适应方法设计了自动驾驶仪,但将模糊控制方法用于姿态控制系统设计的主要问题在于模糊控制规则较难制定,具有一定的主观性;文献[3]给出了一种基于自适应滑模控制(ASMC)与模糊控制的自动驾驶仪的设计方法,用遗传算法对各参数进行优化,但在滑模面上易发生抖振现象,干扰条件下的控制精度不高,其应用受到限制;文献[4]提出了基于姿态定向约束的新型变结构滑模面,设计了末段拦截的 bang-bang 形式的轨控方案,在此方案中,轨控发动机输出定常推力并能获得较好的控制效果,但未考虑高空轨控发动机开启时的喷流引起的气动干扰,以及发动机推力响应和延迟特性;文献[5]针对高空轨控直/气复合控制难题设计了滑模鲁棒控制器,利用直接力控制实现过载指令跟踪,气动力控制稳定弹体姿态,然而,侧向推力以比例调节的形式作用于弹体,在工程实现中存在一定的难度,不利于工程化应用。

本文利用最优控制理论设计了一种基于状态反馈的控制器,并针对状态反馈控制律无法很好解决外加干扰和耦合影响系统性能的问题,用自抗扰控制理论对控制回路进行了改进。设计状态观测器对外部未知扰动进行实时观测并加以处理,其输出作为前馈补偿量对舵指令进行补偿,并设计不同的仿真案例对比验证了 2 种控制方案。

1 控制器设计

对于采用轨控式直接力的导弹,滚动通道仅由气动力进行滚转稳定控制,俯偏通道利用直接力和气动力进行过载控制。因此,本文以俯仰通道为例,介绍直/气复合控制系统设计。

1.1 基于 LQR 的控制器设计

轴对称导弹的俯仰通道与偏航通道具有对称

性,只需研究其中一个通道的控制回路即可。以俯仰通道为例,在线性化小扰动理论的基础上,考虑外界干扰力矩的影响,导弹俯仰通道刚体运动数学模型可表示为

$$\begin{cases} \dot{\vartheta} + a_1 \dot{\vartheta} + a_2 \alpha + a_3 \delta_p + f/J_z = 0 \\ \dot{\theta} - a_4 \alpha - a_5 \delta_p = 0 \\ \omega_z = \dot{\vartheta} \\ \vartheta = \theta + \alpha \\ N_p = v_m \dot{\theta}/g \end{cases} \quad (1)$$

式中: ϑ 为俯仰角; α 为攻角; δ_p 为俯仰舵偏角; θ 为弹道倾角; ω_z 为俯仰角速度; N_p 为俯仰过载; v_m 为导弹速度; f 为干扰力矩; J_z 为俯仰通道转动惯量; g 为重力加速度; $a_1 \sim a_5$ 为动力系数^[6-8]。

令状态变量 $X = [\omega_z \quad \alpha \quad u_p]^T$, 输出变量 $Y = [N_p \quad \omega_z \quad \dot{\omega}_z]^T$, 控制变量 $U = \dot{u}_p$ 。此处: u_p 为舵指令。则不考虑干扰时,式(1)的状态空间可描述为

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + BU \\ Y = CX \\ A = \begin{bmatrix} -a_1 & -a_2 & -k_D a_3 \\ 1 & -a_4 & -k_D a_5 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \\ B = [0 \quad 0 \quad 1]^T \\ C = \begin{bmatrix} 0 & -\frac{v_m a_4}{g} & -\frac{v_m k_D a_5}{g} \\ 1 & 0 & 0 \\ -a_1 & -a_2 & -k_D a_3 \end{bmatrix} \end{cases} \quad (2)$$

式中: k_D 为舵系统传递系数。

当 $a_3 a_4 - a_2 a_5 \neq 0$, 即 C 可逆时,经线性变换 $X_1 = CX$, 系统的状态空间表达式变为

$$\begin{cases} \dot{X}_1 = A_1 X_1 + B_1 U_1 \\ Y_1 = X_1 \\ X_1 = [N_p \quad \omega_z \quad \dot{\omega}_z]^T \\ U_1 = \dot{u}_p \\ A_1 = CAC^{-1} \\ B_1 = CB \end{cases} \quad (3)$$

