

文章编号: 1001-0920(2009) 03-0459-05

高超声速飞行器基于 Back-stepping 的离散控制器设计

高道祥^{1,2}, 孙增圻¹, 杜天容²

(1. 清华大学 a. 计算机科学与技术系, b. 智能技术与系统国家重点实验室,
北京 100084; 2. 北京林业大学 工学院, 北京 100083)

摘 要: 根据高超声速飞行器纵向模型的特点, 提出了基于 Back-stepping 的离散控制器设计方法. 首先通过合理的简化, 将飞行器的模型转化为连续非线性系统的严格反馈形式; 然后采用欧拉法得到其近似的离散模型, 根据近似离散模型并结合 Back-stepping 和反馈线性化方法, 设计了高超声速飞行器的离散控制器. 利用高超声速飞行器的纵向模型对算法进行仿真验证, 得到了较为满意的控制效果.

关键词: 高超声速飞行器; 离散控制; Back-stepping; 飞行控制

中图分类号: V 249.1

文献标识码: A

Discrete-time controller design for hypersonic vehicle via back-stepping

GAO Dao-xiang^{1,2}, SUN Zeng-qi¹, DU Tian-rong²

(1a. Department of Computer Science and Technology, 1b. State Key Laboratory of Intelligent Technology and System, Tsinghua University, Beijing 100084, China; 2. School of Technology, Beijing Forestry University, Beijing 100083, China. Correspondent: GAO Dao-xiang, E-mail: dausson@163.com)

Abstract: A discrete control strategy via back-stepping design is proposed for the hypersonic aircraft according to its dynamic characteristic. The continuous model is firstly transformed into a strict-feedback form by ignoring some less important elements. The discrete-time approximation model of the hypersonic vehicle is obtained by discretizing the continuous model in a strict-feedback form through Euler approximation. The discrete control law is developed by using back-stepping design and feed-back linearization. The longitudinal model of a hypersonic aircraft is used to demonstrate the effectiveness of the proposed strategy. Simulation results show an expected tracking performance.

Key words: Hypersonic vehicle; Discrete control; Back-stepping; Flight control

1 引言

高超声速飞行器是高度非线性的多变量系统. 受飞行高度、马赫数和飞行条件的影响, 飞行器对外形、空气动力学参数以及大气条件的变化非常敏感. 文献[1, 2]根据其局部线性模型设计线性控制器, 对存在的参数不确定和外界干扰, 采用 H_∞ 和 μ 综合的鲁棒控制方法以及 LQR 方法进行补偿. 由于线性模型不能完全表达飞行器动力学特性中的非线性耦合, 许多学者转而研究基于微分几何理论的非线性动态逆控制方法^[3-7], 如鲁棒控制^[2, 3]、滑模控制^[5]、神经网络自适应控制^[6]等方法; 文献[7]对高超声速飞行器的建模和控制方法作了分析和总结.

在输入输出线性化的过程中, 动态逆控制方法需要系统精确的数学模型, 得到的非线性模型包含复杂的高阶李导数函数, 不便于系统鲁棒性的分析. 国内学者^[8-12]对高超声速飞行器建模和控制问题进行研究, 例如文献[8]总结了高超声速飞行器建模及控制系统设计中存在的若干问题; [9]建立了飞行器六自由度的非线性模型; [10, 11]分别采用基于动态逆控制策略和轨迹线性化方法, 设计了高超声速飞行器的鲁棒自适应控制器; [12]提出了高超声速飞行器 Back-stepping 控制器的设计方法, 取得了较好的控制效果. 基于 Back-stepping^[13]的控制策略是传统飞行控制^[14, 15]乃至一类复杂非线性系统控制^[16, 17]

收稿日期: 2008-03-26; 修回日期: 2008-10-20.

基金项目: 中国博士后科学基金项目(20070410528); 国家自然科学基金项目(90405017, 90716021, 60604010); 空间智能控制技术国家级重点实验室基金项目(SIC07010202).

作者简介: 高道祥(1972—), 男, 山东蓬莱人, 博士后, 从事航天器智能自主控制的研究; 孙增圻(1943—), 男, 江苏靖江人, 教授, 博士生导师, 从事智能控制、机器人控制等研究. All rights reserved. <http://www.cnki.net>

较为有效的方法,不但设计过程简单,而且便于采用 Lyapunov 原理进行控制系统的稳定性分析.

