

基于动态面 backstepping 控制的高超声速飞行器自适应故障补偿设计

黄宇海¹, 齐瑞云¹, 姜 斌¹, 陶 钢^{1,2}

(1. 南京航空航天大学自动化学院, 南京 210016; 2. 弗吉尼亚大学, 美国)

摘要:针对带有冗余舵面的高超声速飞行器纵向模型,考虑舵面出现卡死故障情况下,分别设计了基于 backstepping 的高度容错控制器与基于动态逆的速度跟踪控制器.在运用 backstepping 自适应设计高度控制器时,采用动态面设计方法,引入一阶滤波器,避免了设计中对虚拟信号求导带来的复杂计算问题.针对舵面出现未知故障(不确定故障模式、大小、发生时间)的情况,设计容错控制器结构,给出实现故障补偿控制的匹配条件,根据 Lyapunov 稳定性理论设计的控制器参数自适应律保证系统的稳定性与指令跟踪性能.针对舵面出现卡死故障的情况,仿真对控制算法进行了验证,得到了较理想的控制效果.

关键词:高超声速飞行器;自适应故障补偿;backstepping;动态面;容错控制

中图分类号:TP273 **文献标识码:**A **doi:**10.3969/j.issn.0253-2778.2012.09.011

引用格式: Huang Yuhai, Qi Ruiyun, Jiang Bin, et al. Adaptive failure compensation design for hypersonic vehicles based on dynamic surface backstepping control[J]. Journal of University of Science and Technology of China, 2012, 42(9): 768-774.

黄宇海, 齐瑞云, 姜斌, 等. 基于动态面 backstepping 控制的高超声速飞行器自适应故障补偿设计[J]. 中国科学技术大学学报, 2012, 42(9): 768-774.

Adaptive failure compensation design for hypersonic vehicles based on dynamic surface backstepping control

HUANG Yuhai¹, QI Ruiyun¹, JIANG Bin¹, TAO Gang^{1,2}

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Department of Electrical and Computer Engineering University of Virginia, VA 22904, USA)

Abstract: An adaptive backstepping fault-tolerant control scheme is designed for the longitudinal model of a hypersonic vehicle with redundant elevators. In the backstepping design, the dynamic surface control strategy is adopted to obtain the differentiation of virtual control inputs by introducing two first-order filters. An appropriate fault-tolerant controller structure is proposed and the matching conditions are derived for an adaptive failure compensation for the vehicle subject to uncertain failures (unknown failure pattern, size and its occurrence time). The controller parameter adaptive law is designed by using the

收稿日期:2012-04-19;修回日期:2012-05-18

基金项目:国家自然科学基金(91116018,60904042),航空科学基金(2011ZA52009)资助.

作者简介:黄宇海,男,1987年生,硕士生.研究方向:故障诊断与容错控制. E-mail: yuhaihuang@foxmail.com

通讯作者:齐瑞云,博士/副教授. E-mail: ruiyun.qi@nuaa.edu.cn

本文初稿为2012年中国控制会议录用论文.

Lyapunov stability theory which guarantees system stability and tracking accuracy. Simulation results verify the effectiveness of the proposed fault-tolerant control scheme.

Key words: hypersonic vehicle; adaptive failure compensation; backstepping; dynamic surface; fault-tolerant control

0 引言

高超声速飞行器是一个高度非线性的多变量系统,受到飞行高度、速度和飞行条件的影响,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.目前针对高超声速飞行器常用的控制方法是先对模型进行线性化处理^[1-3],然后设计控制策略,如鲁棒控制和 T-S 模糊自适应控制等方法.文献[4]研究了基于模糊 T-S 自适应观测器的近空间飞行器故障诊断与容错控制.文献[5]针对近空间飞行器纵向 T-S 模糊模型,研究了基于滑模观测器的故障诊断与容错控制策略.基于 backstepping 的自适应控制策略是传统飞行控制乃至一类复杂非线性系统控制比较有效的方法.文献[6]研究了基于 backstepping 的高超声速飞行器的模糊自适应控制,分别实现对飞行器的高度、速度指令跟踪.文献[7]使用神经网络设计了 backstepping 自适应重构系统,使飞行器在舵面故障时能够在线重构控制律,实现容错控制. Backstepping 自适应控制处理某些非线性系统时,在改善过渡过程品质方面具有较大的潜力;但 backstepping 自适应控制律需要对中间虚拟信号进行大量微分,造成“微分爆炸”现象.动态面技术的提出有效地解决了设计过程中的频繁求导问题^[8-9].

