

基于浸入与流形不变的制导炮弹非线性自适应控制

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且带有不确定气动参数的情况, 研究采用反步法与 I&I 方法相结合的方式设计控制器。首先建立了参数估计误差流形, 再通过控制器输入及参数适应率确保该流形不变且吸引, 让参数估计误差在这一流形上趋向于 0, 采用该方法设计的参数估计器不必遵循确定性——等价性原理, 最后由 Lyapunov 稳定性理论验证了炮弹闭环控制系统的稳定性。仿真结果表明, 基于该方法设计的控制器在部分气动系数不确定的情况下仍能精确跟踪攻角。

关键词: 制导炮弹; 自适应控制; 浸入与流形不变性; 不确定性

中图分类号: V271.4; TJ765.2 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2014)03-0018-05

Nonlinear Adaptive Control of Guided Projectile Based on Immersion and Invariance

CHEN Sheng, WANG Xu-gang

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

Abstract: To nonlinear model of guided projectile with some uncertain and unknown aerodynamic parameters, a controller was designed by combining the backstepping with immersion and invariance (I&I). First, a manifold that denotes the parameter estimation error was set up, then its invariance and attractiveness were maintained by the input of controller and parameter adaptive rate so that the estimation error will converge to zero on this manifold. It was not necessary for the parameter estimator to obey the certainty-equivalence principle. Finally, the stability of the closed-loop control system of the projectile was verified by Lyapunov stability theory. The simulation result shows that the proposed control system can accomplish the trajectory control of the angle of attack under the condition of uncertainty of aerodynamic parameters.

Key words: guided projectile; adaptive control; immersion and invariance; uncertainty

0 引言

自旋制导炮弹借助于常规发射平台进行发射, 在飞行中, 炮弹绕弹体旋转, 通过控制舵偏来操纵弹体姿态, 进而改变飞行轨迹^[1]。制导炮弹的运动模型是十分复杂的非线性时变模型, 俯仰和偏航通道间存在强耦合, 传统的设计方法往往忽略模型中的非线性项和耦合项, 影响了系统的完整性, 导致控制精度下降且响应变慢。同时, 由于炮弹的飞行高度和飞行速度的不断变化, 制导炮弹的气动参数存在很大的不确定性, 因此, 制导

炮弹的控制器设计应以非线性模型且带有不确定气动参数为对象。

在非线性自适应控制中, 基于反馈线性化的设计方法受到了广泛的关注^[2], 但该方法没有考虑到气动参数和模型的不确定性, 因而存在一定的局限性。反步法可以有效处理系统的非线性、耦合性和不确定性, 在多种系统动态参数不确定的飞行器控制系统设计中得到广泛的应用^[3-4], 然而, 其参数估计器是通过在 Lyapunov 函数的微分式中消除含有未知参数项得到, 故其参数适应律仅能确保参数估计误差有界且趋于一个未知的常数, 并且难以给出参数适应律的动态行为, 而未知的参数适应律动态行为及不确定参数估计误差可能导致闭环控制系统短暂的非期望响应^[5]。除此之外, 在控制律的递推过程中, 还需要对 Lyapunov 函数求取微分, 从而导致了“计算膨胀”问题的产生, 增加

收稿日期: 2013-04-15 修回日期: 2013-11-25

基金项目: 中国博士后基金(20100481145); 中央高校基本科研专项资金(NUST2011YBXM25)

作者简介: 陈 圣(1989—), 男, 安徽阜阳人, 硕士生, 研究方向为飞行器飞行动力学与控制系统设计。

了弹载计算机的计算负担,不易于工程实现。目前,一种新的非线性自适应算法 I&I^[6-7]方法被提出,该算法可以给出参数估计误差的动态,并且通过将参数估计误差浸入到所建立的流形中,使其快速向0收敛。由于在参数估计中添加了非线性函数,因而突破了传统的确定性—等价性原理,参数估计器的设计也不再需要构造 Lyapunov 函数,因此也就不需要对其求取微分,从而避免了“计算膨胀”的问题^[6,8],采用该方法设计的控制器,非常易于调节。在文献[9]中,该方法被用于导弹纵向控制系统设计,文献[10]研究了 I&I 算法在无人机纵向控制中的应用。

