

文章编号: 1001-0920(2007)03-0313-05

# 基于反步法的高超音速飞机纵向逆飞行控制

刘燕斌, 陆宇平

(南京航空航天大学 自动化学院, 南京 210016)

**摘要:** 针对高超音速飞机纵向运动的数学模型具有严重非线性、不稳定、多变量耦合以及不确定的气动参数等特点, 采用非线性动态逆控制与反步法相结合的方法为其设计飞行控制系统. 该系统以非线性动态逆控制作为控制内环, 通过将非线性的多输入多输出系统进行精确线性化, 解除了多变量之间的强耦合关系; 并以反步法作为控制外环, 保证系统的全局稳定以及抑制不确定参数的扰动. 仿真研究表明, 所提出的控制方法可以确保高超音速飞机的纵向稳定性, 改善其飞行品质.

**关键词:** 纵向飞行控制; 高超音速飞机; 动态逆控制; 反步法

**中图分类号:** V271.9

**文献标识码:** A

## Longitudinal inversion flight control based on backstepping for hypersonic vehicle

LIU Yan-bin, LU Yur-ping

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

Correspondent: LIU Yan-bin, E-mail: nuaa\_liuyanbin@163.com)

**Abstract:** For the feature that hypersonic vehicle longitudinal motion model is highly nonlinear, unstable, multivariable coupled and includes uncertain aerodynamic parameters, its flight control system is designed based on the method, in which nonlinear dynamic inverse control with backstepping is combined. This system applies nonlinear dynamics inverse control as control inner-loop. The coupled multivariable relations are relieved by accurately linearizing the nonlinear multi-input-multi-output systems, and backstepping is adopted as control out-loop in order to guarantee global stability of the system and the effects of uncertain parameters are attenuated. The simulation studies demonstrate that the proposed method can ensure the longitudinal stability and improve the flight quality for hypersonic vehicle.

**Key words:** Longitudinal flight control; Hypersonic vehicle; Dynamic inversion control; Backstepping

### 1 引言

高超音速飞机的研究因其重要的战略价值而得到国外广泛关注, 随着美国宇航局研制的高超音速 X-43A 无人驾驶飞机的试飞成功, 这项研究必将不断深入. 高超音速飞机是指飞行速度在 7 马赫数以上的高性能飞机, 在民用航空方面, 将高超音速飞机设计成航天飞机可大大缩短飞行时间; 在军事方面, 采用高超音速飞机设计成的侦察机和战斗机具有速度快、反应时间短、突防能力强等特点, 从而能有效地进行高空高速侦察和突防, 对敌方进行直接打击或作为远距离突袭武器的发射平台, 大大提高了远程作战效能<sup>[1,2]</sup>. 不仅如此, 依靠高超音速飞机极高的飞行高度, 极快的飞行速度以及较强的侧向机动

性, 可有效地提高未来侦察机和战斗机的生存能力, 使敌方的防空系统难以拦截, 并能对大量的目标进行快速迅速地打击<sup>[1,2]</sup>.

与常规飞机相比, 高超音速飞机采用了诸如机体/发动机一体化等先进技术, 这使得高超音速飞机弹性机体、推进系统以及结构动态之间的耦合更强, 模型的非线性度也更高, 而且高超音速飞机飞行高度和飞行马赫数跨度范围大, 运行环境非常复杂, 在飞行过程中, 飞行器气热特性和气动特性是剧烈变化的. 传统的控制方法往往将非线性问题作近似线性化处理<sup>[3]</sup>, 对于低阶的飞机模型可以取得令人满意的控制效果, 但对于高超音速飞机模型而言, 由于其模型阶数相对较高, 且气动参数易变, 从而导致传

收稿日期: 2005-11-16; 修回日期: 2006-02-11.

作者简介: 刘燕斌(1980—), 男, 湖南新化人, 博士生, 从事无尾飞机飞行控制、高超音速飞行控制等研究; 陆宇平(1957—), 男, 江苏扬州人, 教授, 博士生导师, 从事飞行器主动控制、景象匹配与精确制导等研究.

统的控制方法可能不再适用.因此,为确保高超音速飞机在复杂的飞行条件下,拥有稳定的飞行特性、良好的控制性能及强鲁棒性能,必须采用新的控制思维和控制手段来为其设计可行的飞行控制系统.

