

DOI:10.3969/j.issn.1673-4785.201111009

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/23.1538.TP.20120309.1524.002.html>

模糊自适应的高超声速飞行器控制与干扰

冯云山, 杨照华

(北京航空航天大学 仪器光电学院, 北京 100191)

摘要:针对具有超大飞行马赫数、超宽飞行包络、飞行环境复杂等特点的高超声速飞行器,提出了基于模糊自适应的高超声速飞行器高度控制方法,分别设计了高度和速度控制器。针对所设计的控制器,分析了气动干扰力矩、测量噪声、舵机干扰、气动参数不确定性和飞行器模型参数不确定性对飞行器高度控制和速度控制效果的影响,然后又分析了综合考虑以上干扰和不确定性对飞行器高度控制和速度控制效果的影响。仿真结果表明,对各种干扰和不确定性,所设计的控制器速度和高度控制有较好的跟踪性和鲁棒性,达到了满意的效果。

关键词:模糊自适应;高超声速飞行器;干扰;不确定性

中图分类号:TP18;V448.22+3 **文献标志码:**A **文章编号:**1673-4785(2012)02-0129-06

Control and disturbance analysis of hypersonic vehicles based on fuzzy adaptive

FENG Yunshan, YANG Zhao-hua

(School of Instrument Science and Opto-electronics Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Hypersonic vehicles have ultra-wide flight envelopes, a high flight Mach number, and complex flight environments. Due to these issues, this paper presented a control method based on fuzzy adaptive and designed altitude and velocity controllers. For the controllers, the effects of aerodynamic disturbance torque, measurement noise, interference with the steering gear, pneumatic parameter uncertainty, and aircraft model parameter uncertainty were analyzed in light of the aircraft height and speed control. The comprehensive effect of the above issues was then analyzed. Simulation results show that the altitude and velocity controllers have great tracking ability and robustness to various disturbances and uncertainties, and the designed controllers displays satisfactory results.

Keywords: fuzzy adaptive; hypersonic vehicle; disturbance; uncertainty

近年来,近空间高超声速飞行器因其发射成本低、起飞准备周期短、军事应变能力强等优点,已成为争夺制空权的有力武器。由于高超飞行器具有超高的飞行高度、超大的马赫数、超宽的飞行包络、飞行环境复杂、空间环境变化剧烈等特点,所以其在飞行过程中受到的外部干扰异常严重,内部参数与结构不确定性非常明显。针对这类系统,传统的基于“系数冻结法”的PID增益调节控制器的设计方法受到了极大的挑战^[1-2]。另一方面,针对高超飞行器的干扰问题,目前还缺乏专门针对多源性干扰的建模和抑制的研究,在很多实际控制系统中,对象的未

建模动态以及参数和结构的不确定性都被归结到系统的干扰输入项,设计控制器时要求必须对系统每个部分的干扰源具有鲁棒性。

目前,反馈线性化、动态逆、变结构控制、神经网络等方法已应用于高超声速飞行器的控制系统^[3-5]。文献[3]基于奇异摄动理论,提出了鲁棒变结构与动态逆相结合的内外环解耦控制方法,外环基于简化模型设计自适应滑模变结构控制律,强耦合的内环采用动态逆跟踪姿态角速度指令,设计的控制器具有很好的抗干扰能力,其不足之处在于动态逆控制要求建立被控对象的精确模型,这在实际工程中很难做到。文献[4]详细研究了自适应滑模变结构方法在高超声速飞行器控制中的应用,首先将动态逆控制和变结构控制相结合,解决了非线性

耦合问题,并且具有很好的鲁棒性;然后在此基础上设计了自适应滑模变结构控制器,改善了控制系统对不确定性的适应能力. Lin 等^[5]将自适应模糊控制方法用于某 BTT 导弹的自动驾驶仪设计,在驾驶仪中引入一个终端吸引器控制器以加快收敛速度,稳定性分析结果表明,所设计的 BTT 导弹的状态和跟踪误差为一致有界的.