以上研究方法都是针对飞行器连续系统设计连续控制器.随着计算机技术的发展,未来高超声速飞行器的控制任务大部分需要由计算机实现,因此研究高超声速飞行器的离散控制具有现实意义.离散控制器的设计通常采用两种方法:1) 首先根据连续的控制对象设计连续控制器,然后将连续的控制器的离散化;2) 直接根据离散化的控制对象设计离散控制器.第 1 种方法需要较快的采样速率,对系统的硬件提出了很高的要求,因此本文采用第 2 种方法设计高超声速飞行器的离散控制器.

一般很难获得连续非线性系统的精确离散模型,因此通常选取非线性系统的离散近似模型进行控制器设计.严格反馈非线性系统的欧拉近似模型^[18]不改变系统的严格反馈形式,非常适合于 Back-stepping 离散控制器的设计.

本文首先通过简化,得到高超声速飞行器具有严格反馈形式的非线性模型;然后通过欧拉近似法将其转化为离散系统,根据近似离散系统模型设计离散控制器.采用 Lyapunov 理论证明了离散闭环系统的渐近稳定性.仿真结果表明,该算法在速度和高度的控制中具有较好的跟踪性能和鲁棒性能.

2 高超声速飞行器的模型描述

高超声速飞行器是具有六自由度的复杂非线性系统.本文只考虑其纵向运动的 Back-stepping 控制器设计,这对于六自由度高超声速飞行器的控制具有普遍意义.高超声速飞行器通用的纵向模型如下:

V = \frac{T(V, \beta) \cos \alpha - D(V, \alpha)}{mV} - \frac{\mu \sin \gamma}{r^2}, \tag{1}

h = V \sin \gamma, \tag{2}

\dot{\gamma} = \frac{L(V, \alpha) + T(V, \beta) \sin \alpha}{mV} - \frac{\mu - V^2 r \sin \gamma}{Vr^2}, \tag{3}

\dot{\alpha} = q - \dot{\gamma}, \tag{4}

\dot{q} = M_{yy}(V, \alpha, q, \delta_E) / I_{yy}. \tag{5}

其中

L = qSC_L(\alpha), D = qSC_D(\alpha),

T = qSC_T(\beta),

M_{yy} = qSc [C_M(\alpha) + C_M(\delta_E) + C_M(q)];

V, γ, h, α 和 q 分别为飞行器的速度、航迹倾角、高度、攻角和俯仰角速度; T, D, L 和 M_{yy} 分别为推力、阻力、升力和俯仰转动惯量; $q = \rho V^2 / 2$ 为气动压力; $C_L(\alpha), C_D(\alpha), C_T(\beta)$ 和 $C_M(\cdot)$ 分别为升力、阻力、推力和力矩系数; m, I_{yy}, S, ρ, μ 和 R_e 分别为飞行器的质量、俯仰转动惯量、参考气动面积、空气密度、重力

常数和地球半径,均为常数.控制量为舵偏角 δ_E 和节流阀开度 β .

发动机动态模型采用二阶系统模型

\ddot{\beta} = -2\zeta\omega_n\dot{\beta} - \omega_n^2\beta + \omega_n^2\beta_c, \tag{6}

其中 β_c 为控制器的输出控制指令.

为得到高超声速飞行器模型的严格反馈形式,作如下假设:

假设 1 式(3)中的推力项 $T \sin \alpha$ 远远小于升力项 L , 可认为 $T \sin \alpha \approx 0$. 由于航迹偏角 γ 较小, 取 $\sin \gamma \approx \gamma$.

假设 2 高超声速飞行器的飞行速度变化较慢, 且变化范围较小.

根据飞行器航迹角 γ , 攻角 α 和俯仰角 θ 的定义, 有 $\theta = \alpha + \gamma$. 定义 $x = [x_1, x_2, x_3, x_4]^T, x_1 = h, x_2 = \gamma, x_3 = \theta, x_4 = q, u = \delta_E$. 根据假设, 高超声速飞行器的模型可改写为如下一般非线性形式:

\begin{cases} \dot{V} = f_V(V, x_2, x_3, x_4, \beta), \\ \dot{x}_1 = V \sin x_2 \approx V x_2, \\ \dot{x}_2 = f_2(V, x_2) + g_2(V) x_3, \\ \dot{x}_3 = x_4, \\ \dot{x}_4 = f_4(V, x_2, x_3, x_4) + g_4(V) u, \\ \dot{y} = [V, x_1]^T. \end{cases} \tag{7}

假设 3 $f_V(V, x_2, x_3, x_4, \beta), f_2(V, x_2), f_4(V, x_2, x_3, x_4), g_2(V)$ 和 $g_4(V)$ 为光滑函数, 且存在常数 $g_{i1} \geq g_{i0} > 0$, 使 $g_{i1} \geq g_i(\cdot) \geq g_{i0} > 0, i = 2, 4$.

