

# 基于自抗扰控制的机翼受损飞机姿态控制器设计

胡海燕<sup>1</sup>, 温阳<sup>2</sup>, 杨凌宇<sup>3</sup>, 徐敏<sup>1</sup>

(1. 西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072;

2. 北京航天微系统研究所, 北京 100094;

3. 北京航空航天大学 自动化科学与电气工程学院, 北京 100191)

**摘要:** 飞机结构受损会导致飞机质量、重心和气动特性发生突变、对称性破坏以及较强的运动耦合, 严重影响飞行安全。以机翼受损飞机为研究对象, 采用质量微元法建立重心偏移飞机的动力学模型, 分析其动态特性, 并设计了基于自抗扰控制的姿态控制器。仿真结果表明, 自抗扰控制器表现出良好的控制性能, 针对突然受损情况设计的控制器具有较强的鲁棒性, 能实时补偿结构受损引起的干扰力矩, 快速准确地跟踪控制指令。

**关键词:** 机翼受损; 飞行器建模; 自抗扰控制; 扩张状态观测器

中图分类号: V249.1

文献标识码: A

文章编号: 1002-0853(2013)03-0239-05

## Design of attitude controller based on active disturbance rejection control for structural damaged aircraft

HU Hai-yan<sup>1</sup>, WEN Yang<sup>2</sup>, YANG Ling-yu<sup>3</sup>, XU Min<sup>1</sup>

(1. College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Beijing Institute of Aerospace Microsystems, Beijing 100094, China;

3. School of Automation Science and Electrical Engineering, BUAA, Beijing 100191, China)

**Abstract:** Structural damage will cause a mutation of aircraft's quality, center of gravity (CG) and aerodynamic characteristics, as well as the destruction of symmetry and strong coupling, which affects flight safety seriously. In this paper, assuming an aircraft's right wing partially damaged, the dynamic model of the CG shifted aircraft is established using micro-element method. The aerodynamic characteristics are analyzed. Non-linear extended state observer is designed based on active disturbance rejection control (ADRC). The simulation result shows that ADRC has good control performance. For sudden damage situation, the controller has strong robustness. The disturbing moments caused by structural damage are compensated in real-time, and the aircraft tracks the control commands quickly and accurately.

**Key words:** structural damage; aircraft modeling; active disturbance rejection control; extended state observer

## 0 引言

航空安全关注飞机安全性和可靠性的各个方面, 其中结构受损是飞机失控的一个重要原因, 严重影响飞行安全。据波音公司统计, 1998~2007年间, 由于飞机失控已造成超过2051人死亡<sup>[1]</sup>, 可以看出结构受损对飞行安全的严重威胁。但不是所有的结构受损都会导致飞机失控: 1989年美国232号航班爱荷华飞行事故说明, 在一定的条件下, 利用推力系统可以受限控制结构受损的飞机, 这次事故也

促进了NASA对飞行器推力控制的研究<sup>[2]</sup>; 2003年DHL一架A300-4B飞机在伊拉克受到低空导弹攻击, 左机翼严重受损并由于液压系统故障导致飞机操纵面完全失效, 最终飞行员通过发动机控制飞机迫降成功<sup>[3]</sup>。因此, 如果能够设计具有较强鲁棒性的控制器, 当飞机出现结构受损时能防止飞机失控, 并保证飞机出现故障后仍具有一定的飞行性能, 就可以降低事故发生率, 提高飞行安全。

本文以某型飞翼布局飞机为研究对象, 针对机

收稿日期: 2012-12-17; 修订日期: 2013-02-21; 网络出版时间: 2013-04-09 09:58

作者简介: 胡海燕(1974-), 女, 山东济宁人, 高级工程师, 博士研究生, 研究方向为飞行器控制。

翼部分受损这一工程实际问题,建立受损动力学模型;然后在对抗抗控制技术研究的基础上,提出飞行控制方案,保证飞机机翼受损瞬间不发生失控,从而达到提高飞机整体安全性的目的,为解决工程实际问题提供必要的理论依据。