目前针对考虑舵面故障的高超声速纵向模型,对高度与速度的容错跟踪控制的文献较少见.本文首先针对飞行器在无故障情况下,采用 backstepping 方法与动态面技术,设计高度跟踪控制器;第二部分中要考虑在双舵面冗余的情况下,部分舵面出现卡死故障时,设计自适应容错控制器,在线调整控制器参数,实现对飞行器飞行高度跟踪的容错控制,运用 Lyapunov 稳定性设计容错控制器,保证控制器中信号有界.另外,采用动态逆控制方法,实现对速度指令的跟踪.最后,通过仿真验证了所设计的控制器具有较好的容错能力与跟踪性.

1 问题描述

高超声速飞行器是具有六自由度的复杂系统,

本文针对高超声速纵向模型设计高度容错控制器与速度指令跟踪控制器.

高超声速飞行器通用的纵向模型为^[10]

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

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

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

$$\dot{\alpha} = q - \dot{\gamma} \quad (4)$$

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

$$\theta_p = \alpha + \gamma \quad (6)$$

式中

$$L = \bar{q} S C_L, D = \bar{q} S C_D, T = \bar{q} S C_T$$

$$M_{yy} = \bar{q} S \bar{c} [C_M(\alpha) + C_M(\delta_e) + C_M(q)]$$

$$r = h + R_e, C_L = 0.6203\alpha$$

$$C_D = 0.6450\alpha^2 + 0.0043378\alpha + 0.003772$$

$$C_T = \begin{cases} 0.02576\beta, & \beta < 1, \\ 0.0224 + 0.00336\beta, & \beta > 1, \end{cases}$$

$$C_M(\alpha) = -0.035\alpha^2 + 0.036617\alpha + 5.3261 \times 10^{-6}$$

$$C_M(q) = (\bar{c}/2V)q(-6.796\alpha^2 + 0.3015\alpha - 0.2289)$$

$$C_M(\delta_e) = c_e(\delta_e - \alpha)$$

式中, $\bar{q} = \rho V^2 / 2$ 为气动压力, $V, \gamma, h, \alpha, \theta_p, q$ 分别表示飞行器的速度、航迹角、高度、攻角、俯仰角和俯仰角速度; T, D, L, M_{yy} 分别表示推力、阻力、升力和俯仰转动动力矩; m, I_{yy}, S, 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、重力常数和地球半径, \bar{c} 和 c_e 为常数. 控制量为舵偏角 δ_e 和油门开度 β . 发动机动态模型为

$$\ddot{\beta} = -2\xi\omega_n\dot{\beta} - \omega_n^2\beta + \omega_n^2\beta_c \quad (7)$$

式中, β_c 为控制器的输出控制指令.

从式(1)~(5)可以看出,速度的变化主要是由油门开度 β 控制,而高度变化主要与舵偏角 δ_e 相关;因此可以将速度控制器与高度控制器分开设计,前者采用动态逆方法实现速度跟踪控制,后者采用 backstepping 技术实现高度跟踪容错控制.

为了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. 1^[6] 式(2)中的推力项 $T \sin \alpha$ 远远小

于升力项 L , 可认为 $T \sin \alpha \approx 0$.

根据假设, 可以将式(1)~(5)划为两个子系统分别设计控制器.

2 Backstepping 动态面高度容错控制设计

Backstepping 控制是引入一系列虚拟控制量, 通过递归计算得到系统的控制信号, 同时控制器的设计基于 Lyapunov 稳定性理论, 能够保证闭环系统所有信号有界.

本文针对双舵面冗余的情况设计控制器, 所提设计方法也可推广到存在多个冗余舵面的情况.

从式(3)可以看出, 对于给定的高度指令 h_d , 可以得到高度跟踪误差 $\bar{h} = h - h_d$, 对其求导得, $\dot{\bar{h}} = \dot{h} - \dot{h}_d = V \sin \gamma - \dot{h}_d$. 在飞行器实际飞行中, 航迹角 γ 变化范围远远小于 $-90^\circ \leq \gamma < 90^\circ$, 因此, 选择航迹角参考指令为

$$\gamma_d = \arcsin\left(\frac{-k_h(h - h_d) + \dot{h}_d}{V}\right) \quad (8)$$

式中, $k_h > 0$ 为常数. 在系统航迹角跟踪参考航迹角指令 γ_d 后, 高度跟踪误差的动态方程为式(9), 高度跟踪误差快速收敛到零, 即

$$\dot{\bar{h}} = -k_h \bar{h} \quad (9)$$

从以上推导可以看出, 将给定的理想高度指令转换为理想的航迹角指令来设计高度容错控制器是可行的.