现如今,越来越多的学者已经意识到在传统控制中加入逻辑、推理和启发式知识的重要性,在控制应用中出现了很多人工智能与控制理论相结合的方法,也就是所谓的智能控制方法. 这种方法能对复杂系统进行有效的全局控制,并具有较强的容错能力,因而在理论研究和实际应用中都得到了广泛的关注^[6]. 在导弹控制方面,多数结果将智能控制方法与其他方法相结合. 本文研究高超速飞行器的纵向通道控制,在控制器设计时,将高度控制和速度控制分开设计,针对被控对象的非线性特性,高度控制器设计采用 Backstepping 控制,速度控制器设计采用动态逆控制,对于模型中的不确定性,采用模糊自适应系统在线辨识. 然后针对所设计的控制器,分别分析了气动干扰、发动机噪声、舵机干扰、气动参数不确定性和飞行器模型参数不确定性对飞行器高度控制和速度控制效果的影响,然后又分析了综合考虑以上干扰和不确定性对飞行器高度控制和速度控制效果的影响. 仿真结果表明,对各种干扰和不确定性,速度和高度控制有较好的跟踪性和鲁棒性,所设计的控制器得到了满意的效果.

1 高超声速飞行器的纵向动力学模型

本文的研究对象是高超飞行器的高度控制,只考虑纵向通道,其纵向通道模型如下:

$$\dot{V} = \frac{T \cos \alpha - D}{m} - \frac{\mu \sin \theta}{r^2}, \quad (1)$$

$$\dot{\theta} = \frac{L + T \sin \alpha}{mV} - \frac{\mu - V^2 r \cos \theta}{V r^2}, \quad (2)$$

$$\dot{h} = V \sin \theta, \quad (3)$$

$$\dot{\alpha} = \omega_z - \dot{\theta}, \quad (4)$$

$$\dot{\omega}_z = M_y / I_y, \quad (5)$$

式中: $L = \bar{q} S C_L$, $D = \bar{q} S C_D$, $T = \bar{q} S C_T$, $M_y = \bar{q} S l [C_M(\alpha) + C_M(\delta_E) + C_M(\omega_z)]$, $r = h + R_e$, $C_L = 6.5\alpha$, $C_D = 6.5\alpha^2 + 0.04\alpha + 0.038$, $C_T = \begin{cases} 0.26b, & b < 1, \\ 0.226 + 0.034b, & b > 1. \end{cases}$ $C_M(\alpha) = 0.0465206\alpha$, $C_M(\delta_E) = 0.0488\delta_E$, $C_M(\omega_z) = -0.000856\omega_z$, $\bar{q} = \rho V^2 / 2$, 为气动压力; $V, \theta, h, \alpha, \omega_z$ 分别表示飞行器的

速度、航迹倾角、高度、攻角和俯仰角速度; L, T, D, M_y 分别表示升力、推力、阻力和俯仰转动动力矩; m, I_y, S, l, μ 和 R_e 分别表示飞行器的质量、俯仰转动惯量、参考气动面积、特征长度、重力常数和地球半径. 控制量为舵偏角 δ_E 和油门开度 b . 发动机动态模型如式(6)所示:

$$\ddot{b} = -2\xi\omega_n\dot{b} - \omega_n^2 b + \omega_n^2 b_c. \quad (6)$$

式中: b_c 为控制器的输出控制指令.

一般飞行器的舵机在空载时为惯性环节,而高超飞行器飞行空域广、舵面大、舵面变化范围宽;所以高超飞行器转动惯性和气动铰链力矩对舵机动态特性的影响不能忽略,舵机带有惯性负载状态下,舵机的动态特性可用一个比例环节表示、一个积分环节和一个惯性环节. 本文选取的舵机为电动舵机,其等效模型如图1所示. 其中, $K_D = 0.72$, $T_D = 0.01$, $K_f = 0.2778$, $K_y = 250$.

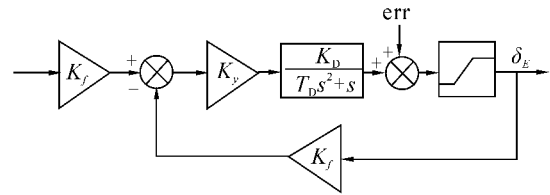


图1 舵机模型

Fig.1 Elevator deflection model

2 模糊自适应控制策略设计

由于飞行器速度的变化主要与油门的开度 β_e 相关,而高度的变化主要与舵偏角 δ_E 相关,因此本文将速度控制器与高度控制器分开设计,前者采用动态逆控制,后者采用 Backstepping 方法,并应用模糊自适应系统来在线辨识模型阶次高、参数变化大而引起的不确定性. 而且还根据 Lyapunov 理论设计自适应律来保证系统的稳定性与指令跟踪的精确性. 图2为系统控制框图.

