

基于四元数的垂直发射拦截导弹姿态自抗扰控制

朱成, 陈谋, 姜长生
(南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016)

摘要: 针对运用欧拉角建立的垂直发射拦截导弹初始转弯阶段运动学方程存在奇异点的特点, 通过忽略空气动力的作用, 在仅考虑燃气舵的作用下, 采用四元数法建立了垂直发射拦截导弹的非线性数学模型。考虑到系统模型存在着非线性、不确定性、参数大摄动和忽略空气动力产生的未知外部扰动, 利用自抗扰控制器(ADRC)不依赖精确的数学模型, 并且可以动态补偿系统模型不确定和外部干扰的特点, 设计了一种基于四元数的自抗扰姿态控制器。仿真结果表明, 所设计的自抗扰姿态控制器具有良好的动态特性和强鲁棒性。

关键词: 垂直发射导弹; 姿态控制; 四元数; ADRC; 解耦

中图分类号: V448

文献标志码: A

文章编号: 1671-637X(2014)05-0006-05

ADRC of Vertical Launching Interceptor Missile Attitude Based on Quaternion

ZHU Cheng, CHEN Mou, JIANG Chang-sheng

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Considering the existing singular point problem in the initial turning phase motion equations of the vertical launch interceptor missile using Euler angle, by ignoring the aerodynamic effect and only taking the effect of jet vane into consideration, a nonlinear mathematical model of the vertical launching interceptor missile was established based on quaternion method. Considering the nonlinearities, parameter perturbation, uncertainties and the ignoring aerodynamic effects produced by the unknown external disturbances in the system model, the active disturbance rejection control (ADRC) was employed to handle them. The ADRC can dynamically compensate the model perturbation and external disturbances, which does not depend on precise mathematical model of the system. Therefore, an active disturbance rejection attitude controller was designed for the vertical launching interceptor missile by using the quaternion method. Simulation results show that good dynamic performance and strong robustness are obtained under the design of ADRC for the attitude control.

Key words: vertical launching missile; attitude control; quaternion; active disturbance rejection control (ADRC); decoupling

0 引言

在现代战争中, 由于垂直发射拦截导弹具有载弹量大、反应时间短、系统结构体积较小以及全方位攻击等优点, 在防空导弹拦截系统中得到普遍运用^[1]。然

而, 应用垂直发射技术的拦截导弹将不可避免地存在能量消耗大和杀伤区近界扩大的问题, 初始转弯段的姿态快速调转技术是解决垂直发射拦截导弹中这些问题的关键。国内外对垂直发射拦截导弹初始转弯控制已有大量研究, 文献[1]在基于反馈线性化的思想对导弹姿态进行解耦控制的基础上, 运用全局快速 Terminal 滑模变结构理论设计了姿态调转控制器; 文献[2]基于最优控制理论设计了一种次最速控制器分别对俯仰和滚转通道进行控制; 文献[3]运用四元数表示姿态角设计了并联式运载器滑模姿态控制器; 文献[4]在传统欧拉角建模的基础上运用自抗扰控制技术

收稿日期: 2013-06-06

修回日期: 2013-07-25

基金项目: 国家自然科学基金(61174102); 教育部新世纪优秀人才支持计划(NCET-11-0830); 江苏省自然科学基金(SBK2011069); 航空科学基金(20105152029)

作者简介: 朱成(1985—), 男, 江苏徐州人, 硕士生, 助工, 研究方向为兵器发射理论与技术。

设计了初始姿态复合控制器。

在传统飞行力学中,导弹相对于参考系的姿态是通过欧拉角描述的。但是在垂直发射初始转弯段中俯仰角 θ 、偏航角 ψ 将出现不确定性,并且方程出现奇异。为此,本文运用四元数法描述导弹的姿态运动,对任何参数也不会退化,而且只有4个参数,1个联系方程,同时还可减少三角函数运算,提高运算速度和精度^[5]。目前四元数法在飞行器建模与控制中已有大量的研究,在大攻角导弹姿态控制、卫星姿态控制以及垂直发射姿态控制中应用较多,如文献[3,6-7]均运用四元数进行建模分析,计算简单、理论清晰直接,能够达到和传统姿态角建模相同的效果,具有应用价值。