这样就将式(2)表示的输出反馈问题转为式(3)表示的状态反馈问题。

式(3)可等价为一个无限时间状态调节问题,用 LQR 即可求得控制律^[9]。取目标函数 J 为

$$\min J = \int_0^{\infty} [(X_1)^T Q X_1 + (U_1)^T R U_1] dt \quad (4)$$

式中: Q, R 为加权矩阵。

对应的控制输入为

$$\dot{u}_p = \mathbf{K} [N_p \quad \omega_z \quad \dot{\omega}_z]^T \quad (5)$$

式中: \mathbf{K} 为反馈增益, 且

$$\mathbf{K} = -\mathbf{R}^{-1} (\mathbf{B}_1)^T \mathbf{P} \quad (6)$$

式中: \mathbf{P} 为代数 Riccati 方程

$$(\mathbf{A}_1)^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A}_1 - \mathbf{P} \mathbf{B}_1 \mathbf{R}^{-1} (\mathbf{B}_1)^T \mathbf{P} + \mathbf{Q} = 0 \quad (7)$$

的解。

对俯仰通道, 要求过载输出 N_p 能快速准确跟踪过载指令 N_{pc} 。则相应地将目标函数改为

$$\min J = \int_0^{\infty} [(\mathbf{X}_2)^T \mathbf{Q} \mathbf{X}_2 + (\mathbf{U}_1)^T \mathbf{R} \mathbf{U}_1] dt \quad (8)$$

式中: $\mathbf{X}_2 = [N_p - K_{ss} N_{pc} \quad \omega_z \quad \dot{\omega}_z]^T$ 。此处: K_{ss} 为保证传输比为 1 的增益系数。此时系统的控制输入变为

$$\begin{aligned} \dot{u}_p &= \mathbf{K} \mathbf{X}_2 = K_1 (N_p - K_{ss} N_{pc}) + \\ &K_2 \omega_z + K_3 \dot{\omega}_z \end{aligned} \quad (9)$$

式中: $K_1 \sim K_3$ 分别为过载、角速率和角加速度回路的控制参数。

对式(9)两边积分, 得俯仰通道舵指令表达式为

$$\begin{aligned} u_p &= \frac{1}{s} K_1 (N_p - K_{ss} N_{pc}) + \\ &\frac{1}{s} K_2 \omega_z + K_3 \omega_z \end{aligned} \quad (10)$$

式中: s 为拉普拉斯算子。控制器结构恰与传统的复合控制回路结构相同, 这说明复合控制回路理论上是全局最优的控制结构, 在工程中能获得良好的控制效果。

1.2 加权矩阵选取

式(10)是在简化模型的基础上用最优控制理论求得的控制律, 其中反馈增益系数由目标函数决定。工程中的技术指标常以上升时间、超调量等时域指标的形式给出, 在设计中通过调整反馈增益系数使系统的快速性、稳定性和平稳性满足要求。因此, 用最优控制理论设计控制器的关键是建立目标函数与技术指标的关系, 通过合理选择加权矩阵, 使得求出的反馈增益系数满足要求。

相关文献指出, 对式(3)的单输入系统而言, 目标函数可等价

$$\min J = \int_0^{\infty} [(\mathbf{X}_2)^T \bar{\mathbf{Q}} \mathbf{X}_2 + (\mathbf{U}_1)^2] dt \quad (11)$$

式中: $\bar{\mathbf{Q}} = \text{diag}[q_{11} \quad q_{22} \quad q_{33}]$ 。此处: q_{11}, q_{22}, q_{33} 为加权系数。代入整理得

$$\begin{aligned} \min J &= \int_0^{\infty} [q_{11} (N_p - K_{ss} N_{pc})^2 + \\ &q_{22} (\omega_z)^2 + q_{33} (\dot{\omega}_z)^2 + (\dot{u}_{p0})^2] dt \end{aligned} \quad (12)$$

即目标函数为过载偏差、角速度、角加速度和舵偏速度的积分和, 而 q_{11}, q_{22}, q_{33} 表示各项间的权重^[8]。

目前并无完整的理论可用于建立加权矩阵与系统时域性能指标间的联系。根据大量仿真验证, 本文得出如下规律: q_{11} 表征过载偏差在目标函数中的权重, 其值越大, 过载偏差收敛越快, 系统调节时间更短, 超调量更小; q_{22} 表征角速度在目标函数中的权重, 其值越大, 角速度收敛越快, 系统超调量更小; q_{33} 表征角加速度在目标函数中的比重, 其值越大, 角加速度收敛越快, 系统半振荡次数越少。

