

制导炮弹非线性鲁棒自适应控制系统设计

陈圣, 王旭刚

(南京理工大学能源与动力工程学院, 南京 210094)

摘要: 针对制导炮弹非线性模型存在参数不确定性、建模误差和外界干扰的特点, 基于动态面设计了制导炮弹的鲁棒自适应控制器, 在设计过程中加入了一阶低通滤波器, 得到虚拟控制量的微分, 从而消除传统反步法中“计算膨胀”的难题。针对模型的不确定参数的影响采用鲁棒函数抵消, 并通过非线性阻尼项消除外界扰动, 最后由 Lyapunov 方法证明该闭环系统为半全局稳定。该设计方法较为简单, 在有效利用已知信息的前提下, 放宽了不确定项的限制条件, 且跟踪误差可以通过控制器的可调参数加以调整。仿真结果证明了该方法的有效性。

关键词: 制导炮弹; 非线性控制; 反步法; 动态面

中图分类号: V271.4; TJ765.2

文献标志码: A

文章编号: 1671-637X(2014)04-0061-04

Design of a Nonlinear Robust Adaptive Controller for Guided Projectiles

CHEN Sheng, WANG Xu-gang

(School of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Science & Technology, Nanjing 210094, China)

Abstract: Since the nonlinear model of guided projectile has uncertain aerodynamic parameters, modeling errors and external input interference, a robust adaptive controller was designed for the guided projectile based on dynamic surface. The problem of “explosion of complexity” in traditional backstepping approach was solved by introducing the first-order low pass filters and obtaining the differential of the virtual control inputs. The effect of uncertain parameters of the model was cancelled out by the robust function, and the external disturbances was eliminated with the nonlinear damping items. Finally, the closed-loop system was proved by Lyapunov function to be semi-global stability. The design method is simple and the limiting conditions of uncertainty was relaxed while making effective use of the given information, and the trajectory error can be adjusted by the parameters of controller. Simulation results show the availability of this method.

Key words: guided projectile; nonlinear control; backstepping; dynamic surface

0 引言

现代战争要求制导炮弹能够有效地应对外部的干扰以及气动参数的变化^[1], 而制导炮弹的运动模型是一个复杂的非线性时变模型^[2], 在飞行中具有弹道多变、飞行空域和速度变化范围较大等特点, 气动参数的变化范围较大。在风洞吹风时, 不仅炮弹模型尺寸会带来气动系数误差, 而且风洞壁也同样会导致误差的产生, 因此气动参数具有很大的不确定性, 采用传统的线性控制器设计方法难以达到较好的控制效果, 应考虑非线性控制方法。反馈线性化在制导炮弹的非线性

控制器设计中得到广泛应用^[3], 但当存在参数不确定性或建模误差时, 系统的鲁棒性难以保证, 而由于人们对制导炮弹系统认识的局限性, 建模误差难以避免。

反步法是一种非线性反馈控制方法, 能有效地处理非匹配不确定非线性系统的控制难题^[4], 且能够保留模型的非线性特性。其思想为将整个复杂的非线性系统分解成多个子系统, 随后结合李雅普诺夫函数逐层设计虚拟控制变量, 并一直“后退”到整个系统, 直到完成全部控制律的设计^[5-6]。然而在解算过程中需对虚拟控制率进行大量的求导, 会造成“计算膨胀”现象, 在高阶系统中该缺点更为严重, 不易于工程实现。针对此, 文献[7]提出了采用动态面控制方法, 在反步设计的基础上引入一阶低通滤波器, 从而实现了每一步控制律设计与前一级设计基本解耦, 降低了控制律

的复杂程度,从根本上解决了“计算膨胀”的难题^[6]。为补偿不确定性所带来的影响,文献[8]在反步控制的每一步均采用滑模给予补偿,但滑模控制要求控制系统的非线性已知,条件较为苛刻;文献[9]提出了一种鲁棒自适应控制器的设计方法,采用自适应律对不确定性的上界进行估计,并通过非线性跟踪微分器来降低“计算膨胀”的现象,但是“计算膨胀”并没有完全消除。此外,该文所采用的 σ 修正法在扰动消失后,误差不会趋向于0。

