

舰载机纵向容错着舰系统设计

朱齐丹, 孟雪[†]

(哈尔滨工程大学 自动化学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 通常发生的舰载机着舰事故中, 大多数是由于舰载机纵向航迹控制不好导致的, 而造成航迹控制性能下降的最主要因素是航母运动、舰尾流扰动和执行器故障。针对这些特殊情况, 提出了一种容错控制方法, 应用在纵向着舰系统中。首先采用基于非线性动态逆的滑模控制方法抑制舰尾流扰动影响, 然后在此基础上, 加入径向基神经网络, 利用其对非线性项的万能逼近特性, 来补偿执行器故障情况下造成的系统故障, 进一步保证了舰载机对理想下滑道的精确跟踪, 最后, 加入不同类型的执行器故障对此方法进行测试。仿真结果表明, 所设计的纵向容错着舰系统不仅具有较强的鲁棒性和容错能力, 而且提高了舰载机着舰航迹控制精度。

关键词: 航迹跟踪; 执行器故障; 滑模控制; 径向基神经网络

中图分类号: V249.122

文献标识码: A

Fault tolerant control for longitudinal carrier landing system with application to aircraft

ZHU Qi-dan, MENG Xue[†]

(College of Automation, Harbin Engineering University, Harbin Heilongjiang 150001, China)

Abstract: Most of the accidents have occurred during the carrier landing phase, which are caused by poor longitudinal flight path control of aircraft, while the major factors leading to performance degradation are carrier motion, airwake disturbance and actuator faults. Aimed at these special circumstances, a fault-tolerant control method is proposed to apply in the design of longitudinal carrier landing system. First, the airwake disturbance is inhibited by the sliding mode control method based on nonlinear dynamic inverse. Then the radial basis functions neural network is added and compensated the systematic faults which are caused by the actuator faults through its universal approximation ability of nonlinear term. So the fault tolerant method achieves that the aircraft tracks the desired flight path precisely, and is tested with different types of actuator faults. Finally, the simulation results show that the design of fault-tolerant longitudinal carrier landing system has strong robustness and fault tolerant ability. The system improves the control precision of aircraft landing trajectory.

Key words: trajectory following; actuators fault; sliding mode control; radial basis functions neural network

1 引言(Introduction)

自从舰载机诞生以来, 着舰控制一直是重要的研究课题, 而在着舰过程有限的时间和空间内, 调整舰载机性能保证降落在极小的安全区域是着舰控制的技术难点。通常状况下, 传统的舰载机自动着舰系统(automatic carrier landing system, ACLS)可以保证着舰成功, 但在空战中, 飞行条件比较复杂, 动压变化剧烈, 飞机容易受到战斗损伤, 发生部件故障, 如执行器、传感器、发动机或系统故障, 从而彻底改变舰载机系统的行为, 导致飞行性能下降, 甚至不稳定, 如果不

及时进行正确有效的容错处理, 很大程度上会造成人员和财产的损失, 后果严重。据统计, 在1980年1月到2001年5月, 这20年中获得的所有与着舰进场有关的事故数据中, 共报告了144起事故。对任何与进场任务不直接相关的事故进行排除后, 共有98起, 其中推进系统故障是10起, 其他系统故障占20起。2010年5月18日, 东海舰队孔自武, 驾驶直升机着舰时, 遭遇右侧发动机故障, 最终经过3次单发迫降才获得成功, 避免了重大安全事故的发生, 2013年7月11日, 美国海军X-47B无人机在第3次尝试着舰中遭遇计算机故障,

收稿日期: 2016-06-17; 录用日期: 2017-05-09.

[†]通信作者. E-mail: innosent@126.com; Tel.: +86 18945091586.

本文责任编辑: 高会军.

国家自然科学基金项目(61304060), 国家国际科技合作专项项目(2013DFR10030), 中央高校基本科研业务费专项资金项目(HEUCF041307, HEUCFX41304)资助.

Supported by National Natural Science Foundation of China (61304060), International Science and Technology Cooperation Program of China (2013DFR10030) and Fundamental Research Funds for the Central Universities (HEUCF041307, HEUCFX41304).

不得已取消试飞计划,随后,返回陆地基地.2016年4月27日,飞行员张超在驾驶舰载机进行陆基模拟着舰时,突发电传故障,推杆无效,被迫跳伞,壮烈牺牲.

为了提高舰载机应对各种故障的能力以保障飞行安全,需要采取更为有效的控制策略,即容错控制.通过容错控制可以使舰载机在发生故障、性能降低的情况下,仍可以继续安全地飞行或降落,避免空难事故的发生.经过几十年的发展,基于现代控制理论的容错控制技术取得了一些成果,但是随着对象复杂程度和飞行任务难度的提高,迫切需要引入基于非线性控制、智能控制等先进控制技术的容错控制方法.文献[1]利用线性矩阵不等式方法和自适应方法处理执行器故障下的飞行跟踪控制,文献[2]提出了基于多模型自适应容错重构控制的策略,使得系统具有鲁棒性,文献[3]使用自适应结合滑模控制(sliding mode control, SMC)设计了一类飞行器的容错重构控制,文献[4]对飞行控制系统,基于SMC技术设计了模型跟踪控制器,取得了较好的效果,智能控制技术中的神经网络和模糊逻辑^[5-7]也已经被广泛引入非线性控制,在容错控制中有很大的发展前景.

