

飞翼飞行器的操纵面故障自适应补偿控制

张绍杰^{1†}, 双维芳¹, 李正强²

(1. 南京航空航天大学 自动化学院, 江苏 南京 211106; 2. 中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院, 上海 201210)

摘要: 本文针对具有操纵面卡死、失效故障以及执行器饱和的飞翼飞行器纵向运动, 考虑系统的预定动态性能, 提出了一种自适应反步补偿跟踪控制方案. 设计预定动态性能(prescribed performance bound, PPB)边界以保证系统的跟踪误差, 采用二阶指令滤波器限制执行器的饱和, 通过控制分配避免执行器故障后对横侧向运动的影响. 所设计的自适应反步补偿跟踪控制律能够保证系统对参考信号的渐近跟踪. 仿真结果表明了本文方法的有效性.

关键词: 飞翼布局飞行器; 自适应反步控制; 执行器故障; 误差补偿; 执行器饱和; 预定动态性能(PPB)

引用格式: 张绍杰, 双维芳, 李正强. 飞翼飞行器的操纵面故障自适应补偿控制. 控制理论与应用, 2018, 35(8): 1207 – 1214

中图分类号: V249.1 文献标识码: A

Nonlinear adaptive failure compensation control for flying wing aircraft

ZHANG Shao-jie^{1†}, SHUANG Wei-fang¹, LI Zheng-qiang²

(1. College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing Jiangsu 211106, China;

2. Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China, Shanghai 201210, China)

Abstract: An adaptive backstepping failure compensation tracking scheme is proposed for a flying wing aircraft nonlinear longitudinal dynamics in this paper, with considering the actuator stuckness or loss of effectiveness, saturation non-linearity of the actuators and prescribed performance bound (PPB) of the closed loop system. The prescribed performance bound is designed to guarantee that the tracking errors are constrained within prespecified envelope, second-order low-pass command filters are introduced to avoid saturation of the actuators, control allocation is designed to reduce the effect on the lateral motion of the aircraft. The proposed adaptive backstepping failure compensation tracking law can guarantee the asymptotical tracking of the reference signals. Simulation results show the effectiveness of the proposed control scheme.

Key words: flying wing aircraft; adaptive backstepping control; actuator failure; error compensation; actuator saturation; prescribed performance bound (PPB)

Citation: ZHANG Shaojie, SHUANG Weifang, LI Zhengqiang. Nonlinear adaptive failure compensation control for flying wing aircraft. *Control Theory & Applications*, 2018, 35(8): 1207 – 1214

1 引言(Introduction)

飞翼布局飞行器^[1-2]以其良好的气动和隐身性能成为新型布局飞行器发展的重要方向. 但正是由于飞翼布局, 给这类飞行器的控制也带来了新的挑战, 如稳定性变差、容易形成翻滚等, 这都给飞行控制律设计带来了巨大的挑战. 另一方面飞行器操纵面由于长期频繁地执行控制任务, 是飞行器系统中最容易发生故障的部件之一, 如何解决飞翼飞行器的操纵面故障容错控制问题, 是飞行控制研究人员面临的难题.

容错控制^[3]可分为被动容错^[4-5]和主动容错控制^[6-7]两类. 主动容错控制中的直接自适应补偿控制^[8-9]不需要故障诊断和隔离单元, 控制律不受故障

诊断误差的影响; 不需要在系统故障时重新调整控制律的形式, 结构简单; 易于从理论上证明系统的稳定性和跟踪能力. 因此, 自适应补偿控制方法得到了广泛的关注和研究. 文[10]采用自适应反步补偿控制方法实现了多输入多输出非线性的跟踪控制, 但该方法只适用于可以变换为下三角形式的系统^[11]; 而且采用传统的反步控制方法, 每一步都需要对虚拟控制求导, 对于复杂的高阶系统计算复杂度将大大提高, 引起“微分爆炸”^[12].

动态面控制^[13-14]通过引入一阶低通滤波器, 可以很大程度上克服反步控制的“微分爆炸”问题, 但不能解决执行器饱和时的控制问题. 而系统在执行器故

收稿日期: 2017-07-01; 录用日期: 2018-01-24.

[†]通信作者. E-mail: zhangsj@nuaa.edu.cn; Tel.: +86 25-84892305.

本文责任编辑: 孟斌.

国家自然科学基金项目(61473147)资助.

Supported by the National Natural Science Foundation of China (61473147).

障后,利用冗余执行器完成控制作用时,难免会造成执行器的作动速率受限、饱和等问题. J. A. Farrell等^[15-16]提出通过指令滤波器来解决输入受限的问题,结合饱和函数的指令滤波器可以得到期望控制指令对应的幅值、速率、带宽受限的指令,适合与反步控制方法结合,且解决了反步控制法只适用于可以转化成以下三角形形式表示的系统的弊端,并且避免反步控制中复杂的求导运算.

对于飞行器,在控制过程中还需考虑飞行器自身的物理特性限制,如飞翼飞行器在控制过程中,可能会造成迎角超过限制,进入失速状态,所设计的控制律将失去作用. 文^[17]提出了一种具有预定动态性能的自适应控制方法,该方法用性能函数来描述预定性能指标,然后引入一个满足要求的转换函数,将输出误差存在性能约束的跟踪问题转化为无约束的镇定问题,再用反步法设计控制器,使系统具有预定的动态性能. 文^[18-19]对该方法进行了拓展研究,并用于飞行控制,避免了飞行器进入不可控制的状态.

本文针对飞翼飞行器的执行器故障容错控制问题,提出了一种自适应补偿控制方案. 考虑具有执行器作动速率及饱和限制的飞翼飞行器在操纵面故障时跟踪控制系统的动态性能,设计二阶指令滤波器,考虑系统动态性能在预定动态性能(prescribed performance bound, PPB)变换的基础上设计自适应反步补偿跟踪控制方法,并结合飞行器操纵面布局特性,设计操纵面控制分配律,避免执行器故障后引起的纵向和横侧向耦合,使系统在发生操纵面故障时仍能保持稳定并渐近跟踪给定的参考信号.