2.1 无故障时高度跟踪控制

定义 $x = [x_1 \ x_2 \ x_3] = [\gamma \ \theta_p \ q]$, 将式(2)~(5)改写为如下严格反馈形式

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_1 &= f_1(x_1, V) + g_1(V)x_2 \\ \dot{x}_2 &= f_2 + g_2 x_3 \\ \dot{x}_3 &= f_3(x_1, x_2, x_3, V) + g_3(V)u \\ y &= x_1 \end{aligned} \right\} \quad (10)$$

式中

$$f_1(x_1, V) = -(\mu - V^2 r) \cos \gamma / (Vr^2) - 0.6203 \bar{q} S / (mV) \times \gamma$$

$$g_1(V) = 0.6203 \bar{q} S / (mV), f_2 = 0, g_2 = 1$$

$$f_3(x_1, x_2, x_3, V) = \bar{q} S [C_M(\alpha) + C_M(q) - c_\alpha \alpha] / I_{yy}$$

$$g_3(V) = \bar{q} S c_e / I_{yy}, u = d_1 \delta_{e1} + d_2 \delta_{e2}$$

其中, δ_{e1} 和 δ_{e2} 为舵偏角, d_1, d_2 为舵偏角增益, 符号已知. 运用 backstepping 技术设计在舵面未出现故障时的高度跟踪控制器^[11-12].

步骤 1 定义 $z_1 = x_1 - \gamma_d$, 其中 γ_d 为参考航迹角指令, 即 $y_m = \gamma_d$, 对 z_1 求导得到

$$\dot{z}_1 = f_1(x_1, V) + g_1(V)x_2 - \dot{\gamma}_d \quad (11)$$

引入虚拟控制量

$$x_{2d} = -c_1 g_1^{-1}(V) z_1 - g_1^{-1}(V) f_1(x_1, V) + g_1^{-1}(V) \dot{\gamma}_d \quad (12)$$

式中, $c_1 > 0$ 为常数.

步骤 2 定义 $z_2 = x_2 - x_{2d}$, 对 z_2 求导得到

$$\dot{z}_2 = x_3 - \dot{x}_{2d} \quad (13)$$

式中 \dot{x}_{2d} 可由式(12)计算得到.

引入虚拟控制量

$$x_{3d} = -c_2 z_2 - g_1(V) z_1 + \dot{x}_{2d} \quad (14)$$

式中, $c_2 > 0$ 为常数.

步骤 3 定义 $z_3 = x_3 - x_{3d}$, 对 z_3 微分可得

$$\dot{z}_3 = f_3(x_1, x_2, x_3, V) + g_3(V)u - \dot{x}_{3d} \quad (15)$$

控制输入设计为

$$v_0 = -g_3^{-1}(V) c_3 z_3 - g_3^{-1}(V) z_2 - g_3^{-1}(V) f_3(x_1, x_2, x_3, V) + g_3^{-1}(V) \dot{x}_{3d} \quad (16)$$

式中, $c_3 > 0$ 为常数.

2.2 舵面卡死时高度容错控制

考虑到飞行器存在舵面冗余的情况, 控制目标是在部分舵面故障时, 通过其他正常舵面对其补偿, 可以实现飞行过程中的高度容错控制.

针对舵面卡死故障, 其故障模型为^[13-14]

$$u_j(t) = \bar{u}_j, t \geq t_j, j = 1, 2 \quad (17)$$

式中, 故障大小 \bar{u}_j 与故障时间 t_j 均未知. 考虑到执行器故障, 执行器输出信号 $u(t)$ 可以表达为

$$u_j(t) = v_j(t) + \sigma_j(\bar{u}_j - v_j(t)), j = 1, 2 \quad (18)$$

式中, $u_j = \delta_{ej}$ 为舵偏角控制信号, $v_j(t)$ 是设计的执行器控制输入; \bar{u}_j 是执行器故障建模后的输入值. 当第 j 个执行器故障时, $\sigma_j = 1$, 否则 $\sigma_j = 0$.