## 1 受损飞机模型概述

飞翼布局飞机的结构布局如图1所示<sup>[4]</sup>。为了精确计算右侧机翼受损对飞机重量、重心及转动惯量的影响,根据飞机几何参数,利用CATIA软件模拟飞机的材质建立飞机模型。本文采用CFD方法对正常飞机和右侧机翼受损15%的模型进行了气动数据计算,其中受损百分比定义为相对于半展长的受损程度。分析发现与正常飞机相比,该飞机发生了较大变化:纵横向静稳定性降低、气动特性呈现强烈的非线性、纵横向气动耦合强以及操纵机构的功能冗余使飞机气动效应更加复杂<sup>[5]</sup>。

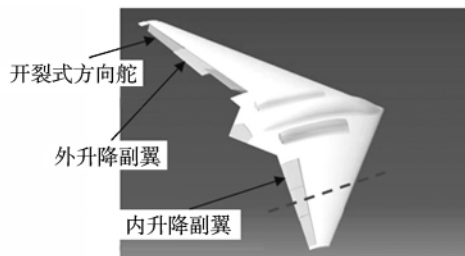


图1 飞翼布局飞机模型图

Fig. 1 Model of flying wing aircraft

## 2 动态特性分析

由于飞机机翼受损使飞机的重心发生偏移,因此,建立机体坐标系的方法有两种:一种是将飞机受损后的重心选取为坐标原点建立机体坐标系;另一种是将飞机原先的重心选为坐标原点建立机体坐标系。本文以第二种方法建立机体坐标系,采用质量微元法推导结构受损后的动力学模型,具体微元模型和动力学方程见文献[6]。

### 2.1 气动特性分析

结构受损后,飞机的气动特性发生明显变化,纵横向耦合现象尤为明显。在正常无侧滑情况下,由于飞机具有对称性,左右机翼提供的升力相等,滚转力矩与迎角无关;而对于右侧机翼受损的飞机,右侧机翼提供的升力下降,导致左右机翼升力不平衡,同时左右机翼的滚转力矩力臂也不相等,从而出现正向滚转力矩。图2为无侧滑情况下,飞机右机翼受损程度分别为15%、30%和45%情况下滚转力矩系数随迎角 $\alpha$ 的变化关系。可以看出,随着迎角和受

损程度的增加,由于飞机不对称性产生的滚转力矩也随之增大。

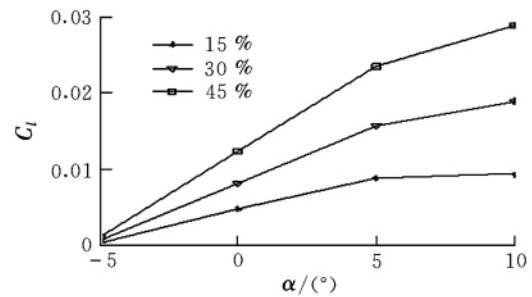


图2 滚转力矩系数随迎角变化曲线

Fig. 2 Curve of the rolling moment coefficient vs AOA

在正常无侧滑情况下,由于飞机的对称性,偏航力矩与迎角无关;对于右侧机翼受损的飞机,右侧机翼受到的空气阻力下降,导致左右机翼阻力不平衡,同时左右机翼的偏航力矩力臂也不相等,从而出现负向偏航力矩。图3为无侧滑情况下,飞机右机翼受损程度分别为15%、30%和45%情况下偏航力矩系数随迎角的变化关系,可见随着迎角和受损程度的增加,负向偏航力矩也随之增大。

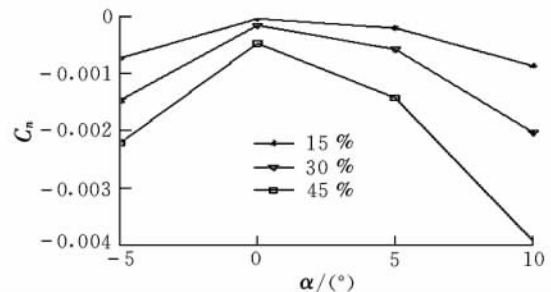


图3 偏航力矩系数随迎角变化曲线

Fig. 3 Curve of the yawing moment coefficient vs AOA

经分析,飞机右侧机翼受损导致飞机的气动系数、舵面效率系数以及动导数发生了明显的变化,并且对飞机的静稳定性产生了不同程度的影响。

### 2.2 稳定性分析

对正常和右侧机翼受损15%的飞机模型进行扰动仿真验证。正常和受损飞机均设置在初始配平位置,在各自的平衡状态,分别给内升降副翼加入 $\Delta\delta_a = -1^\circ$ 扰动,观察飞机各个状态量随时间的响应,如图4所示。