2 问题描述(Problem formulation)

本文考虑的飞翼飞行器进气道设置于融合体中部上面,两台发动机左右对称地安装在融合体内的两侧,没有尾翼. 由于没有常规的水平尾翼和垂直尾翼,所有操纵面都被设置在锯齿状的机翼“双W”后缘,包括两对升降副翼、一对升降舵、一对阻力方向舵和一块“海狸尾”舵面. 飞翼飞行器升降副翼的偏转范围为 $-25^\circ \sim +25^\circ$,阻力方向舵的偏转范围为 $0^\circ \sim \pm 90^\circ$.

本文考虑飞行器的纵向控制问题,飞行器纵向非线性运动方程为

$$\begin{cases} \dot{V} = f_1 + G_1 u_t, \\ \dot{\alpha} = f_2 + G_2 u_t, \\ \dot{\theta} = q, \\ \dot{q} = f_4 + G_4 u_e, \\ \dot{h} = V \sin(\theta - \alpha), \end{cases} \quad (1)$$

其中: V 为飞行速度, α 为迎角, θ 为俯仰角, q 为俯仰角速度, h 为飞行高度, $f_1, f_2, f_4, G_1, G_2, G_4$ 的含义和

参数如文^[20].

系统(1)的输入为 $[u_t \ u_e]^T$,包括两个发动机的油门开度和两对升降舵(升降舵与升降副翼在下文中统称为升降舵)的偏角,即发动机输入信号 $u_t = (u_{t1} + u_{t2})$,升降舵输入信号 $u_e = (u_{e1} + u_{e2} + u_{e3} + u_{e4})$.

本文考虑操纵面故障状态下的容错控制,将升降舵可能出现卡死、部分失效或完全失效的故障表示为

$$\begin{cases} u_{el} = \lambda_l u_{ecl}(t) + \bar{u}_{el}, \\ \text{Rank}[\text{diag}\{\lambda_l, \bar{u}_{el}\}] \leq 1, \\ t \geq 0, 0 \leq \lambda_l \leq 1, l = 1, \dots, 4, \end{cases} \quad (2)$$

其中: u_{el} 是第 l 个升降舵的实际输出; u_{ecl} 是控制器对第 l 个升降舵的控制输入; $\lambda_l \in [0, 1]$ 表示系统第 l 个升降舵发生部分失效故障时有效部分的比例; $\bar{u}_{el} \in \mathbb{R}$ 为第 l 个升降舵发生卡死故障时的卡死位置.

相对俯仰角和飞行速度,飞行高度为纵向运动的慢变量,为了表明本文控制方法的特点和有效性,本文选取 $y = [V \ \theta]^T$ 作为系统输出. 控制目标为考虑系统执行器的物理限制,设计控制律使得系统(1)在发生操纵面故障(2)时仍能保持稳定并使速度和俯仰角输出 y 以预定的性能跟踪参考信号 $y_r = [V_r \ \theta_r]^T$.

设系统跟踪误差为 $e_i(t) = y_i(t) - y_{ri}(t)$, $i = 1, 2$, 预定性能 $\mathcal{F}$ 满足如下条件:

$$\mathcal{F} = \{(t, e_i) \in \mathbb{R}_{\geq 0} \times \mathbb{R} | \phi_{i0}^-(t) < e_i(t) < \phi_{i0}^+(t)\}, i = 1, 2, \quad (3)$$

式中 $\phi_{i0}^-(t)$ 和 $\phi_{i0}^+(t)$ 为光滑的预定性能函数,且满足如下要求:

- 1) $\phi_{i0}^-(t)$ 和 $\phi_{i0}^+(t)$ 及其二阶导数有界;
- 2) $\lim_{t \rightarrow \infty} \phi_{i0}^-(t) = \phi_i^-, \lim_{t \rightarrow \infty} \phi_{i0}^+(t) = \phi_i^+, \phi_i^-$ 和 ϕ_i^+ 为指定的常数,且 $\phi_i^- < \phi_i^+$.

如果取 $\phi_{i0}^-(t) = -\underline{\delta}_i \tau_i(t)$, $\phi_{i0}^+(t) = \bar{\delta}_i \tau_i(t)$, 则预定性能 $\mathcal{F}$ 为

$$-\underline{\delta}_i \tau_i(t) < e_i(t) < \bar{\delta}_i \tau_i(t), \forall t \geq 0, i = 1, 2, \quad (4)$$

其中: $0 < \underline{\delta}_i, \bar{\delta}_i \leq 1$; $\tau_i(t)$ 是需设计的系统性能函数,要求其是光滑的递减函数,且 $0 < \lim_{t \rightarrow \infty} \tau_i(t) = \tau_{i\infty} < \tau_{i0}$.

取 $\tau_i(t) = (\tau_{i0} - \tau_{i\infty})e^{-a_i t} + \tau_{i\infty}$, 其中 $\tau_{i0}, \tau_{i\infty}$ 和 a_i 为设定的正常数,则 $\bar{\delta}_i \tau_{i\infty}$ 表示预定的稳态误差的上界, $-\underline{\delta}_i \tau_{i\infty}$ 表示预定的稳态误差的下界. 若 $e_i(t) > 0$, $\bar{\delta}_i \tau_i(t)$ 为跟踪误差 $e_i(t)$ 的上界, $e_i(t)$ 的最大超调量小于 $\bar{\delta}_i \tau_{i0}$; 若 $e_i(t) < 0$, $\underline{\delta}_i \tau_i(t)$ 为跟踪误差 $e_i(t)$ 的下界, $e_i(t)$ 的最大超调量小于 $\underline{\delta}_i \tau_{i0}$.

如果 $e_i(t)$ 在控制作用下满足式(4), 则系统的输出跟踪误差有界且 $-\underline{\delta}_i \tau_{i\infty} < \lim_{t \rightarrow \infty} e_i(t) < \bar{\delta}_i \tau_{i\infty}$.