本文以制导炮弹的非线性模型且带有不确定参数为对象,建立了炮弹的非线性模型,在部分气动系数不确定的条件下,采用 I&I 方法与反步法相结合设计炮弹的俯仰和偏航通道控制器。通过确保参数估计误差及跟踪误差的渐近稳定和收敛速度来确保控制系统的稳定性,且在控制器的设计过程中,保留了系统模型的非线性特性。

1 基于浸入与流形不变性的自适应控制

1.1 I&I 方法

I&I 方法是 Astolf 等人首次提出的一种新的非线性自适应算法,受到了广泛的研究。该方法依赖于系统浸入(Immersion)与流形不变(Invariance)两个概念,故称之为 I&I 方法。

假定系统动态为

$$\dot{x} = f(x, u) + \varphi^T(x)\theta \quad (1)$$

式中:系统状态为 $x \in \mathbf{R}^n$;控制输入为 $u \in \mathbf{R}^m$; θ 为不确定参数且 $\theta \in \mathbf{R}^q$;平衡点 x^* 处,系统是全局渐近稳定的。控制的目标在于找到状态反馈控制率 $u = v(x, w)$ 和参数适应率来确保闭环控制系统稳定且 $\lim_{t \rightarrow \infty} x(t) = x^*$ 。

首先选取目标系统

$$\dot{\xi} = \partial(\xi, \theta) \quad (2)$$

式中, $\xi \in \mathbf{R}^p$, 目标系统在平衡点 ξ^* 处全局渐近稳定。如能建立目标系统与原系统的映射 $x = \pi(\xi)$, 则系统轨迹就在目标系统轨迹映射(约束)之下,即

$$f(\pi(\xi, \theta), v(\xi, \theta), \theta) = \frac{\partial \pi}{\partial \xi} \partial(\xi, \theta) \quad (3)$$

假设参数估计 $\hat{\theta}$ 为

$$\hat{\theta} = w + \rho, \dot{w} = \omega \quad (4)$$

式中: w 为未知参数 θ 的部分估计; ρ 为所选的非线性函数。建立参数估计误差的流形 M 为

$$M = \{(x, \xi) \in \mathbf{R}^2 | w + \rho - \theta = 0\} \quad (5)$$

为实现设想,需要将公式(1)表示的系统的动态限

制在流形中,为

$$\dot{x} = f(x, u) + \varphi^T(x)(w + \rho) \quad (6)$$

最后可以通过控制率 $v(x, w)$ 来确保映射 $x = \pi(\xi)$ 成立且带有未知参数的闭环控制系统是稳定的。

而为确保上面设计可行,则要求流形 M 不变且具有吸引力,即估计误差趋向于0。

设参数估计误差为 e

$$e = w + \rho - \theta \quad (7)$$

选择适应律

$$\omega = -\frac{\partial \rho}{\partial x}(x, u) + \varphi^T(x)(w + \rho) \quad (8)$$

$$\rho = \gamma \int_0^{\tau} \varphi(\tau) d\tau \quad (9)$$

可得

$$\dot{e} = -\gamma \varphi(x) \varphi^T(x) e \quad (10)$$

由此可知误差有界且存在

$$\lim_{t \rightarrow \infty} [\varphi^T(x)(w + \rho) - \varphi^T(x)\theta] = 0 \quad (11)$$

最终系统所有轨迹均满足流形 M 且流形 M 保持在0处,如式(11)所示。

如上述均能成立,则最终闭环控制系统是有界并满足 $\lim_{t \rightarrow \infty} x(t) = x^*$ 。

详细理论参见文献[6-7]。

1.2 自适应反步法

假定系统如下

$$\dot{x}_i = x_{i+1} + \varphi_i^T(x_1, \dots, x_i)\theta_i \quad (12)$$

系统状态为 $x_i \in \mathbf{R}, i = 1, \dots, n$, 控制输入为 $\mu = x_{n+1}, \theta_i$ 是不确定常数。

反步法与 I&I 设计控制器的难题在于找到连续自适应状态反馈控制率来确保闭环控制系统有界且 $\lim_{t \rightarrow \infty} x(t) = x^*$ 。下面将对此进行研究。

