

文章编号:1000-8055(2012)04-0913-07

MIMO 变结构飞行重构控制系统设计

苏 媛, 王 柯

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

摘 要: 基于滑模变结构控制, 提出一种 MIMO(multiple input multiple output) 的飞行重构控制系统的频域设计方法. 将滑模变结构控制与飞行重构控制相结合, 解决了飞行重构控制技术中故障检测和系统参数辨识的问题. 引入渐近观测器和 hedge 模型增加重构控制系统对衍生未建模动态的鲁棒性; 引入作动器模型、输出饱和限制和驾驶员模型, 使变结构重构控制系统设计方法变得更为有效和实用; 以某型飞机的横航向飞行控制系统为例, 进行设计模拟. 结果表明: 在飞机气动参数大幅突变和操纵面严重受损的情况下, 飞机仍能保持良好的性能.

关 键 词: 滑模变结构控制; 渐近观测器; hedge 模型;

MIMO (multiple input multiple output) 重构控制; 作动器输出饱和

中图分类号: V249.1

文献标志码: A

MIMO reconfigurable flight control system design based on sliding mode control

SU Yuan, WANG Ke

(School of Aeronautical Science and Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A frequency domain design method based on sliding mode control for MIMO (multiple input multiple output) reconfigurable flight control system was presented. Combining the sliding mode control with the flight reconfigurable control solved the problems of fault detection and system parameter identification in flight reconfigurable control system. Raised the robustness of the control system to parasitic dynamics and unmodeled dynamics through the introduction of asymptotic observer and hedge model; made the design method become more effective and practical through the introduction of actuator model, output saturation and pilot model; the proposed scheme was applied to the design of lateral motion of an aircraft. The results show that good dynamic performance in the condition of significant changes of aerodynamic parameters and control surface failures.

Key words: sliding mode control; asymptotic observer; hedge model;

MIMO (multiple input multiple output) reconfigurable control;

actuator output saturation

飞行控制系统的重构技术是采用主动容错控制技术, 在对故障进行检测和辨识的基础上, 充分利用控制系统的功能冗余来进行飞行控制律的重

构, 使飞行器能适应故障或特殊任务环境. 其研究对提高飞行器的安全可靠、作战生存力和作战效能具有重要意义, 已成为现代飞行器综合设计

收稿日期: 2011-05-19; 修订日期: 2011-09-05

作者简介: 苏媛(1966—), 女, 山东菏泽人, 副教授, 博士, 主要从事飞行力学与控制方向研究.

通讯作者: 王柯(1987—), 男, 陕西眉县人, 硕士, 主要从事飞行动力学与控制方向研究.

领域的热门研究专题之一^[1]. 对于飞行器重构控制技术来说, 一个最大的瓶颈就是故障检测和系统参数辨识, 而滑模变结构控制 SMC (sliding mode control) 作为一种控制系统的综合方法, 它的一大优点是其滑动模态对系统的干扰和摄动具有完全的自我调整性. 因此, 基于滑模变结构的飞行重构控制系统有其独特的优越性. 对于确定的系统参数的变化, 它具有完全的自我调整性. 它对系统参数变化不敏感, 无需系统损伤检测和进行系统参数辨识, 为飞行重构控制器的设计提供了巨大的便利.

1 问题描述

飞机在故障情况下的数学模型通常可描述为

$$\begin{cases} \dot{x} = \\ A(x, t) + \Delta A(x, t) + [B(x, t) + \Delta B(x, t)]\delta \\ y = C(x, t) \end{cases} \quad (1)$$

式中 $x \in R^n$ 为状态向量, $\delta \in R^m$ 为控制向量, $y \in R^r$ 为输出向量, $A(x, t), B(x, t), C(x, t)$ 为维数适当的系统矩阵, $\Delta A(x, t), \Delta B(x, t)$ 则是由飞机故障引起的未知有界变动和未建模动态.

作动器的二阶动力学模型可描述为

$$\ddot{\delta} + 2\xi\omega_n\dot{\delta} + \omega_n^2\delta = \omega_n^2u \quad (2)$$

式中 u 为作动器的控制输入, ξ 为作动器的阻尼比, ω_n 为作动器的固有频率.

