

基于多模型自适应的飞行控制系统重构与优化

史志波^{1*}, 董慧芬¹, 李立毅²

(1. 中国民航大学 航空自动化学院, 天津 300300; 2. 哈尔滨工业大学 电气工程及自动化学院, 哈尔滨 150001)

(* 通信作者电子邮箱 lgt12002@yahoo.cn)

摘要:对飞行器执行机构受损或失效情况下其飞行控制规律重构的问题,提出一种基于线性二次最优控制理论的多模型自适应控制重构技术方案。利用线性二次调节器获得参考模型,基于故障诊断与检测技术,运用 Lyapunov 稳定性理论,确保闭环控制系统的严格正实性和全局渐进稳定性。根据飞行器的动力学控制规律,进行故障辨识和模型切换,实现故障状态下飞行控制规律的重构与优化设计。针对典型故障情况进行飞行器控制重构仿真验证,结果表明系统能够在舵面部分失效下完成控制重构,保证有效飞行器运行控制。

关键词:Lyapunov 稳定性理论;容错控制;重构;多模型参考自适应;线性二次调节器

中图分类号:TP273.2 **文献标志码:**A

Reconfiguration and optimization of flight control system based on multi-model adaptive method

SHI Zhibo^{1*}, DONG Huifen¹, LI Liyi²

(1. Aeronautical Automation College, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;

2. School of Electrical Engineering and Automation, Harbin Institute of Technology, Harbin Heilongjiang 150001, China)

Abstract: For the reconstruction problem of the flight control law when aircraft actuator was damaged or in failure cases, a new reconfiguration scheme of flight control system was proposed based on the linear quadratic optimal control theory and multi-model adaptive method. Based on fault diagnosis and detection technology, the reference model was obtained by the Linear Quadratic Regulator (LQR). Lyapunov stability theory was applied to ensure the strictly positive real parts and global asymptotic stability of the closed-loop control system. According to the vehicle dynamics control law for fault identification and model switching, the reconfiguration and optimization of vehicle control law based on the multi-model adaption was designed. Against the typical fault conditions, the reconfiguration simulation of the flight control system was made to verify the method, and the corresponding verification results were given, which can ensure that the aircraft effective operation.

Key words: Lyapunov stability theory; fault tolerant control; reconfiguration; multi-model reference adaption; Linear Quadratic Regulator (LQR)

0 引言

飞行控制系统是飞机最重要的组成部分,对飞机的飞行和安全性起决定性作用。当前对飞机等飞行器的容错控制及其控制律的重构技术研究是飞行控制系统研究领域的热点问题之一。飞行器控制规律的重构过程就是飞行器主动容错的控制过程,其目的是在飞行器执行机构部分失效或损伤情形下,克服飞行器的适应能力不足,利用飞行器的冗余控制面和智能控制技术进行飞行控制规律的重构,保证飞行器能够适应故障情况,实现安全飞行。

飞行控制系统重构主要可以分为两类^[1-3]:一类是通过故障检测提供故障信息从而完成控制规律重构,主要是伪逆法、定量反馈重构控制、滑模控制方法等;另一类是不依赖于故障检测机构,对飞行器故障直接进行在线实时辨识,动态设计控制规律,主要有直接自适应控制方法、模型参考自适应控制方法、自适应定量反馈理论(Quantitative Feedback Theory, QFT)控制方法等。针对飞行控制系统规律设计和重构技术,研究学者提出多种解决问题的方法。Pachter 等^[4]应用多变

量自适应算法进行飞行控制系统重构,文中比较了三种多变量自适应控制模型,并且获得最简单自适应控制算法,但对在线辨识的信号采样率要求较高。Boskovic 等^[5]的研究表明滑模控制在飞行器重构应用中的潜力。Jung 等^[6]应用多模型故障容错方法对飞行控制系统进行重构,取得较好效果。齐晓慧等^[7]将滑模控制方法与自适应控制相结合,应用于飞行控制规律重构。刘亚等^[8]运用模糊鲁棒控制神经网络技术完成了飞行控制系统的重构。刘小雄等^[9]运用鲁棒自适应观测器方法完成了飞行控制重构仿真设计。Guo 等^[10-11]基于在线输入约束性条件下,运用多模型自适应控制技术完成了控制规律的重构设计。张明华等^[12]运用神经网络自适应控制方法,通过故障隔离技术对飞行器控制进行重构,神经网络权因子的选择仍待优化。刘少华等^[13]研究了飞行控制系统参考模型的建立方法。针对飞行控制系统重构所要求的实时性、鲁棒性和故障检测与重构集成性问题,本文提出一种基于线性二次最优控制理论的多模型自适应控制重构技术方案,可以对飞行控制系统的运动规律进行整体性重构。