设计步骤如下。

定义跟踪误差

$$z_i(t) = x_i - x_{i,r} \quad (13)$$

式中, $x_{i,r}$ 是虚拟的中间控制率。误差动态为

$$\dot{z}_i = z_{i+1} + x_{i+1,r} + \varphi_i^T(x_1, \dots, x_i)\theta_i - \dot{x}_{i,r} \quad (14)$$

$$\dot{z}_n(t) = \mu + \varphi_n^T \theta_n - \dot{x}_n \cdot r \quad (15)$$

且 $i = 1, 2, \dots, n-1$ 。

采用1.1节中所描述的方法,针对不确定参数 θ 设计参数估计量 $\hat{\theta} = w + \rho$ 代入式(14)中。那么,该问题就转化为设计控制率及参数适应率来确保该系统的跟踪误差 z_i 在输入扰动 $\varphi_i^T e$ 下 L_2 稳定^[10]。

下面将研究如何在制导炮弹非线性模型中,通过状态反馈控制率来确保系统的跟踪误差 z_i 在输入扰动 $\varphi_i^T e$ 下稳定。

2 制导炮弹非线性模型

本文研究的制导炮弹采用鸭式布局,并通过斜置尾翼等措施来稳定滚转通道,故而滚转角速度可视为常数。采用文献[11]所研究的模型,考虑到制导炮弹自身的特点,气动系数的不确定性主要在 $C_y^\alpha C_z^\beta m_z^w m_y^w m_x^\alpha m_x^\beta$ 。故将其选为不确定气动系数,控制器状态变量为: $x = (x_1, x_2, x_3, x_4) = (\alpha, \beta, \omega_x, \omega_y)$ 。控制输入为 $(u_1, u_2) = (\delta_{eq}, \delta_{eqz})$,最终建立制导炮弹俯仰和偏航通道模型为

$$\dot{x}_i = f(x_i, u) + \varphi^T(x_i)\theta = \begin{cases} x_3 - \omega_x x_2 + \varphi_1^T(x_1)\theta_1 \\ x_4 + \omega_x x_1 + \varphi_2^T(x_2)\theta_2 \\ + a_{27}\omega_x x_4 - x_4^2 \tan \vartheta + a_{25}u_1 + \varphi_3^T(x_3)\theta_3 + \varphi_5^T(x_1)\theta_5 \\ - b_{27}\omega_x x_3 - x_3 x_4 \tan \vartheta + b_{25}u_2 + \varphi_4^T(x_4)\theta_4 + \varphi_6^T(x_2)\theta_6 \end{cases} \quad (16)$$

式中: $\delta_{eq}, \delta_{eqz}$ 为制导炮弹俯仰和偏航过程中的等效舵偏角;其他各动力系数意义参见文献[12]。由滚转制导炮弹的运动模型可知,俯仰和偏航通道之间存在较强的非线性耦合项。

$$\theta = [\theta_1, \theta_2, \theta_3, \theta_4, \theta_5, \theta_6] = [C_y^\alpha, C_z^\beta, m_z^w, m_y^w, m_x^\alpha, m_x^\beta];$$

$$\varphi^T(x) = \begin{bmatrix} -\frac{qsl}{mv} \cdot x_1, \frac{qsl}{mv} \cdot x_2, \frac{qsl}{J_z} \cdot \frac{L}{V} \cdot x_3, \\ \frac{qsl}{J_y} \cdot \frac{L}{V} \cdot x_4, \frac{qsl}{J_z} \cdot x_1, \frac{qsl}{J_y} \cdot x_2 \end{bmatrix}。$$

3 制导炮弹控制器设计

依据上述控制器设计思想,针对俯仰以及偏航通道分别进行控制律和参数适应率的设计。

3.1 纵向通道控制设计

$$\dot{x}_1 = f(x_1, u_1) + \varphi_1^T(x_1)\theta_1 \quad (17)$$

$$\dot{x}_3 = f(x_4, x_3, u_3) + \varphi_3^T(x_3)\theta_3 + \varphi_5^T(x_1)\theta_5 \quad (18)$$