作动器的偏转角度和偏转速率限制定义为

$$|\delta| \leq \delta_{\max}, |\dot{\delta}| \leq \dot{\delta}_{\max} \quad (3)$$

控制的目的是, 当飞机翼面或舵面受到损伤时, 气动参数产生突变或者舵面控制效能下降 (如舵面卡死、松浮、饱和等), 并在考虑作动器偏转角度和偏转速率限制的情况下, 重构控制律 $u(t)$ 使得故障控制系统的输出 $y(t)$, 能够跟踪给定理想输出 $y_c(t)$.

$$\lim_{t \rightarrow \infty} |y_c(t) - y(t)| = 0.$$

2 SMC 重构控制系统设计

2.1 基于频域的滑模控制律设计

变结构控制系统的设计一般需要两步: 首先, 选择合适的滑动平面, 使系统在滑动平面上的运动具有期望的动态品质; 其次, 设计变结构控制律, 使系统状态在有限时间内到达滑动平面, 并保持在其上运动, 最终趋向于平衡点.

2.1.1 滑模层设计

建立误差跟踪的滑模层 σ 的表达式

$$\sigma = e(t)^{p-1} + K_{p-2}e(t)^{p-2} \cdots + K_0e(t) + K_{-1} \int e(t)dt \quad (4)$$

式中 p 为系统的相对阶次, $e(t)^{p-1}$ 表示 $e(t)$ 的 $p-1$ 阶微分. 式中引入积分项是为了消除使用边界层消抖法时所引起的稳态误差. 通过选取合适的参数 K_i 可以获得期望的系统滑动品质. 由于飞机本体传递函数的相对阶次一般不超过 2 阶, 所以滑模层 σ 可简化为

$$\sigma = \dot{e}(t) + K_0e(t) + K_{-1} \int e(t)dt \quad (5)$$

2.1.2 变结构控制律设计

设计开关控制律, 使得滑动模态存在于滑模面的每一点上, 并且能使滑模面外的任何状态在限定时间内到达滑模面上.

为满足滑动平面的到达条件, 一般变结构控制律如式(6)所示

$$u = \rho \text{sign}(\sigma) \quad (6)$$

通过选择足够大的 ρ , 系统滑动模态的到达性和收敛性就能得到满足. 文献[2-3]中已给出了充分的证明. 为了避免控制系统的抖振问题, 采用“边界层法”对控制信号中的切换函数进行连续化处理. 控制律的形式如式(7)所示

$$u = \rho \text{sat}(\sigma/\epsilon) \quad (7)$$

当控制信号在边界层内工作时, 控制信号经拉斯变换为

$$u = (\rho/\epsilon)(s + K_0 + K_{-1}/s) \quad (8)$$

近似于一个 PID (proportion integration differentiation) 控制器, 因此, 在进行滑模层的设计时, 将其与设计经验丰富的 PID 控制结合起来, 以帮助选取合适的参数 K_i . 大大简化了控制系统的设计过程.

2.2 基于观测器的 MIMO 滑模控制器设计

SMC 控制系统对系统阶次的敏感性较高, 当系统的相对阶次发生改变时, SMC 控制系统的鲁棒性也将消失. 而引入渐近观测器相当于构成了一个“高频旁路回路”如图 1 所示, 大大提高了 SMC 控制系统对未建模动态的鲁棒性^[4].

MIMO 反馈控制系统需要对控制变量进行有效的解耦, 因此需要分别对各个控制变量设计不同速度的观测器以减弱各个控制通道之间的耦合性. 控制结构如图 1 所示.

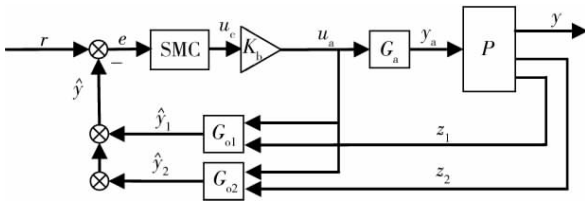


图1 基于观测器的多变量 SMC 控制结构图

Fig. 1 Multiple observer-based SMC control system

控制结构图的相关系统如下所示:

飞机本体线性系统 (P)

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{y}_a \\ \mathbf{y} &= \mathbf{C}_y\mathbf{x} + \mathbf{D}_y\mathbf{y}_a \\ \mathbf{z}_1 &= \mathbf{C}_{z1}\mathbf{x} + \mathbf{D}_{z1}\mathbf{y}_a \\ \mathbf{z}_2 &= \mathbf{C}_{z2}\mathbf{x} + \mathbf{D}_{z2}\mathbf{y}_a\end{aligned}\quad (9)$$