基于反步法的高超音速飞机纵向逆控制利用动态逆控制所具有的高度非线性控制能力,对其进行有效的解耦和协调控制;在此基础上运用反步法对控制器进行逐步修正,将状态坐标的变化,不确定参数的自适应调节函数和一个已知李雅普诺夫函数的虚拟控制系统的镇定函数等联系起来,以实现系统的全局调节和跟踪<sup>[4]</sup>,从而满足高超音速飞机的基本控制要求.

为了验证上述方法的有效性,本文选用某种常规高超音速飞机的纵向模型作为研究对象,仿真研究在 Matlab/ Simulink 下进行,通过对仿真结果的分析,验证了基于反步法的动态逆控制对高超音速飞机纵向模态具有良好的控制性能.

### 2 高超音速飞机模型

某常规高超音速飞机在平衡巡航飞行条件下 ( $V = 4\ 590.3\ \text{m/s}$ ,  $h = 33\ 528\ \text{m}$ ,  $\alpha = 0\ \text{deg}$ ,  $q = 0\ \text{deg/s}$ ) 的运动模型方程为<sup>[5]</sup>

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

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

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

$$\dot{q} = q, \quad (4)$$

$$\dot{q} = M_{yy} / I_{yy}. \quad (5)$$

其中

$$L = 0.5 V^2 s C_L, \quad (6)$$

$$D = 0.5 V^2 s C_D, \quad (7)$$

$$T = 0.5 V^2 s C_T, \quad (8)$$

$$M_{yy} = 0.5 V^2 s \bar{c} [C_M(\alpha) + C_M(\epsilon) + C_M(q)], \quad (9)$$

$$r = h + R, \quad (10)$$

$$C_L = 0.620\ 3, \quad (11)$$

$$C_D = 0.645\ 0 \alpha^2 + 0.004\ 337\ 8 \alpha + 0.003\ 772, \quad (12)$$

$$C_T = \begin{cases} 0.025\ 76, & \alpha < 1, \\ 0.022\ 4 + 0.003\ 36 \alpha, & \alpha > 1, \end{cases} \quad (13)$$

$$C_M(\alpha) = -0.035 \alpha^2 + 0.036\ 617 \alpha + 5.326\ 1 \times 10^{-6}, \quad (14)$$

$$C_M(q) = (\bar{c}/2V) q (-6.796 \alpha^2 + 0.301\ 5 \alpha - 0.228\ 9), \quad (15)$$

$$C_M(\epsilon) = c_e(\epsilon - \epsilon_0). \quad (16)$$

发动机动态可以描述为二阶系统模型<sup>[6]</sup>

$$\ddot{c} = -2 \zeta \omega_n \dot{c} - \omega_n^2 c + \omega_n^2 c_e, \quad (17)$$

参数值及其不确定性范围为<sup>[7]</sup>

$$m = m_0(1 + \Delta m), \quad (18)$$

$$I_{yy} = I_0(I + \Delta I) \times 10^6, \quad (19)$$

$$s = s_0(1 + \Delta s), \quad (20)$$

$$\bar{c} = \bar{c}_0(1 + \Delta \bar{c}), \quad (21)$$

$$c_e = c_{e0}(1 + \Delta c_e), \quad (22)$$

$$= c_0(1 + \Delta c) \times 10^{-4}. \quad (23)$$

其中

$$|\Delta m| = 0.02, \quad |\Delta I| = 0.01, \quad |\Delta s| = 0.02,$$

$$|\Delta \bar{c}| = 0.01, \quad |\Delta c_e| = 0.01, \quad |\Delta c| = 0.02. \quad (24)$$

控制输入为发动机节流阀调定值  $\epsilon_0$  和升降舵偏转  $\epsilon$ ; 输出为飞行速度  $V$  和飞行高度  $h$ .

### 3 基于反步法的逆控制原理

高超音速飞机的控制问题是指利用操纵面和发动机的控制量,使高超音速飞机在一定的时间域内能较好地跟踪指令信号,同时能够保证飞行航迹与飞行姿态之间的协调运动.稳定性、控制性能以及鲁棒性是高超音速飞机控制所主要关心的问题.