式中: z_1, z_3 分别为炮弹攻角和俯仰角速率与目标攻角 x_1 和目标俯仰角速率 x_3 的误差; e_1, e_3, e_5 分别为不确定气动系数 $C_y^\alpha, C_z^\beta, m_z^w$ 的估计误差。可得

$$z_1 = x_1 - x_1 \quad (19)$$

$$z_3 = x_3 - x_3 \quad (20)$$

$$e_1 = w_1 + \rho_1(x_1) - \theta_1 \quad (21)$$

$$e_3 = w_3 + \rho_3(x_3) - \theta_3 \quad (22)$$

$$e_5 = w_5 + \rho_5(x_1) - \theta_5 \quad (23)$$

非线性函数 $\rho_i(x_i)$ 选取为 $\rho_1(x_1) = \frac{-\gamma_1}{2mv} qsl \cdot$

$$(x_1)^2, \rho_3(x_3) = \frac{\gamma_3}{2J_z v} qsl^2 \cdot (x_3)^2, \rho_5(x_1) = \frac{\gamma_5}{2J_z} qsl \cdot$$

$(x_1)^2, \gamma_i$ 为所设计的可调参数。

将参数适应率 w_1, w_3, w_5 的值选取为 $\dot{w}_1 = -\frac{\partial \rho_1}{\partial x_1} \cdot$

$$[f_1(x_i, u) + \varphi_1^T(x_1)(w_1 + \phi_1(x_1))], \dot{w}_3 = -\frac{\partial \rho_3}{\partial x_3} [f_3(x_i,$$

$$u) + \varphi_3^T(x_3)(w_3 + \phi_3(x_3))], \dot{w}_5 = -\frac{\partial \rho_5}{\partial x_1} [f_5(x_i, u) +$$

$$\varphi_5^T(x_1)(w_5 + \phi_5(x_1))]$$

对攻角跟踪误差进行微分可得

$$\dot{z}_1 = x_3 - \omega_x x_2 - \dot{x}_1 + \varphi_1^T(x_1)\theta_1 \quad (24)$$

式中, x_3^* 为虚拟控制率,则

$$x_3 = z_3 + x_3^* \quad (25)$$

取 x_3^* 值如下

$$x_3^* = -c_1 \cdot z_1 + \omega_x x_2 + \dot{x}_1 - \varphi_1^T(x_1)(w_1 + \rho_1) \quad (26)$$

可以求得 z_1, z_3 的误差动态为

$$\dot{z}_1 = -c_1 \cdot z_1 + z_3 - \varphi_1^T(x_1)e_1 \quad (27)$$

$$\dot{z}_3 = \varphi_3^T(x_1)\theta_5 + a_{27}\omega_x x_4 - x_4^2 \tan \vartheta + a_{25} \cdot u_1 +$$

$$\varphi_3^T(x_3)\theta_3 - \dot{x}_3^* \quad (28)$$

选取俯仰通道的控制器输入为

$$u_1 = \frac{1}{a_{25}} [-c_3 \cdot z_3 - z_1 + \dot{x}_3^* - a_{27}\omega_x x_4 + x_4^2 \tan \vartheta - \varphi_3^T(x_3)(w_3 + \rho_3(x_3)) - \varphi_5^T(x_1)(w_5 + \rho_5(x_1))] \quad (29)$$

最终得到系统的误差动态

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = -c_1 \cdot z_1 + z_3 - \varphi_1^T(x_1)e_1 \\ \dot{z}_3 = -z_1 - \varphi_3^T(x_3)e_3 - c_3 \cdot z_3 - \varphi_5^T(x_1)e_5 \end{cases} \quad (30)$$

选取李雅普诺夫函数 V_1

$$V_1 = z_1^T z_1 + z_3^T z_3 + \frac{1}{\gamma_1} e_1^T e_1 + \frac{1}{\gamma_3} e_3^T e_3 + \frac{1}{\gamma_5} e_5^T e_5 \quad (31)$$

$$\dot{V}_1 \leq -(2c_3 - 1) \cdot z_3^2 - 2(c_1 - 1) \cdot z_1^2 - 2(\varphi_1^T(x_1)e_1)^2 - 2(\varphi_3^T(x_3)e_3)^2 - 2(\varphi_5^T(x_1)e_5)^2 \quad (32)$$