作动器模型 (G_a)

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}}_a &= \mathbf{A}_a\mathbf{x}_a + \mathbf{B}_a\mathbf{K}_b\mathbf{u}_c \\ \mathbf{y}_a &= \mathbf{C}_a\mathbf{x}_a + \mathbf{D}_a\mathbf{K}_b\mathbf{u}_c\end{aligned}\quad (10)$$

观测器 1 (G_{o1})

$$\begin{aligned}\dot{\hat{\mathbf{x}}}_1 &= (\mathbf{A}_{o1} - \mathbf{G}_1\mathbf{C}_{z1})\hat{\mathbf{x}}_1 + \mathbf{B}_{o1}\mathbf{K}_b\mathbf{u}_c + \mathbf{G}_1\mathbf{z}_1 \\ \hat{\mathbf{y}}_1 &= \mathbf{C}_{o1}\hat{\mathbf{x}}_1\end{aligned}\quad (11)$$

观测器 2 (G_{o2})

$$\begin{aligned}\dot{\hat{\mathbf{x}}}_2 &= (\mathbf{A}_{o2} - \mathbf{G}_2\mathbf{C}_{z2})\hat{\mathbf{x}}_2 + \mathbf{B}_{o2}\mathbf{K}_b\mathbf{u}_c + \mathbf{G}_2\mathbf{z}_2 \\ \hat{\mathbf{y}}_2 &= \mathbf{C}_{o2}\hat{\mathbf{x}}_2\end{aligned}\quad (12)$$

一般来说,在加入作动器模型等未建模动态后,系统的相对阶次将发生改变.滑模控制器的鲁棒性也将消失.而在引入合适的渐近观测器并以观测器输出作为 SMC 控制系统的输入信号时,通过对比传递函数 $(\hat{\mathbf{y}}/\mathbf{y}_c)(s)$ 和飞机本体传递函数发现,SMC 控制系统输入信号的相对阶次没有改变.从而在一定程度上保证了控制系统的鲁棒性.

观测器极点的选取是基于观测器的滑模控制器设计中至关重要的一环.如果观测器极点速度过快,将会导致控制系统的抖振和不稳定.如果观测器极点速度过慢,控制系统将会失去对系统参数变化的鲁棒性^[5].下面将提出一种选取观测器极点的方法.

以 F18 战斗机滚转角速度通道传递函数 $\hat{p}/u_{cp}(s)$ 为例来进行说明.如图 2 所示,在加入作动器模型后通过选取不同带宽的观测器并将此时系统的频率特性与飞机本体传递函数的频率特性进行对比,发现引入速度较快的观测器模型后会使整个系统在作动器模型的作用频率处产生较大的相位延迟从而导致控制系统的不稳定.而通过减小观测器极点,发现相位延迟将大幅度的减少.可以通过不断减小观测器的极点,直到系统出现

令人满意的频率特性.通过这种方法,可以帮助选取合适的观测器极点.同时需要注意的是,不能无限制地减小观测器的极点,需要进行折中处理.

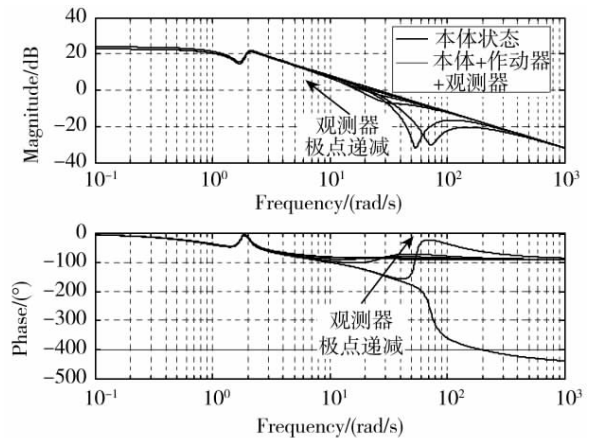
图2 F18 $\hat{p}/u_{cp}(s)$ (不同观测器带宽)频率特性图