自抗扰控制器(ADRC)是由中国韩京清教授提出的新一代非线性控制器,具有不依赖于被控对象精确数学模型的特点,并且能够动态补偿系统模型的扰动和外扰^[8]。ADRC自产生以来,已经在难以准确建模和强烈干扰的系统中得到了充分的应用,其自身的优点也得到了广泛的认可。如文献[4]将ADRC在导弹姿态控制上进行了应用;文献[9]在无人机纵向通道控制运用ADRC进行设计;文献[10]把神经网络和ADRC相结合,扩展了ADRC应用的空间,也展现出良好的控制性能。

本文将ADRC理论应用到设计垂直发射拦截导弹初始转弯段姿态调转控制器中,利用扩张状态观测器实时观测系统模型不确定影响和未知外部扰动的特性,通过非线性组合控制律进行补偿解耦控制,实现高精度的姿态控制。仿真结果表明,所设计的ADRC是有效的。

1 垂直发射拦截导弹的姿态运动模型

本文采用的导弹模型在初始转弯阶段姿态控制过程中应用燃气舵控制的矢量控制技术,忽视空气动力的作用。在实际应用中燃气舵的模型需要考虑多方面因素的影响,为简便理论分析,视燃气舵的控制力矩与舵偏角近似成线性关系。

1.1 运动学模型

为了表明四元数建模的必要性,首先运用欧拉角表示姿态运动,即运用弹体坐标系和地面坐标系之间的转换关系进行建模,图1所示为导弹在上述坐标系中的分析图。图中: $Oxyz$ 、 $Ox_1y_1z_1$ 分别为地面坐标系和弹体坐标系; Ox_{01} 为 Ox_1 在水平面 Oxz 上的投影;面 Ox_1x_{01} 为包含弹体纵轴 Ox_1 的垂直平面; Oy_{01} 为 Oy_1 在面 Ox_1x_{01} 上的投影; θ 、 ψ 、 γ 分别为导弹的俯仰角、偏航角、滚转角; ω_x 、 ω_y 、 ω_z 分别为导弹弹体轴上的角速度。则3个欧拉角的变化率与弹体旋转角速度的关系可以通过微分方程表示^[3]为

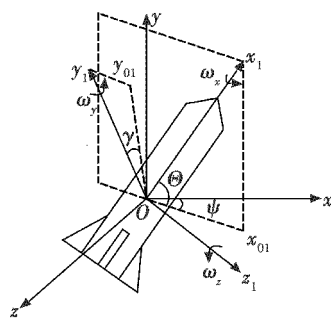


图1 导弹运动学示意图

Fig. 1 Missile kinematic diagram

$$\begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\gamma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \sin \gamma & \cos \gamma \\ 0 & \cos \gamma / \cos \theta & -\sin \gamma / \cos \theta \\ 1 & -\cos \gamma \sin \theta / \cos \theta & \sin \gamma \sin \theta / \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (1)$$

从式(1)可以看到,当 $\theta = 90^\circ$ 时,出现奇异,而运用四元数法表示姿态运动,则^[5]

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0^* \\ \dot{q}_1^* \\ \dot{q}_2^* \\ \dot{q}_3^* \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

四元数是由标量和矢量构成的代数和,表示为 $Q = q_0 + q_1i + q_2j + q_3k$,且 $q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 = 1$,其中, i 、 j 、 k 为空间矢量分解的单位坐标矢量。由于计算过程中存在误差,四元数变换的正交性发生了改变,使得四元数范数,所以,需要进行范数的修正^[5],其修正后的表达式为

$$\begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} = \frac{1}{\sqrt{(q_0^*)^2 + (q_1^*)^2 + (q_2^*)^2 + (q_3^*)^2}} \begin{bmatrix} q_0^* \\ q_1^* \\ q_2^* \\ q_3^* \end{bmatrix} \quad (3)$$

1.2 动力学模型

将导弹视为刚体,导弹的操控作用力仅考虑燃气舵的作用,通过导弹喷管中4个燃气舵片的摆动可以产生导弹运动所需的俯仰力矩、偏航力矩和滚转力矩,从导弹尾部前视可知燃气舵装配位置,如图2所示。