非线性动态逆控制是设计高超音速飞机飞行控制系统的一种新方法,通过全状态反馈的线性化处理,将高超音速飞机的非线性模型进行完全或者局部线性化.其过程为:对上述的高超音速飞机纵向模型的输出飞行速度  $V$  和飞行高度  $h$  采用全状态反馈进行线性化处理,即飞行速度  $V$  和飞行高度  $h$  方程分别微分  $n$  和  $m$  次,直到控制输入发动机节流阀值  $\epsilon_0$  或升降舵偏转  $\epsilon$  出现在微分式中,亦即在最后微分式中,控制输入发动机节流阀值  $\epsilon_0$  或升降舵偏转  $\epsilon$  的因子至少有一个不为零<sup>[7,8]</sup>.有

$$\begin{cases} \dot{V} = f_V(x), \quad \ddot{V} = \dot{V} / m, \\ \ddot{V} = (\dot{V} \ddot{x} + \dot{x}^T \ddot{x}) / m; \end{cases} \quad (25)$$

$$\begin{cases} \dot{h} = f_h(x), \quad \ddot{h} = \dot{V} \sin \alpha + V \dot{\alpha} \cos \alpha, \\ \ddot{h} = \ddot{V} \sin \alpha + 2\dot{V} \dot{\alpha} \cos \alpha - V \dot{\alpha}^2 \sin \alpha + V \ddot{\alpha} \cos \alpha, \\ h^{(4)} = \ddot{V} \sin \alpha + 3\dot{V} \dot{\alpha} \cos \alpha - 3\dot{V} \dot{\alpha}^2 \sin \alpha + 3\dot{V} \ddot{\alpha} \cos \alpha - V \dot{\alpha}^3 \cos \alpha + V \ddot{\alpha} \cos \alpha. \end{cases} \quad (26)$$

在式(26)中

$$\begin{cases} \dot{\cdot} = f(x), \quad \ddot{\cdot} = \dot{\cdot} / m, \\ \ddot{\cdot} = \dot{\cdot} \ddot{x} + \dot{x}^T \ddot{x}. \end{cases} \quad (27)$$

其中:  $x = [V \quad h]^T$ ,  $f_V(x)$  和  $f_h(x)$  分别为式(1)和式(2)右边表达式的缩写,  $\dot{\cdot}_1 = \partial f_V(x) / \partial x$ ,  $\dot{\cdot}_2 = \partial f_h(x) / \partial x$ ,  $\ddot{\cdot}_1 = \partial^2 f_V(x) / \partial x^2$ ,  $\ddot{\cdot}_2 = \partial^2 f_h(x) / \partial x^2$ .

$\partial / \partial x$ .

根据式(4), (5) 和(17), 和 的二阶微分可表示为<sup>[7,8]</sup>

$$\ddot{c} = \ddot{0} + (c_e V^2 \overline{sc} / 2 I_{yy}) e, \quad (28)$$

$$\ddot{e} = \ddot{0} + \frac{2}{n} c. \quad (29)$$

其中

$$\ddot{0} = 0.5 V^2 \overline{sc} [C_M(\cdot) + C_M(q) - c_e J / I_{yy} - \ddot{\cdot}], \quad (30)$$

$$\ddot{0} = -2 \frac{\dot{\cdot}}{n} - \frac{2}{n} \cdot. \quad (31)$$

$$\text{令 } \ddot{x}_0 = [ \ddot{V} \quad \ddot{0} \quad \ddot{0} \quad \ddot{h} ]^T, U = [ c \quad e ]^T,$$

于是, 输出飞行速度  $V$  的 3 次微分和飞行高度  $h$  的 4 次微分可表示为<sup>[7,8]</sup>

$$\begin{bmatrix} \ddot{V} \\ h^{(4)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{V}_0 \\ h_0^{(4)} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} \\ b_{21} & b_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c \\ e \end{bmatrix} = F_0 + BU. \quad (32)$$