本文以带有不确定气动参数、建模误差和外界干扰的制导炮弹的非线性模型为对象,基于动态面的设计方法为制导炮弹设计了自适应鲁棒控制器,有效地解决了“计算膨胀”的难题,并且在引入自适应律对不确定性上界进行估计的同时有效地利用了已知信息,最后,通过李雅普诺夫稳定性理论证明了系统跟踪误差有界稳定。

1 制导炮弹非线性模型

本文研究的制导炮弹采用鸭式布局,通过斜置尾翼等来稳定滚转通道,滚转角速度可视为常数。自旋制导炮弹的非线性模型如下。

系统状态 $x_2 = [w_x, w_y]$, 控制量 $u = [\delta_{eqz}, \delta_{eqy}]$ 。

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = f_1(x_1) + x_2 + \Delta_1 + d_1 \\ \dot{x}_2 = f_2(x_1, x_2) + bu + \Delta_2 + d_2 \end{cases} \quad (1)$$

其中: $f_1(x_1) = \begin{bmatrix} -a_{34}\alpha - w_x\beta \\ -b_{34}\beta + w_x\alpha \end{bmatrix}$;

$f_2(x_1, x_2) = \begin{bmatrix} a_{22}w_x + a_{24}\alpha + a_{27}w_x w_y - w_y^2 \tan \vartheta \\ b_{22}w_y + b_{24}\beta - b_{27}w_x w_y - w_y w_x \tan \vartheta \end{bmatrix}$;

$\begin{bmatrix} \Delta_1 \\ \Delta_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \Delta f_1(x_1) + s_1 \\ \Delta f_2(x_1, x_2) + \Delta b + s_2 \end{bmatrix}$; Δ_i 是系统广义不确定性项; $\Delta f_i(x_i)$ 、 Δb 是系统气动参数不确定性引起的非线性不确定性项; s_i 为系统建模误差; d_i 为系统输入干扰,且 $d_i \leq a_i$, a_i 为正常数, $i=1, 2, 3, \dots, n$ 。各动力系数意义参见文献[10]。

2 制导炮弹鲁棒自适应控制系统设计

基于动态面的自适应算法仍采用反步法设计思想,仿照反步控制的“递进式”方法进行设计。该控制器设计的目的在于设计一个鲁棒自适应控制率,消除不确定性对系统的影响,在保证所有信号有界的前提下,使得系统状态指数收敛到系统原点的任意小的领域,即能够有效跟踪指定的姿态角。

假设1 参考指令 $[\alpha, \beta]$ 有界且光滑。

假设2 存在一个未知正数 ρ_1, ρ_2 使得 $\|\Delta_1\| \leq \rho_1 \delta_1(x_1, x_2)$, $\|\Delta_2\| \leq \rho_2 \delta_2(x_1, x_2)$ 且 $\delta_i(x_1, x_2)$ 为非负

光滑函数。

针对上式引入变量 z_1, z_2 , 分别为系统状态 x_1, x_2 与指令目标的误差。 x_{1d} 与 x_{2d} 分别是系统状态 x_1, x_2 的期望轨迹, $\hat{\rho}$ 为未知正数 ρ 的估计值, 可得

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = f_1(x_1) + x_2 + \Delta_1 + d_1 - \dot{x}_{1d} \\ \dot{z}_2 = f_2(x_1, x_2) + bu + \Delta_2 + d_2 - \dot{x}_{2d} \end{cases} \quad (2)$$

将 x_{2d} 作为虚拟控制率, 为避免项数膨胀, 让其通过低通滤波器得到 x_{2d} 的近似值 x_{2*} , 具体算式为

$$\tau \dot{x}_{2*} + x_{2*} = x_{2d} \quad (3)$$

系统误差为

$$y_2 = x_{2d} - x_{2*} \quad (4)$$

选取 x_{2*} 的值为

$$x_{2*} = -[f_1(x_1) + k_1 z_1 + \eta_1 + \frac{a_1^2 z_1}{2\varepsilon} - \dot{x}_{1d}] \quad (5)$$

式中, η 为引入的鲁棒函数, 用来消除系统的不确定项的影响。故 \dot{z}_1 最终可得

$$\dot{z}_1 = -k_1 z_1 + \Delta_1 - \eta_1 - \frac{a_1^2 z_1}{2\varepsilon} + d_1 + y_2 + z_2 \quad (6)$$