考虑偏航角速度、俯仰角速度和滚转角速度之间的耦合作用,以及干扰力矩的作用,则动力学模型可以表示为

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & (J_y - J_z)\omega_z/J_x & 0 \\ 0 & 0 & (J_z - J_x)\omega_x/J_y \\ (J_x - J_y)\omega_y/J_z & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta_x \frac{L_\delta}{J_x} \\ \delta_y \frac{M_\delta}{J_y} \\ \delta_z \frac{N_\delta}{J_z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} M_{dx} \\ M_{dy} \\ M_{dz} \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中: J_x, J_y, J_z 为弹体坐标系三轴上的转动惯量; $\delta_x, \delta_y, \delta_z$ 为燃气舵的滚转舵偏角、俯仰舵偏角和偏航舵偏角; $L_\delta, M_\delta, N_\delta$ 为燃气舵在弹体坐标系三轴上相应的操纵系数; M_{dx}, M_{dy}, M_{dz} 为弹体坐标系三轴上的干扰力矩。

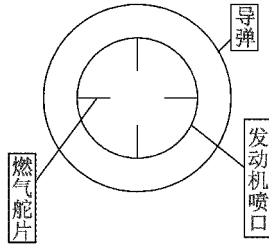


图2 燃气舵示意图

Fig.2 Sketch map of jet vane

由于垂直发射拦截导弹的舵偏角与弹体旋转角速度在工程实现中均存在极值,不妨具体选取为 $|\delta|_{\max} = 0.5 \text{ rad}$, $|\omega|_{\max} = 6 \text{ rad/s}$ 。

$$\text{令: } X_1 = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T; X_2 = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T; \\ U = [\delta_x \ \delta_y \ \delta_z]^T; M_d = [M_{dx} \ M_{dy} \ M_{dz}]^T;$$

$$B = \begin{bmatrix} \frac{L_\delta}{J_x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{M_\delta}{J_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{N_\delta}{J_z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} L & 0 & 0 \\ 0 & M & 0 \\ 0 & 0 & N \end{bmatrix};$$

$$F_1(X_1) = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -q_1 & -q_2 & -q_3 \\ q_0 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_0 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_0 \end{bmatrix};$$

$$F_2(X_2) = \begin{bmatrix} 0 & (J_y - J_z)\omega_z/J_z & 0 \\ 0 & 0 & (J_z - J_x)\omega_x/J_x \\ (J_x - J_y)\omega_y/J_x & 0 & 0 \end{bmatrix}。$$

综合考虑式(1)~式(4),则垂直发射拦截导弹初始姿态控制模型可表示为

$$\begin{cases} \dot{X}_1 = F_1(X_1)X_2 \\ \dot{X}_2 = F_2(X_2)X_2 + M_d + BU \end{cases} \quad (5)$$

2 自抗扰控制器

ADRC 主要由跟踪微分器(TD)、扩张状态观测器(ESO)和非线性组合控制律(NLSEF)3部分组成。其中:TD的作用是对参考输入安排过渡过程并提供此过

程微分信号;ESO的作用是给出状态变量以及系统扰动实时作用量的估计;NLSEF的作用是对状态误差进行非线性组合配置^[11]。本文应用的ADRC为一阶ADRC。

若存在一阶系统为

$$\begin{cases} \dot{x} = F(x, t) + w(t) + b_0 u \\ y = x \end{cases} \quad (6)$$

式中: x 为系统的状态变量; $F(x, t)$ 为未知函数; $w(t)$ 为未知干扰; u 为控制量; b_0 为常值; y 为输出。可知ADRC各部分算法如下文所述。

2.1 跟踪微分器

$$\dot{z}_0 = -\beta_0 \text{fal}(z_0 - v(t), a_0, \delta_0) \quad (7)$$

式中: $v(t)$ 为系统的期望值,也是跟踪微分器的输入; z_0 为跟踪微分器的输出,用于跟踪系统期望值 $v(t)$; β_0, a_0, δ_0 为微分器参数。 fal 函数为如下形式的非光滑函数

$$\text{fal}(x, a, \delta) = \begin{cases} |x|^a \text{sign}(x), & |x| > \delta \\ x/\delta^{1-a}, & |x| \leq \delta \end{cases} \quad (8)$$

2.2 扩张状态观测器

$$\begin{cases} e = z_1 - y \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01} e + b_0 u \\ \dot{z}_2 = -\beta_{02} \text{fal}(e, a_2, \delta) \end{cases} \quad (9)$$