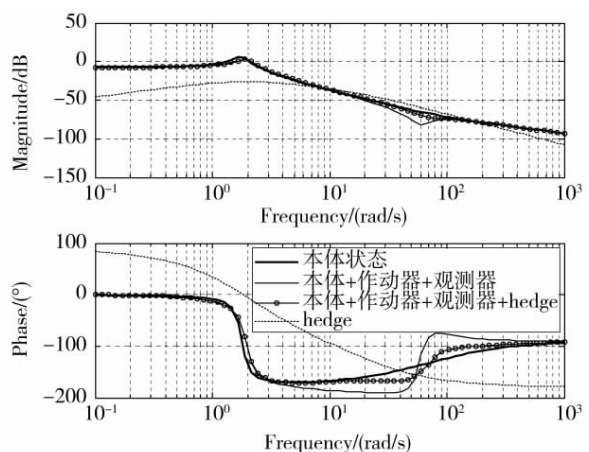
Fig. 2 Bode plots (with various observer poles),

$\hat{p}/u_{cp}(s)$, F18

2.3 Hedge 模型设计

由上文可知,虽然通过降低观测器速度,可以减小系统在衍生未建模动态的相位延迟.但观测器速度不能无限制的减小.观测器速度过小,控制系统将会失去对系统参数变化的鲁棒性.而通过 hedge 模型的引入可以有效地解决上述问题.

以 F18 战斗机的偏航角通道为例进行说明.如图 3 所示,在等同的观测器速度下,通过引入 hedge 模型,系统在衍生动态处的相位延迟进一步缩小,系统的幅频特性曲线也更贴近飞机本体幅频特性曲线,从而进一步证明了 hedge 模型的引入有效地减弱了控制系统对观测器极点的要

图3 F18 $\hat{p}/u_{cp}(s)$ (加入 hedge 模型)频率特性Fig. 3 Bode plots (with hedge model), $\hat{p}/u_{cp}(s)$, F18

求,进一步增加了控制系统对衍生未建模动态的鲁棒性.

hedge 模型设计方法如下^[4-6]:

首先,在系统低频段 hedge 模型的斜率应为 +20 dB/dec;在系统的中频段,即作动器的固有频率处斜率应为 $-20 \times r$ dB/dm, (r 为系统本体传递函数的相对阶次);最后,在高频段的斜率应为 $-20 \times (r+1)$ dB/dm. 由于飞机本体传递函数的相对阶次一般都为 1,因此 hedge 模型可简化为如式(13)所示

$$G_h = \frac{s}{s+a_f} \cdot \frac{b_h}{s^2+a_hs+b_h} \tag{13}$$

3 SMC 控制系统设计过程

基于频域的 SMC 重构控制系统设计如下:

1) 根据线性反馈控制系统设计原理,设计控制系统的控制结构. 并保证未被控制的系统变量保持稳定,无非最小相位 0 点. 同时,如果飞机有冗余操纵面的话,通过“伪逆”控制分配法^[7],将控制系统的控制指令分配到飞机的各个操纵舵面.

2) 为每个控制变量选取合适的滑模层.

使用边界层法后,在边界层内系统的控制律经拉斯变换后有如下表达式:

$$u_c(s) = \frac{\rho}{\epsilon} \sigma = K_\rho \left(s + K_0 + \frac{K_{-1}}{s} \right) e(s) \tag{14}$$

通过选取合适的参数 K_i 可以获得理想的频域特性. 在本步中需要获得 K_ρ 的估计值, K_ρ 的值将会

决定系统的开环截止频率. 因此要通过合适的 K_ρ 值的选取以保证系统有足够的稳定裕度.

3) 当 K_i 和 K_ρ 值确定之后,系统内环的滑动模态便可以通过数值模拟得到验证,并可以在保证滑动模态的条件下,降低 K_ρ 的值. 在近似保持 $\rho/\epsilon = K_\rho$ 的同时,提高 ϵ 的值直到控制信号不再出现明显的信号切换,出现连续的控制信号为止. 此时,作动器模型仍未包括在内.

4) 引入作动器模型,此时控制系统的滑动模态将被破坏. 需要为各个控制变量引入独立的渐近观测器. 而渐近观测器的引入可以降低滑模控制器对系统阶次的敏感性. 并通过保证单位等效反馈开环传递函数的稳定裕度来选取观测器极点. 当引入渐近观测器后,重新得到了控制系统的稳定性.