收稿日期:2012-08-20;修回日期:2012-11-08。 基金项目:新世纪人才支持计划项目(NCET-08-0158)。

作者简介:史志波(1980-),男,江苏徐州人,讲师,硕士,主要研究方向:飞行器动力与控制、机载电子设备维修;董慧芬(1970-),女,河北唐山人,副教授,博士,主要研究方向:导航制导与控制、飞机电传控制系统;李立毅(1969-),男,黑龙江鹤岗人,教授,博士,主要研究方:电机作动器及相关控制。

1 问题描述

飞行控制系统的故障可以分为三类:传感器故障、执行器故障和结构性故障,或为三者的组合。由于传感器在飞机上具有冗余及故障可能小的特点,其对飞行控制系统的控制律影响不大。结构性故障是由实际物理部件损坏所致,不改变飞行模型结构,所以其对飞机的飞行品质也不产生影响。执行器故障指飞机上所使用的方向舵、升降舵和副翼等操纵面所发生故障,可导致飞行品质和性能严重下降并引发毁灭性事故。因此,必须对其故障进行诊断并采取容错控制。

本文着重研究执行器故障下飞行控制规律的重构技术,执行器故障类型可分为卡死、松浮、飞车饱和和损伤,可以将其故障看作特殊输入,即故障后,对应舵面偏转角度 δ_x 成为故障输入值,将其用数学模型可表示为:

1) 卡死故障。

$$\delta_x = a$$

其中: a 是作动器发生故障卡死的位置,为常数(单位:度)。

2) 损伤故障。

描述操纵面缺损可使用舵面损伤率的概念,即可表示为:

$$\delta'_x = b * \delta_x$$

其中 b 为操纵面的损伤率。

3) 松浮故障。

一般认为操纵面的松浮故障提供的附加力矩为零,即可将附送故障等价于完全卡死在零度或者完全缺损,亦即 $\delta_x = 0$ 。

执行器故障发生时,飞行控制系统的状态空间可描述为:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_p(t) = \mathbf{A}_p(t)\mathbf{x}_p(t) + \mathbf{B}_p(t)\boldsymbol{\sigma}\mathbf{u}_i(t) \\ \mathbf{y}_p(t) = \mathbf{C}_p(t)\mathbf{x}_p(t) \end{cases} \quad (1)$$

其中: \mathbf{A}_p 为状态变量矩阵; \mathbf{B}_p 为输入变量矩阵; $\boldsymbol{\sigma} = \text{diag}\{\sigma_1, \sigma_2, \dots, \sigma_m\} \in \mathbf{R}^{m \times m}$, $\boldsymbol{\sigma}$ 为对角阵,表示控制信号的执行器的增益, σ_i 表示执行器是否故障及故障发生执行器位置; \mathbf{x}_p 为状态向量; \mathbf{u} 为控制向量。

2 线性二次调节器参考模型的设计

设基于线性二次型调节器(Linear Quadratic Regulator, LQR)的飞行控制系统线性时不变的状态空间表达式为:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) \\ \mathbf{y}(t) = \mathbf{C}\mathbf{x}(t) + \mathbf{D}\mathbf{u}(t) \end{cases} \quad (2)$$

其中: $\mathbf{x}(t)$ 为控制变量, $\mathbf{u}(t)$ 为输入变量, $\mathbf{y}(t)$ 为输出变量。引入二次型最优性能指标如下:

$$J(\mathbf{x}, \mathbf{u}) = \frac{1}{2} \mathbf{x}^T(t_f) \mathbf{Q}_f \mathbf{x}(t_f) + \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} [\mathbf{x}^T(t_f) \mathbf{Q}(t) \mathbf{x}(t_f) + \mathbf{u}^T(t_f) \mathbf{R}(t) \mathbf{u}(t_f)] dt$$