式中: $0 < a_2 < 1$; β_{01}, β_{02} 为观测器的增益;运用扩张状态观测器达到的效果为 z_1 跟踪 x ; z_2 为 $F(x, t) + w(t)$ 的观测值。

2.3 非线性组合控制律

$$\begin{cases} e = z_0 - z_1 \\ U = \beta \text{fal}(e, a, \delta) \end{cases} \quad (10)$$

式中, α, β, δ 为可调参数。

2.4 ADRC的解耦控制

运用自抗扰技术解决解耦问题,有着其他方法不可比拟的优越性,核心思想就是把系统耦合部分视为系统干扰,运用扩张状态观测器对系统进行实时观测,通过非线性组合控制律进行抵消控制^[12]。

3 初始转弯段的姿态控制器设计

导弹垂直发射后,需要向雷达截获区域快速转弯,完成导引交接班过程。本文基于自抗扰控制理论,通过反演设计的方法求出过程中虚拟控制指令,设计了对滚动和转弯通道同时进行控制的ADRC。运用此方法把本文所研究的二阶系统简化为两个一阶控制系统,按照时标分离方法分为内环和外环控制,大大降低了理论分析难度,减少了计算量,并且可以有效克服气动交联和运动交联耦合的影响,加快转弯速度。

令 $X_1^c = [q_0^c \ q_1^c \ q_2^c \ q_3^c]^T$, 为 X_1 的输入指令, $X_2^c = [\omega_x^c \ \omega_y^c \ \omega_z^c]^T$, 为 X_2 的虚拟控制指令。考虑式(5)中的 $\dot{X}_1 = F_1(X_1)X_2$, 为所控制系统的外环, 实质上是四元数与角速度的转换关系式, 其为精确的数学模型, 不受不确定因素的影响, 因此, 在运用自抗扰技术进行设计的时候, 可以省去跟踪微分器和扩张状态观测器的部分。根据反演设计步骤, 仅由 NLSEF 非线性控制律即可得到 U_0

$$\dot{X}_1 = F_1(X_1)X_2 = U_0 = \begin{bmatrix} \beta_{10}fal[(q_0^c - q_0), a_1, \delta_1] \\ \beta_{11}fal[(q_1^c - q_1), a_1, \delta_1] \\ \beta_{12}fal[(q_2^c - q_2), a_1, \delta_1] \\ \beta_{13}fal[(q_3^c - q_3), a_1, \delta_1] \end{bmatrix} \quad (11)$$

因为 $F_1(X_1)$ 非奇异, $F_1^{-1}(X_1)$ 能够直接求出, 进而可以得到虚拟控制量 X_2^c

$$X_2^c = F_1^{-1}(X_1) \begin{bmatrix} \beta_{10}fal[(q_0^c - q_0), a_1, \delta_1] \\ \beta_{11}fal[(q_1^c - q_1), a_1, \delta_1] \\ \beta_{12}fal[(q_2^c - q_2), a_1, \delta_1] \\ \beta_{13}fal[(q_3^c - q_3), a_1, \delta_1] \end{bmatrix} \quad (12)$$

式中, $\dot{X}_2 = F_2(X_2)X_2 + M_d + BU$, 为所控制系统的内环, 系统中存在的干扰力矩、模型的不确定性和角速度彼此之间强烈耦合均产生于此环节。所以, 运用 ADRC 的解耦方法对 3 个角速度通道分别进行 ADRC 控制器设计来达到解耦控制目的, 并且通过扩张状态观测器处理干扰力矩和模型不确定部分的影响。为了简化 ADRC 的设计, 3 个扩张状态观测器选取相同的参数并省略了跟踪微分器, 仅设计了扩张状态观测器和非线性控制律两个部分。

根据上文所述扩张观测器设计方法可得扩张状态观测器

$$\begin{cases} e_i = z_{1i} - X_{2i} \\ \dot{z}_{1i} = z_{2i} - \beta_{01}e_i + B_i U_i \\ \dot{z}_{2i} = -\beta_{02}fal(e_i, a_2, \delta_2) \end{cases} \quad (13)$$