针对式(1)的第一项选取李雅普诺夫函数, $\tilde{\rho}$ 为 $\hat{\rho}$ 与 ρ 的误差值。

$$V_1 = \frac{1}{2} z_1^T z_1 + \frac{1}{2} y_2^2 + \frac{1}{2} \frac{1}{r_1} \tilde{\rho}_1^2 \quad (7)$$

式中, $r_1 > 0$ 为设计常数。最终可得 V_1 的导数

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 = & -k_1 z_1^2 + (\Delta_1 - \eta_1) z_1 + y_2 z_1 + z_1 z_2 - \\ & \frac{a_1^2 z_1^2}{2\varepsilon} + d_1 z_1 + \frac{1}{r_1} \tilde{\rho}_1 \dot{\tilde{\rho}}_1 + y_2 \left(-\frac{y_2}{\tau} - \dot{x}_{2*} \right) \end{aligned} \quad (8)$$

取 $k_1 = 2 + \gamma$, 且根据 yang 不等式可知 $z_1 z_2 \leq z_1^2 + \frac{1}{4} z_2^2$, $z_1 y_2 \leq z_1^2 + \frac{1}{4} y_2^2$, $z_1 d_1 \leq \frac{a_1^2 z_1^2}{2\varepsilon} + \frac{\varepsilon}{2}$, 且由上述算式可知存在连续的函数 B , 使得

$$|\dot{x}_{2*}| \leq B(z_1, z_2, y_2, k_1, x_{1d}, \dot{x}_{1d}, \ddot{x}_{1d}) \quad (9)$$

参数自适应律如果不能限制在一定范围, 则可能会出现参数估计漂移的现象, 严重影响系统的性能, 故采用开关 σ 对参数估计进行修正。

$$\begin{cases} \dot{\hat{\rho}}_1 = \Phi, & \|\hat{\rho}_1\| \leq M_{\rho_1} \\ \dot{\hat{\rho}}_1 = \Phi - \sigma_1 r_1 \left(\frac{\|\hat{\rho}_1\|}{M_{\rho_1}} - 1 \right) (\hat{\rho}_1 - \rho_1^0), & M_{\rho_1} < \|\hat{\rho}_1\| \leq 2M_{\rho_1} \\ \dot{\hat{\rho}}_1 = \Phi - \sigma_1 r_1 (\hat{\rho}_1 - \rho_1^0), & 2M_{\rho_1} < \|\hat{\rho}_1\| \end{cases} \quad (10)$$

式中: $\Phi = r_1 \varepsilon_1 \|z_1\|^2 \delta_1^2$; σ_1 是待设计参数。以 $2M_{\rho_1} < \|\hat{\rho}_1\|$ 为例进行说明。

将鲁棒函数 η_1 和 l_1 分别选取为

$$\eta_1 = z_1 \hat{\rho}_1^2 \delta_1^2 + \frac{\varepsilon_1^2}{4} z_1 \delta_1^2 \quad (11)$$

式中, ε_1 是待估计参数。可以推出 $-\sigma_1 \tilde{\rho}_1 (\hat{\rho}_1 - \rho_1^0) = -\frac{1}{2} \sigma_1 \tilde{\rho}_1^2 - \frac{1}{2} \sigma_1 (\hat{\rho}_1 - \rho_1^0)^2 + \frac{1}{2} \sigma_1 (\rho_1 - \rho_1^0)^2$ 。

最终式(8)可以写为

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 = & -\gamma z_1^2 + \frac{1}{4} z_2^2 + \frac{1}{4} y_2^2 + \frac{\varepsilon}{2} - \frac{y_2^2}{\tau} + y_2 B + \\ & (\rho_1 \delta_1 - z_1 \tilde{\rho}_1^2 \delta_1^2 + \frac{\varepsilon_1^2}{4} z_1 \delta_1^2) z_1 + \tilde{\rho}_1 \varepsilon_1 \|z_1\|^2 \delta_1^2 - \\ & \frac{1}{2} \sigma_1 \tilde{\rho}_1^2 - \frac{1}{2} \sigma_1 (\hat{\rho}_1 - \rho_1^0)^2 + \frac{1}{2} \sigma_1 (\rho_1 - \rho_1^0)^2 \end{aligned} \quad (12)$$