其中: $\mathbf{Q}(t)$ 和 $\mathbf{R}(t)$ 分别为状态变量和输入变量的加权矩阵。 \mathbf{Q}_f 、 $\mathbf{Q}(t)$ 、 $\mathbf{R}(t)$ 为对称矩阵,且有 $\mathbf{Q}_f \geq 0$, $\mathbf{Q}(t) \geq 0$, $\mathbf{R}(t) > 0$ 。最优控制的目标是求取控制输入量 $\mathbf{u}(t)$, 使性能指标 $J(\mathbf{x}, \mathbf{u})$ 达到最小值。令 Hamilton 函数为:

$$H = \frac{1}{2} \mathbf{x}^T(t_f) \mathbf{Q}(t) \mathbf{x}(t_f) + \frac{1}{2} \mathbf{u}^T(t_f) \mathbf{R}(t) \mathbf{u}(t_f) + \boldsymbol{\lambda}^T(t) [\mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t)]$$

运用极小值原理,可以解得最优控制律为:

$$\begin{cases} \mathbf{u}(t) = \mathbf{K}\mathbf{x}(t) \\ \mathbf{K} = -\mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P} \end{cases} \quad (3)$$

其中: \mathbf{K} 为线性最优反馈矩阵; 矩阵 \mathbf{P} 为 Riccati 方程的解,即满足

$$\mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A} - \mathbf{P} \mathbf{B} \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P} + \mathbf{Q} = 0 \quad (4)$$

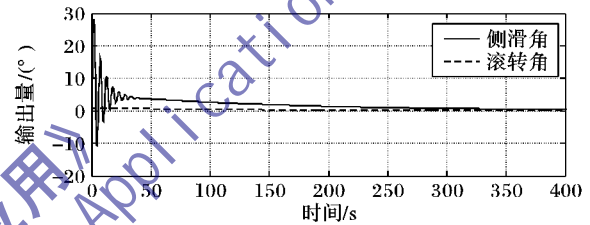
由于 $\mathbf{u}(t) = -\mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P} \mathbf{x}(t)$ 满足式(4),文献[11]指出根据特征向量值可以获得优化后闭环控制矩阵,所以优化后控制状态矩阵可写为:

$$\mathbf{A}_{\text{optimal}} = \mathbf{A} - \mathbf{B} \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P} \quad (5)$$

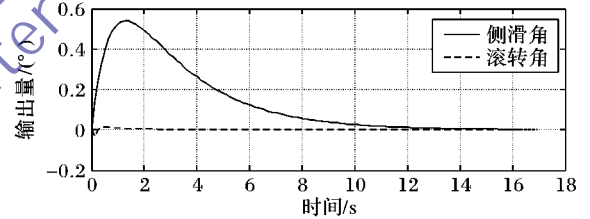
由于线性化后的飞动模型不能够完全反映飞控系统的控制特征,所以,本文提出一种采用飞行器控制方程优化后控制状态矩阵作为参考模型,其中,状态变量矩阵和输入向量矩阵按照算例中所提供数据,将系统的初始状态矩阵设为:

$$\mathbf{X} = [0 \ 1 \ 0 \ 0]$$

输出量设为侧滑角与滚转角的角度,则系统优化前后,其输出曲线效果如图1所示。由图1可知,系统在未经优化时,进入稳态时间时长超300 s,且侧滑角发生剧烈振荡。经过LQR方法优化后,系统振荡消除并能够很快地进入稳定状态,产生良好的控制效果。



(a) 未优化控制系统输出量变化曲线



(b) 优化后控制系统输出量变化曲线

图1 LQR优化前后系统输出曲线比较

3 控制器设计及重构稳定性分析

3.1 参考模型自适应控制方法

线性定常系统的状态方程为:

$$\dot{\mathbf{x}}_p = \mathbf{A}_p \mathbf{x}_p + \mathbf{B}_p \mathbf{u}_p(t) \quad (6)$$

其中: 状态矢量 $(\mathbf{A}_p, \mathbf{B}_p)$ 可控且可测; \mathbf{x}_p 为 n 维状态向量; \mathbf{u} 为 m 维控制向量; \mathbf{A}_p 为 $n \times n$ 矩阵; \mathbf{B}_p 为 $n \times m$ 矩阵。取参考模型状态方程为:

$$\dot{\mathbf{x}}_m = \mathbf{A}_m \mathbf{x}_m + \mathbf{B}_m \mathbf{u}_m(t) \quad (7)$$

运用状态变量进行自适应控制,参考模型自适应控制如图2所示。

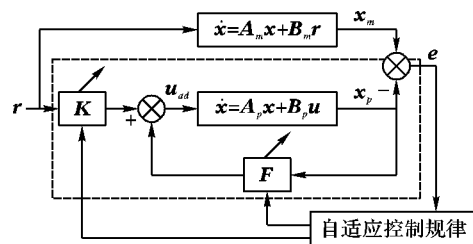


图2 模型参考自适应控制示意图

那么,根据 Lyapunov 稳定性理论,要使系统达到稳定,有如下定理:

定理1 对于系统 $\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, t)$, $\mathbf{f}(0, t) = 0$, $\forall t \geq t_0$, 如果

(15000 ft), $M_a = 0.44$, 重力为 86 183 N (190 000 lb) 的情况下, 线性化后的飞机侧向运动模型以及参考模型的形式为:

$$A_p = \begin{bmatrix} -0.1008 & 0 & -468.2 \\ -0.00579 & -1.232 & 0.397 \\ -0.00278 & -0.0346 & 0.257 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$B_p = \begin{bmatrix} 0 \\ -1.62 \\ -0.01875 \\ 0 \end{bmatrix}$$

$$C_p = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

系统参考模型 $A_m = A_p - B_p * k$, 其中:

$$k = \begin{bmatrix} 0.0295 & -1.4031 & -3.0306 \\ 3.1556 & 0.0534 & -27.1474 \end{bmatrix}$$

则可得:

$$A_m = \begin{bmatrix} -42.6514 & -0.7198 & -102.1407 \\ -1.1949 & -6.1624 & 8.7658 \\ 2.7298 & -0.0453 & -23.7386 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$B_m = B_p$$

$$C_m = C_p$$

其中: 状态变量 $x = [\beta, p, r, \varphi]^T$ 分别表示侧滑角、滚转率、偏航率和滚转角; 输入向量 $u_p = [\delta_a, \delta_r]^T$ 分别表示飞机的副翼偏角和方向舵偏角, 输出量为 β 和 φ ; 作动器的输出范围为 $\delta_a = \pm 15^\circ, \delta_r = \pm 10^\circ$ 。所采取的参考模型飞行品质的长周期与短周期的阻尼率分别为 $\xi_d = 0.924, \xi_c = 0.100$; 其频率分别为 $\omega_d = 35.9, \omega_c = 0.989$; 其操纵品质期望参数 $CAP = 0.421$, 满足 MIL-F-8785C 一级飞行品质要求。

在本例中仿真环境设置如下: 正常状态下作动器的输入量为 $r = [2, 3]^T$, 抽样时间为 0.01 s, 仿真时间为 20 s。对不同故障进行注入, 仿真结果如图 4~6 所示。

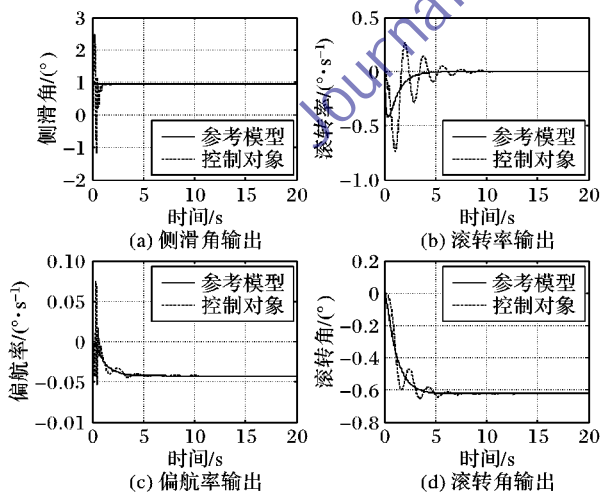


图4 作动器无故障时控制输出曲线

图4为系统未发生故障时, 实际作动器自适应控制输出曲线和 LQR 参考模型的输出曲线比较, 系统的输出能够较好地跟踪参考模型。图5是在方向舵操纵面卡在 10° 时, 即发生卡死故障, 系统的实际输出和参考模型输出比较, 其输出量侧滑角 β 和滚转角 φ 能够较好地跟踪参考模型。图6是副翼和方向舵两个操纵舵面都发生损伤 50% 的情况下, 模型跟踪