设采样时间为 T , 通过欧拉近似法将式(7)离散化, 有

\begin{cases} V(k+1) = V(k) + Tf_V(V(k), x_2(k), x_3(k), x_4(k), \beta(k)), \\ x_1(k+1) = x_1(k) + TV(k)x_2(k), \\ x_2(k+1) = x_2(k) + T[f_2(V(k), x_2(k)) + g_2(V(k))x_3(k)], \\ x_3(k+1) = x_3(k) + Tx_4(k), \\ x_4(k+1) = x_4(k) + T[f_4(V(k), x_2(k), x_3(k), x_4(k)) + g_4(V(k))u(k)], \\ y(k) = [V(k), x_1(k)]^T. \end{cases} \tag{8}

注意到离散系统(8) 仍为严格反馈系统, 适合采用 Back-stepping 方法设计控制器, 并且假设 3 对 $g_2(V(k))$ 和 $g_4(V(k))$ 同样适用.

注 1 由式(7) 可知, 高超声速飞行器动力学系统包含两个子系统, 即由节流阀 β 控制的速度子系统和由舵偏角 δ_E 控制的高度子系统. 控制目标是使 $V \rightarrow V_d, h \rightarrow h_d$, 其中 V_d 和 h_d 为给定的速度指令和高度指令. 本文将两个子系统控制器分开设计: 对于

高度子系统,采用 Back-stepping 设计方法;对于速度子系统,采用反馈线性化的控制方法.这样可使飞行器速度保持在期望值附近.

3 离散控制器设计

3.1 Back-stepping 高度控制器

Back-stepping 控制为一类含有非匹配不确定性的非线性系统提供了有效的控制器设计方法,包括战斗机、导弹等传统的飞行控制系统.这种方法通过递推设计过程,将一个复杂的非线性系统分解为系列的低阶系统,然后选取一个状态变量为虚拟控制量,通过为每个低阶子系统选取适当的 Lyapunov 函数,设计最终的实际控制量达到控制目标.控制器设计过程如下:

1) 定义误差 $z_1(k) = x_1(k) - x_{1d}(k)$, 其中 $x_{1d}(k) = h_d(k)$ 为给定的高度指令,假设其提前4步 ($k+1, \dots, k+4$) 的期望值可得.根据式(8),有

$$z_1(k+1) = x_1(k) + TV(k)x_2(k) - x_{1d}(k+1). \quad (9)$$

采用 Back-stepping 设计方法, $x_2(k)$ 可看作 $x_1(k)$ -子系统的虚拟控制量,则有

$$x_{2d} = \frac{1}{TV(k)(-x_1(k) + c_1 z_1(k) + x_{1d}(k+1))}, \quad (10)$$

其中 $0 < c_1 < 1$. 定义 $z_2(k) = x_2(k) - x_{2d}(k)$, 将式(10)代入式(9),可得

$$z_1(k+1) = c_1 z_1 + TV(k)z_2. \quad (11)$$

2) 由定义有 $z^2(k) = x_2(k) - x_{2d}(k)$, $x_2(k)$ -子系统为

$$z_2(k+1) = x_2(k) + T[f_2(V(k), x_2(k)) + g_2(V(k))] - x_{2d}(k+1). \quad (12)$$

选取 $x_3(k)$ 为 $x_2(k)$ -子系统的虚拟控制量,可得

$$x_{3d}(k) = [Tg_2(V(k))] \int^1 [-x_2(k) - Tf_2(V(k), x_2(k)) + c_2 z_2(k) + x_{2d}(k+1)]]. \quad (13)$$