当 $c_3 > 0.5, c_1 > 1$ 时, $\dot{V}_1 \leq 0$, 且由文献[13]可知,

$\lim_{t \rightarrow \infty} z_i = 0, \lim_{t \rightarrow \infty} \varphi_i^T e_i = 0$ 。由此可知,该闭环控制系统是全局渐近稳定的且参数估计误差趋向于0,也就是说,本文为制导炮弹气动系数所建立的误差流形 $M = \{(x, w) | w_i + \rho_i(x) - \theta_i = 0\}$ 具有不变性,恰当选择增益可以调节收敛的速度,提高控制器的效果。

3.2 偏航通道的控制系统设计

偏航通道设计过程与纵向通道较为类似,为偏航通道引入新的变量 z_2, z_4, e_2, e_4, e_6 。 z_2, z_4 分别为制导炮弹侧滑角和偏航角速率与目标侧滑角和目标偏航角速率的误差。 e_2, e_4, e_6 分别为不确定参数 $C_z^\beta, m_y^w, m_y^\beta$ 的参数估计误差。

控制器输入为

$$u_2 = \frac{1}{b_{25}} [-c_4 \cdot z_4 - z_2 \dot{x}_4^* + b_{27}\omega_x x_3 + x_4 x_3 \tan \vartheta - \varphi_4^T(x_4)(w_4 + \rho_4(x_4)) - \varphi_6^T(x_2)(w_6 + \rho_6(x_2))] \quad (33)$$

系统的误差动态为

$$\begin{cases} \dot{z}_2 = -c_2 \cdot z_2 + z_4 - \varphi_2^T(x_2) e_2 \\ \dot{z}_4 = -z_2 - \varphi_4^T(x_4) e_4 - c_4 \cdot z_4 - \varphi_6^T(x_2) e_6 \end{cases} \quad (34)$$

针对该系统选取李雅普诺夫函数 V_2

$$V_2 = z_2^T z_2 + z_4^T z_4 + \frac{1}{\gamma_2} e_2^T e_2 + \frac{1}{\gamma_4} e_4^T e_4 + \frac{1}{\gamma_6} e_6^T e_6 \quad (35)$$

同理,可由 Lyapunov 证明偏航闭环控制系统是稳定的,参数估计误差不变且具有吸引力。最终可证该制导炮弹控制系统是稳定的。

4 仿真及分析

接下来对上述研究的控制器进行仿真,假设炮弹飞行速度为 243.2 m/s,滚转角速度 $\omega_x = 2 \text{ r/s}$, $g = 9.8 \text{ m/s}^2$,初始攻角、侧滑角为 0° 。

为验证该参数估计器的效果,待估计参数 $\theta_1, \theta_2, \theta_3, \theta_4, \theta_5, \theta_6$ 的真实值分别设定为 7.06、-7.06、10.06、10.06、2.68、2.68,且将待估计参数均初始化为 0,基于 Lyapunov 函数计算出的可调参数取值范围,经多次尝试控制器增益最终取为 $c_1 = 3000, c_2 = 100, c_3 = 100, c_4 = 90, c_5 = 80, c_6 = 100, \gamma_1 = 90, \gamma_2 = 80, \gamma_3 = 10, \gamma_4 = 8, \gamma_5 = 12, \gamma_6 = 15$ 。

以该炮弹纵向控制器为例进行说明,图 1 为制导炮弹跟踪指定攻角的仿真图,由图可知,控制器仅用 0.1 s 完成了趋近过程,系统输出曲线平滑无超调,而在传统反步法作用下的攻角曲线响应较慢,需要较长时间才能收敛到指定攻角。为进一步验证该控制器的性能,在图 2 中让其跟踪正弦曲线,由图 2 可以看出,该控制器能精确复现控制指令。由图 3~图 5 可知,参数估计在收敛速度和估计误差精度方面均较为理想,通过调节控制器增益可以使参数估计误差快速收敛为 0。