式中: z_1 实时跟踪 X_2 ; z_2 对 $\dot{X}_2 = F_2(X_2)X_2 + M_d + BU$ 中除控制相关之外的 $F_2(X_2)X_2 + M_d$ 部分进行实时估计; $i = 1, 2, 3$ 。

在得到扩张状态观测器的实时估计数据之后, 运用 NLSEF 控制律设计得到 U_1

$$U_1 = \begin{bmatrix} \beta_{21}fal[(\omega_x^c - \omega_x), a_3, \delta_3] \\ \beta_{22}fal[(\omega_y^c - \omega_y), a_3, \delta_3] \\ \beta_{23}fal[(\omega_z^c - \omega_z), a_3, \delta_3] \end{bmatrix} \quad (14)$$

综合式(11)~式(14), 可得 X_2 跟踪 X_2^c 的控制律为

$$U = B^{-1}(U_1 - z_2) \quad (15)$$

上式为垂直发射拦截导弹的初始姿态控制回路基于 ADRC 的姿态控制律, 图 3 所示为其控制的具体流程图。

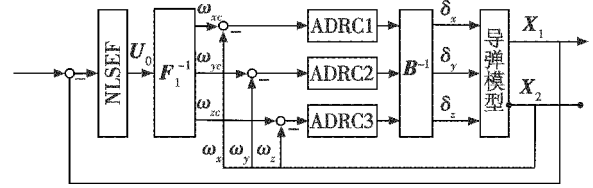


图3 ADRC整体结构

Fig. 3 Global structure of the ADRC

4 数字仿真

运用 Matlab/Simulink 软件对上述设计的自抗扰姿态控制器进行仿真验证。所选取的导弹参数为: $J_x = 30 \text{ kg} \cdot \text{m}^2, J_y = 300 \text{ kg} \cdot \text{m}^2, J_z = 300 \text{ kg} \cdot \text{m}^2, L = 20 \text{ N} \cdot \text{m}/\text{rad}, M = 10 \text{ N} \cdot \text{m}/\text{rad}, N = 10 \text{ N} \cdot \text{m}/\text{rad}$ 。

初始角速度为 $\omega_x = \omega_y = \omega_z = 0 \text{ rad/s}$; 姿态角初始值为 $q_0 = 0.7071, q_1 = 0, q_2 = 0.7071, q_3 = 0$; 姿态角期望值为 $q_0 = 0.8811, q_1 = 0.1601, q_2 = 0.4427, q_3 = 0.0443$ 。

在仿真过程中设计的垂直发射拦截导弹初始姿态控制器的参数选取为: $\beta_{10} = \beta_{11} = \beta_{12} = \beta_{13} = 1.2, a_1 = 0.4, \delta_1 = 0.01, \beta_{01} = 100, \beta_{02} = 80, a_2 = 0.25, \delta_2 = 0.01, \beta_{21} = \beta_{22} = \beta_{23} = 23, a_3 = 0.5, \delta_3 = 0.01$, 系统仿真步长为 0.01。得到系统仿真图, 见图 4~图 6。

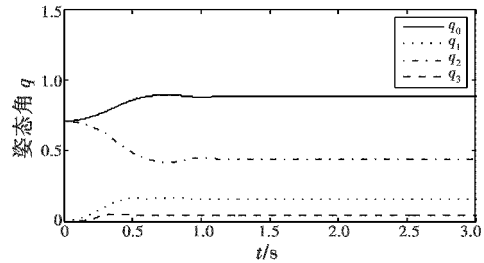


图4 姿态角变化曲线

Fig. 4 The curves of attitude angle

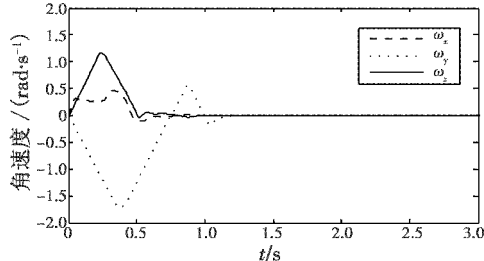


图5 角速度变化曲线

Fig. 5 The curves of angular velocity

通过仿真可以看到, 姿态角度很快达到期望值, 超调量小, 终值平稳, 具有良好的动态特性。四元数之间无明显的耦合影响, 可知 ADRC 解耦效果良好。角速度与舵偏角变化较平滑, 稳定后无抖振, 具有良好的工