又由

$$\begin{aligned} & (\rho_1 \delta_1 - z_1 \hat{\rho}_1^2 \delta_1^2 + \frac{\varepsilon_1^2}{4} z_1 \delta_1^2) z_1 + \tilde{\rho}_1 \varepsilon_1 \|z_1\|^2 \delta_1^2 \leq \\ & \varepsilon_1 \hat{\rho}_1 \|z_1\|^2 \delta_1^2 - \|z_1\|^2 \hat{\rho}_1^2 \delta_1^2 - \frac{\varepsilon_1^2}{4} \|z_1\|^2 \delta_1^2 + \frac{\rho_1}{4\varepsilon_1} - \\ & \delta_1^2 (\hat{\rho}_1 \|z_1\| - \frac{\varepsilon_1}{2} \|z_1\|)^2 + \frac{\rho_1}{4\varepsilon_1} \leq \frac{\rho_1}{4\varepsilon_1} \end{aligned} \quad (13)$$

\dot{V}_1 最终可以简化为

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 \leq & -\gamma z_1^2 + \frac{1}{4} z_2^2 + \frac{1}{4} y_2^2 + \frac{\varepsilon}{2} - \frac{y_2^2}{\tau} + y_2 |B| + \\ & \frac{\rho_1}{4\varepsilon_1} - \frac{1}{2} \sigma_1 \tilde{\rho}_1^2 + \frac{1}{2} \sigma_1 (\rho_1 - \rho_1^0)^2 \end{aligned} \quad (14)$$

选取控制率 $u = -b^{-1} (k_2 z_2 + f_2(x_1, x_2) - \dot{x}_{2d} + \frac{a_2^2 z_2}{2\varepsilon} + \eta_2)$, 最终可以求出 z_2 的导数为

$$\dot{z}_2 = -k_2 z_2 + \Delta_2 - \eta_2 - \frac{a_2^2 z_2}{2\varepsilon} + d_2 \quad (15)$$

同理选取

$$\eta_2 = z_2 \hat{\rho}_2^2 \delta_2^2 + \frac{\varepsilon_2^2}{4} z_2 \delta_2^2 \quad (16)$$

$\hat{\rho}_2$ 的选取与 $\hat{\rho}_1$ 类似, 当 $2M_{\rho_2} < \|\hat{\rho}_2\|$ 时

$$\dot{\hat{\rho}}_2 = r_2 [\varepsilon_2 \|z_2\|^2 \delta_2^2 - \sigma_2 (\hat{\rho}_2 - \rho_2^0)] \quad (17)$$

选取

$$V_2 = \frac{1}{2} z_2^T z_2 + \frac{1}{2} \frac{1}{r_2} \tilde{\rho}_2^2 + V_1 \quad (18)$$

对 V_2 求导, 参数选取为 $k_2 = \gamma + \frac{1}{4}, \frac{1}{\tau} = \frac{1}{4} + \gamma + \frac{M^2}{2\varepsilon}$ 。

其中, M 为大于 $|B|$ 的集合, 故可知 $\frac{y_2^2 M^2}{2\varepsilon} + \frac{\varepsilon}{2} \geq y_2 |B|$,

$z_2 d_2 \leq \frac{a_2^2 z_2^2}{2\varepsilon} + \frac{\varepsilon}{2}$ 。同理

$$\begin{cases} -\sigma_2 \tilde{\rho}_2 (\hat{\rho}_2 - \rho_2^0) = -\frac{1}{2} \sigma_2 \tilde{\rho}_2^2 - \frac{1}{2} \sigma_2 (\hat{\rho}_2 - \rho_2^0)^2 + \\ \quad \frac{1}{2} \sigma_2 (\rho_2 - \rho_2^0)^2 \\ (\rho_2 \delta_2 - z_2 \hat{\rho}_2^2 \delta_2^2 - \frac{\varepsilon_2^2}{4} z_2 \delta_2^2) z_2 + \tilde{\rho}_2 \varepsilon_2 \|z_2\|^2 \delta_2^2 \leq \\ -\delta_2^2 (\hat{\rho}_2 \|z_2\| - \frac{\varepsilon_2}{2} \|z_2\|)^2 + \frac{\rho_2}{4\varepsilon_2} \leq \frac{\rho_2}{4\varepsilon_2} \end{cases} \quad (19)$$