仿真结果表明,所设计的控制器能精确估计出不确定气动参数的值,具有良好的动态品质和跟踪性能,有效地满足了实际工程要求,验证了设想。

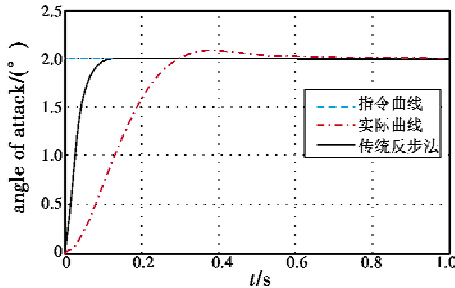


图 1 制导炮弹跟踪固定攻角

Fig. 1 The trajectory of the angle of attack

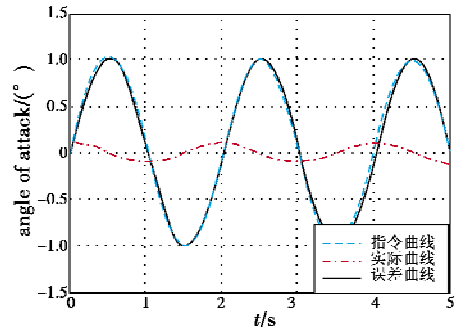


图 2 制导炮弹跟踪正弦曲线

Fig. 2 The trajectory of the angle of attack

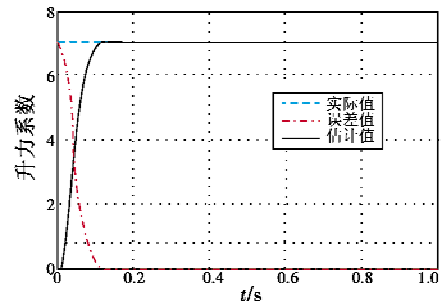


图 3 升力系数估计值

Fig. 3 The parameter estimation of lift coefficient

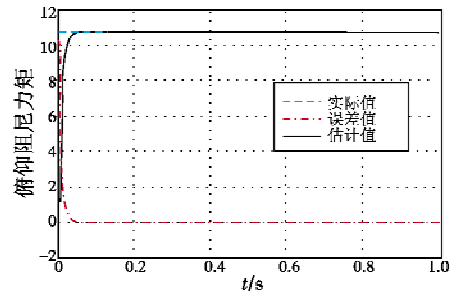


图 4 俯仰阻尼力矩估计值

Fig. 4 The parameter estimation of pitch damping moment

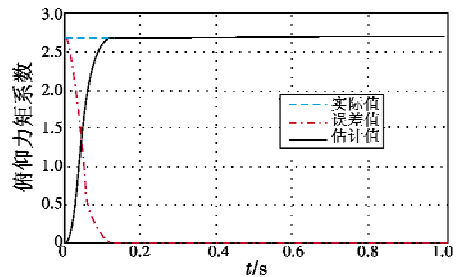


图 5 攻角引起的俯仰力矩系数的估计值

Fig. 5 The parameter estimation of pitching moment coefficient caused by angle of attack

5 总结

本文以制导炮弹的非线性模型且部分气动系数不确定为对象,采用自适应反步法与 I&I 方法相结合的方式设计制导炮弹的双通道控制器。得到以下结论:

系统的误差动态为

$$\begin{cases} \dot{z}_2 = -c_2 \cdot z_2 + z_4 - \varphi_2^T(x_2) e_2 \\ \dot{z}_4 = -z_2 - \varphi_4^T(x_4) e_4 - c_4 \cdot z_4 - \varphi_6^T(x_2) e_6 \end{cases} \quad (34)$$

针对该系统选取李雅普诺夫函数 V_2

$$V_2 = z_2^T z_2 + z_4^T z_4 + \frac{1}{\gamma_2} e_2^T e_2 + \frac{1}{\gamma_4} e_4^T e_4 + \frac{1}{\gamma_6} e_6^T e_6 \quad (35)$$

同理,可由 Lyapunov 证明偏航闭环控制系统是稳定的,参数估计误差不变且具有吸引力。最终可证该制导炮弹控制系统是稳定的。

4 仿真及分析

接下来对上述研究的控制器进行仿真,假设炮弹飞行速度为 243.2 m/s,滚转角速度 $\omega_x = 2$ r/s, $g = 9.8$ m/s²,初始攻角、侧滑角为 0°。