式(10)可以改写为

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_1 &= f_1(x_1, V) + g_1(V)x_2 \\ \dot{x}_2 &= f_2 + g_2 x_3 \\ \dot{x}_3 &= f_3(x_1, x_2, x_3, V) + g_3(V) d \sigma \bar{u} + g_3(V) d(I - \sigma) v \\ y &= x_1 \end{aligned} \right\} \quad (19)$$

式中, $d = [d_1, d_2]^T$, $\bar{u} = [\bar{u}_1, \bar{u}_2]^T$, $v = [v_1 \ v_2]^T$, $\sigma = \text{diag}(\sigma_1, \sigma_2)$.

当故障模式、故障大小与故障时间已知时, 为系统设计如下控制结构

$$v_j = k_{1j} v_0 + k_{2j}, j = 1, 2 \quad (20)$$

式中, v_0 由式(16)得到, $k_{1j} \in R, k_{2j} \in R$ 均为常数.

将式(20)代入式(19),为了保证系统(19)实现故障补偿,式(20)中的控制器参数需满足

$$\left. \begin{aligned} [k_{11} \quad k_{12}](I-\sigma)d^T &= 1 \\ [k_{21} \quad k_{22}](I-\sigma)d^T &= -d\sigma u \end{aligned} \right\} \quad (21)$$

从式(21)可以看出在常数 d 与故障模式已知的情况下,可以求解出控制器参数满足以上条件。

在飞行器实际飞行过程中,故障模式很难预知,需要设计自适应控制器,在线调整控制器参数,实现容错控制^[15].设计自适应控制器如下

$$v_j = \hat{k}_{1j}(t)v_0 + \hat{k}_{2j}(t), j = 1, 2 \quad (22)$$

式中, $\hat{k}_{1j}, \hat{k}_{2j}$ 分别为 k_{1j}, k_{2j} 的估计值. 为了设计 $\hat{k}_{1j}, \hat{k}_{2j}$ 的自适应律,定义参数估计误差为

$$\tilde{k}_{1j} = \hat{k}_{1j} - k_{1j}, \tilde{k}_{2j} = \hat{k}_{2j} - k_{2j}, j = 1, 2 \quad (23)$$

将式(22), (23)代入式(19)中的第三个方程可以得到

$$\begin{aligned} \dot{x}_3 &= f_3(x_1, x_2, x_3, V) + g_3(V)v_0 + \\ &\sum_{j \neq j_p} g_3(V)d_j(\tilde{k}_{1j}v_0 + \tilde{k}_{2j}) \end{aligned} \quad (24)$$

式中, j_p 为故障执行器. 设计 $\hat{k}_{1j}, \hat{k}_{2j}$ 的自适应律如下

$$\left. \begin{aligned} \dot{\hat{k}}_{1j} &= -\operatorname{sgn}[d_j]z_3\Gamma_{1j}v_0 \\ \dot{\hat{k}}_{2j} &= -\operatorname{sgn}[d_j]\Gamma_{2j}z_3 \end{aligned} \right\} \quad (25)$$

式中, z_3 式(16)中定义的误差面, $\Gamma_{1j} \in R, \Gamma_{1j} > 0$; $\Gamma_{2j} \in R, \Gamma_{2j} > 0$ 为所设计参数, $\operatorname{sgn}[d_j]$ 为常数 d_j 的符号, 且

$$\operatorname{sgn}[x] = \begin{cases} 1, & x > 0 \\ 0, & x = 0 \\ -1, & x < 0 \end{cases}$$

采用如式(22)的控制律与式(25)的自适应律,闭环系统(19)有如下特性

定理 2.1 考虑存在舵面卡死故障(17)的系统(10),如果采用式(22)的控制律和式(25)的自适应律,能够保证闭环系统所有信号有界,且输出跟踪误差渐近收敛到零,即 $\lim_{t \rightarrow \infty} (y(t) - y_m(t)) = 0$.

证明 取正定 Lyapunov 函数为

$$\begin{aligned} V(z_1, z_2, z_3, \tilde{k}_{1j}, \tilde{k}_{2j}) &= \frac{z_1^2}{2} + \frac{z_2^2}{2} + \frac{z_3^2}{2} + \\ &\frac{|d_j|}{2} \sum_{j \neq j_p} \Gamma_{1j}^{-1} \tilde{k}_{1j}^2 + \frac{|d_j|}{2} \sum_{j \neq j_p} \Gamma_{2j}^{-1} \tilde{k}_{2j}^2 \end{aligned} \quad (26)$$