3 容错控制律设计(Fault tolerant control law design)

3.1 系统的PPB变换(Prescribed performance bound transform of the system)

设计一个严格递增函数 $S(\nu_i)$, $i = 1, 2$ 满足条件

$$\begin{cases} -\underline{\delta}_i < S(\nu_i) < \bar{\delta}_i, \\ \lim_{\nu_i \rightarrow +\infty} S(\nu_i) = \bar{\delta}_i, \quad \lim_{\nu_i \rightarrow -\infty} S(\nu_i) = -\underline{\delta}_i, \\ S(0) = 0. \end{cases} \quad (5)$$

本文取 $e_i(t) = \tau_i(t)S(\nu_i)$, 可以满足式(4), $S(\nu_i)$ 采用如下设计:

$$S(\nu_i) = \frac{\bar{\delta}_i e^{(\nu_i + r_i)} - \underline{\delta}_i e^{-(\nu_i + r_i)}}{e^{(\nu_i + r_i)} + e^{-(\nu_i + r_i)}}, \quad (6)$$

其中 $r_i = (\ln(\bar{\delta}_i/\underline{\delta}_i))/2$. 可知 $S(\nu_i)$ 能够满足条件(5), 且由 $e_i(t) = \tau_i(t)S(\nu_i)$ 和式(6)可得

$$\nu_i = \frac{1}{2} \ln(\bar{\delta}_i \varepsilon_i(t) + \bar{\delta}_i \underline{\delta}_i) - \frac{1}{2} \ln(\bar{\delta}_i \underline{\delta}_i - \underline{\delta}_i \varepsilon_i(t)), \quad (7)$$

其中 $\varepsilon_i(t) = e_i(t)/\tau_i(t)$. 对 ν_i 求导得

$$\begin{cases} \dot{\nu}_1 = \frac{\partial S^{-1}}{\partial \varepsilon_1} \dot{\varepsilon}_1 = \varsigma_1 (\dot{V} - \dot{V}_r - \frac{e_1 \dot{\tau}_1}{\tau_1}), \\ \dot{\nu}_2 = \frac{\partial S^{-1}}{\partial \varepsilon_2} \dot{\varepsilon}_2 = \varsigma_2 (\dot{\theta} - \dot{\theta}_r - \frac{e_2 \dot{\tau}_2}{\tau_2}), \end{cases} \quad (8)$$

其中 $\varsigma_i = \frac{1}{2\tau_i} [\frac{1}{\varepsilon_i + \underline{\delta}_i} - \frac{1}{\varepsilon_i - \bar{\delta}_i}]$. 系统(1)通过PPB转换为

$$\begin{cases} \dot{\nu}_1 = \varsigma_1 (f_1 + G_1 u_t - \dot{V}_r - \frac{e_1 \dot{\tau}_1}{\tau_1}), \\ \dot{\nu}_2 = \varsigma_2 (q - \dot{\theta}_r - \frac{e_2 \dot{\tau}_2}{\tau_2}), \\ \dot{q} = f_4 + G_4 u_e. \end{cases} \quad (9)$$

由于 $S(\nu_i)$ 和 $\tau_i(t)$ 均是有界函数, 故 $e_i(t) = \tau_i(t)S(\nu_i)$ 有界. $S(\nu_i)$ 的界为 $\lim_{\nu_i \rightarrow +\infty} S(\nu_i) = \bar{\delta}_i$, $\lim_{\nu_i \rightarrow -\infty} S(\nu_i) = -\underline{\delta}_i$, 且 $\tau_i(t) > 0$, 则 $e_i(t)$ 满足预定性能 $-\delta_i \tau_i(t) < e_i(t) < \bar{\delta}_i \tau_i(t)$. 因 $S(\nu_i)$ 是递增函数且 $S(0) = 0$, 则

通过对系统(9)设计控制律使得 ν_i 趋于0, 可使 $S(\nu_i)$ 趋于0. 此外 $\tau_i(t)$ 是光滑的递减函数, 且 $0 < \lim_{t \rightarrow \infty} \tau_i(t) = \tau_{i\infty} < \tau_{i0}$, 因此当 ν_i 趋于0时可使 $e_i(t)$ 趋于0.

3.2 反步控制律设计(Backstepping control law design)

经过PPB变换, 本文控制律的设计目标由系统(1)的输出 y 渐近跟踪参考信号 y_r 变为系统(9)的状态 $[\nu_1 \ \nu_2]^T$ 渐近趋近于零.

对于系统(9), 子系统 $\dot{\nu}_1 = \varsigma_1(f_1 + G_1 u_t - \dot{V}_r - \frac{e_1 \dot{\tau}_1}{\tau_1})$ 的相对阶 $\rho_1 = 1$; 子系统 $\dot{\nu}_2 = \varsigma_2(q - \dot{\theta}_r - \frac{e_2 \dot{\tau}_2}{\tau_2})$ 的相对阶 $\rho_2 = 2$. 记系统的跟踪误差为 $z_{ij}(i = 1, 2; j = 1, \dots, \rho_i)$.

本文结合饱和函数的指令滤波器可以得到控制指令对应的幅值、速率等的受限指令. 设需要经过滤波器处理的指令为 α_c^0 , 用 $[q_1 \ q_2]^T$ 表示指令滤波器的状态, 二阶指令滤波器一般形式可表示为

$$\begin{cases} \begin{bmatrix} \dot{q}_1(t) \\ \dot{q}_2(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_2 \\ X \end{bmatrix}, \\ \begin{bmatrix} \alpha_c \\ \dot{\alpha}_c \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \end{bmatrix}, \end{cases} \quad (10)$$

其中: $X = 2\zeta\omega_n[S_R(\frac{\omega_n}{2\zeta}[S_M(\alpha_c^0, M_L, M_U) - q_1], R_L, R_U) - q_2]$, ω_n 为滤波器的自然频率, ζ 为滤波器的阻尼比, S_M 和 S_R 分别代表幅值和速率饱和函数, M_L , M_U 和 R_L , R_U 分别为幅值和速率的下限和上限. 以 S_M 为例, 其表达式为

$$S_M(\alpha_c^0, M_L, M_U) = \begin{cases} M_L, & \alpha_c^0 \leq M_L, \\ \alpha_c^0, & M_L \leq \alpha_c^0 \leq M_U, \\ M_U, & \alpha_c^0 \geq M_U. \end{cases} \quad (11)$$

指令滤波器的输出为考虑幅值、速率受限的指令 α_c 及其导数 $\dot{\alpha}_c$.

本文提出的基于PPB的指令滤波自适应反步补偿控制结构如图1所示.