为验证该参数估计器的效果,待估计参数 $\theta_1, \theta_2, \theta_3, \theta_4, \theta_5, \theta_6$ 的真实值分别设定为 7.06、-7.06、10.06、10.06、2.68、2.68,且将待估计参数均初始化为 0,基于 Lyapunov 函数计算出的可调参数取值范围,经多次尝试控制器增益最终取为 $c_1 = 3000, c_2 = 100, c_3 = 100, c_4 = 90, c_5 = 80, c_6 = 100, \gamma_1 = 90, \gamma_2 = 80, \gamma_3 = 10, \gamma_4 = 8, \gamma_5 = 12, \gamma_6 = 15$ 。

以该炮弹纵向控制器为例进行说明,图 1 为制导炮弹跟踪指定攻角的仿真图,由图可知,控制器仅用 0.1 s 完成了趋近过程,系统输出曲线平滑无超调,而在传统反步法作用下的攻角曲线响应较慢,需要较长时间才能收敛到指定攻角。为进一步验证该控制器的性能,在图 2 中让其跟踪正弦曲线,由图 2 可以看出,该控制器能精确复现控制指令。由图 3 ~ 图 5 可知,参数估计在收敛速度和估计误差精度方面均较为理想,通过调节控制器增益可以使参数估计误差快速收敛为 0。

仿真结果表明,所设计的控制器能精确估计出不确定气动参数的值,具有良好的动态品质和跟踪性能,有效地满足了实际工程要求,验证了设想。

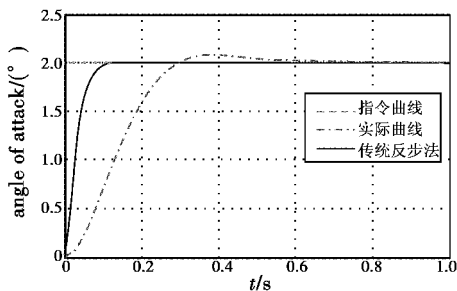


图 1 制导炮弹跟踪固定攻角

Fig. 1 The trajectory of the angle of attack

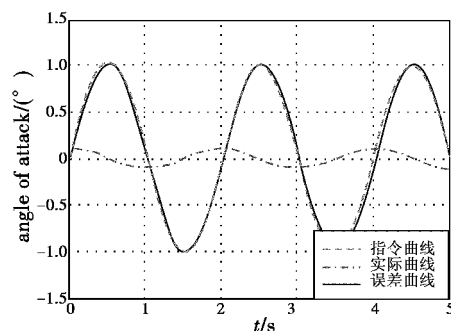


图 2 制导炮弹跟踪正弦曲线

Fig. 2 The trajectory of the angle of attack

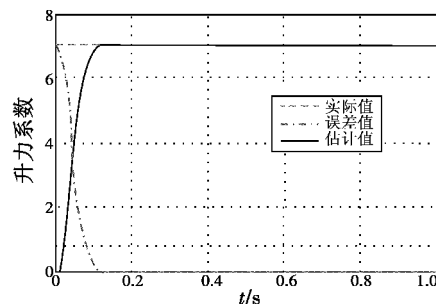


图 3 升力系数估计值

Fig. 3 The parameter estimation of lift coefficient

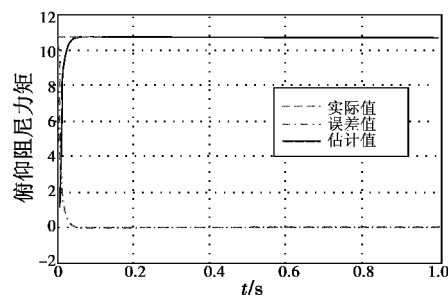


图 4 俯仰阻尼力矩估计值

Fig. 4 The parameter estimation of pitch damping moment

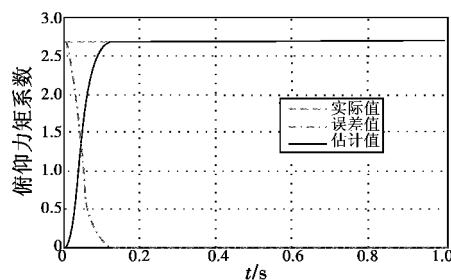


图 5 攻角引起的俯仰力矩系数的估计值

Fig. 5 The parameter estimation of pitching moment coefficient caused by angle of attack