1) Backstepping 高度控制.

俯仰角 $\varphi = \alpha + \theta$, 定义 $x = [x_1 \ x_2 \ x_3]^T$, $x_1 = \theta$, $x_2 = \varphi$, $x_3 = \omega_z$, $u = \delta_E$, 式(2) ~ (5) 可改写为严格反馈形式:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 \approx f_1(x_1, V) + g_1(V)x_2, \\ \dot{x}_2 \approx f_2 + g_2x_3, \\ \dot{x}_3 \approx f_3(x_1, x_2, x_3, V) + g_3(V)u. \end{cases}$$

式中: $f_1(x_1, V) = \frac{\mu - V^2 r \cos \theta}{V r^2} - g_1(V)\theta$, $f_2 = 0$, $f_3(x_1, x_2, x_3, V) = \bar{q} S l [C_M(\alpha) + C_M(\omega_z)] / I_y$, $g_1(V) = \bar{q} S \times 6.5 / (mV)$, $g_2 = 1$, $g_3(V) = \bar{q} S l \times 0.04088 / I_y$.

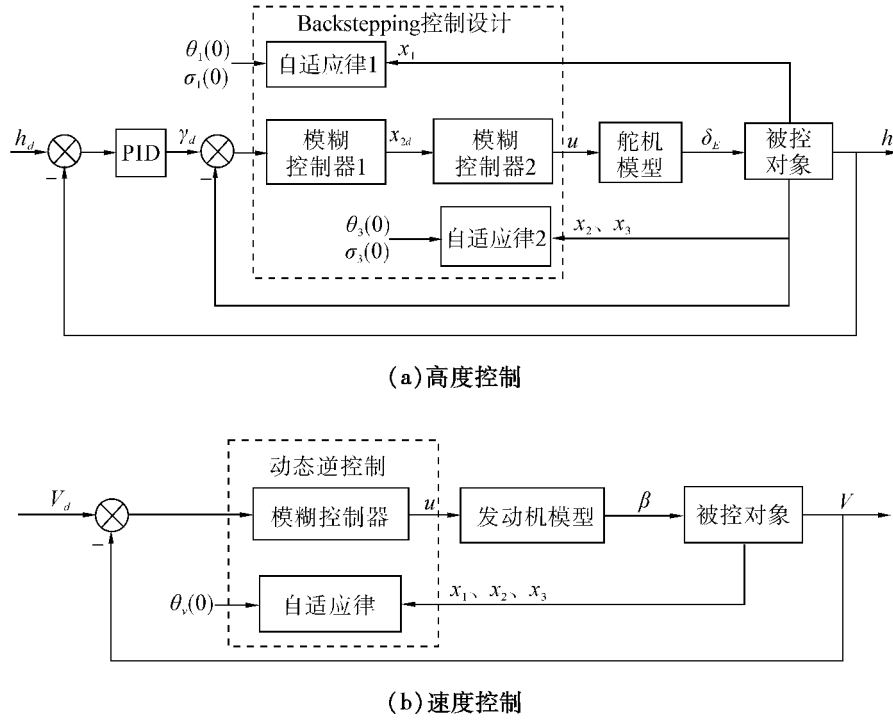


图2 高超声速飞行器纵向控制

Fig.2 The longitudinal control diagram for the hypersonic vehicle

通过式(3)的逆变换,将给定的理想高度指令转换成理想的航迹角指令来设计高度跟踪控制器,

$$\gamma_d = \arcsin \left[\frac{K_P(h - h_d) + K_I \int (h - h_d) dt}{V} \right].$$

式中: $K_P > 0$, $K_I > 0$ 为常数. 令 $x_{1d} = \gamma_d$, 定义 $z_1 = x_1 - x_{1d}$, 选取 x_{2d} 作为 z_1 -子系统的虚拟控制输入, 基于 Lyapunov 稳定性理论设计,

$$x_{2d} = -k_1 z_1 - f_1(x_1, V)/g_1(V) + \dot{x}_{1d}/g_1(V),$$

使 z_1 -子系统为渐近稳定的.