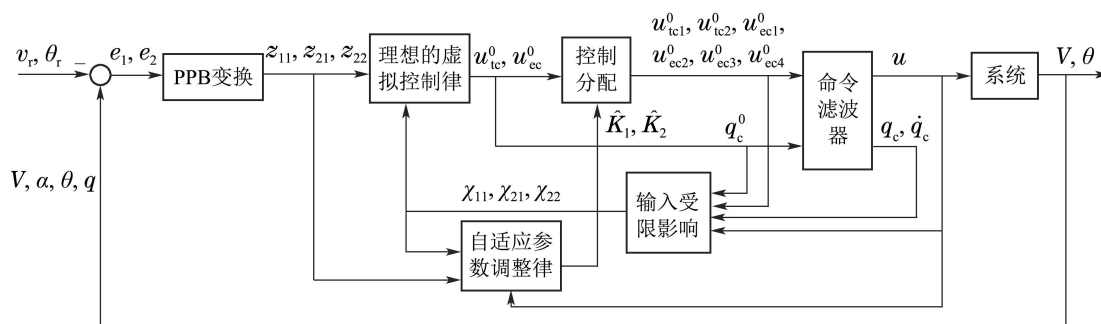


图1 基于PPB的容错控制系统结构

Fig. 1 Diagram of fault-tolerant control system based on PPB

分别针对式(9)的两个子系统,进行指令滤波自适应反步补偿控制律设计.其控制律设计过程如下:

I) 针对系统(9)的第1个子系统设计控制律.

记 ν_1 为

$$z_{11} = \nu_1. \quad (12)$$

对式(12)求导得

$$\dot{z}_{11} = \varsigma_1(f_1 + G_1 u_t - \dot{V}_r - \frac{e_1 \dot{\tau}_1}{\tau_1}). \quad (13)$$

记设计的理想控制律为 u_{tc}^0 ,经过指令滤波器处理得到实际控制律为 u_{tc} ,其对速度跟踪误差的影响 χ_{11} 根据下式更新:

$$\dot{\chi}_{11} = -c_{11}\chi_{11} + G_1(u_{tc} - u_{tc}^0), \quad (14)$$

式中 $c_{11} > 0$ 为待选定的控制器增益.根据式(8)可知,利用 u_{tc} 代替 u_{tc}^0 对 ν_1 的影响为 $\varsigma_1\chi_{11}$,则补偿后的跟踪误差为

$$\bar{z}_{11} = z_{11} - \varsigma_1\chi_{11}. \quad (15)$$

对式(15)求导得

$$\begin{aligned} \dot{\bar{z}}_{11} = & \varsigma_1(f_1 + G_1 u_t - \dot{V}_r - \frac{e_1 \dot{\tau}_1}{\tau_1}) + \\ & c_{11}\varsigma_1\chi_{11} - \varsigma_1 G_1(u_{tc} - u_{tc}^0). \end{aligned} \quad (16)$$

设计李雅普诺夫函数为 $V_{11} = \frac{1}{2}\bar{z}_{11}^2$,显然 $V_{11} \geq 0$.

由于 $u_t = u_{tc}$,为使 $\dot{V}_{11} < 0$,设计期望的控制信号为

$$u_{tc}^0 = \frac{1}{G_1}(-\frac{c_{11}z_{11}}{\varsigma_1} + \dot{V}_r - f_1 + \frac{e_1 \dot{\tau}_1}{\tau_1}). \quad (17)$$

II) 针对系统(9)的第2个子系统,设计控制律.

步骤1 记 ν_2 为

$$z_{21} = \nu_2. \quad (18)$$

对式(18)求导得

$$\dot{z}_{21} = \varsigma_2(q - \dot{\theta}_r - \frac{e_2 \dot{\tau}_2}{\tau_2}). \quad (19)$$

记设计的理想虚拟控制律为 q_c^0 ,经过指令滤波器处理得到实际可获得的控制律为 q_c ,其对俯仰角跟踪误差的影响用 χ_{21} 表示,该跟踪补偿信号根据下式更新

$$\dot{\chi}_{21} = -c_{21}\chi_{21} + (q_c - q_c^0), \quad (20)$$

式中 $c_{21} > 0$ 为待选定的控制器增益.根据式(8)可知,利用 q_c 代替 q_c^0 对 ν_2 的影响为 $\varsigma_2\chi_{21}$,则补偿后的跟踪误差为

$$\bar{z}_{21} = z_{21} - \varsigma_2\chi_{21}. \quad (21)$$

对式(21)求导得

$$\begin{aligned} \dot{\bar{z}}_{21} = & \varsigma_2(q - \dot{\theta}_r - \frac{e_2 \dot{\tau}_2}{\tau_2}) + c_{21}\varsigma_2\chi_{21} - \\ & \varsigma_2(q_c - q_c^0). \end{aligned} \quad (22)$$

设计期望的控制信号为

$$q_c^0 = -\frac{c_{21}z_{21}}{\varsigma_2} - \chi_{22} + \frac{e_2 \dot{\tau}_2}{\tau_2}. \quad (23)$$

步骤2 定义俯仰角速率 q 的跟踪误差为

$$z_{22} = q - \dot{\theta}_r - q_c. \quad (24)$$

对式(24)求导得

$$\dot{z}_{22} = f_4 + G_4 u_e - \ddot{\theta}_r - \dot{q}_c. \quad (25)$$

记设计的理想虚拟控制律为 u_{ec}^0 ,经过指令滤波器处理得到实际控制律为 u_{ec} ,利用 u_{ec} 代替 u_{ec}^0 对跟踪误差的影响用 χ_{22} 表示,该跟踪补偿信号根据下式更新:

$$\dot{\chi}_{22} = -c_{22}\chi_{22} + G_4(u_{ec} - u_{ec}^0), \quad (26)$$

式中 $c_{22} > 0$ 为待选定的控制器增益.则补偿后的跟踪误差为

$$\bar{z}_{22} = z_{22} - \chi_{22}. \quad (27)$$

对式(27)求导得

$$\begin{aligned} \dot{\bar{z}}_{22} = & f_4 + G_4 u_e - \ddot{\theta}_r - \dot{q}_c + c_{22}\chi_{22} - \\ & G_4(u_{ec} - u_{ec}^0). \end{aligned} \quad (28)$$

设计李雅普诺夫函数为 $V_{22} = \frac{1}{2}\bar{z}_{21}^2 + \frac{1}{2}\bar{z}_{22}^2$,显然

$V_{22} \geq 0$.为使 $\dot{V}_{22} < 0$,设计期望的控制信号为

$$u_{ec}^0 = \frac{1}{G_4}(-c_{22}z_{22} - \varsigma_2\bar{z}_{21} - f_4 + \dot{q}_c + \ddot{\theta}_r). \quad (29)$$

至此,得到了期望的控制律 $[u_{tc}^0 \ q_c^0 \ u_{ec}^0]^T$ 为式(17)(23)和(29).