结合式(11), (13), (15), (19), (22)与式(25),对式(26)求得

$$\dot{V} = z_1 \dot{z}_1 + z_2 \dot{z}_2 + z_3 \dot{z}_3 +$$

$$\begin{aligned} &\sum_{j \neq j_p} |d_j| \Gamma_{1j}^{-1} \tilde{k}_{1j} \dot{\tilde{k}}_{1j} + \sum_{j \neq j_p} |d_j| \Gamma_{2j}^{-1} \tilde{k}_{2j} \dot{\tilde{k}}_{2j} = \\ &= -\sum_{k=1}^3 c_k z_k^2 + \sum_{j \neq j_p} z_3 d_j (\tilde{k}_{1j} v_0 + \tilde{k}_{2j}) + \\ &\sum_{j \neq j_p} |d_j| \Gamma_{1j}^{-1} \tilde{k}_{1j} \dot{\tilde{k}}_{1j} + \sum_{j \neq j_p} |d_j| \Gamma_{2j}^{-1} \tilde{k}_{2j} \dot{\tilde{k}}_{2j} \end{aligned} \quad (27)$$

若取如式(25)的自适应律,式(27)化简为

$$\dot{V} = -\sum_{k=1}^3 c_k z_k^2 \leq 0 \quad (28)$$

因为 $\dot{V} \leq 0$,所以式(26)定义的正定函数不会随时间 t 的变化而增大, $z_1, z_2, z_3, \hat{k}_{1j}, \hat{k}_{2j} (j \neq j_p)$ 均有界. 接下来需要证明 $\hat{k}_{1j}, \hat{k}_{2j} (j = j_p)$ 有界. 由式(25)可以得到

$$\hat{k}_{1j}(t) = \hat{k}_{1j}(0) - \operatorname{sgn}[d_j] \Gamma_{1j} \int_0^t z_3 v_0 d\tau, (j \neq j_p) \quad (29)$$

$$\hat{k}_{1j}(t) = \hat{k}_{1j}(0) - \operatorname{sgn}[d_j] \Gamma_{1j} \int_0^t z_3 v_0 d\tau, (j = j_p) \quad (30)$$

由式(29)可得

$$\int_0^t z_3 v_0 d\tau = \operatorname{sgn}[d_j] \Gamma_{1j}^{-1} (\hat{k}_{1j}(0) - \hat{k}_{1j}(t)), (j \neq j_p) \quad (31)$$

因为 $\hat{k}_{1j} (j \neq j_p)$ 有界,所以 $\int_0^t z_3 v_0 d\tau$ 有界,由式(30)

可以得到 $\hat{k}_{2j} (j = j_p)$ 也是有界的. 同理 $\hat{k}_{2j} (j = j_p)$ 有界. 综上,控制信号(20)有界,并且闭环系统中的所有信号均有界. 由式(28)可知

$$\sum_{k=1}^3 c_k \int_0^t z_k^2(\tau) d\tau = V(0) - V(t) \quad (32)$$

式中, $V(t)$ 为有界函数,可以得到 $\int_0^\infty z_1^2(\tau) d\tau < \infty$,

再结合式(11),可知 \dot{z}_1 有界,于是输出跟踪误差渐近收敛到零,即 $\lim_{t \rightarrow \infty} (y(t) - y_m(t)) = 0$.

定理 2.1 说明高超声速飞行器在部分舵面出现卡死的情况下,控制器参数会自动在线调整,通过正常的舵面产生适当的控制信号补偿故障舵面对系统的影响,实现对飞行高度的跟踪.

针对 backstepping 设计中对虚拟信号求导难的问题,本文采用动态面技术,避免“微分爆炸”现象^[16].在运用 backstepping 技术设计在舵面未出现故障时的高度跟踪控制器过程中,引入一阶滤波器.

在步骤 1 中引入一阶滤波器可得

$$\tau_1 \dot{\bar{x}}_{2d} + \bar{x}_{2d} = x_{2d}, \bar{x}_{2d}(0) = x_{2d}(0) \quad (33)$$

在步骤 2 中引入一阶滤波器可得

$$\tau_2 \dot{\bar{x}}_{3d} + \bar{x}_{3d} = x_{3d}, \bar{x}_{3d}(0) = x_{3d}(0) \quad (34)$$

控制算法实现中,用滤波器信号 $\bar{x}_{2d}, \bar{x}_{3d}$ 替代虚拟控制信号 x_{2d}, x_{3d} . 采用 backstepping 动态面技术设计高度容错控制器,则系统输出跟踪误差以及参数估计误差均有界,且指数收敛至系统原点的一个邻域.