其中 $x_{2d}(k+1)$ 为虚拟控制量 $x_{2d}(k)$ 的未来值,在实际计算中无法获得.本文利用式(8),采用提前预测的方法,处理这种在离散系统 Back-stepping 设计中常见的非因果性问题.将 $x_{2d}(k+1)$ 看作 $V(k+1)$, $x_1(k+1)$ 和 $x_{1d}(k+1)$ 的函数,表示为

$$x_{2d}(k+1) = [TV(k+1)] \int^1 [-x_1(k+1) + c_1 z_1(k+1) + x_{1d}(k+2)], \quad (14)$$

其中 $V(k+1)$ 和 $x_1(k+1)$ 可由式(8)进行提前一步预测.将式(13)和(14)代入式(12),并定义 $z_3(k) = x_3(k) - x_{3d}(k)$,得

$$z_2(k+1) = c_2 z_2(k) + Tg_2(V(k))z_3(k). \quad (15)$$

3) 考虑 $x_3(k)$ -子系统,由 $z_3(k) = x_3(k) - x_{3d}(k)$ 得

$$z_3(k+1) = x_3(k) + Tx_4(k) - x_{3d}(k+1). \quad (16)$$

将 $x_4(k)$ 看作 $x_3(k)$ -子系统的虚拟控制量,有

$$x_{4d}(k) = \frac{1}{T(-x_3(k) + c_3 z_3(k) + x_{3d}(k+1))}. \quad (17)$$

由式(13), (14) 和(10)可知, $x_{3d}(k+1)$ 是变量 $V(k+1)$, $x_1(k+1)$, $x_2(k+1)$, $x_{2d}(k+2)$ 和 $x_{1d}(k+3)$ 的函数,其中前3个变量可由式(8)进行提前一步预测,而 $x_{2d}(k+2)$ 是变量 $V(k+2)$ 和 $x_1(k+2)$ 的函数,可由式(8)进行提前2步预测.定义 $z_4(k) = x_4(k) - x_{4d}(k)$,根据式(17),式(16)可改写为

$$z_3(k+1) = c_3 z_3(k) + Tz_4(k). \quad (18)$$

4) 根据1)~3)步设计系统的实际控制量.考虑 $x_4(k)$ -子系统和 $z_4(k) = x_4(k) - x_{4d}(k)$,则有

$$z_4(k+1) = x_4(k) + Tf_4(V(k), x_2(k), x_3(k), x_4(k)) + Tg_4(V(k))u(k) - x_{4d}(k+1). \quad (19)$$

因此实际控制量为

$$u(k) = [Tg_4(V(k))] \int^1 [-x_4(k) - Tf_4(V(k), x_2(k), x_3(k), x_4(k)) + c_4 z_4(k) + x_{4d}(k+1)]. \quad (20)$$

如上所述, $x_{4d}(k+1)$ 为变量 $V(k+3)$, $x_1(k+3)$, $V(k+2)$, $x_2(k+2)$, $x_3(k+1)$ 和 $x_{1d}(k+4)$ 的函数,前5个变量可分别由式(8)进行提前3步、2步和1步预测获得.将式(20)代入式(19),可得

$$z_4(k+1) = c_4 z_4(k). \quad (21)$$

3.2 稳定性分析

本节采用离散 Lyapunov 理论进行高超声速飞行器离散系统的稳定性分析.选取 Lyapunov 函数

$$V(k) = (z_1(k)/V_M)^2 + (z_2(k)/g_{21})^2 + z_3^2(k) + z_4^2(k). \quad (22)$$

其中: $V_M > V(k)$ 为常数, $V(k+1)$ 与 $V(k)$ 的差为

$$\Delta V(k) = V(k+1) - V(k) = \Delta V_1(k) + \Delta V_2(k) + \Delta V_3(k) + \Delta V_4(k). \quad (23)$$

根据不等式 $2ab \leq \varepsilon a^2 + (1/\varepsilon)b^2$ (ε 为适当的常数)和式(11), (15), (18), (21), 分别计算式(23)的各项:

第1项

$$\begin{aligned} \Delta V_1(k) &= (z_1(k+1)/V_M)^2 - (z_1(k)/V_M)^2 = \\ &= (1/V_M)^2 [(c_1 z_1 + TV(k)z_2(k))^2 - z_1^2(k)] \leq \\ &= 1/V_M^2 (1 - c_1^2 - \varepsilon_1^2) z_1^2(k) + \\ &= T^2(1 + 1/\varepsilon) z_2^2(k). \end{aligned} \quad (24)$$