5) 引入 hedge 模型进一步加强系统的鲁棒性. 为提高整个控制系统的有效性和实用性,对整个控制系统的操纵品质进行评估,引入驾驶员模型. 最后验证整个控制系统的稳定性

4 控制系统设计实例

4.1 系统模型

以文献[8]中提供的 F18 战斗机的横航向模型为例进行无偏航的重构飞行控制系统的设计. 通过对内环滚转角速度的 SMC 控制系统设计,从而完成对其外环滚转角 ϕ 和偏航角 β 的跟踪控制^[9]. 其数学模型和作动器模型如表 1 所示.

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} -0.166 & 0.0629 & -0.9971 \\ -12.97 & -1.761 & 0.5083 \\ 3.191 & -0.01417 & -0.1529 \end{bmatrix}$$

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} -0.0142 & -0.00686 & 0.01851 & 0 & 0.005817 \\ 14.38 & 16.76 & 1.316 & 0.7007 & 0.0402 \\ 0.3389 & -0.385 & -1.051 & -0.00475 & -0.5511 \end{bmatrix}$$

表 1 作动器模型
Table 1 Actuator models

Actuator	Differential tail	Aileron	Rudder	Roll thrust vector	Yaw thrust vector
ω_n	30	75	72	20	20
ϵ	0.707	0.59	0.69	0.60	0.60
Position limit/(°)	±17.5	±27.5	±30	±30	±30
Rate limit/(°/s)	±60	±100	±100	±60	±60

注:作动器传递函数 $G_{act}(s) = \omega_n^2/(s^2 + 2\epsilon\omega_n + \omega_n^2)$

6) 驾驶员模型的选取. 由于目标飞行为无侧滑飞行, 因此只需要为滚转角通道设计驾驶员模

型. 选取简化补偿控制驾驶员模型^[11-12]. 具体结构如图 6 所示.

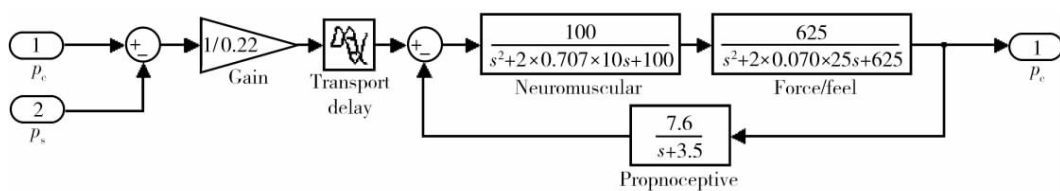


图 6 滚转角通道驾驶员模型

Fig. 6 Pilot model of roll angle channel

4.3 仿真结果

为验证所设计的重构控制系统对飞机损伤的鲁棒性, 假定系统的损伤发生在 $t = 20\text{ s}$ 处, 飞机的损伤定义如下:

- 1) 飞机的气动参数突变 (A 阵突变为原来的 2 倍), 舵面操纵效能下降 (B 阵突变为原来的 0.5 倍).
- 2) 除方向舵外的所有作动器的偏转速度和偏转极限下降 50%.
- 3) 方向舵在 0° 处卡死.
- 4) 作动器模型均有 50 ms 的延迟.

控制系统跟踪仿真结果如图 7 所示, 其中 ϕ_c , β_c 为目标输出, ϕ , β 为实际输出.

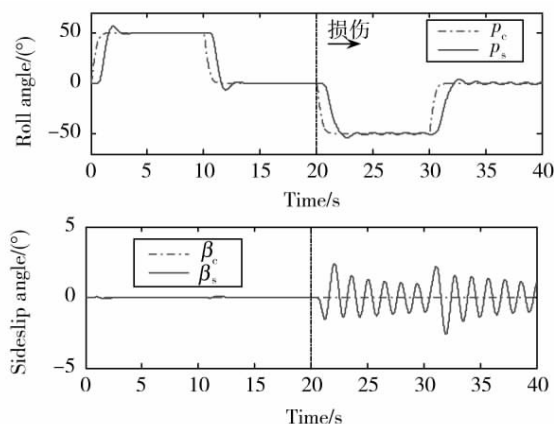


图 7 滚转角 ϕ , 偏航角 β 的 SMC 控制跟踪曲线

Fig. 7 Roll angle and sideslip angle SMC tracking curves

为表现滑模重构控制器对系统损伤的优良鲁棒性, 设计传统控制器与之对比. 传统前馈补偿控制器设计如

$$\frac{u_{cp}}{e_p} = \frac{5.0(s^2 + 3s + 2.25)}{s^2 + 0.5s} \quad (18)$$

$$\frac{u_{c\beta}}{e_\beta} = \frac{60(s^2 + 0.9s + 0.2)}{s^2 + 20s} \quad (19)$$