3 动态逆速度跟踪控制

针对速度子系统,采用动态逆的方法,设计油门开度控制器,实现飞行速度对给定指令的跟踪.

将式(1)改写成

$$\dot{x}_0 = f_v(x_0) + g_v(x_0)\beta \quad (35)$$

式中, $x_0 = V$, 若 $\beta < 1$,

$$f_v(x_0) = -\left(\frac{D}{m} + \frac{\mu \sin \gamma}{r^2}\right)$$

$$g_v(x_0) = \frac{0.0257 \bar{q} S \cos \alpha}{m}$$

若 $\beta > 1$, 则

$$f_v(x_0) = \frac{0.0224 \bar{q} S \cos \alpha}{m} - \left(\frac{D}{m} + \frac{\mu \sin \gamma}{r^2}\right)$$

$$g_v(x_0) = \frac{0.00336 \bar{q} S \cos \alpha}{m}$$

给定有界跟踪轨迹 V_d 和 \dot{V}_d , 系统的动态逆控制律为

$$\beta = -c_0 z_0 - g_v^{-1}(x_0) f_v(x_0) + g_v^{-1}(x_0) \dot{V}_d \quad (36)$$

式中, $z_0 = x_0 - V_d, c_0 > 0$ 为常数.

容易证明系统的速度跟踪误差是渐近收敛为零的.

4 仿真结果

对高超声速飞行器在巡航状态(高度 $h = 110\,000$ ft, 速度 $V = 15\,060$ ft/s, $[\gamma \quad \theta_p \quad q] = [0 \quad 0.01 \text{ rad} \quad 0]$)下进行仿真验证,控制的目标是要求在部分舵面出现故障时,飞行器能够跟踪给定的高度指令与速度指令. 参考文献[10]所给的飞行器仿真模型的参数,运用所设计的控制器(22), (36)与自适应律(25)实现控制目标.

仿真 4.1 高度阶跃 $h_c = 200$ ft, 速度 $V = 15\,060$ ft/s. 选取如下线性系统作为高度指令的参考模型

$$\frac{h_d}{h_c} = \frac{1}{2s+1}$$

考虑到部分舵面出现卡死故障,即

$$u_1(t) = v_1(t)$$

$$u_2(t) = \begin{cases} v_2(t), & 0 \leq t \leq 40 \text{ s} \\ 0.1 \text{ rad}, & t > 40 \text{ s} \end{cases} \quad (37)$$

仿真中取控制器参数为: $k_h = 0.1, c_1 = 1, c_2 = 8, c_3 = 8, \tau_1 = \tau_2 = \tau_3 = 2$; 自适应参数 k_{1j} 和 $k_{2j} (j=1, 2)$ 的初始值分别为 $0.8, -0.08, 0.8, -0.08$; 参数学习率: $\Gamma_{1j} = \Gamma_{2j} = 2$.

运用所设计控制律(22)与自适应律(25)对如式(1)~(5)的飞行器模型进行仿真研究,仿真结果如图 1 所示.

由图 1 可以看出我们所设计的控制律(22)与自适应律(25)对高超声速飞行器纵向模型式(1)~(5)能够实现高度容错控制,即实现高度对给定指令的跟踪. 在 40 s 时, u_2 发生常值故障,系统会自动在线调整,使跟踪误差越来越小,最终实现高度较小误差跟踪.

仿真 4.2 速度阶跃 $V_c = 100$ ft/s, 高度 $h = 110\,000$ ft.

选取如下线性系统作为速度指令的参考模型

$$\frac{V_d}{V_c} = \frac{1}{2s+1}$$

考虑舵面出现如式(37)的故障,仿真中取控制器参数为: $c_0 = 0.1$.

运用所设计控制律(36)对如式(1)~(5)的飞行器模型进行仿真研究,仿真结果如图 2 所示.

由图 2 可以看出我们所设计的控制律(36)对高超声速飞行器纵向模型式(1)~(5)能够实现速度跟踪控制,即实现速度对给定指令的跟踪. 在 40 s 时, u_2 发生常值故障,速度的变化较小,这就验证对速度与高度分别设计控制器的合理性.