故最终

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 \leq & -\gamma z_1^2 + \frac{3\varepsilon}{2} - \gamma z_2^2 - \gamma y_2^2 + \frac{\rho_1}{4\varepsilon_1} - \frac{1}{2} \sigma_1 \tilde{\rho}_1^2 + \\ & \frac{1}{2} \sigma_1 (\rho_1 - \rho_1^0)^2 - k_2 z_2^2 + \frac{\rho_2}{4\varepsilon_2} - \frac{1}{2} \sigma_2 \tilde{\rho}_2^2 + \frac{1}{2} \sigma_2 (\rho_2 - \rho_2^0)^2 \end{aligned} \quad (20)$$

令 $p_1 = \min\{2\gamma, \sigma_1 r_1, \sigma_2 r_2\}, p_2 = \frac{\rho_1}{4\varepsilon_1} + \frac{1}{2} \sigma_1 (\rho_1 - \rho_1^0)^2 + \frac{\rho_2}{4\varepsilon_2} + \frac{1}{2} \sigma_2 (\rho_2 - \rho_2^0)^2$, 则

$$\dot{V}_2 \leq -p_1 V_2 + p_2 \quad (21)$$

解式(21)可得

$$V_2 \leq \frac{p_2}{p_1} + \left[V_2(0) - \frac{p_2}{p_1} \right] e^{-p_1 t} \quad (22)$$

由式(18)可知, $\|z_1\| \leq \sqrt{2p_2/p_1}, \|z_2\| \leq \sqrt{2p_2/p_1}$, 且 $\|\tilde{\rho}_1\| \leq \sqrt{2r_1 p_2/p_1}, \|\tilde{\rho}_2\| \leq \sqrt{2r_2 p_2/p_1}$ 。同理可以证明, 当 $M_{\rho_i} < \|\hat{\rho}_i\| \leq 2M_{\rho_i}, \|\hat{\rho}_i\| \leq M_{\rho_i}$ 时, 该系统状态跟踪误差及其参数估计误差也有界且收敛至系统原点的一个领域内。

通过调节式中, $r_1, r_2, \sigma_1, \sigma_2, \gamma$ 的值可以调节收敛速度和收敛域大小, 在此次设计中还充分利用了不确定参数的已知信息 ρ_1^0, ρ_2^0 , 这样, 已知信息越准确则系统跟踪误差也越小。

3 仿真及分析

以某型自旋制导炮弹为例进行仿真, 考察其在外界干扰、建模误差和参数扰动 -30% 情况下的响应曲线, 设滚转角速度 $\omega_x = 2$ r/s, 外界干扰 $d_1 = [0.1 \sin 2t, 0.3 \cos 2t], d_2 = [0.5 \sin 2t, 0.7 \cos 2t]$, 系统建模误差为 $e = A \sin \pi t [0.1, 0.2, 0.3, 0.4]^T$ 。

本文设定初始攻角、侧滑角均为 0° , 接下来对上述研究控制器进行仿真, 经多次尝试控制器增益最终取 $k_1 = 10, k_2 = 5, \tau_2 = 0.05, \sigma_1 = \sigma_2 = 1.2, r_1 = r_2 = 1$ 。