3.3 舵面控制分配 (Control allocation of the control surfaces)

飞翼飞行器的控制舵面具有较高的余度配置,需通过控制分配将期望的虚拟控制律分配至每个舵面.由于纵向控制只考虑两对升降副翼,因此,舵面分配的原则如下:

a) 四片舵面的偏角满足俯仰力矩需求.对于本文研究的飞翼飞行器,四片舵面的俯仰操纵舵效一样,因此要求四片舵面的偏角之和等于期望的升降舵偏角 u_{ec}^0 ;

b) 四片舵面的偏角引起的滚转力矩之和为零.本文飞行器左侧两片舵面偏角之和等于右侧两片舵面偏角之和;

c) 同侧两片舵面的偏角按其最大可实现偏角的比例进行分配,本文飞行器三对升降副翼的最大可实现偏角相同,因此同侧两片舵面的偏角平均分配即可.

在操纵面故障时,需在遵循上述舵面分配原则的前提下进行故障补偿.设系统的控制律为 $u = [u_{tc1}$

$u_{tc2} \ u_{ec1} \ u_{ec2} \ u_{ec3} \ u_{ec4}]^T$, 对应的理想控制量为 $[u_{tc1}^0 \ u_{tc2}^0 \ u_{ec1}^0 \ u_{ec2}^0 \ u_{ec3}^0 \ u_{ec4}^0]^T$. 考虑到升降舵发生了式(2)表示的故障, u_{ec}^0 为期望的升降舵的输出之和, $[u_{ec1}^0 \ u_{ec2}^0 \ u_{ec3}^0 \ u_{ec4}^0]^T$ 为期望的各个升降舵的输入. 记 $K_1 = \text{diag}\{\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \lambda_4\}$, 且 $K_{1l} = \lambda_l$, $l = 1, 2, 3, 4$; $K_2 = \bar{u}_e = [\bar{u}_{e1} \ \bar{u}_{e2} \ \bar{u}_{e3} \ \bar{u}_{e4}]^T$, $N_l \in \mathbb{R}^{4 \times 1}$ ($l = 1, 2, 3, 4$) 是第 l 个元素为1其余元素均为0的列向量. 具体设计步骤如下:

1) 根据分配原则a), 可得

$$\sum_{l=1}^4 K_{1l} u_{ec1}^0 + N_1^T K_2 = \sum_{l=1}^4 \lambda_l u_{ec1}^0 + \bar{u}_{e1} = u_{ec}^0. \quad (30)$$

2) 根据分配原则b), 可得

$$\begin{aligned} \lambda_1 u_{ec1}^0 + \bar{u}_{e1} + \lambda_3 u_{ec3}^0 + \bar{u}_{e3} = \\ \lambda_2 u_{ec2}^0 + \bar{u}_{e2} + \lambda_4 u_{ec4}^0 + \bar{u}_{e4}. \end{aligned} \quad (31)$$

再结合式(2), 可知

$$\begin{cases} K_{11} u_{ec1}^0 + K_{13} u_{ec3}^0 + (N_1 + N_3)^T K_2 = \frac{1}{2} u_{ec}^0, \\ K_{12} u_{ec2}^0 + K_{14} u_{ec4}^0 + (N_2 + N_4)^T K_2 = \frac{1}{2} u_{ec}^0. \end{cases} \quad (32)$$

3) 根据分配原则c) 得舵面分配律为

$$u_{ec1}^0 = \begin{cases} 0, \hat{K}_{1l} = 0, l = 1, 2, 3, 4; \\ \frac{1}{2\hat{K}_{1l}} [\frac{1}{2} u_{ec}^0 - (N_1 + N_3)^T \hat{K}_2], l = 1, 3, \\ \frac{1}{2\hat{K}_{1l}} [\frac{1}{2} u_{ec}^0 - (N_2 + N_4)^T \hat{K}_2], l = 2, 4, \\ \hat{K}_{1l} \neq 0, \end{cases} \quad (33)$$

$$u_{tc1}^0 = u_{tc2}^0 = \frac{1}{2} u_{tc}^0. \quad (34)$$

式(34)中 $\hat{K}_{1l}$ 和 $\hat{K}_2$ 将在下节中给出.

3.4 自适应参数调整律设计 (Design of adaptive parameter update laws)

由于李雅普诺夫函数 $\dot{V}_{22}$ 包含项 $\bar{z}_{22} G_4 u_e$ 和 $-\bar{z}_{22} G_4 u_{ec}$, 又 $u_e \neq u_{ec}$, 两项并不能抵消, 且

$$\begin{cases} u_e = \sum_{l=1}^4 K_{1l} u_{ec1} + (N_1 + N_2 + N_3 + N_4)^T K_2, \\ u_{ec} = \sum_{l=1}^4 \hat{K}_{1l} u_{ec1} + (N_1 + N_2 + N_3 + N_4)^T \hat{K}_2. \end{cases} \quad (35)$$

令 $\tilde{K}_1 = \hat{K}_1 - K_1$, $\tilde{K}_2 = \hat{K}_2 - K_2$, 则有

$$u_{ec} - u_e = \sum_{l=1}^4 \tilde{K}_{1l} u_{ec1} + (N_1 + N_2 + N_3 + N_4)^T \tilde{K}_2. \quad (36)$$

设计李雅普诺夫函数

$$V_L(t) = \frac{1}{2} \bar{z}^T \bar{z} + \frac{1}{2} \text{tr}[\tilde{K}_1^T \Gamma_1 \tilde{K}_1] + \frac{1}{2} \tilde{K}_2^T \Gamma_2 \tilde{K}_2, \quad (37)$$

其中: $\bar{z} = [\bar{z}_{11} \ \bar{z}_{21} \ \bar{z}_{22}]^T$, $\Gamma_1 = \text{diag}\{\Gamma_{11}, \Gamma_{12}, \Gamma_{13}, \Gamma_{14}\} \in \mathbb{R}^{4 \times 4} > 0$, $\Gamma_2 \in \mathbb{R}^{4 \times 4} > 0$ 为待选定的正定对角矩阵.