由图4可知,对于正常飞机,纵向的扰动输入对飞机的横侧向运动没有产生任何影响。而对于结构受损飞机,除舵面扰动引起的纵向长短周期运动外,其横侧向状态也发生了明显的变化,这是由结构受损带来的纵横向耦合产生的。

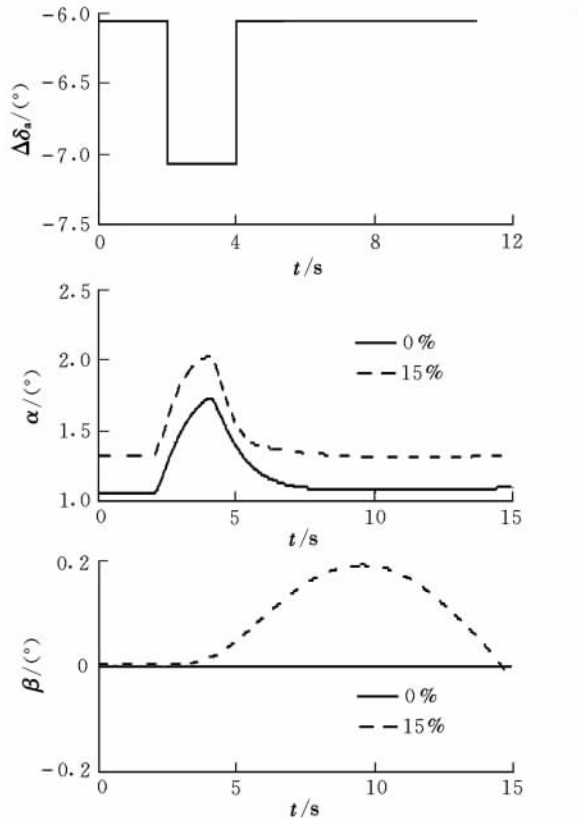


图4 扰动状态响应

Fig. 4 Response of disturbance

### 3 基于自抗扰技术的姿态控制器设计

传统的PID控制技术存在固有的缺陷,如误差的计算方法、微分环节对干扰噪声的放大和积分环节引入的系统滞后或振荡等。自抗扰控制技术吸收现代控制理论成果,通过引入一系列的非线性环节克服了上述缺陷<sup>[7]</sup>。当控制对象存在内部扰动(如系统噪声、未建模动态)以及受到外部干扰时,自抗扰控制器能够实时估计这些扰动并且进行补偿,该特性对于机翼受损飞机的控制器设计特别适合。

本文采用图5所示的姿态控制器,根据系统的姿态角输出 $y$ 和控制输入 $u$ ,通过扩张状态观测器对系统干扰进行观测和补偿。该控制器不但可以实现结构受损飞机的三轴姿态的解耦控制,而且可以补偿由于结构受损带来的干扰力矩。

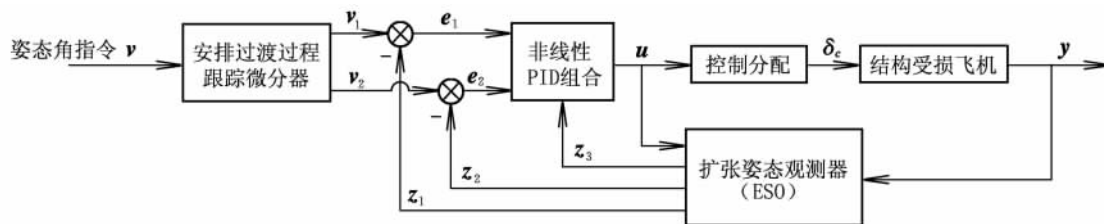


图5 基于扩张状态观测器的姿态控制器

Fig. 5 Attitude controller based on extended state observer

定义飞机的姿态角为 $x$ ,姿态角速度为 $\omega$ ,则飞机的转动运动学关系可写为<sup>[8]</sup>:

$$\dot{x} = T(x)\omega \quad (1)$$

其中:

$$x = [\phi \ \theta \ \psi]^T, \omega = [p \ q \ r]^T$$

$$T(x) = \begin{bmatrix} 1 & \sin\phi \tan\theta & \cos\phi \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \frac{\sin\phi}{\cos\theta} & \frac{\cos\phi}{\cos\theta} \end{bmatrix}$$