对上式中未知函数采用模糊自适应系统进行辨识, 取 $Z_1 = [x_1 \ V]$, 则有

$$x_{2d} = -k_1 z_1 - \theta_1^T \xi_1 Z_1 + \sigma_1^T \psi_1 V \dot{x}_{1d}.$$

自适应控制律设计如式(7)、(8)所示:

$$\dot{\theta}_1 = \Gamma_{11}(z_1 \xi_1 Z_1 - \delta_{11} \theta_1), \quad (7)$$

$$\dot{\sigma}_1 = \Gamma_{12}(-z_1 \psi_1 Z_1 \dot{x}_{1d} - \delta_{12} \sigma_1). \quad (8)$$

定义 $z_2 = x_2 - x_{2d}$, $z_3 = \dot{z}_2 + \lambda z_2$, 则 z_3 -子系统设计的系统高度控制输入为

$$u = z_1 - k_3 z_3 - f_3(x_2, x_3, V)/g_3(V) + (\ddot{x}_{2d} - \lambda \dot{z}_2)/g_3(V). \quad (9)$$

对式(9)中未知函数采用模糊自适应系统进行辨识, 取 $Z_3 = [x_2 \ x_3 \ V]$, 则有

$$u = -z_1 - k_3 z_3 - \theta_3^T \xi_3 Z_3 + \sigma_3^T \psi_3 V(\ddot{x}_{2d} - \lambda \dot{z}_2).$$

自适应控制律设计如式(10)、(11):

$$\dot{\theta}_3 = \Gamma_{31}(z_3 \xi_3 Z_3 - \delta_{31} \theta_3), \quad (10)$$

$$\dot{\sigma}_3 = \Gamma_{32}(-z_3 \psi_3 Z_3(\ddot{x}_{2d} - \lambda \dot{z}_2) - \delta_{32} \sigma_3). \quad (11)$$

2) 速度控制.

将式(1)改写为

$$\dot{V} = f_v(x_1, x_2, x_3, V) + g_v(x_1, x_2, V) b_e.$$

式中: $g_v(x_1, x_2, V) > 0$.

给定速度指令 V_d , 令 $z_v = V - V_d$, 控制器输入为

$$b_e = -k_v z_v + g_v^{-1}(x_1, x_2, V)[-f_v(x_1, x_2, x_3, V) + V_d]. \quad (12)$$

对式(12)中未知函数采用模糊自适应系统进行辨识, 取 $Z_v = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ V \ V_d]$, 则有 $b_e = -k_v z_v + \theta_v^T \xi_v Z_v$. 模糊自适应控制器设计为

$$\dot{\theta}_v = \Gamma_v(z_v \xi_v Z_v - \delta_v \theta_v).$$

3 多源抗干扰能力分析

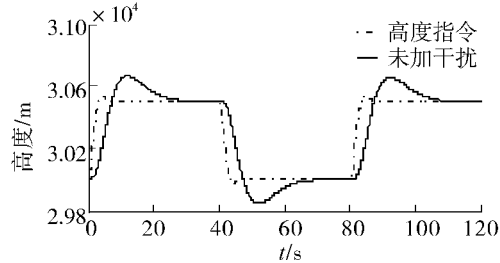
高超声速飞行器在高速飞行时的干扰可以分为气动干扰、发动机干扰、舵机干扰等, 以及气动热和气动振动引起的不确定性等. 下面分别对其进行仿真.

飞行控制的仿真条件为: 基础高度为30 000 m、高度变化为幅值500 m、周期为100 s的方波信号、基础速度为4 500 m/s、速度变化为50 m/s的阶跃.

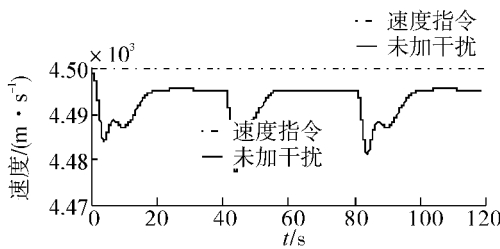
控制器参数为: $K_P = 0.3$, $K_I = 0.03$, $k_1 = 12$, $\Gamma_{11} = \Gamma_{12} = 10$, $\delta_{11} = \delta_{12} = 1$, $k_3 = 2$, $\lambda = 1$, $k_v = 0.01$, $\Gamma_{31} = \Gamma_{32} = 2$, $\Gamma_v = 0.05$, $\delta_{31} = \delta_{32} = 0.1$, $\delta_v = 0.01$.