第2项

$$\begin{aligned} \Delta V_2(k) &= (z_2(k+1)/g_{21})^2 - (z_2(k)/g_{21})^2 = \\ &= g_{21}^2 [(c_2 z_2 + Tg_2(V(k))z_3(k))^2 - z_2^2(k)] \leq \end{aligned}$$

- g_{21}^{-2}(1 - c_2^2 - \mathfrak{E}_2^2)z_2^2(k) + T^2(1 + 1/\varepsilon)z_3^2(k). \tag{25}

第 3 项

\Delta V_3(k) = z_3^2(k + 1) - z_3^2(k) = (c_3z_3 + Tz_4(k))^2 - z_3^2(k) \leqslant - (1 - c_3^2 - \mathfrak{E}_3^2)z_3^2(k) + T^2(1 + 1/\varepsilon)z_4^2(k). \tag{26}

第 4 项

\Delta V_4(k) = z_4^2(k + 1) - z_4^2(k) = - (1 - c_4^2)z_4^2(k). \tag{27}

结合式(24) ~ (27), 可得

\Delta V(k) \leqslant - (1/V_m^2)K_1z_1^2(k) - (1/g_{21}^2)K_2z_2^2(k) - K_3z_3^2(k) - K_4z_4^2(k). \tag{28}

选择适当的 $c_i (i = 1, 2, 3, 4)$ 和 ε 使

\begin{cases} K_1 = 1 - c_1^2 - \mathfrak{E}_1^2 > 0, \\ K_2 = 1 - c_2^2 - \mathfrak{E}_2^2 - T^2(1 + 1/\varepsilon) > 0, \\ K_3 = 1 - c_3^2 - \mathfrak{E}_3^2 - T^2(1 + 1/\varepsilon) > 0, \\ K_4 = 1 - c_4^2 - T^2(1 + 1/\varepsilon) > 0. \end{cases} \tag{29}

则 $\Delta V(k) < 0$. 于是可得如下定理:

定理 1 对于高超声速飞行器离散系统(8), 采用控制器(10), (13), (17) 和(20), 如果选择 $c_i (i = 1, 2, 3, 4)$ 满足条件(29), 则离散闭环系统是渐近稳定的.

注 2 由式(29), 如果取 $\varepsilon \ll 1$, 则可选择适当的 $c_i, i = 1, 2, 3, 4$, 保证闭环控制系统的稳定性. 虽然 $1/\varepsilon$ 较大, 但因为采样时间 T 较小, 所以 $T^2(1 + 1/\varepsilon)$ 可保证为较小的常数.

3.3 速度控制器设计

式(8) 中的速度子系统可改写为如下仿射非线性系统:

V(k + 1) = V(k) + T[f_v(V(k), x_2(k), x_3(k), x_4(k)) + g_v(V(k), x_2(k), x_3(k))\beta(k)]. \tag{30}

设期望轨迹为 $V_d(k + 1)$ 和 $V_d(k)$, 令 $z_v(k) = V(k) - V_d(k)$, 采用反馈线性化方法设计离散控制器, 有 $\beta(k) =$

[Tg_v(V(k), x_2(k), x_3(k))]^{-1}[-V(k) - Tf_v(V(k), x_2(k), x_3(k), x_4(k)) + cvz_v(k) + V_d(k + 1)]. \tag{31}

则得

z_v(k + 1) = cvz_v(k). \tag{32}

容易证明闭环离散系统是渐近稳定的.

4 仿真分析

对高超声速飞行器在高度 $h_0 = 110\,000\text{ft}$, 速度

为 15 马赫巡航条件下的飞行情况进行仿真研究. 飞行器仿真模型为连续非线性系统, 其参数详见文献[2].

为验证控制系统的鲁棒性, 飞行器仿真模型参数 (m, I_{yy}, S, μ) 的摄动范围设为 10%, 取大气密度 $\rho = \rho_0 \exp[-(h - h_0)/h_s]$. 其中: ρ_0 为大气密度标称值, h_s 为常数. 控制的目标是要求飞行器跟踪给定的高度指令和速度指令. 本文给出了以下两种情况的仿真结果:

- 1) 速度阶跃 $V_c = 100\text{ft/s}$, 高度 $h = 110\,000\text{ft}$.
- 2) 高度变化为幅值 2000ft , 周期 80s 的方波信号, 速度 $V = 15060\text{ft/s}$.