5 总结

本文以制导炮弹的非线性模型且部分气动系数不确定为对象,采用自适应反步法与 I&I 方法相结合的方式设计制导炮弹的双通道控制器。得到以下结论:

1) 所采用的参数估计器有效地突破了确定性——等价性原理的限制,因此不需要设计 Lyapunov 函数来保证参数估计器的稳定性,避免了“计算膨胀”的问题;

2) 通过控制器输入及参数适应率,可确保参数估计误差函数的流形不变且吸引,让参数估计误差在这一流形上趋向于 0,有效地避免了参数估计误差对系统性能的影响。仿真结果表明,控制器具有良好的性能,通过调节所设计的可调参数,参数估计误差的收敛速度及估计精度均较为理想。

参 考 文 献

- [1] 王旭刚,王中原,史金光. 滑翔增程弹制导与控制系统设计[J]. 南京理工大学学报,2011,35(3):304-308.
WANG X G, WANG Z Y, SHI J G. Guidance and control system design for gliding extended range projectile [J]. Journal of Nanjing University of Science and Technology, 2011, 35(3):304-308.
- [2] 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.
- [3] STEINBERG M L, PAGE A B. Nonlinear adaptive flight control with a backstepping design approach [C]//AIAA-98-4230, 1998.
- [4] CALISE A J, LEE S, SHARMA M. Development of a reconfigurable flight control law for tailless aircraft [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2001, 24(5):896-902.
- [5] SONNEVELDT L, VAN OORT E R, CHU Q P, et al. Immersion and invariance based nonlinear adaptive flight control [C]//AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, AIAA 2010-7690, Toronto, Ontario Canada, 2-5 August, 2010.
- [6] ASTOLFI A, ORTEGA R. Immersion and invariance: A new tool for stabilization and adaptive control of nonlinear systems [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2003, 48(4):590-606.
- [7] ASTOLFI A, KARAGIANNIS D, ORTEGA R. Nonlinear and adaptive control with applications [M]. London: Springer-Verlag, 2008.
- [8] 张蕾,张爱民,韩九强,等. 基于系统浸入和流形不变自适应方法的静止无功补偿器非线性鲁棒自适应控制方法[J]. 控制理论与应用,2013,30(1):1-6.
ZHANG L, ZHANG A M, HAN J Q, et al. Static var-compensator nonlinear robust adaptive control method based on system immersion and manifold invariant methodology [J]. Control Theory & Applications, 2013, 30(1):1-6.
- [9] LEE K W, SINGH S N. Noncertainty-equivalent adaptive missile control via immersion and invariance [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2010, 33(3):655-666.
- [10] ZHANG J M, LI Q, CHENG N, et al. Immersion and invariance based nonlinear adaptive longitudinal control for autonomous aircraft [C]//Intelligent Control and Automation (WCICA), 2011 9th World Congress on IEEE, 2011:985-989.
- [11] 郑友胜. 远程制导炮弹弹道优化设计与姿态控制方法研究[D]. 南京:南京理工大学,2008.
ZHANG Y S. Extended range guided munition trajectory optimum design and attitude control method research [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2008.
- [12] 钱杏芳. 导弹飞行力学[M]. 北京:北京理工大学出版社,2011.
QIAN X F. Missile flight aerodynamics [M]. Beijing: Beijing Institute of Technology Press, 2011.
- [13] 闵颖颖,刘允刚. Barbalat 引理及其在系统稳定性分析中的应用[J]. 山东大学学报,2007,37(1):51-55.
MIN Y Y, LIU Y G. Barbalat lemma and its application in analysis of system stability [J]. Journal of Shandong University, 2007, 37(1):51-55.

下 期 要 目

双次棱镜耦合输入全息波导显示系统设计
捕控指令电视制导弹发射位置优化
K 波段辐射计的超宽带多通道接收机设计与实现
自适应光学波前处理器的故障诊断系统设计

机载光电跟瞄平台的模糊自适应 PID 跟踪控制
基于动态粒子群算法的多总线测试任务调度方法
基于改进型 Voronoi 图的无人机航迹规划研究
舰船惯性导航系统自适应阻尼网络设计