在设计时可先调整 q_{11} , 使系统的快速性和幅值裕度基本满足要求; 若系统响应过程中存在半振荡, 则增大 q_{33} , 使半振荡次数为 0; 最后调整 q_{22} , 使阶跃指令作用下系统的超调量为 0。若此时系统的时域、频域指标均满足要求, 则由当前加权矩阵计算所得的反馈增益系数就是一组可行的控制参数。

1.3 状态反馈控制律问题

基于状态反馈的控制器的机理是将系统特性的改造过程转换为系统状态的调节过程。当系统受干扰偏离平衡状态时, 由状态偏差形成的控制信号在一定时间内能使系统恢复到原平衡状态。该控制方法的优点是无需获知干扰的先验信息, 仅利用干扰激励产生的状态偏差形成控制信号, 即能起到抑制干扰的作用。但这种被动式的控制方法无法快速抑制干扰, 尤其对直/气复合控制系统而言, 在直接力工作过程中, 弹体姿态短时间内受到较大扰动, 若无法快速稳定姿态, 则将影响控制品质, 甚至造成弹体失稳。

考虑到自抗扰控制具有自动检测和补偿系统内扰、外扰的特点, 本文用自抗扰控制技术对状态反馈控制律进行改进。

1.4 自抗扰控制器设计

自抗扰控制器(ADRC)是一种观测加补偿的方法。它综合了经典控制理论和现代控制理论的优点, 可自动观测系统模型不确定性和外扰的实时作用并予以补偿, 因此基于 ADRC 设计的控制器不依赖于被控对象的精确数学模型, 抗干扰能力强, 控制效果佳^[10-12]。

若令式(1)中的 ω_z 为 x_1 , $-a_1\omega_z - a_2\alpha + f/J_z$ 为 x_2 , 则微分方程变为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 - k_D a_3 u_p \\ y = x_1 \end{cases} \quad (13)$$

式(1)经过状态重构,相当于将外加干扰视为系统的一个状态。为实时估计干扰的大小,构建的状态观测器可表示为

$$\begin{cases} e = z_1 - y \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_1 e + b u_p \\ \dot{z}_2 = -\beta_2 e \end{cases} \quad (14)$$

式中: β_1, β_2, b 为观测器参数。通过合理选择 β_1, β_2, b 的值,状态观测器的输出 z_2 即可精确跟踪 x_2 。利

用状态观测器的输出,借鉴前馈控制原理,将式(10)的控制律调整为

$$U_p = \frac{1}{s} K_1 (N_p - K_{ss} N_{pc}) + \frac{1}{s} K_2 \omega_z + K_3 \omega_z - \frac{z_2}{b} \quad (15)$$

经自抗扰控制理论改进后的俯仰通道控制原理如图 1 所示,图中: N_{yc} 表示俯仰通道过载指令, N_y 表示弹体 y 方向的过载, U_{Ny} 表示加速度计敏感到的过载, ω_z 表示弹体的俯仰角速率, $U\omega_z$ 表示速率陀螺敏感到的俯仰角速率, U_{p0} 表示复合回路计算得到的俯仰舵指令, U_p 表示经自抗扰控制补偿后的俯仰舵指令。

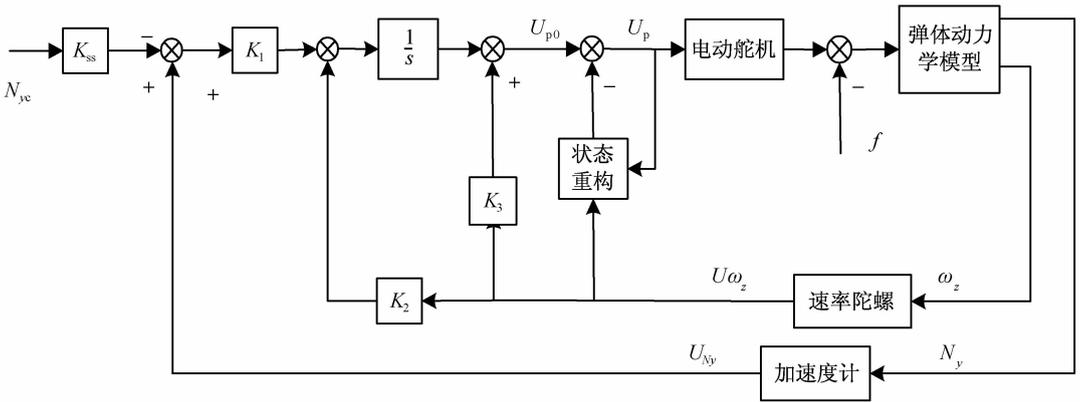


图 1 俯仰通道控制结构

Fig. 1 Structure of pitch channel control

2 仿真验证

某采用轨控式直/气复合控制的导弹在弹道末端开启直接力,选取末端中高空高速状态点进行仿真分析。令直接力开启辅助产生 5g 的过载,并充分考虑直接力输出响应时间常数 0.01 s,在仿真进行到 0.2 s 时加入 10g 的阶跃过载指令,持续时间为 1 s。