选取如下线性系统作为指令参考模型:

\frac{h_d}{h_c} = \frac{\omega_{h1}\omega_{h2}^2}{(s + \omega_{h1})(s^2 + 2\zeta\omega_{h2}s + \omega_{h2}^2)},

$V_d/V_c = \omega_{h1}/(s + \omega_{h1}).$

其中: $\omega_{h1} = 0.2\text{rad/s}$, $\omega_{h2} = 1\text{rad/s}$, $\zeta = 0.7$, s 为 Laplace 算子.

取采样时间 $T = 0.01$, 离散控制器的参数为: $c_v = 0.9, c_1 = 0.9, c_2 = 0.85, c_3 = 0.85, c_4 = 0.85$. 仿真结果如图 1 和图 2 所示.

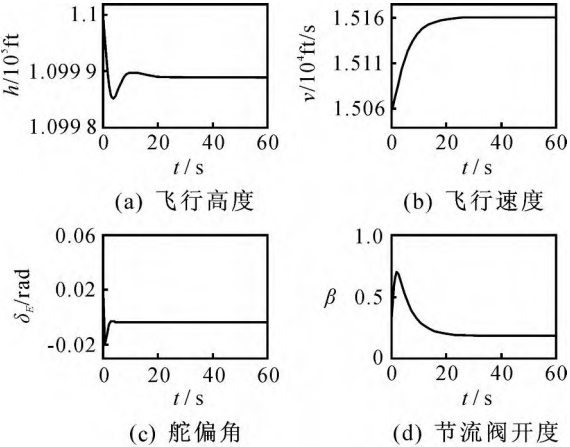


图 1 速度阶跃变化时的仿真结果

当飞行器模型的参数在较小范围内摄动时, 控制系统表现出较强的鲁棒性能, 控制器的阶跃响应效果较好, 对周期信号也有良好的跟踪性能.

注 3 对于一定范围内的参数摄动和外界干扰, 可以通过选取较小的 $c_i, i = 1, 2, 3, 4$, 使闭环系统的极点更加接近单位圆的中心, 至少保证式(29)成立, 但较小的 c_i 需要较大的控制输入. 考虑到高超声速飞行器的工作环境变化很大, 大范围的参数变化和外界干扰不可避免. 进一步的工作需要研究高超声速飞行器离散自适应控制器的设计.