为使 $\dot{V}_L(t) < 0$, 设计故障参数的自适应调整律为

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{K}}_{1l} &= \frac{1}{\Gamma_{1l}} \bar{z}_{22} G_4 u_{ec1}, \quad l = 1, 2, 3, 4, \\ \dot{\tilde{K}}_2 &= \Gamma_2^{-1} \bar{z}_{22} G_4 (N_1 + N_2 + N_3 + N_4). \end{aligned} \quad (38)$$

3.5 稳定性分析 (Stability analysis)

定理 1 对于系统(9), 设计反步补偿控制律(17)(23)(29)和参数自适应调整律(38), 以及舵面控制分配律(33)和(34), 可使系统所有状态有界, 跟踪补偿误差渐近趋近于0.

证 根据前述控制律设计过程可知, 在控制律(17)(23)(29)和参数自适应调整律(38)作用下, 跟踪补偿误差的导数为

$$\begin{cases} \dot{\bar{z}}_{11} = -c_{11} \bar{z}_{11}, \\ \dot{\bar{z}}_{21} = -c_{21} \bar{z}_{21} + c_{22} \bar{z}_{22}, \\ \dot{\bar{z}}_{22} = -c_{22} \bar{z}_{22} - c_{21} \bar{z}_{21} - G_4 \cdot [\sum_{l=1}^4 \tilde{K}_{1l} u_{ec1} + \\ (N_1 + N_2 + N_3 + N_4)^T \tilde{K}_2], \end{cases} \quad (39)$$

则选定的李雅普诺夫函数 $V_L(t)$ 的导数为

$$\begin{aligned} \dot{V}_L(t) &= \sum_{l=1}^4 [\tilde{K}_{1l} (-\bar{z}_{22} G_4 u_{ec1} + \Gamma_{1l} \dot{\tilde{K}}_{1l})] - \\ &\sum_{i=1}^q \sum_{j=1}^{\rho_i} c_{ij} \bar{z}_{ij}^2 + (\dot{\tilde{K}}_2^T \Gamma_2 - \\ &\bar{z}_{22} G_4 (N_1 + N_2 + N_3 + N_4)^T) \tilde{K}_2 = \\ &-\sum_{i=1}^q \sum_{j=1}^{\rho_i} c_{ij} \bar{z}_{ij}^2 \leq 0, \end{aligned} \quad (40)$$

因此, 系统稳定. 本文设定 V_r, θ_r 及其各阶导数有界, 则 $\bar{z}_{ij}, \tilde{K}_1, \tilde{K}_2$ 有界, $V_L(t)$ 也有界, 从而有

$$\begin{aligned} \int_0^\infty \sum_{i=1}^q \sum_{j=1}^{\rho_i} \bar{z}_{ij}^2 dt &\leq \\ -\frac{1}{c} \int_0^\infty \dot{V}_L(t) dt &\leq -\frac{1}{c} (V_L(\infty) - V_L(0)) < \infty, \end{aligned} \quad (41)$$

其中 $c = \min\{c_{ij} (i=1, \dots, q; j=1, \dots, \rho_i)\}$. 由式(38)可知 $\dot{\bar{z}}_{ij}$ 存在且有界, 由Barbalat引理知

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \bar{z}_{ij} = 0, \quad i = 1, \dots, q; \quad j = 1, \dots, \rho_i, \quad (42)$$

所以系统(9)是渐近稳定的, 且跟踪补偿误差渐近趋近

于0.这也意味着,在操纵面未达到饱和阶段, $\bar{z}_{ij}$ 收敛于 z_{ij} ;操纵面饱和阶段,实际的跟踪误差 z_{ij} 将增大,但跟踪补偿误差仍然收敛于且误差估计过程依然是稳定的.进而,根据第3.1节系统的PPB变换可知,系统(1)的速度和俯仰角能够渐近跟踪给定的参考信号,并且跟踪误差在预定的性能边界范围内. 证毕.

4 仿真结果(Simulation results)

本文考虑的飞翼飞行器在巡航高度为11000 m、巡航速度为 $Ma = 0.6$ 状态下进行配平,配平的迎角为 4° ,俯仰角为 4° ,油门开度之和为0.3041,升降舵偏角之和为 -7.1742° .将 u_{t1} 和 u_{t2} 看作油门开度的变化量,则有 $u_t = u_{t1} + u_{t2} + 0.3041$.飞行器由海狸尾进行配平,配平后的升降舵偏角为零,即 $u_e = u_{e1} + u_{e2} + u_{e3} + u_{e4}$.

参考速度信号为 $V_r = 130 + 20 \cos(0.1t)$;参考俯仰角信号为 $\theta_r = 18 + 10 \sin(0.1t)$.考虑飞行器飞行特性限制、执行器故障和执行器饱和约束等因素,速度跟踪的PPB参数设计为 $\tau_1(t) = 48.7e^{-0.2t} + 1.3$, $\underline{\delta}_1 = 0.5, \bar{\delta}_1 = 1$;俯仰角跟踪的PPB参数为 $\tau_2(t) = 7.7e^{-0.2t} + 0.3, \underline{\delta}_2 = 0.8, \bar{\delta}_2 = 1$.飞行器故障设置为在 $t=80$ s时左侧内升降舵 u_{e1} 卡死在 -13° ,在 $t=120$ s时右侧内升降舵 u_{e2} 发生60%的失效故障.

根据该飞翼飞行器操纵舵面的自身性能,指令滤波器饱和和函数的参数按表1选取,控制律各参数取值如表2所示.仿真结果如图2~6所示.

表 1 指令滤波器饱和函数参数

Table 1 Parameters of command filter saturation function

控制变量	幅值限制	速率限制
u_{tc1}, u_{tc2}	[0,1]	[0,0.4]/s
q_c	$\pm 35^\circ/\text{s}$	—
$u_{ec1}, u_{ec2}, u_{ec3}, u_{ec4}$	$\pm 25^\circ/\text{s}$	$\pm 60^\circ/\text{s}$

表 2 控制器参数

Table 2 Parameters of controller

参 数	取 值
控制器增益 c_{11}	1
控制器增益 c_{21}	2
控制器增益 c_{22}	25
u_t 的命令滤波频率	5 rad/s
u_t 的命令滤波阻尼比	0.8
q 的命令滤波频率	5 rad/s
q 的命令滤波阻尼比	0.8
u_e 的命令滤波频率	35 rad/s
u_e 的命令滤波阻尼比	0.8
参数调整律增益 Γ_1	$\text{diag}\{[200, 200, 200, 200]\}$
参数调整律增益 Γ_2	$\text{diag}\{[500, 500, 500, 500]\}$

由图2可知,系统对速度有很好的跟踪性能,虽然初始速度与参考速度差距较大,但系统从9.5 s开始就能跟踪参考速度信号.由图3可知,俯仰角在初始时段有轻微波动,但一直能较好地跟踪参考俯仰角信号.仿真表明系统在动态调整阶段以及稳态保持阶段都起到了明显的改善作用.