图1~图2为制导炮弹跟踪指定姿态角的仿真图。

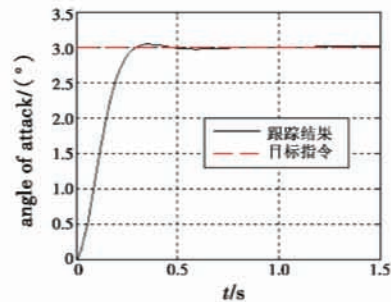


图1 制导炮弹跟踪指定攻角
Fig. 1 The trajectory of the angle of attack

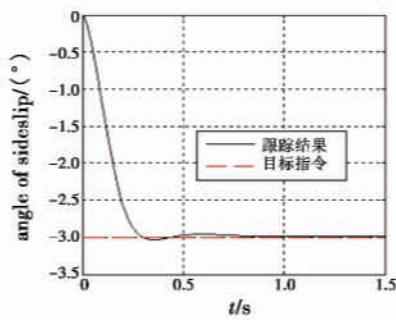


图2 制导炮弹跟踪指定侧滑角

Fig.2 The trajectory of the angle of sideslip

由图1~图2可知,在外界干扰和参数不确定条件下,控制器仍能准确地跟踪指定姿态角。控制器上升时间为0.28s,且超调量较小,能够满足控制器的性能要求。

图3~图4分别为制导炮弹的俯仰和偏航方向的等效舵偏角。

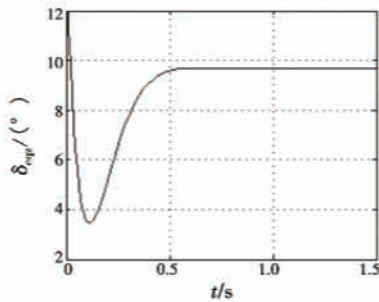


图3 俯仰等效舵偏角曲线响应图

Fig.3 The elevator deflection of pitching

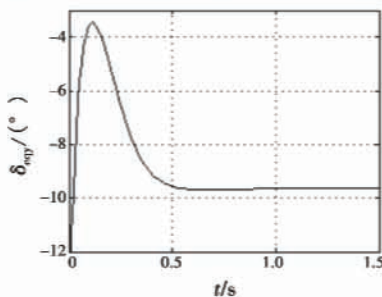


图4 偏航等效舵偏角曲线响应图

Fig.4 The elevator deflection of yaw

仿真结果表明,该控制器有效地克服了外界干扰和气动参数的不确定性,展示了良好的跟踪效果和鲁棒性。

4 结论

本文以带有不确定气动参数、建模误差和外界干扰的制导炮弹的非线性模型为对象,设计了制导炮弹的鲁棒自适应控制器,有效地解决了传统反步设计中“计算膨胀”的问题,降低了控制器的复杂度,将不确定气动参数、建模误差视为广义不确定性,采用鲁棒函

数来抵消其影响,在有效利用已知信息的前提下,放宽了对广义不确定性的限制要求。仿真结果验证了该控制器的鲁棒性和跟踪效果。

参考文献

- [1] 唐治理,雷虎民,刘代军,等.高机动导弹非线性自动驾驶仪动态面控制[J].系统工程与电子技术,2008,30(8):1523-1525.
TANG Z L, LEI H M, LIU D J, et al. Dynamic surface control of nonlinear autopilot for high maneuver missiles [J]. Systems Engineering and Electronics, 2008, 30(8): 1523-1525.
- [2] 修观,王良明.远程制导炮弹非线性模型预测控制器设计[J].弹道学报,2011,23(2):28-32.
XIU G, WANG L M. Design of nonlinear-model predictive controller for extended-range guided projectile[J]. Journal of Ballistics, 2011, 23(2): 28-32.
- [3] DAS A, GARAL T, MUKHOPADHYAY S, et al. Feedback linearization for a nonlinear skid-to-turn missile model [C]//IEEE India Annual Conference, 2004:314-317.
- [4] DACIC B, SUBBOTIN V, KOKOTOVIC V. Control effort reduction in tracking feedback laws[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2006, 51(11):1831-1837.
- [5] 郭一,刘金琨.飞行器航迹倾角的自适应动态面控制[J].北京航空航天大学学报,2013,39(2):275-279.
GUO Y, LIU J K. Adaptive dynamic surface control for aircraft flight path angle[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(2): 275-279.
- [6] 陈洁,周绍磊,宋召青.基于不确定性的高超声速飞行器动态面自适应反演控制系统设计[J].宇航学报,2010,31(11):2550-2556.
CHEN J, ZHOU S L, SONG Z Q. Hypersonic aircraft dynamic surface adaptive backstepping control system design based on uncertainty[J]. Journal of Astronautics, 2010, 31(11): 2550-2556.
- [7] SWAROOP D, HEDRICK J K, YIP P P, et al. Dynamic surface control for a class of nonlinear systems[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2000, 45(10):1893-1899.
- [8] ZHOU J, WEN C. Adaptive backstepping control of uncertain systems[M]. Berlin:Springer-Verlag, 2007.
- [9] 胡云安,晋玉强,查旭,等.BTT导弹块模型的鲁棒自适应设计[J].宇航学报,2004,25(2):225-230.
HU Y A, JIN Y Q, ZHA X, et al. Robust adaptive controller design for block BTT missile model[J]. Journal of Astronautics, 2004, 25(2): 225-230.
- [10] 钱杏芳,林瑞雄,赵亚男.导弹飞行力学[M].北京:北京理工大学出版社,2011.
QIAN X F, LIN R X, ZHAO Y N. Missile flight aerodynamics[M]. Beijing:Beijing Institute of Technology Press, 2011.