式中<sup>[7,8]</sup>

$$\ddot{V}_0 = (\dot{V}_1 \dot{x}_0 + \dot{x}^T \dot{2} \dot{x}) / m, \quad (33)$$

$$\begin{aligned} h_0^{(4)} = & 3\ddot{V} \dot{\cos} - 3\dot{V}^2 \sin + 3\ddot{V} \ddot{\cos} - \\ & 3\dot{V} \ddot{\sin} - V^3 \cos + \\ & (\dot{V}_1 \dot{x}_0 + \dot{x}^T \dot{2} \dot{x}) \sin / m + \\ & V \cos (\dot{V}_1 \dot{x}_0 + \dot{x}^T \dot{2} \dot{x}), \end{aligned} \quad (34)$$

$$b_{11} = (V^2 \overline{sc} \frac{2}{n} / 2m) \cos, \quad (35)$$

$$b_{12} = - (c_e V^2 \overline{sc} / 2m I_{yy}) (T \sin + D - T \cos), \quad (36)$$

$$b_{21} = (V^2 \overline{sc} \frac{2}{n} / 2m) \sin(\cdot + \cdot), \quad (37)$$

$$b_{22} = (c_e V^2 \overline{sc} / 2m I_{yy}) [ T \cos(\cdot + \cdot) + L \cos + T \sin(\cdot + \cdot) - D \sin ], \quad (38)$$

$$D = \partial D / \partial \cdot, L = \partial L / \partial \cdot,$$

$$T = \partial T / \partial \cdot, c = \partial c / \partial \cdot.$$

由式(32)可知,对飞行速度  $V$  和飞行高度  $h$  分别微分 3 和 4 次,控制输入  $c$  和  $e$  出现在最后的微分式子中,且微分次数之和等于系统的阶数(系统的阶数为 7),因此高超音速飞机纵向模型是可以完全线性化的<sup>[9,10]</sup>.

考虑式(32),若  $B$  是非奇异的,令

$$\begin{bmatrix} \ddot{V} \\ h^{(4)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_V \\ S_h \end{bmatrix} = S, \quad (39)$$

于是高超音速飞机的逆模型为<sup>[9,10]</sup>

$$U = B^{-1} (S - F_0). \quad (40)$$

定义  $e_v = V - V_d, X_v = [e_v, \dot{e}_v, \ddot{e}_v, \ddot{e}_v]^T$ , 其中  $V_d$  为飞行速度指令信号. 于是可得

$$\begin{cases} X_{v_1} = e_v, \\ \dot{X}_{v_1} = \dot{e}_v = X_{v_2}, \\ \ddot{X}_{v_2} = \ddot{e}_v = X_{v_3}, \\ \ddot{X}_{v_3} = \ddot{\ddot{e}_v} = X_{v_4} = \ddot{V} - \ddot{V}_d. \end{cases} \quad (41)$$

利用反步法,对式(41)的每一步进行状态坐标的变化,使得式(41)和一个已知李雅普诺夫函数的虚拟控制系统的镇定函数联系起来<sup>[11,12]</sup>. 定义 3 个误差变量

$$\begin{cases} Z_{v_1} = X_{v_1}, \\ Z_{v_2} = X_{v_2} - v_1(X_{v_1}), \\ Z_{v_3} = X_{v_3} - v_2(X_{v_1}, X_{v_2}), \end{cases} \quad (42)$$

其中  $v_i (i = 1, 2)$  为虚拟反馈,式(42)本质上为一微分同胚,因此镇定式(41),只需镇定式(42)即可. 于是对于  $Z_{v_1}$  求导,有

$$\dot{Z}_{v_1} = X_{v_2} = -C_{v_1} Z_{v_1} + C_{v_1} X_{v_1} + X_{v_2}. \quad (43)$$

对于  $Z_{v_1}$  定义李雅普诺夫函数  $W_{v_1} = 0.5 Z_{v_1}^2$ ,

取  $v_1 = -C_{v_1} Z_{v_1}$ , 其中  $C_{v_1} > 0$ , 则

$$\begin{cases} \dot{Z}_{v_1} = -C_{v_1} Z_{v_1} + Z_{v_2}, \\ \dot{Z}_{v_2} = X_{v_3} - \frac{\partial v_1}{\partial Z_{v_1}} \dot{Z}_{v_1} = \\ X_{v_3} + J_{v_2}(Z_{v_1}, Z_{v_2}), \\ \dot{W}_{v_1} = -C_{v_1} Z_{v_1}^2 + Z_{v_1} Z_{v_2}. \end{cases} \quad (44)$$