的输出效果, 也能够 10 s 内完成系统输出的稳定性跟踪。

经过仿真验证可以看出本文所采取的基于 LQR 最优控制的参考模型自适应控制能够实现飞行控制系统在操纵舵面部分失效的情况下, 完成对飞行控制规律的重构与优化设计。

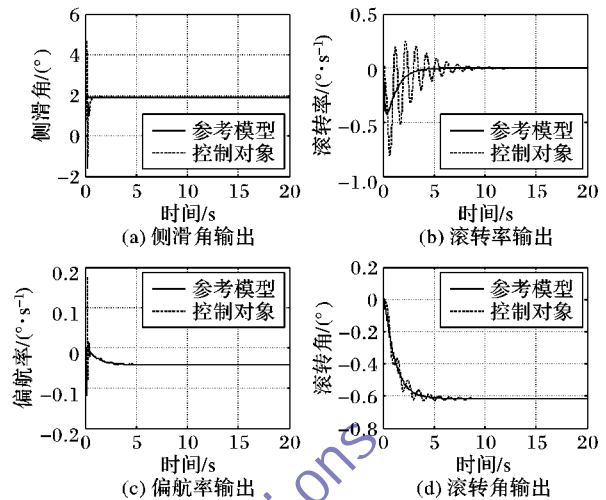


图5 方向舵作动器卡死 10° 时控制输出曲线

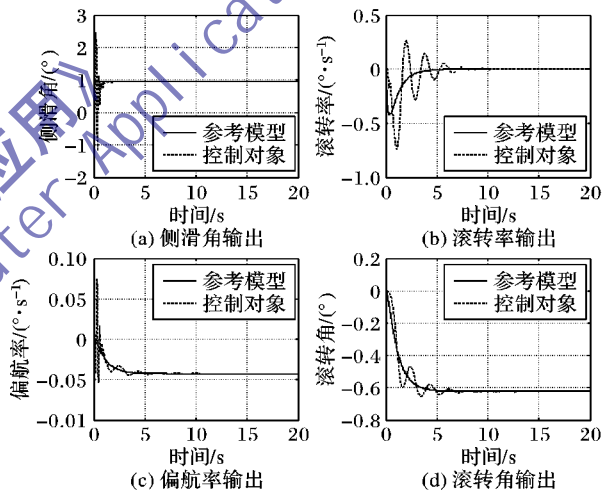


图6 副翼与升降舵舵面损伤 50% 时控制输出曲线

5 结语

本文提出一种基于 LQR 优化进行参考模型设计的算法, 根据作动器故障参数模型, 应用 Lyapunov 稳定性理论, 设计了故障辨识下切换逻辑控制组件和多模型自适应控制方案, 完成对飞行器控制规律的重构与优化。本文针对某大型民用客机侧向控制系统进行仿真, 结果表明, 在作动器故障后, 重构控制规律具有较好的动态性能, 且对故障重构及时可靠, 能够保证飞机运行的稳定性和较好的飞行操纵品质。

参考文献:

- [1] 陈勇, 董新民, 薛建平, 等. 多操纵面飞控系统约束自适应控制分配策略[J]. 系统工程与电子技术, 2011, 33(5): 1118-1123.
- [2] TEWARI A. Advanced control of aircraft, spacecraft and rockets [M]. San Francisco: John Wiley & Sons, 2011: 82-89.
- [3] TANG B W, FANG X X, CAI Z H, et al. Reconfigurable flight control for UAV with multiple control effectors based on neural network and dynamic inversion [C]// Proceedings of the 2nd International Conference on Artificial Intelligence, Management Science and Electronic Commerce. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2011: 2276-2281.