5 结 论

本文根据高超声速飞行器欧拉近似离散模型, 采用 Back-stepping 方法进行离散控制器的设计. 文

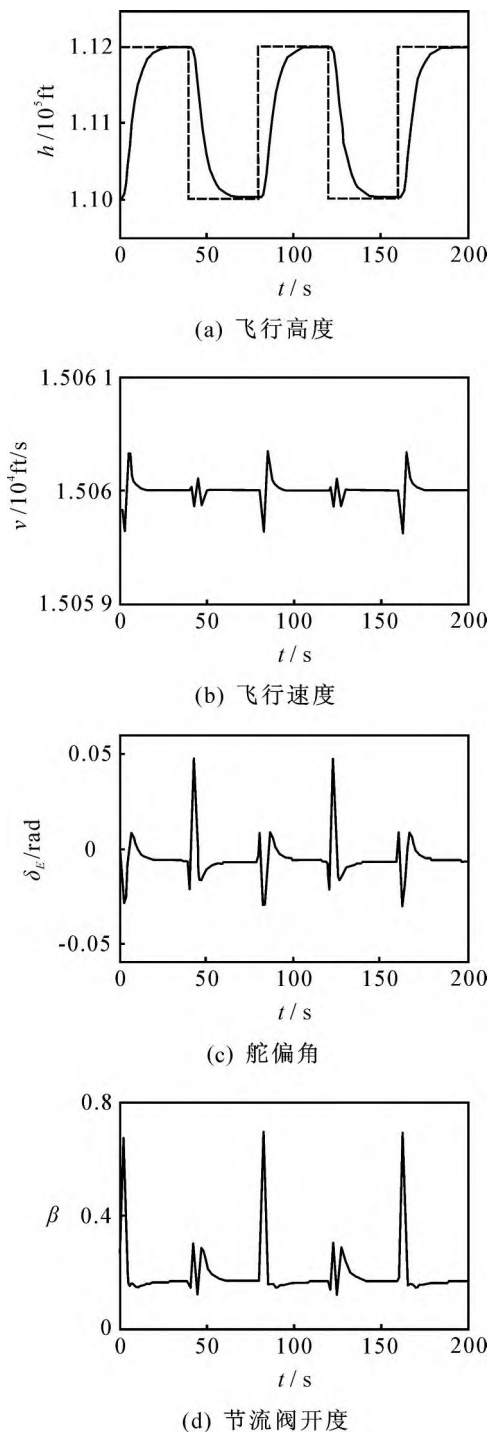


图 2 高度周期变化时的仿真结果

中对离散系统的稳定性进行理论分析, 证明了离散闭环系统的渐近稳定性. 最后对飞行器进行高度和速度指令跟踪的仿真研究, 得到了较为理想的控制效果.

参考文献(References)

[1] Gregory I M, Chowdhry R S, McMinn J D, et al. Hypersonic vehicle model and control law development using H_{∞} and micron synthesis[R]. Hampton: Langley Research Center, 1994.

[2] Groves K P, Sigthorsson D O, Serrani A, et al. Reference command tracking for a linearized model of an air-breathing hypersonic vehicle [C]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conf. San Francisco, 2005: 1-14.

[3] Wang Q, Stengel R F. Robust nonlinear control of a hypersonic aircraft [J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 2000, 23(4): 577-584.

[4] Parker J T, Serrani A, Yurkovich S, et al. Approximate feedback linearization of an air-breathing hypersonic vehicle[C]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conf. Keystone, 2006: 3633-3648.

[5] Xu H J, Ioannou P A, Mirmirani M. Adaptive sliding mode control design for a hypersonic flight vehicle[J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 2004, 27(5): 829-838.

[6] Xu H J, Mirmirani M, Ioannou P A. Robust neural adaptive control of a hypersonic aircraft [C]. AIAA Guidance, Navigation and Control Conf and Exhibit. Austin, 2003: 1-8.

[7] Fidan E, Mirmirani M, Ioannou P A. Flight dynamics and control of air-breathing hypersonic vehicle: Review and new directions[C]. The 12th AIAA Int Space Plans and Hypersonic Systems and Techniques. Norfolk, 2003: 1-24.

[8] 李智斌, 李果. 空天飞行器建模与控制研究现状[C]. 空间智能控制技术国防科技重点实验室学术委员会第 2 届年会. 北京, 2007: 26-32.

(Li Z B, Li G. Modeling and research status of control of aerospace vehicle [C]. The 2nd Annual Symp of National Laboratory of Space Intelligent Control. Beijing, 2007: 26-32.)

[9] 朱亮, 姜长生, 方炜. 高超声飞行器六自由度数学建模研究[J]. 航天控制, 2006, 24(4): 39-44.

(Zhu L, Jiang C S, Fang W. Six-DOF modeling and simulation of a conceptual unmanned aerospace vehicle [J]. Aerospace Control, 2006, 24(4): 39-44.)

[10] 刘燕斌, 陆宇平. 基于反步法的高超音速飞机纵向逆飞行控制[J]. 控制与决策, 2007, 22(3): 313-317.

(Liu Y B, Lu Y P. Longitudinal inversion flight control based on back-stepping for hypersonic vehicle [J]. Control and Decision, 2007, 22(3): 313-317.)

[11] 张春雨, 方炜, 姜长生. 基于 T-S 模糊系统的空天飞行器鲁棒自适应轨迹线性化控制[J]. 航空学报, 2007, 28(5): 1153-1161.

(Zhang C Y, Fang W, Jiang C S. Robust adaptive trajectory linearization control of aerospace vehicle based on T-S fuzzy system [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(5): 1153-1161.)

射源识别中的应用. 现有的约简方法都是对离散化后的决策表进行属性约简, 一般会得到多种约简结果, 然后根据问题的实际要求选取一个满意的结果. 本文通过监督型局部离散化过程中产生的断点, 提出一种指导属性约简的新方法, 它可直接得到合理的约简结果. 对所提出的模型给出了雷达辐射源用途识别的实例计算和仿真对比实验. 实验结果表明, 该方法是有有效而可行的, 可应用于利用粗糙集理论进行目标识别的实际问题.