2.1 干扰条件下状态反馈控制效果

考虑直接力开启时由发动机喷流和直接力偏心造成的干扰力矩的影响,状态反馈控制律在有无干扰条件下的仿真结果如图 2 所示。仿真结果表明:在无干扰时,基于状态反馈设计的控制系统的过载输出能快速平稳跟踪指令;在有干扰时,系统过载响应出现 10% 的超调量,最大俯仰角速率增大 20%。这说明状态反馈在理想的气动环境中较好的控制

效能,但对抗动的抑制能力有限。

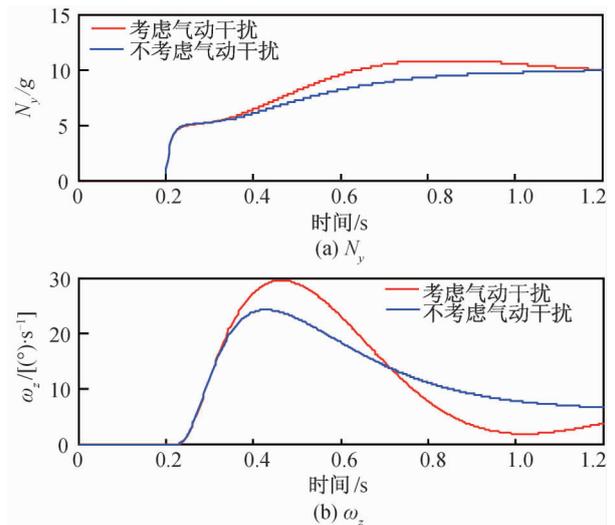


图 2 采用状态反馈控制律的系统响应

Fig. 2 System response of state feedback control law

2.2 干扰条件下不同控制方案效果

在同等量级的干扰下,采用状态反馈控制律和本文设计的控制律的仿真结果如图 3 所示。与状态反馈控制效果相比,采用改进控制律的系统在保证系统动态性能的同时,能较好地抑制干扰,系统的过载输出在附加干扰情况下仍能快速平稳地跟踪指令,超调量明显减小。

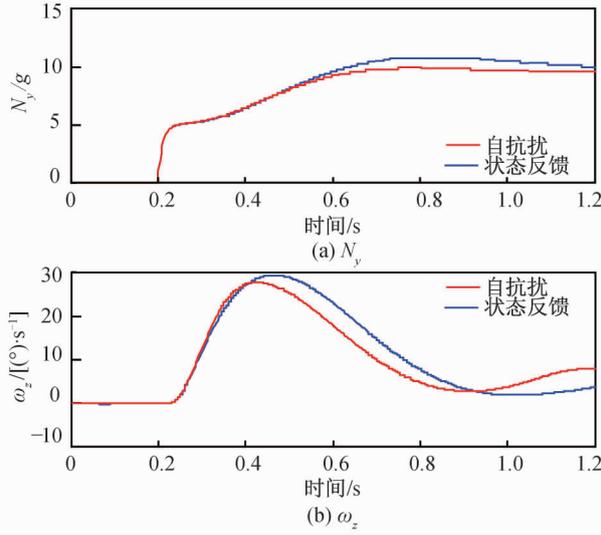


图 3 附加干扰时系统响应

Fig. 3 System response under superimposed disturbance

2.3 动力系数拉偏条件下不同控制方案效果

为进一步比较 2 种控制结构的区别,对静稳定系数进行 $\pm 30\%$ 的拉偏,考察不同控制结构对弹体本身气动不确定性的适应能力和抗干扰特性。系统响应仿真结果如图 4 所示,动力系数 a_2 仿真结果见表 1。

表 1 拉偏条件下动力系数 a_2 仿真结果

Tab. 1 Simulation results of aerodynamic parameter a_2 perturbations

方案	干扰条件	过载超调量/%	最大角速率/ $[(^{\circ})\cdot s^{-1}]$
状态反馈控制	0.7 倍拉偏	6.90	27.57
	1.3 倍拉偏	11.73	31.72
自抗扰控制	0.7 倍拉偏	0.00	24.30
	1.3 倍拉偏	5.20	28.30