5 结论

本文根据高超声速飞行器纵向模型的特点,考虑部分舵面出现故障时,分别设计了高度容错控制器与速度跟踪控制器,前者主要采用 backstepping 动态面控制方法,后者采用动态逆控制方法. 在设计高度容错控制器中,通过 Lyapunov 稳定性定理设计了控制器参数的自适应律,保证了闭环系统所有信号均有界. 通过仿真结果可以看出,当某个舵面卡死后,通过自适应在线调节状态反馈

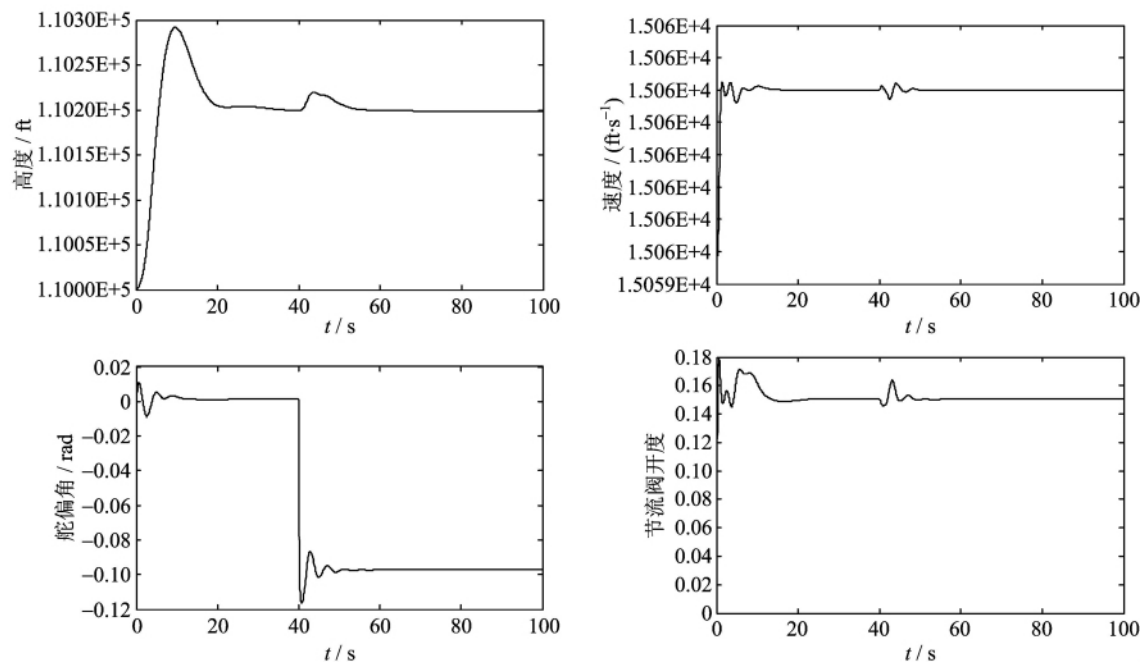


图 1 高度阶跃变化(110 000~110 200 ft)时的仿真结果

Fig. 1 Simulation results of altitude step response (110 000~110 200 ft)