1) 在无任何干扰和不确定性情况下, 仿真结果如图3所示. 仿真结果表明, 设计的控制器对高度指令有很好的跟踪性能, 响应时间为25 s, 超调为

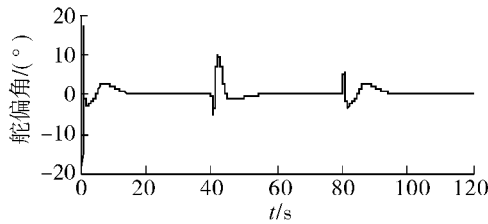
30%;速度跟踪响应时间为20 s,存在4 m/s的稳态误差;舵偏角变化平稳、频率较低,稳定时舵偏角变化范围很小,所以舵机易于控制;油门开度变化平稳,变化幅值小、频率低,易于实现。



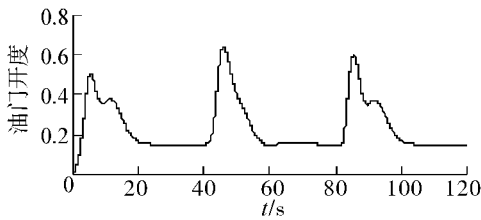
(a) 高度跟踪结果



(b) 速度跟踪结果



(c) 升降舵变化



(d) 油门开度变化

图3 无干扰仿真结果

Fig. 3 Simulation results with no disturbance

2) 在各种干扰和不确定性下的仿真分析。

① 气动干扰的仿真。

气动干扰力矩为谐波干扰,假设俯仰轴受到的外部干扰力矩为 $2 \times 10^6 \sin(2t) \text{ N} \cdot \text{m}^{-1}$,仿真结果如图4所示。仿真结果表明,干扰力矩对高度和速度都有影响,对速度影响更明显。