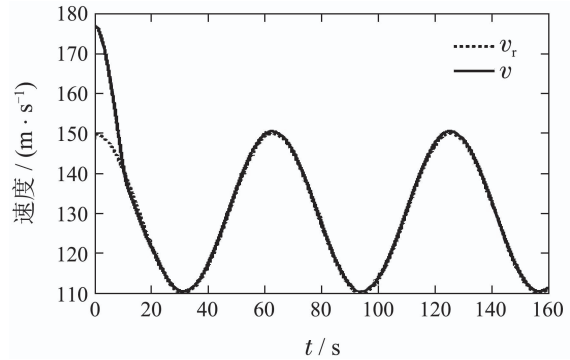


图 2 速度跟踪曲线

Fig. 2 Speed tracking curve

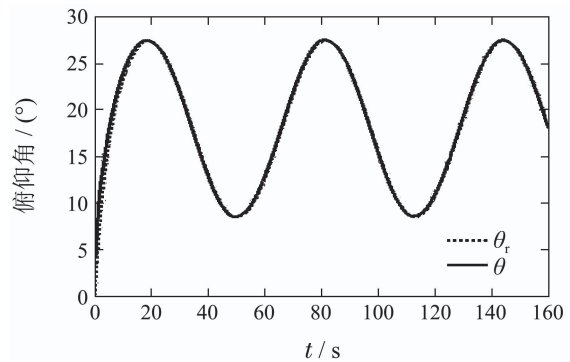


图 3 俯仰角跟踪曲线

Fig. 3 Pitch angle tracking curve

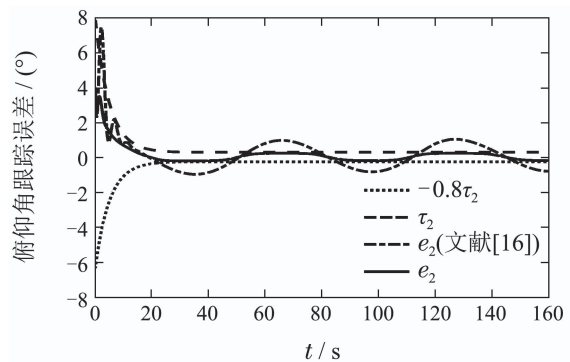
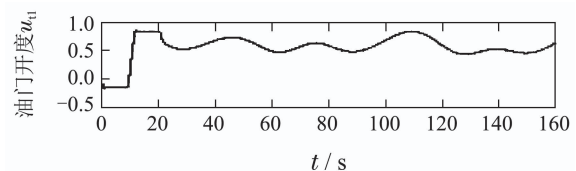


图 4 俯仰角跟踪误差对比图

Fig. 4 Comparison of pitch angle tracking error



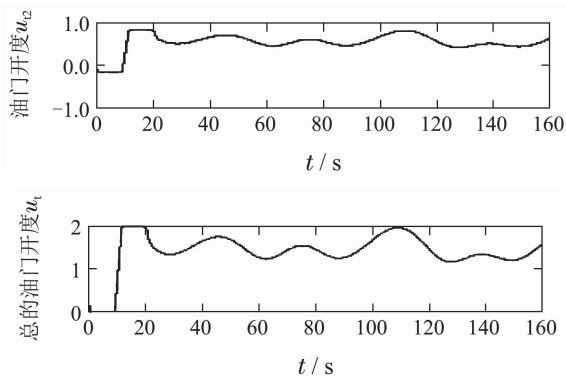


图5 油门开度变化曲线

Fig. 5 Throttles response curve

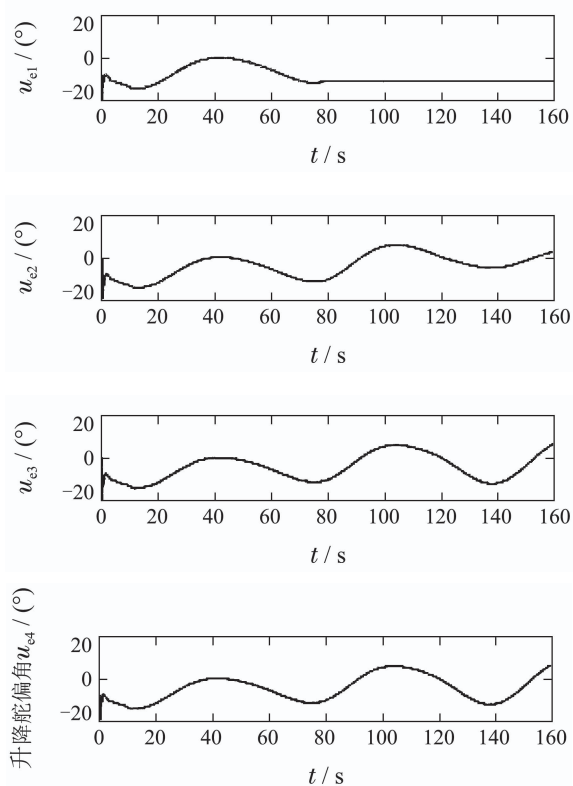


图6 升降舵偏角变化曲线

Fig. 6 Elevators response curve

图4给出了分别在本文方法控制律和文[16]的反步自适应容错控制律作用下俯仰角的跟踪误差。由图可知,通过PPB方法,跟踪误差被约束在预定的性能边界范围内,系统的超调量和稳态误差都得到了改善,得到了预定的动态性能。

图5–6给出了飞翼飞行器的输入信号,图5为两个油门开度变化量及总的油门开度的曲线,由图5可知,在部分时段油门开度达到饱和,但由于指令滤波器的作用,油门开度指令不会超过其幅值限制。图6为四片升降舵的偏角变化量,由图可知,在 $t = 80$ s升降舵 u_{e1} 发生卡死故障后,其余三片升降舵偏角迅速增大;在 $t = 120$ s升降舵 u_{e2} 发生部分失效故障后,另外两