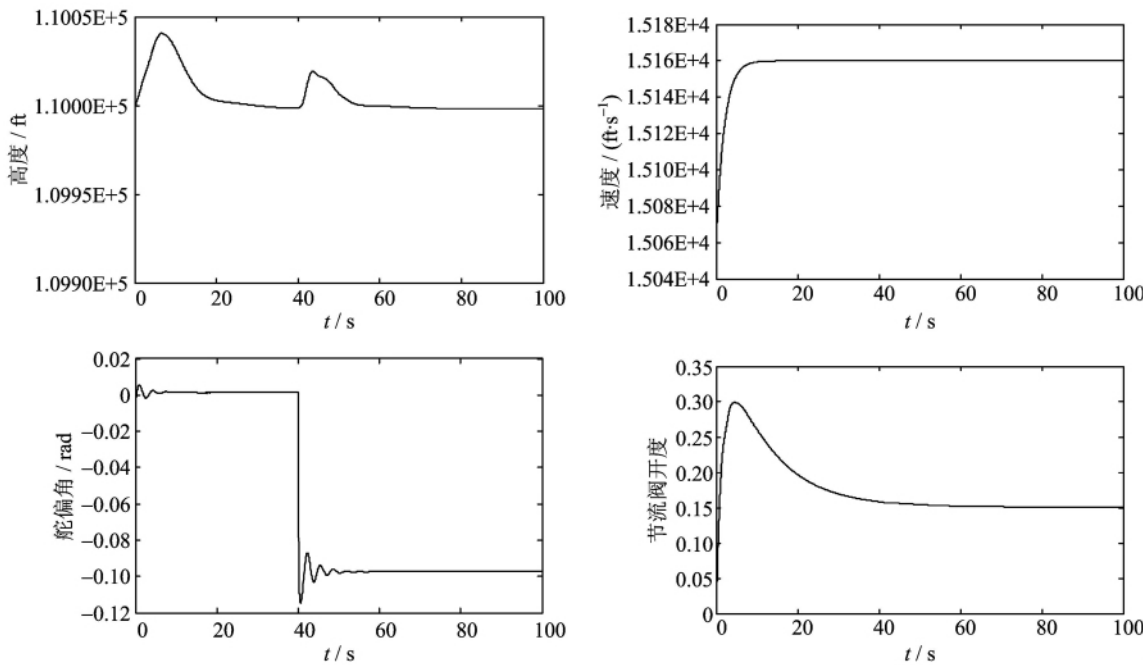


图 2 速度阶跃变化(15 060~15 160 ft/s)时的仿真结果

Fig. 2 Simulation results of velocity step response (15 060~15 160 ft/s)

控制器的参数能够补偿故障舵面对系统性能的影响,实现跟踪误差收敛到零点附近,控制效果较好.

参考文献(References)

[1] 黄喜元,王青,后德龙,等. 基于参考自适应的高超声速飞行器容错控制[J]. 南京航空航天大学学报, 2011,

43(S): 50-54.

[2] Li H Y, Si Y L, Wu L G. Fault-tolerant output tracking control for a flexible air-breathing hypersonic vehicle [J]. Journal of Systems and Control Engineering, 2010,224(6): 647-667.

[3] 路平立,刘向东. 高超声速飞行器姿态的鲁棒容错 H_{∞}

- 控制器设计[C]//第二十四届中国控制会议论文集. 广州,中国: IEEE Press, 2011: 4 313-4 316.
- [4] 许域菲,姜斌,齐瑞云,等. 基于模糊 T-S 自适应观测器的近空间飞行器故障诊断与容错控制[J]. 东南大学学报, 2009, 39(1): 189-194.
- [5] Xu Y F, Jiang B, Tao G, et al. Fault accomodation for near space hypersonic vehicle with actuator fault[J]. International Journal of Innovative Computing, Information and Control. 2011, 7(5): 1-14.
- [6] 高道祥,孙曾圻,罗熊,等. 基于 Back-stepping 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.
- [7] Shin D H, Kim Y D. Reconfigurable flight control system design using adaptive networks [J]. IEEE Transaction on Control systems Technology, 2004, 12(1): 87-100.
- [8] 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):1 893-1 899.
- [9] Wang D, Huang J. Neural network-based adaptive dynamic surface control for a class of uncertain nonlinear systems in strict-feedback form[J]. IEEE Transactions on Neural Networks, 2005, 16 (1): 195-202.
- [10] Xu H J, Mirmirani M D, Ioannou P A. Adaptive sliding mode control design for a hypersonic flight vehicle [J]. Journal of Guidance, Control, And Dynamics, 2004, 27(5): 829-838.
- [11] 陈复扬,姜斌. 自适应控制与应用[M]. 北京:国防工业出版社,2009.
- [12] 韩正之,陈彭年,陈树中. 自适应控制[M]. 北京:清华大学出版社,2011.
- [13] Tao G, Joshi S M, M X L. Adaptive state feedback and tracking control of systems with actuator failures [J]. IEEE Transactions on Automatic control, 2001, 46(1): 78-95.
- [14] Tang X D, Tao G, Joshi S M. Adaptive actuator failure compensation for parametric strict feedback systems and an aircraft application[J]. Automatica, 2003, 39(11): 1 975-1 982.
- [15] Tao G. Adaptive Control Design and Analysis [M]. John Wiley & Son, 2003.
- [16] 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): 2 550-2 556.
- [17] Wang Q, Stengel R F. Robust nonlinear control of a hypersonic air craft[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2000, 23(4): 577-585.
- [18] 黄琳,段志生,杨剑影. 近空间高超声速飞行器对控制科学的挑战. 控制理论与应用[J]. 2011, 28(10): 1 496-1 505.
- [19] Gao D X, Sun Z Q, Du T R. Dynamic surface control for Hypersonic air craft using fuzzy logic system[C]// Proceedings of the IEEE International Conference on Automation and Logistics. Shandong, China: IEEE Press, 2007: 2 314-2 319.
- [20] Jagannathan S, Lewis F L. Robust backstepping control of a nonlinear systems using fuzzy logic[J]. Information Science, 2000,133(3/4): 223-240.