② 测量误差仿真。

俯仰角 θ_p 的测量误差的相关函数服从一阶马尔可夫过程^[2],随机漂移误差模型为

$$\varepsilon_{\theta_p} \sim N(0.006, 0.007).$$

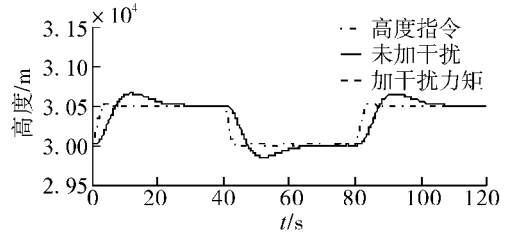
气压高度 h 随机漂移误差模型为

$$\varepsilon_h \sim N(0, 1).$$

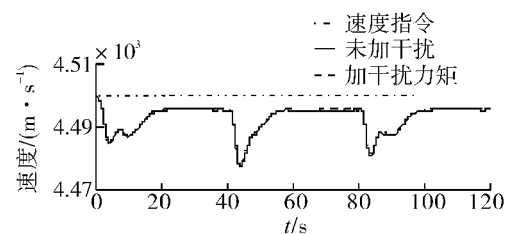
速度 V 的随机漂移误差模型为

$$\varepsilon_v \sim N(0, 1).$$

仿真结果如图5所示。可以看出,测量误差对高度和速度都有明显影响。



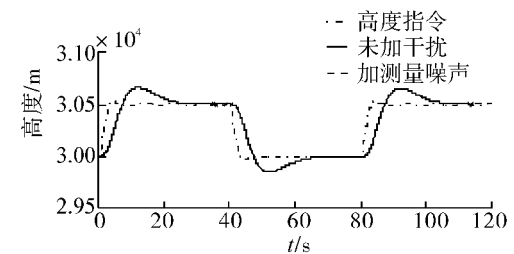
(a) 高度跟踪结果对比



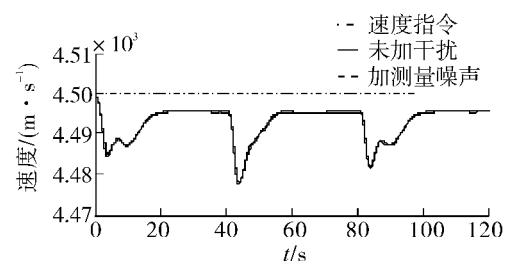
(b) 速度跟踪结果对比

图4 气动干扰力矩影响

Fig. 4 Effect on adding disturbance torque



(a) 高度跟踪结果对比



(b) 速度跟踪结果对比

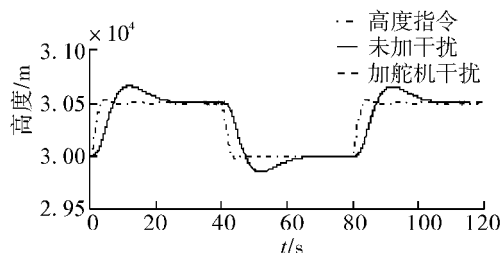
图5 测量误差影响

Fig. 5 Effect on adding various measurement errors

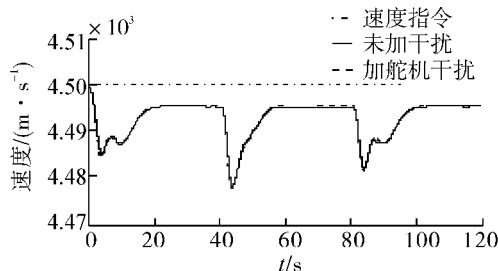
③ 由舵机产生的干扰分析。

舵机干扰为谐波干扰,在舵机模型中加入 $0.314 \sin(2t)$ 的正弦波干扰,舵偏角限幅值为 18° ,角频率为2 Hz。

仿真结果如图6所示. 仿真结果表明,舵机干扰对高度和速度几乎没有影响.



(a)高度跟踪结果对比



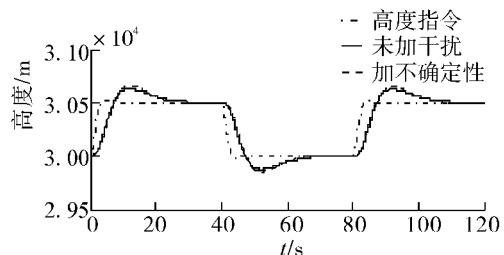
(b)速度跟踪结果对比

图6 舵机干扰影响

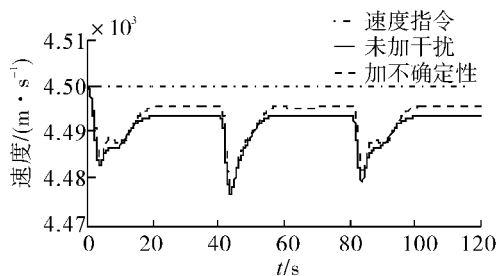
Fig.6 Effect on adding elevator deflection disturbance

④结构参数不确定性分析.

飞行器固有参数和空气动力学参数都存在不确定性,假设气动参数 C_D 存在 50% 的不确定性, C_L 存在 30% 的不确定性;飞行器质量 m 、转动惯量 I_{yy} 、大气密度 ρ 和最大迎风面积 S 都存在 5% 的不确定性,仿真结果如图7所示.



(a)高度跟踪结果对比



(b)速度跟踪结果对比

图7 结构参数不确定性影响

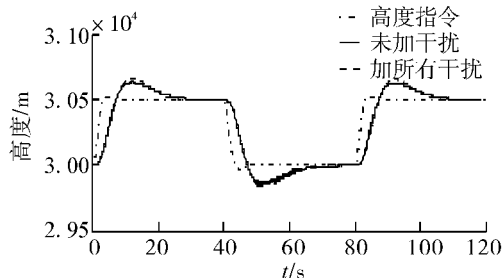
Fig.7 Effect on adding various uncertainties

仿真结果表明,不确定性对高度和速度都有明显影响,主要影响高度跟踪的响应时间和超调量,对

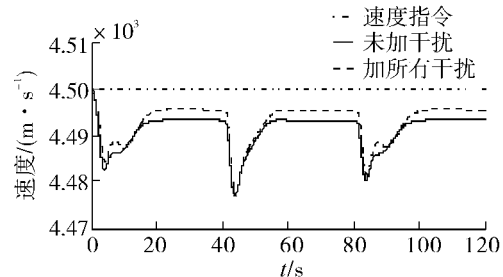
速度的影响则主要表现在稳态误差上.