对于  $Z_{v_1}, Z_{v_2}$  定义李雅普诺夫函数  $W_{v_2} = 0.5 Z_{v_1}^2 + 0.5 Z_{v_2}^2$ , 取  $v_2 = -Z_{v_1} - C_{v_2} Z_{v_2} - J_{v_2}(Z_{v_2}, Z_{v_2})$ , 其中  $C_{v_2} > 0$ , 则

$$\begin{cases} \dot{Z}_{v_2} = -Z_{v_1} - C_{v_2} Z_{v_2} + Z_{v_3}, \\ \dot{W}_{v_2} = -C_{v_1} Z_{v_1}^2 - C_{v_2} Z_{v_2}^2 + Z_{v_2} Z_{v_3}, \end{cases} \quad (45)$$

$$\begin{aligned} \dot{Z}_{v_3} = & X_{v_4} - \sum_{i=1}^2 \frac{\partial v_i}{\partial Z_{v_i}} \dot{Z}_{v_i} = \\ & X_{v_4} + J_{v_3}(Z_{v_1}, Z_{v_2}, Z_{v_3}). \end{aligned} \quad (46)$$

对于  $Z_{v_1}, Z_{v_2}, Z_{v_3}$  定义李雅普诺夫函数  $W_{v_3} = 0.5 Z_{v_1}^2 + 0.5 Z_{v_2}^2 + 0.5 Z_{v_3}^2 = W_{v_2} + 0.5 Z_{v_3}^2$ , 于是

$$\begin{aligned} \dot{W}_{v_3} = & \dot{W}_{v_2} + \dot{Z}_{v_3} Z_{v_3} = \\ & -C_{v_1} Z_{v_1}^2 - C_{v_2} Z_{v_2}^2 + Z_{v_2} Z_{v_3} + \dot{Z}_{v_3} Z_{v_3}. \end{aligned} \quad (47)$$

对于式(47),取  $\dot{Z}_{v_3} = -C_{v_3} Z_{v_3} - Z_{v_2}$ , 其中  $C_{v_3} > 0$ , 得

$$\dot{W}_{v_3} = -C_{v_1} Z_{v_1}^2 - C_{v_2} Z_{v_2}^2 - C_{v_3} Z_{v_3}^2 < 0. \quad (48)$$

因此式(42)是指数渐近稳定的,即式(41)也是指数渐近稳定的<sup>[12,13]</sup>.

将  $X_{v_4} = \ddot{V} - \ddot{V}_d$  和  $\dot{Z}_{v_3} = -C_{v_3} Z_{v_3} - Z_{v_2}$  代入式(46),经整理得

$$\begin{aligned} \ddot{V} = & \ddot{V}_d - C_{v_3} Z_{v_3} - Z_{v_2} - \\ & J_{v_3}(Z_{v_1}, Z_{v_2}, Z_{v_3}). \end{aligned} \quad (49)$$

同理定义  $e_h = h - h_d$ ,  $X_h = [e_h, \dot{e}_h, \ddot{e}_h, \dots, e_h^{(4)}]^T$ , 可以求得

$$h^{(4)} = h_d^{(4)} - C_{h_4} Z_{h_4} - Z_{h_3} - J_{h_4}(Z_{h_1}, Z_{h_2}, Z_{h_3}, Z_{h_4}). \quad (50)$$

将式(49)和(50)代入式(39)和(40)可求得控制输入  $U$ , 于是其总的控制框图如图1所示, 其中

$$y_d = \begin{bmatrix} V_d \\ h_d \end{bmatrix}, S = \begin{bmatrix} S_V \\ S_h \end{bmatrix}, U = \begin{bmatrix} c \\ \rho \end{bmatrix}, y = \begin{bmatrix} V \\ h \end{bmatrix},$$

$y_d$  为指令信号,  $y$  为输出.

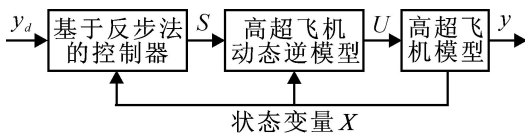


图1 总的控制系统结构

#### 4 仿真与分析

以本文第1节所述的高超音速飞机模型为仿真对象, 结合 Matlab 的仿真工具 Simulink, 在  $V = 4590.3 \text{ m/s}$ ,  $H = 33528 \text{ m}$ ,  $\alpha = 0 \text{ deg}$ ,  $q = 0 \text{ deg/s}$  的平衡条件下, 假定从0时刻起分别给定飞行速度指令及飞行高度指令为  $V_c = 30 \text{ m/s}$  和  $h_c = 70 \text{ m}$ , 以第2节中所述的控制方法对模型进行仿真, 选取  $C_{V_1} = 0.5$ ,  $C_{V_2} = 1$ ,  $C_{V_3} = 0.1$ ,  $C_{h_1} = 2$ ,  $C_{h_2} = C_{h_3} = C_{h_4} = 0.02$ , 经过50s以后得到其仿真曲线如图2~4所示.