将式(1)对时间进行求导,可得:

$$\ddot{x} = \frac{dT(x)}{dt}\omega + T(x)\dot{\omega} \quad (2)$$

将式(2)中的 $\dot{\omega}$ 用式 $\dot{\omega} = f(\omega, \Delta I, \Delta M) + I_0^{-1}M_0$ 替换可得:

$$\ddot{x} = \frac{dT(x)}{dt}\omega + T(x)f(\omega, \Delta I, \Delta M) + T(x)I_0^{-1}M_0 \quad (3)$$

其中:

$$I = \begin{bmatrix} I_x + \Delta I_x & -\Delta I_{xy} & -(I_{xz} + \Delta I_{xz}) \\ -\Delta I_{xy} & I_y + \Delta I_y & -\Delta I_{yz} \\ -(I_{xz} + \Delta I_{xz}) & -\Delta I_{yz} & I_z + \Delta I_z \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$I_0 = \begin{bmatrix} I_x & 0 & -I_{xz} \\ 0 & I_y & 0 \\ -I_{xz} & 0 & I_z \end{bmatrix}$$

$$\Delta I = \begin{bmatrix} \Delta I_x & -\Delta I_{xy} & -\Delta I_{xz} \\ -\Delta I_{xy} & \Delta I_y & -\Delta I_{yz} \\ -\Delta I_{xz} & -\Delta I_{yz} & \Delta I_z \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中 $I$ 为结构受损飞机相对于机体坐标系 $Oxyz$ 的转动惯量矩阵; $M_0$ 和 $\Delta M$ 分别为正常飞机的各轴合外力矩和受损飞机相对正常飞机的力矩增量。

由式(1)可将 $\omega$ 表示为 $x$ 与 $\dot{x}$ 的函数:

$$\omega = T^{-1}(x)\dot{x} \quad (6)$$

将式(6)代入式(3)可得:

$$\ddot{x} = \frac{dT(x)}{dt}T^{-1}(x)\dot{x} + T(x)I_0^{-1}M_0 + T(x)f(T^{-1}(x)\dot{x}, \Delta I, \Delta M) \quad (7)$$

定义

$$g(x, \dot{x}, \Delta I, \Delta M) = \frac{dT(x)}{dt} T^{-1}(x) \dot{x} + T(x) f(T^{-1}(x) \dot{x}, \Delta I, \Delta M)$$

$$u = T(x) I_0^{-1} M_0$$

则

$$\ddot{x} = g(x, \dot{x}, \Delta I, \Delta M) + u \tag{8}$$

飞机的姿态角方程可表示为二阶非线性系统:

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= g(x_1, x_2, \Delta I, \Delta M) + u \\ y &= x_1 \end{aligned} \right\} \tag{9}$$

记

$$g(x_1, x_2, \Delta I, \Delta M) = [g_1, g_2, g_3]^T \tag{10}$$

$$u = [u_1, u_2, u_3]^T \tag{11}$$

分别为对俯仰、滚转、偏航三个通道独立设计的扩张状态观测器,用于估计扰动项  $g_1, g_2, g_3$ , 则干扰补偿输入(即三通道姿态角加速度的观测值)为:

$$\left. \begin{aligned} z_1 &= \hat{y} \\ z_2 &= \hat{\dot{y}} \\ z_3 &= [\hat{g}_1, \hat{g}_2, \hat{g}_3]^T \end{aligned} \right\} \tag{12}$$

式中  $\hat{g}_1, \hat{g}_2, \hat{g}_3$  分别表示扩张状态观测器三通道加速度的观测值。当控制输入为  $u = u_0 - z_3$  时,关于姿态角的二阶非线性系统转化成二阶重积分串联系统

$$\ddot{x} = u_0 \tag{13}$$

式中  $u_0$  为非线性 PID 的组合控制输出。

### 4 仿真验证

假设正常飞机在配平状态下水平直线飞行,右侧机翼突然受损,观察飞机是否在受损后能够及时准确地跟踪控制指令,实现姿态的调节。

仿真共进行 30 s,指令序列如下:

- (1) 第 0 ~ 3 s 水平直线飞行;
- (2) 第 3 s 飞机受损,进行控制对象的切换;
- (3) 第 12 s 加入 3° 的滚转指令;
- (4) 第 15 s 加入 3° 的俯仰指令;
- (5) 第 18 s 加入 3° 的偏航指令。

飞机在受损瞬间与其后的姿态控制响应如图 6 所示。可以看出,由于扩张状态观测器对干扰力矩进行了很好的估计并予以补偿,因此在受损瞬间飞机的姿态基本没有发生改变,达到了很好的控制效果,这体现了自抗扰控制器的强鲁棒性以及独立性。同时,在结构受损后,自抗扰控制器能够实现姿态控制指令的精确跟踪,这也表明了自抗扰控制器良好的控制能力。

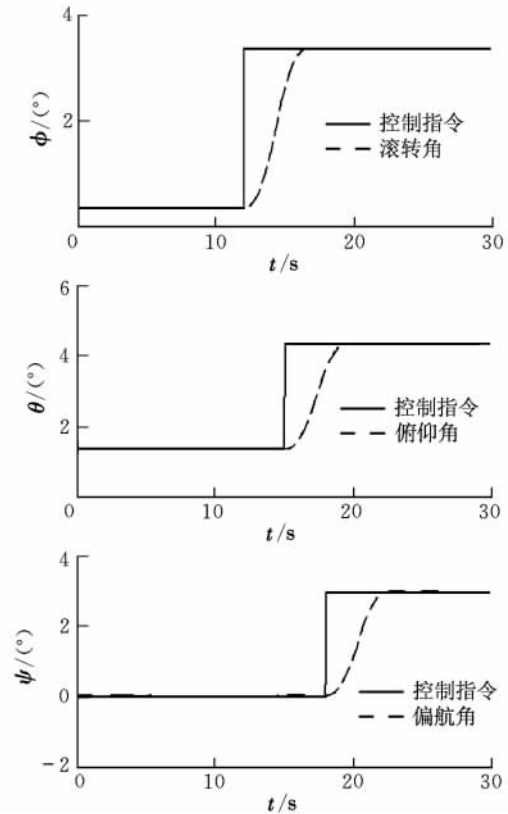


图 6 姿态控制响应

Fig. 6 Attitude control response

图 7 和图 8 为受损瞬间及受损后扩张状态观测器对飞机姿态角速度和姿态角加速度的观测值。

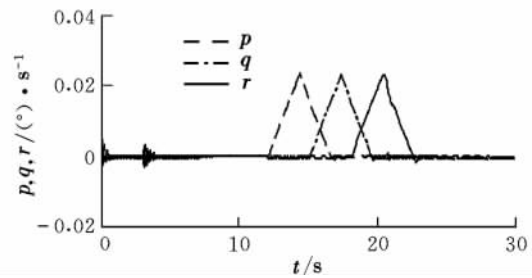


图 7 扩张状态观测器  $z_2$  对姿态角速度的观测值

Fig. 7 Observed value of attitude angle rate based on  $z_2$

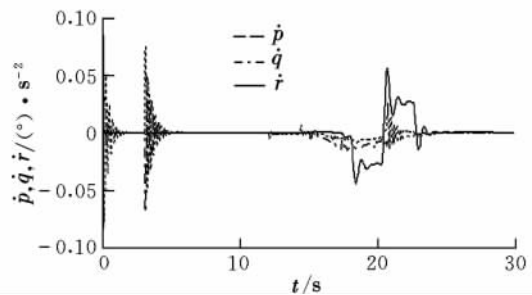


图 8 扩张状态观测器  $z_3$  对姿态角加速度的观测值

Fig. 8 Observed value of attitude angle acceleration based on  $z_3$

从图 7 和图 8 可以发现,在受损瞬间扩张状态

观测器对姿态角变化率与其加速度进行了很好的估计。虽然滚转角加速度和俯仰角加速度都出现非常剧烈的变化,但是扩张状态观测器仍然能够实现精确观测,这是保证飞机姿态发生微小变化,防止其进入失控状态的重要原因,并且在随后的姿态控制响应中同样实现了对姿态角加速度的精确估计,从中可以看出扩张状态观测器具有很强的观测能力。