如图 7 中所示, SMC 重构控制系统的控制效果相当好, 并对 MIMO 控制系统进行了有效的解耦, 且在飞机发生损伤后, 尽管控制系统的控制效果有所下降但整个控制系统仍保持稳定, 而跟踪曲线的延迟也基本是由驾驶员模型所产生的. 通过与图 8 进行对比可以发现, 与 SMC 重构控制系统相比, 传统的补偿控制方法虽然在飞机损伤发生前跟踪效果良好, 但仍存在控制变量耦合性较强的问题, 滚转角通道与偏航角通道的耦合十分明显, 且在系统损伤发生后, 系统迅速失稳. 由此可以看出 SMC 重构控制系统的优越性.

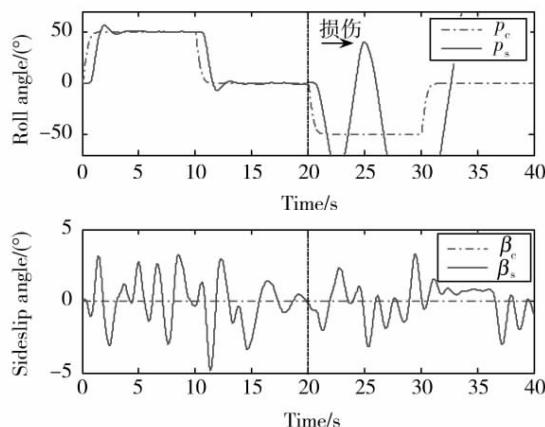


图 8 滚转角 ϕ , 偏航角 β 的经典控制跟踪曲线

Fig. 8 Roll angle and sideslip angle classical control tracking curves

5 结 论

本文基于滑模变结构控制方法, 在飞机翼面或舵面受到损伤的情况下, 提出一种为保证飞行安全的 MIMO 重构控制系统的设计方法. 设计方法优势如下:

- 1) 将滑模层设计与 PID 控制器设计相结合, 简化了基于频域的滑模控制器的设计.

2) 利用渐近观测器和 hedge 模型,降低了变结构控制系统对衍生未建模动态的敏感性。

3) 考虑作动器模型的输出饱和限制,引入驾驶员模型,使重构控制系统设计方法变得更为有效和实用。

仿真结果表明该重构控制系统设计过程简单、系统性能良好。

参考文献:

- [1] 张明涛,安锦文,李中健. 重构飞行控制技术研究综述[J]. 飞行力学,2009,27(2):7-10.
ZHANG Mingtao, AN Jinwen, LI Zhongjian. Survey of reconfigurable flight control[J]. Flight Dynamics,2009,27(2):7-10. (in Chinense)
- [2] 高为炳. 变结构控制理论基础[M]. 北京:中国科学技术出版社,1990.
- [3] 姚琼荃,黄继起,吴汉松. 变结构控制系统[M]. 重庆:重庆出版社,1997.
- [4] Wells S R, Hess R A. Multi-input/multi-output sliding mode control for a tailless fighter aircraft[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics,2003,26(3):463-173.
- [5] David K Y, Vadim I U. A control engineer's guide to sliding mode control[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology,1999,7(3):328-342.
- [6] Ronald A H, Gianluca C. An example of flight control system design for inherent damage tolerance [R]. AIAA-2008-7432,2008.
- [7] Anthony B P, Marc L S. A closed-loop comparison of control allocation methods[R]. AIAA-2000-4538,2000.
- [8] Snell S A. Decoupling control design with application to flight[J]. Journal of Guidance, Navigation, and Control, 1997,21(6):1141-1148.
- [9] Shtessel Y B, Buffington J M, Banda S S. Multiple timescale flight control using reconfigurable sliding modes[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1999,22(6):873-883.
- [10] Seshagiri S, Promtun E. Sliding mode control of F-16 longitudinal dynamics[C]// Proceedings of American Control Conference, Seattle, WA:IEEE,2008,1770-1775.
- [11] 胡兆丰. 人机系统和飞行质量[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,1994.
- [12] Hess R A. United theory for aircraft handling qualities and adverse aircraft:pilot coupling[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics,1997,20(6):1141-1148.