目前,容错控制方法在飞机自动着陆方面有一定的研究结果,文献[8]利用递归小波Elman神经网络设计飞机控制系统,保证商用飞机在遭受严重风扰动和故障时能够成功自动着陆.这种递归小波Elman神经网络方法相比于传统的神经网络最大的优点就是它的实时学习能力.通过仿真证明基于该方法的控制系统具有更好的性能.文献[9]通过一种时间延迟控制方法来应对控制舵面损伤带来的无人机(unmanned aerial vehicle, UAV)性能下降,以保证安全着陆.文献[10]提出了一种神经网络辅助的滑模控制器,同时利用冗余舵面增强控制器处理故障的能力,实现了处理大故障下的着陆要求,扩大了容错范围.文献[11]应用自适应模糊控制策略解决了着陆过程中遇到的舵面故障以及风扰动问题,与神经网络辅助的基础航迹跟踪控制器相比容错能力更强.

着舰任务比着陆任务艰难,因此对舰载机容错控制系统性能要求更加严格,导致在该方面的容错控制研究非常少, Marc L. Steinberg和Anthony B. Page^[12]针对不同故障及不同工况下的自动着舰问题,比较了6种不同的智能和自适应控制方法,并进行了仿真验证,但是文中所有故障情况都是在配平状态中加入的,并没有考虑系统恢复时间长短对最后的着舰效果的影响.但是实际着舰过程中故障是随机发生的,恢复时间越短,对着舰安全越有保证.另外发动机故障也是着舰常遇到的问题,甄子洋、姬猛等人发明了一种双发舰载飞机单发停车的安全着舰控制方法,是以小扰动线性状态方程为被控对象,并在正常双发飞机飞行状态的基础上,增加常值干扰,模拟单发失效情况

下的飞行状态,采用了传统PID方法进行控制律重构,并验证了该方法具有一定的抗侧风能力^[13].在着舰阶段,舰载机的动态模型具有显著的非线性,基于线性小扰动方程的线性系统设计方法已经难于满足实际系统设计要求.

本文参考上述研究成果,针对舰载机遭遇水平尾翼和发动机故障的着舰问题,提出了一种结合基于非线性动态逆(nonlinear dynamic inverse, NDI)的SMC和径向基神经网络(radial basis function neural network, RBFNN)的容错控制方法,来优化纵向自动着舰系统性能.该方法最大的优点就是能够有效快速地处理常值和时变的执行器故障引起的舰载机系统的故障,使舰载机保持可接受的着舰状态,确保飞行安全.本文旨在为舰载机多故障自动着舰提供一种解决方案.

本文的结构如下:第2节描述了舰载机着舰问题,包括舰载机的非线性模型、航母运动模型及舰尾流模型、及着舰性能安全指标;第3节设计了基于NDI的SMC和RBFNN结合的容错控制方法,并应用于纵向着舰控制系统;第4节给出仿真实验的设计以及仿真结果,验证了设计方法的有效性;第5节给出本文的结论.

2 着舰问题描述(Landing problem formulation)

着舰过程,并不是传统意义上的舰载机的飞行,而是一个包含多个协调的,相互作用子系统的综合模型^[14],涉及舰载机自身动力特性、航迹跟踪、着舰环境分析等多个技术环节.大量研究表明,舰尾流是在舰尾附近干扰舰载机着舰下滑的主要影响因素.为了深入分析着舰相关技术,本文首先建立了舰载机数学模型、航母运动模型、舰尾流模型,同时给出了美国海军着舰性能指标.

2.1 飞机模型(Aircraft model)

本文只研究舰载机纵向航迹控制问题,因此,建立舰载机的纵向非线性数学模型,如下^[15]:

$$\dot{V} = -\frac{1}{m}D + \frac{T}{m} \cos \alpha + g(\cos \theta \sin \alpha - \sin \theta \cos \alpha), \quad (1)$$

$$\dot{\alpha} = -\frac{1}{mV}L + q - \frac{T \sin \alpha}{mV} + \frac{g}{V}(\cos \theta \cos \alpha + \sin \alpha \sin \theta), \quad (2)$$

$$\dot{\theta} = q, \quad (3)$$

$$\dot{q} = \frac{M}{I_{yy}}, \quad (4)$$

$$\dot{H} = -V \cos \alpha \sin \theta + V \sin \alpha \cos \theta, \quad (5)$$

式中: V 为空速; D 为阻力; T 为推力; m 为质量; g 为重力加速度; α 为迎角; L 为升力; q 为俯仰角速率; θ 为

俯仰角; M 为俯仰力矩; I_{yy} 为绕俯仰轴转动惯量; H 为舰载机高度。

2.2 航母运动模型(Carrier motion model)