图9为飞机结构受损瞬间与之后姿态控制过程中的舵面偏转情况。

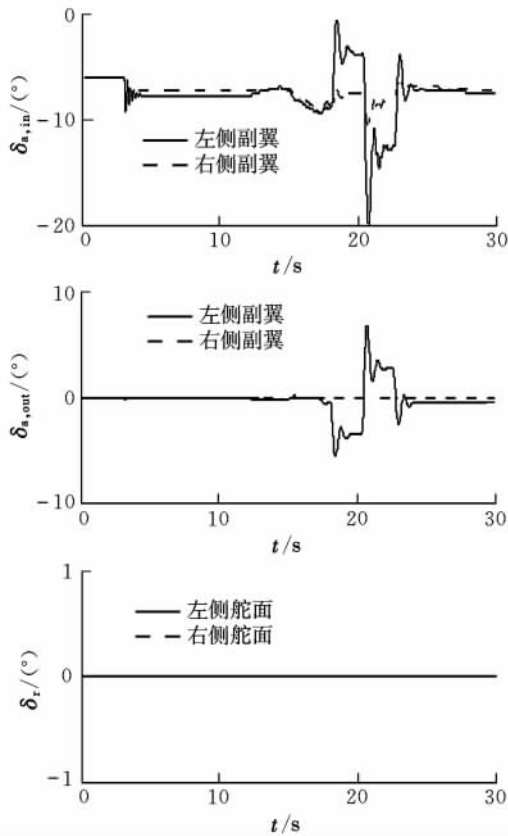


图9 舵面偏转曲线

Fig. 9 Response of rudder deflection

从图9可以看出,受损瞬间飞机的操纵舵面发生偏转用于补偿受损引起的干扰力矩,这使得飞机的舵面剩余偏转能力下降,飞行性能变弱。在姿态控制过程中,由于右外升降副翼和方向舵受损,偏转量始终为0,但是其余舵面能够产生相应的控制力矩,很好地体现了飞翼布局飞机多操纵面的冗余特性。

根据以上仿真结果可以看出,以扩张状态观测器为核心的自抗扰控制器进行干扰力矩观测和补偿控制,实现了结构受损飞机的姿态指令跟踪,达到了很好的控制效果。无论是在飞机受损瞬间控制还是在三轴姿态控制中,扩张状态观测器都能够对干扰力矩及时估计和补偿,从而体现了自抗扰控制器的强鲁棒性,同时不依赖于控制对象的传递函数,也体

现了自抗扰控制器的广泛适用性。

## 5 结束语

本文以某型飞翼布局机翼受损飞机为对象,在动态特性分析的基础上,设计了机翼受损飞机的非线性姿态控制器并进行了仿真分析。仿真结果表明,所设计的控制器具有较强的鲁棒性,满足实时性的要求,能够快速准确地跟踪控制指令,及时补偿结构受损引起的干扰力矩。

本文仅针对机翼受损单一故障情况进行了姿态控制器设计,由于飞机出现故障的随机性比较大,如平尾受损、方向舵受损等,因此在后续的研究工作中,还需要针对其它故障设计相应的控制器,并考虑飞机受损后的安全着陆问题。

### 参考文献:

- [1] Croft J. Getting control of LOC [EB/OL]. [2013-02-10]. <http://www.flightglobal.com/articles/2009/01/27/321563/getting-control-of-loc.htm>.
- [2] Ouellette J. Flight dynamics and maneuver loads on a commercial aircraft with discrete source damage [D]. Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University 2010.
- [3] Lemaignan B. Flying with no flight controls: handling qualities analyses of the Baghdad event [R]. AIAA-2005-5907 2005.
- [4] 马超,李林,王立新. 大展弦比飞翼布局飞机新型操纵面设计 [J]. 北京航空航天大学学报, 2007, 33(2): 149-153.
- [5] 钟友武. 先进布局飞机非线性容错飞行控制方法研究 [D]. 北京: 北京航空航天大学 2010.
- [6] 吴森堂,费玉华. 飞行控制系统 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社 2005.
- [7] 韩京清. 自抗扰控制技术 [M]. 北京: 国防工业出版社 2008.
- [8] Bacon B J, Gregory I M. General equations of motion for a damaged asymmetric aircraft [C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibition, South Carolina 2007.

(编辑: 李怡)