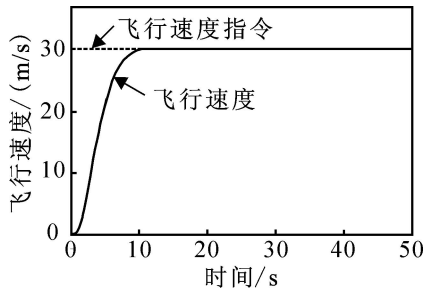


图2 对飞行速度指令  $V_d = 30 \text{ m/s}$  的响应

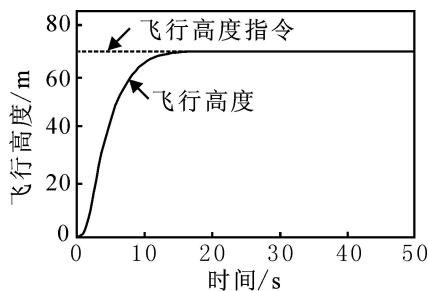


图3 对飞行高度指令  $h_d = 70 \text{ m}$  的响应

从图2~4中可以看出, 飞行速度和飞行高度都能快速跟踪到各自的指令值, 并且飞行迎角、推力及升降舵偏转角位移在飞行进入稳态状态后都趋近于各自的稳态值, 说明基于反步法的逆控制对高超音速飞机纵向模态具有较好的控制性能, 能确保高

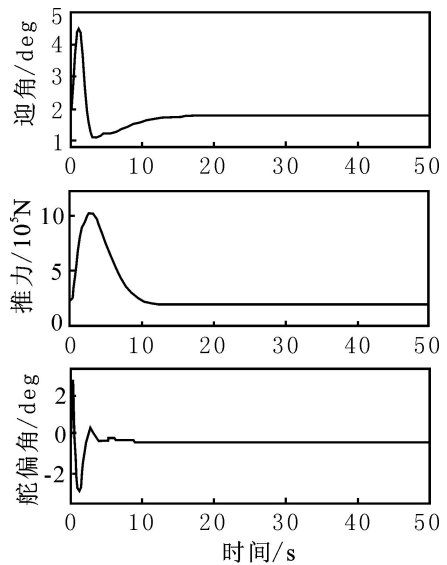


图4 前50s的迎角、推力以及舵偏角

超音速飞机的安全飞行. 此外, 该控制系统解除了高超音速飞机输入/输出变量之间的强耦合, 维持了飞行轨迹与飞行姿态之间协调运动, 并且基本抑制了式(24)中不确定性模型参数的干扰, 显示了该控制系统具有良好的鲁棒性能.

#### 5 结语

与亚音速和超音速飞机相比, 高超音速飞机的飞行特点是飞行包线范围大, 飞行条件极其复杂, 因此, 良好的控制系统是其安全飞行的保障. 从本文可以看出, 高超音速飞机纵向运动模型的控制器设计过程已相当复杂, 当进一步考虑横侧向和纵向耦合的模型时, 控制问题将变得更加复杂, 但随着控制理论不断发展, 特别是新的控制思维和控制手段的引入, 高超音速飞机的控制问题终究会得到解决. 高超音速飞机控制所要达到的最终目的是在大的飞行包线范围内(包括高超音速范围), 高超音速飞机能像常规飞机一样, 沿任意的飞行轨迹飞行.

#### 参考文献(References)

- [1] Fidan B, Mirmirani M, Ioannou P A. Flight dynamics and control of air-breathing hypersonic vehicle: Review and new directions [C]. AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conf and Exhibit. Norfolk: AIAA, 2003: 1-16.
- [2] Schmidt D K, Velapoldi J R. Flight dynamics and feedback guidance issues for hypersonic airbreathing vehicles[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf and Exhibit. Portland: AIAA, 1999: 859-871.
- [3] Farrell J, Sharma M, Polycarpou M. Backstepping-based flight control with adaptive function approximation[J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 2005, 28(6): 1089-1102.
- [4] Farrell J A, Sharma M, Polycarpou M. Longitudinal