片升降舵偏角迅速增大。即当升降舵发生本文所考虑的故障时,余度舵面会立刻作用以补偿故障对总的升降舵偏角的影响,因此,速度、迎角、俯仰角、俯仰角速率并未因故障而发生明显波动。由图6还可知,升降舵偏角在初始时段内也达到了饱和,由于指令滤波器的作用,升降舵偏角指令不会超过其幅值限制。因此,对于实际的飞翼飞行器,在图5–6所示的控制量的作用下,图2–3所示的跟踪效果可以实现。若不引入指令滤波器,跟踪给定信号所需的控制信号超出了执行器的物理限制,实际的飞行器无法提供所需控制信号,会影响跟踪效果,甚至导致系统不稳定。

5 结论(Conclusions)

本文提出的考虑PPB性能的反步自适应补偿控制方法,考虑了操纵面卡死和部分失效故障,以及舵面和油门的饱和特性,通过PPB变换将输出误差存在性能约束的跟踪问题转化为无约束的镇定问题,使系统具有预定的动态性能。采用自适应补偿方法设计控制参数,并结合飞翼飞行器特性设计了控制分配策略。仿真结果表明,所设计的控制律可保证系统在执行器发生故障时仍闭环稳定,并渐近跟踪给定的参考信号,且跟踪误差被约束在预定的性能边界内。

参考文献(References):

- [1] ROSE B. *Flying Wings and Tailless Aircraft* [M]. Hinckley, UK: Midland, 2010.
- [2] SAEED T I, GRAHAM W R, BABINSKY H, et al. *Conceptual design for a laminar-flying-wing aircraft* [D]. London, UK: Cambridge University, 2012.
- [3] JIANG J, YU X. Fault-tolerant control systems: a comparative study between active and passive approaches [J]. *Annual Reviews in Control*, 2012, 36(1): 60 – 72.
- [4] BENOSMAN M, LUM K Y. Passive actuators' fault-tolerant control for affine nonlinear systems [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2009, 18(1): 152 – 163.
- [5] GAO Z, JIANG B, SHI P, et al. Passive fault-tolerant control design for near-space hypersonic vehicle dynamical system [J]. *Circuits, Systems, and Signal Processing*, 2012, 31(2): 565 – 581.
- [6] JIANG Bin, YANG Hao. Survey of the active fault-tolerant control for flight control system [J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2007, 29(12): 2106 – 2110.
(姜斌, 杨浩. 飞控系统主动容错控制技术综述 [J]. 系统工程与电子技术, 2007, 29(12): 2106 – 2110.)
- [7] XU B, GUO Y, YUAN Y, et al. Fault-tolerant control using command-filtered adaptive back-stepping technique: application to hypersonic longitudinal flight dynamics [J]. *International Journal Adaptive Control and Signal Processing*, 2016, 30(4): 553 – 577.
- [8] ZHANG Shaojie, QIU Xiangwei, LIU Chunsheng, et al. Adaptive actuator failure compensation control based on MMST grouping for a class of MIMO nonlinear systems [J]. *Acta Automatica Sinica*, 2014, 40(11): 2445 – 2455.
(张绍杰, 邱相玮, 刘春生. 基于 MMST 分组的一类 MIMO 非线性系统执行器故障自适应补偿控制 [J]. 自动化学报, 2014, 40(11): 2445 – 2455.)
- [9] ZHANG S, QIU X, JIANG B, et al. Adaptive actuator failure compensation control based on MMST grouping for a class of MIMO

- nonlinear systems with guaranteed transient performance [J]. *International Journal of Control*, 2014, 88(3): 593 – 601.
- [10] TANG X, TAO G, JOSHI S M. Adaptive actuator failure compensation for nonlinear MIMO systems with an aircraft control application [J]. *Automatica*, 2007, 43(11): 1869 – 1883.
- [11] CAI J, WEN C, SU H. Adaptive inverse control for parametric strict feedback systems with unknown failures of hysteretic actuators [J]. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2015, 25(6): 824 – 841.
- [12] DING Z. *Nonlinear and Adaptive Control Systems* [M]. London: IET, 2013.
- [13] SWAROOP D, HEDRICK J, YIP P, et al. Dynamic surface control for a class of nonlinear systems [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2002, 45(10): 1893 – 1899.
- [14] XU B, YANG C, PAN Y. Global neural dynamic surface tracking control of strict-feedback systems with application to hypersonic flight vehicle [J]. *IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems*, 2015, 26(10): 2563 – 2575.
- [15] FARREL J A, POLYCARPOU M, SHARMA M, et al. Command filtered backstepping [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2009, 54(6): 1391 – 1395.
- [16] DONG W, FARREL J A, POLYCARPOU M, et al. Command filtered adaptive backstepping [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2012, 20(3): 566 – 580.
- [17] BECHLIOLIS C P, ROVITHAKIS A. Adaptive control with guaranteed transient and steady state tracking error bounds for strict feedback systems [J]. *Automatica*, 2009, 45(2): 532 – 538.
- [18] QIU Xiangwei, ZHANG Shaojie, LIU Chunsheng. Adaptive compensation control considering the transient performance of a class of MIMO nonlinear systems with actuator failures [J]. *Information and Control*, 2014, 43(1): 63 – 67.
(邱相玮, 张绍杰, 刘春生. 考虑动态性能的一类 MIMO 非线性系统执行器故障自适应补偿控制 [J]. 信息与控制, 2014, 43(1): 63 – 67.)
- [19] ZHANG S, QIU X, LIU C. Neural adaptive compensation control for a class of MIMO uncertain nonlinear systems with actuator failures [J]. *Circuits, Systems, and Signal Processing*, 2014, 33(6): 1971 – 1984.
- [20] SHUANG W F, ZHANG S J, WU X. An anti-windup fault tolerant control method for tailless flying wing aircraft [C] // *Guidance, Navigation and Control Conference*. Nanjing, China: IEEE, 2016: 438 – 443.

作者简介:

张绍杰 (1978–), 男, 副教授, 主要研究方向为飞行控制、故障诊断和容错控制, E-mail: zhangsj@nuaa.edu.cn;

双维芳 (1993–), 女, 硕士, 主要研究方向为非线性控制和容错控制, E-mail: swf97950488@163.com;

李正强 (1974–), 男, 研究员, 主要研究方向为民用飞机飞行控制及飞行模拟, E-mail: lizhengqiang@comac.cc.