程应用价值。

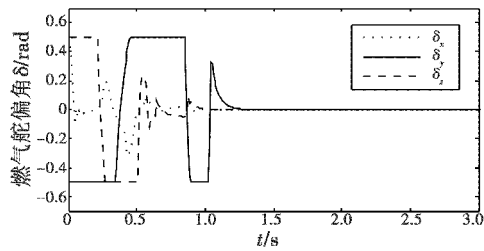


图 6 燃气舵偏角变化曲线

Fig. 6 The curves of jet vane angle

5 结论

运用四元数进行垂直发射导弹的建模仿真避免了系统模型在垂直发射过程中出现奇异点问题,同时为大攻角导弹飞行控制提供了基础。对于忽略空气动力和发射初始阶段环境恶劣的垂直发射导弹来说,由于实际模型与文中选取的模型有比较大的误差,通过 ADRC 进行控制达到了良好的效果,解决了垂直发射技术中的关键问题,具有良好的应用前景。

参考文献

- [1] 李大鹏,胡云安,何金新. 垂直发射导弹 Terminal 滑模姿态控制系统设计[J]. 弹箭与制导学报, 2009, 29(6):9-11.
LI D P, HU Y A, HE J X. The design of terminal sliding control system for vertical launching missile[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2009, 29(6):9-11.
- [2] 孙有田,戴邵武. 基于最优控制的舰空导弹垂直发射技术[J]. 微计算机信息, 2012, 28(5):43-44.
SUN Y T, DAI S W. Research on optimal control for vertically launching warship-to-air missiles[J]. Microcomputer Information, 2012, 28(5):43-44.
- [3] 尹永鑫,杨明,王子才. 并联式运载器的垂直发射建模与控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2008, 34(4):369-372, 376.
YIN Y X, YANG M, WANG Z C. Modeling and control of vertically launching parallel vehicle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 34(4):369-372, 376.
- [4] 王宇航. 基于 ADRC 的直接侧向力/气动力复合控制系统设计[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2009.
WANG Y H. Design of lateral thrust and aerodynamics blended control system based on ADRC[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009.
- [5] 程国采. 四元数法及其应用[M]. 长沙:国防科技大学出版社, 1991.
CHENG G C. Quaternion and its application[M]. Changsha: National Defense Science and Technology Press, 1991.
- [6] 敖百强,林维崧. 一种基于误差四元数的战术导弹垂直发射姿态调转控制器[J]. 宇航学报, 2004, 25(1):98-101.
AO B Q, LIN W S. Attitude maneuver control of vertical launching tactical missile based on error quaternion[J]. Journal of Astronautics, 2004, 25(1):98-101.
- [7] 秦丽,张文栋,潘峰. 大攻角飞行载体运动学建模的四元数方法研究[J]. 中北大学学报, 2006, 27(3):276-279.
QIN L, ZHANG W D, PAN F. Quaternion method for kinematics modeling of high attack-angle flying carrier[J]. Journal of North University of China, 2006, 27(3):276-279.
- [8] 韩京清. 自抗扰控制器及其应用[J]. 控制与决策, 1998, 13(1):19-23.
HAN J Q. Active disturbance rejection control and its application[J]. Control and Decision, 1998, 13(1):19-23.
- [9] 陈金科,孙秀霞,张力. 基于 ADRC 的无人机纵向通道控制[J]. 空军工程大学学报, 2006, 7(6):10-12.
CHEN J K, SUN X X, ZHANG L. The UAV longitudinal channel control based on ADRC[J]. Journal of Air Force Engineering University, 2006, 7(6):10-12.
- [10] 张荣,韩京清. 基于神经网络的自抗扰控制器[J]. 系统仿真学报, 2000, 12(2):149-151.
ZHANG R, HAN J Q. Auto disturbance rejection controller based on neural networks[J]. Journal of System Simulation, 2000, 12(2):149-151.
- [11] 韩京清. 非线性状态误差反馈控制律—NLSEF[J]. 控制与决策, 1995, 10(3):221-225.
HAN J Q. Nonlinear states error feed-back—NLSEF[J]. Control and Decision, 1995, 10(3):221-225.
- [12] 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, 2008:288-296.
HAN J Q. Active disturbance rejection control technique—the technique estimating and compensating the uncertainties[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008:288-296.