- flight-path control using online function approximation [J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 2003, 26(6): 885-897.
- [5] 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: AIAA, 2003: 1-8.
- [6] Xu H J, Mirmirani M. Robust adaptive sliding control for a class of MIMO nonlinear systems [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf and Exhibit. Montreal: AIAA, 2001: 1-10.
- [7] 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.
- [8] Wang Q, Stengel R F. Robust nonlinear control of a hypersonic aircraft [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf and Exhibit. Portland: AIAA, 1999: 413-423.
- [9] Marrison C I, Stengel R F. Design of robust control systems for a hypersonic aircraft [J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 1998, 21(1): 58-63.
- [10] Wang Q, Stengel R F. Robust nonlinear control of a hypersonic aircraft [J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 2000, 23(4): 577-584.
- [11] Lian B H, Bang H, Hurtado J E. Adaptive backstepping control based autopilot design for reentry vehicle[C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf and Exhibit. Providence: AIAA, 2004: 1-10.
- [12] Singh S N, Steinberg M. Adaptive control of feedback linearizable nonlinear systems with application to flight control[J]. J of Guidance, Control and Dynamics, 1996, 19(4): 871-877.
- [13] 胡跃明. 非线性控制系统理论与应用[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002.  
(Hu Y M. Nonlinear control systems theory and applications [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2002.)

## (上接第 308 页)

- [6] 刘鸣, 邵诚. 异步电动机的自抗扰控制器及其参数整定 [J]. 控制与决策, 2003, 18(5): 540-544.  
(Liu M, Shao C. Auto-disturbances-rejection controller and its parameter adjusting for asynchronous motor [J]. Control and Decision, 2003, 18(5): 540-544.)
- [7] 张彤, 王宏伟, 王子才. 变尺度混沌优化方法及其应用 [J]. 控制与决策, 1999, 14(3): 285-288.  
(Zhang T, Wang H W, Wang Z C. Mutative scale chaos optimization algorithm and its application [J]. Control and Decision, 1999, 14(3): 285-288.)
- [8] 韩京清, 张文革. 大时滞系统的自抗扰控制器[J]. 控制与决策, 1995, 10(3): 221-225.  
(Han J Q, Zhang W E. ADRC control for large time-delay systems[J]. Control and Decision, 1995, 10(3): 221-225.)
- [9] 韩京清. 从 PID 技术到“自抗扰控制”技术[J]. 控制工程, 2002, 9(3): 13-18.  
(Han J Q. From PID technique to active disturbances rejection control technique [J]. Control Engineering of China, 2002, 9(3): 13-18.)
- [10] 徐峰, 李东海, 姜学智, 等. 基于 Monte-Carlo 试验的 PID 参数整定比较方法[J]. 清华大学学报, 2002, 42(12): 1651-1654.  
(Xu F, Li D H, Jiang X Z, et al. Monte-Carlo simulation of PID tuning methods [J]. J of Tsinghua University, 2002, 42(12): 1651-1654.)

## (上接第 312 页)

- [8] 林闯. 随机 Petri 网和系统性能评价[M]. 北京: 清华大学出版社, 2005.  
(Lin C. Stochastic Petri nets and system performance evaluation [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2005.)
- [9] 江志斌. Petri 网及其在制造系统建模控制中的应用 [M]. 北京: 机械工业出版社, 2004.  
(Jiang Z B. Petri nets and its application in manufacture systematic modeling and control [M]. Beijing: China Mechanic Industrial Press, 2004.)
- [10] Martorell S. Age-dependent reliability model considering effects of maintenance and working conditions [J]. Reliability Engineering and System Safety, 1999, 64(1): 19-31.
- [11] 肖刚, 李天柁. 系统可靠性分析中的蒙特卡罗方法 [M]. 北京: 科学出版社, 2003.  
(Xiao G, Li T T. Monte carlo methods in systematic reliability analysis[M]. Beijing: Science Press, 2003.)
- [12] 王芳, 侯朝桢. 用蒙特卡罗和 Petri 网方法估计随机流网络的可靠性[J]. 北京理工大学学报, 2004, 24(7): 604-608.  
(Wang F, Hou C Z. Evaluation of the reliability of stochastic flow network using monte carlo method and the petri net[J]. J of Beijing Institute of Technology, 2004, 24(7): 604-608.)