3)加入上述所有干扰及不确定性,

仿真结果如图8所示. 仿真结果表明,综合以上所有的干扰和不确定性之后,对高度和速度跟踪都产生了明显的影响,从整体上来看,高度控制和速度控制都有较好的跟踪性和鲁棒性.



(a)高度跟踪结果对比



(b)速度跟踪结果对比

图8 所有干扰综合影响

Fig.8 Effect on adding all disturbances and uncertainties

4 结束语

本文研究高超速飞行器的纵向通道控制,在控制器设计时,将高度控制和速度控制分开设计,针对被控对象的非线性特性,高度控制器设计采用 Backstepping 控制,速度控制器设计采用动态逆控制,对于模型中的不确定性,采用模糊自适应系统在线辨识.

针对设计的控制器,本文分别分析了气动干扰、发动机噪声、舵机干扰、气动参数不确定性和飞行器模型参数不确定性对飞行器高度控制和速度控制效果的影响,然后又分析了综合考虑以上干扰和不确定性对飞行器高度控制和速度控制效果的影响.

仿真结果表明,对各种干扰和不确定性,速度和高度控制有较好的跟踪性和鲁棒性,所设计的控制器得到了满意的效果.

参考文献:

- [1]黄国勇,姜长生,薛雅丽. 新型自适应 Terminal 滑模控制及应用[J]. 航空动力学报, 2008, 23(1): 156-162.
HUANG Guoyong, JIANG Changsheng, XUE Yali. An a-

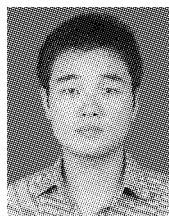
- daptive terminal sliding mode control and its applications [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(1): 156-162.
- [2] 吴森堂. 飞航导弹制导控制系统随机鲁棒分析与设计 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2010: 40-49.
- [3] 张军, 王玫, 赵德安. 高超飞行器的再入非线性鲁棒控制 [J]. *动力学与控制学报*, 2011, 9(11): 91-96.
ZHANG Jun, WANG Mei, ZHAO De'an. Re-entry nonlinear robust control law for hypersonic vehicles [J]. *Journal of Dynamics and Control*, 2011, 9(11): 91-96.
- [4] XU H J, MIRMIRANI M D, IOANNOU P A. Adaptive sliding model control design for a hypersonic flight vehicle [J]. *AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2004, 27(5): 829-837.
- [5] LIN Chuankai, WANG Shengde. Adaptive fuzzy control of bank-to-turn missiles [C]//*Proceedings of the Industrial Electronics, Control and Instrumentation*. Taipei, China, 1996, 2: 596-601.
- [6] JIN Yuqiang, GU Wenjin, WU Jinhua, et al. Sliding mode control of BTT missile based on fuzzy-neural approach [C]//*Proceedings of the 5th World Congress on Intelligent Control and Automation*. Hangzhou, China, 2004, 6: 5483-5486.
- [7] 高道祥, 孙增圻, 罗熊, 等. 基于 Backstepping 的高超声速飞行器模糊自适应控制 [J]. *控制理论与应用*, 2008, 25(5): 805-810.
GAO Daoxiang, SUN Zengqi, LUO Xiong, et al. Fuzzy adaptive control for hypersonic vehicle via Backstepping method [J]. *Control Theory & Applications*, 2008, 25(5):

805-810.

- [8] 李长青. 导弹控制系统设计研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2002: 12-25.

LI Changqing. Investigation on design of missile control system [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2002: 12-25.

作者简介:



冯云山, 男, 1987 年生, 硕士研究生, 主要研究方向为导航制导与控制。



杨照华, 女, 1975 年生, 副教授, 博士. 主要研究方向为航天器姿态轨道控制、导航制导与控制等. 曾经作为技术骨干参与国家“973”计划项目 1 项、国防重大基础科研项目 1 项、国家自然科学基金 1 项、国家“863”计划重大项目 1 项, 目前负责国家“863”计划项目 1 项、国家自然科学基金 1 项. 曾获中国博士后科学基金一等资助, 北京航空航天大学“蓝天新秀”, 获部级二等奖 1 项、国防科学技术进步二等奖 1 项. 发表学术论文 20 余篇, 其中被 SCI、EI 检索 10 余篇, 被 ISTP 检索 10 篇, 授权专利 5 项, 登记软件著作权 4 项.