由图 4 和表 1 可知,在 a_2 拉偏 $\pm 30\%$ 的条件下,2 种控制方案都能跟踪上过载指令,但在获得相同时域指标条件下,状态反馈控制方案的劣势明显。过载超调量和最大俯仰角速率的统计数据表明,采用自

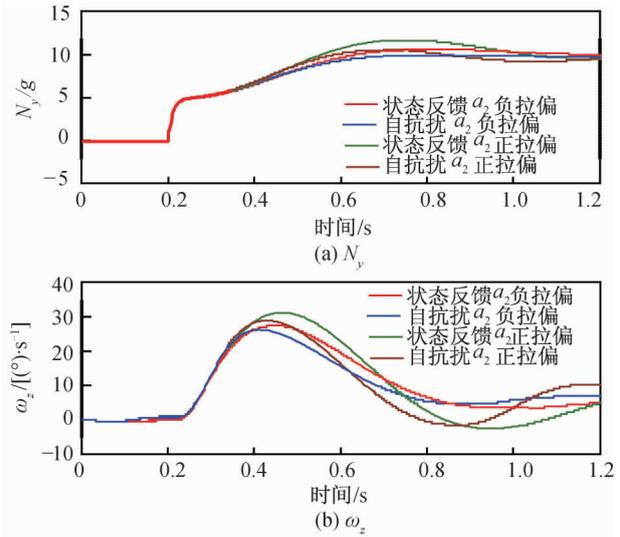


图 4 动力系数拉偏条件下系统响应

Fig. 4 System response of aerodynamic parameter perturbations

抗扰控制器能较好地避免超调角速率偏大的问题,对不确定性的容忍能力更强,鲁棒性更佳。

3 结论

本文用最优控制理论设计了基于状态反馈的导弹俯仰通道控制律。针对状态反馈控制律无法快速抑制并消除直/气复合控制中由直接力开启引起的干扰的问题,根据自抗扰控制理论改进了控制器,借鉴前馈控制方法,构建状态观测器在线实时估计外界干扰,并输出舵偏补偿量。该控制方法物理概念清晰,且易于工程实现,有较高的实用价值。仿真结果与理论设计值一致。仿真表明:用最优控制/自抗扰控制理论设计的俯仰通道控制回路在保证系统动态性能和稳定性的同时,对直接力工作期间引起的干扰和耦合有较强的抑制能力,改善了控制系统的动态品质,提高了系统的鲁棒性。

参考文献

- [1] SCHROEDER W K. Fuzzy logic autopilot synthesis for a nonlinearly behaved thruster-controlled missile [D]. Arlington: University of Texas, 1999.
- [2] MENON P K, IRAGAVARAPU V R. Adaptive techniques for multiple actuator blending[R]. AIAA, 1998-4494, 1998.
- [3] 董朝阳, 王枫, 高晓颖, 等. 基于自适应滑模与模糊控制的导弹直接力/气动力复合控制系统优化设计

- [J]. 航空学报, 2008, 29(1): 165-169.
- [4] 王洋, 周军, 赵斌, 等. 侧窗探测动能拦截器末段轨控方案[J]. 固体火箭技术, 2016, 39(4): 588-593.
- [5] 贾倩, 魏明英, 郭大勇. 高空轨控式直接侧向力/气动力复合控制方法[J]. 现代防御技术, 2015, 43(6): 61-67.
- [6] 王宇轩, 廖幻年, 朱雯雯. 防空导弹通道耦合抑制方法研究[J]. 上海航天, 2016, 33(3): 80-85.
- [7] 张春明. 防空导弹飞行控制系统仿真测试技术[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2014: 128-130.
- [8] 陈光山, 奚勇, 王宇轩. 直接力/气动力复合控制系统自适应滤波器设计[J]. 上海航天, 2016, 33(3): 86-90.
- [9] 李传江, 马广富. 最优控制[M]. 北京: 科学出版社, 2011: 241-290.
- [10] 韩京清. 从 PID 技术到“自抗扰控制”技术[J]. 控制工程, 2002, 9(3): 13-18.
- [11] 韩京清. 自抗扰控制技术[J]. 前沿科学, 2007(1): 24-31.
- [12] 韩京清. 自抗扰控制器及其应用[J]. 控制与决策, 1998, 13(1): 19-23.

(本文编辑:李栋颀)