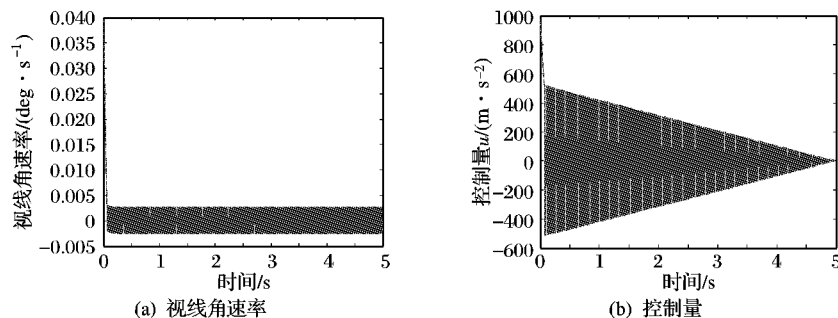


图3 SMG1下的视线角速率和控制量变化曲线

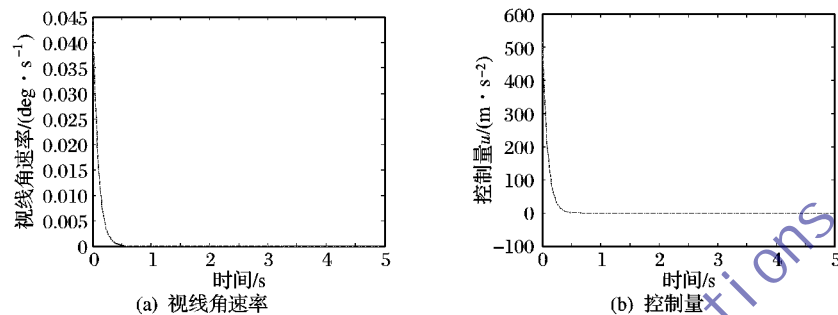


图4 SMG2下的视线角速率和控制量变化曲线

5 结语

本文针对离散形式的末制导模型,设计了适用于轨控式复合控制导弹的滑模末制导律,采用干扰观测器方法对目标机动进行估计和补偿,使得该离散滑模制导律对目标机动具有鲁棒性。仿真结果表明,本文设计的基于新型的离散变速趋近律的离散滑模制导律在显著降低系统抖振的同时,可消除视线转率的稳态振荡,使其渐进地趋于原点,从而提高了制导精度,具有实际的工程意义。

参考文献:

- [1] 王宇航,姚郁,毕永涛.基于自抗扰的直接力与气动力复合控制系统设计[J]. 宇航学报, 2009, 30(4): 1544-1550.
- [2] 李君龙,胡恒章.一种离散非线性末制导律[J]. 宇航学报, 1998, 19(1): 28-34.
- [3] RAFAEL I R. Optimal guidance laws with uncertain time of flight[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2000, 36(2): 721-725.
- [4] GITIZADEH R, YAESH I, BEN-ASHER J Z. Discrete-time opti-

mal guidance[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1999, 22(1): 171-174.

- [5] GAO W, WANG Y, HOMAIFA A. Discrete-time variable structure control systems[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 1995, 42(2): 117-122.
- [6] 高为炳. 离散时间系统的变结构控制[J]. 自动化学报, 1995, 21(2): 154-161.
- [7] 孙胜,周获. 离散滑模导引律设计[J]. 宇航学报, 2008, 29(6): 1634-1639.
- [8] 李文林. 离散时间系统变结构控制的趋近律问题[J]. 控制与决策, 2004, 19(1): 1267-1270.
- [9] 姚琼芸,宋立忠,温洪. 离散变结构控制系统的比例-等速-变速控制[J]. 控制与决策, 2000, 15(3): 329-332.
- [10] 翟长连,吴智铭. 不确定离散时间系统的变结构控制设计[J]. 自动化学报, 2000, 26(2): 184-191.
- [11] SARPTURK S Z, ISTEFAPOULOS Y, KAYNAK O. On the stability of discrete-time sliding mode control system[J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 1987, 32(10): 930-932.
- [12] 王洪强,方洋旺,伍友利. 基于非奇异 Terminal 滑模的导弹末制导律研究[J]. 系统工程与电子技术, 2009, 31(6): 1391-1395.

(上接第877页)

- [4] PACTHER M, NELSON E B. Reconfigurable flight control[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2005, 219(4): 288-319.
- [5] BOSKOVIC J D, REDDING J, MEHRA R K. Stable adaptive reconfigurable flight control with self-diagnostics[C]// ACC '07: Proceedings of 2007 American Control Conference. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 5765-5710.
- [6] JUNG B, KIM Y, HA C. Fault tolerant flight control system design using a multiple model adaptive controller[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2009, 223(1): 39-50.
- [7] 齐晓慧,杨志军,吴晓蓓. 基于简单自适应控制的滑模飞行重构控制规律[J]. 飞行力学, 2010, 28(4): 37-41.
- [8] 刘亚,胡寿松. 基于模糊模型的鲁棒自适应重构飞行控制[J]. 航

空学报, 2004, 25(2): 143-147.

- [9] 刘小雄,章卫国,武燕,等. 基于鲁棒自适应观测器的飞控系统传感器故障隔离与重构[J]. 传感技术学报, 2006, 19(6): 2347-2350.
- [10] GUO Y Y, JIANG B, XU Y F. Multi-model-based flight control system reconfiguration control in the presence of input constraints[J]. Journal of Control Theory and Applications, 2010, 8(4): 418-424.
- [11] 郭玉英,姜斌,张友民,等. 基于多模型的飞控系统执行器故障调节[J]. 宇航学报, 2009, 30(2): 795-800.
- [12] 张明华,安锦文. 面向控制面故障的重构飞行控制设计与仿真[J]. 计算机仿真, 2011, 28(3): 102-105.
- [13] 刘少华,段征宇. 飞行器自适应控制参考模型建立方法研究[J]. 飞行力学, 2011, 29(4): 56-59.