参考文献(References)

- [1] Pawlak Z. Rough sets[J]. Int J of Information and Computer Science, 1982, (11): 341-356.
- [2] Pawlak Z. Rough set theory and its application to data analysis[J]. Int J of Cybernetics and Systems, 1998, 29: 661-688.
- [3] 孙全, 叶秀清, 顾伟康. 一种新的基于证据理论的合成公式[J]. 电子学报, 2000, 28(8): 117-119.
(Sun Q, Ye X Q, Gu W K. A new combination rules of evidence theory[J]. Acta Electronica Sinica, 2000, 28(8): 117-119.)
- [4] 王国胤. 粗糙集理论与知识获取[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2001.
(Wang G Y. Rough set theory and knowledge acquisition[M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2001.)
- [5] 常犁云, 王国胤, 吴渝. 一种基于 Rough Set 理论的属性约简及规则提取方法[J]. 软件学报, 1999, 10(11): 1206-1211.
(Chang L Y, Wang G Y, Wu Y. An approach for attribute reduction and rule generation based on rough set theory[J]. J of Software, 1999, 10(11): 1206-1211.)
- [6] 张文修, 米据生, 吴伟志. 不协调目标信息系统的知识约简[J]. 计算机学报, 2003, 26(1): 12-18.
(Zhang W X, Mi J S, Wu W Z. Knowledge reduction in inconsistent information systems[J]. J of Computers, 2003, 26(1): 12-18.)
- [7] 刘丽艳, 王海涌, 郑丽英. 基于粗集理论的决策规则约简算法的研究与应用[J]. 兰州交通大学学报, 2004, 23(6): 78-80.
(Liu L Y, Wang H Y, Zheng L Y. Research and application of algorithm for decision rule reduction based on rough set theory[J]. J of Lanzhou Jiaotong University, 2004, 23(6): 78-80.)
- [8] Yan Li, Simon C K Shiu, Sankar K Pal. Combining feature reduction and case selection in building CBR classifiers[J]. IEEE Trans on Knowledge and Data Engineering, 2006, 18(3): 415-429.
- [9] 李凡, 刘启和, 叶茂, 等. 不一致决策表的知识约简方法研究[J]. 控制与决策, 2006, 21(8): 857-862.
(Li F, Liu Q H, Ye M, et al. Approaches to knowledge reductions in inconsistent decision tables[J]. Control and Decision, 2006, 21(8): 857-862.)
- [10] Han J C, Hu X H, Lin T Y. A new computation model for rough set theory based on database systems[C]. DAWAK' 2003. Berlin: Springer-Verlag, 2003: 381-390.
- [11] 关欣, 何友. 智能化雷达对抗情报处理技术研究[J]. 海军航空工程学院学报, 2005, 20(1): 101-106.
(Guan X, He Y. Research on technology of intellectualized radar countermeasures intelligence processing[J]. J of Naval Aeronautical Engineering Institute, 2005, 20(1): 101-106.)

(上接第 463 页)

- [12] Gao D X, Sun Z Q, Du T R. Dynamic surface control for hypersonic aircraft using fuzzy logic system[C]. Proc of the IEEE Int Conf on Automation and Logistic. J'nan, 2007: 2314-2319.
- [13] Kokotovic P V. The joy of feedback: Nonlinear and adaptive[J]. IEEE Control System Magazine, 1992, 12(7): 7-17.
- [14] Shin D H, Kim Y D. Reconfigurable flight control system design using adaptive neural networks[J]. IEEE Trans on Control Systems Technology, 2004, 12(1): 87-100.
- [15] Kim S H, Kim Y S, Song C. A robust adaptive nonlinear control approach to missile autopilot design[J]. Control Engineering Practice, 2004, 12(2): 149-154.
- [16] Jagannathan S, Lewis F L. Robust back-stepping control of a class of nonlinear systems using fuzzy logic[J]. Information Sciences, 2000, 123(3/4): 223-240.
- [17] Zhang T, Ge S S, Hang C C. Adaptive neural network control for strict-feedback nonlinear systems using backstepping design[J]. Automatica, 2000, 36(12): 1835-1846.
- [18] Mareels I M, Penfold H B, Evans R J. Controlling nonlinear time-varying systems via Euler approximations[J]. Automatica, 1992, 28(4): 681-696.