航母行驶在具有一定运动模态的海浪中, 不可避免地产生运动, 这种舰体摇晃对舰载机下滑着舰产生较大的影响。实际的航母运动是一个复杂的随机过程, 无法用确定性函数来描述, 但在给定条件下仍有近似拟合的可能。本文参考美国 AD 报告 AD-7435209 对典型航速下的母舰运动采用正弦函数组合的方式进行模拟并得出如图 1 的仿真曲线。

纵摇运动:

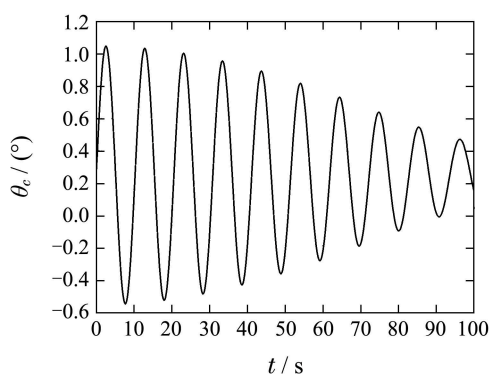
$$\theta_c = 0.5 \sin(0.6t) + 0.3 \sin(0.63t) + 0.25, \quad (6)$$

其中 θ_c 是舰体俯仰运动产生的俯仰角。

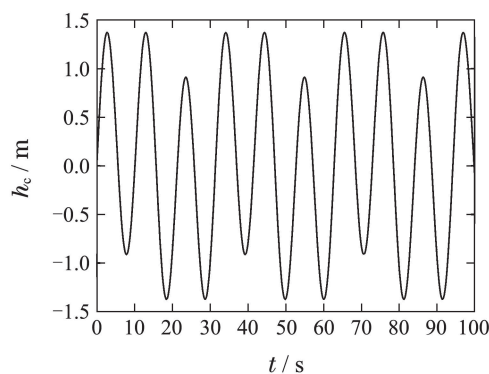
垂荡运动:

$$h_c = 1.22 \sin(0.6t) + 0.3048 \sin(0.2t), \quad (7)$$

其中 h_c 是舰体垂直起伏运动产生的高度变化。



(a) 纵摇运动



(b) 垂荡运动

图 1 航母运动曲线

Fig. 1 Response curve of carrier motion

2.3 舰尾流建模(Airwake model)

本文采用的是目前实际应用效果较好、运用较多的美军标 MIL-HDBK-8785C 中所描述的舰尾流工程化模型。该模型将舰尾流扰动视作 4 种分量的和, 即随机自由大气紊流分量、稳态分量、周期分量、随机分量, 并对它们进行了定量描述。各个速度分量的仿真

表达式在军标中有详细描述, 本文不再给出。令飞机距航母纵摇中心距离为 X_0 , 舰尾流水平分量 V_{wu} , 垂向分量 V_{wv} 仿真结果如图 2 所示。

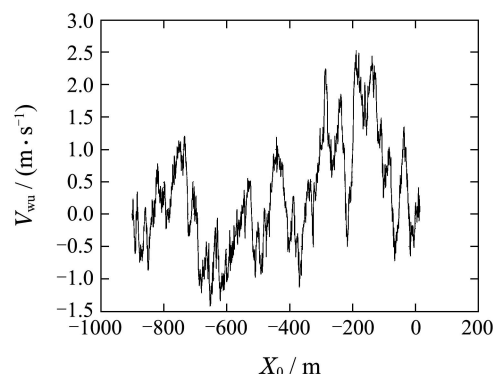
2.4 着舰性能指标(Landing performance criteria)

美国海军认为下沉速度、舰尾净高、纵向落点位置直接关系到舰载机能否成功着舰, 是评价纵向着舰系统性能的最重要参数, 其理想要求为^[16-17]:

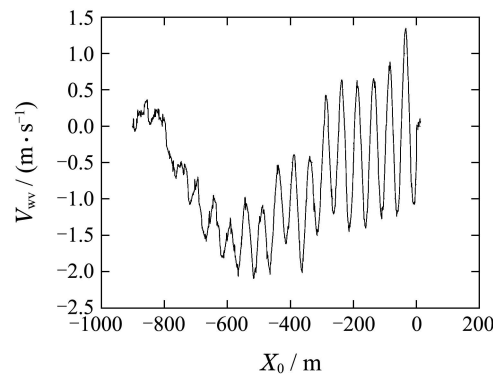
1) 为了避免过大的着舰强度, 提出最大下沉速度的要求, 一般情况下为 4~5 m/s;

2) 在实际操作中为保证舰载机和航空母舰的安全, 要求舰载机飞越航母舰尾时, 飞机与飞行甲板之间至少有 3~3.66 m 左右的净空安全高度;

3) 舰载机纵向落点位置误差范围是在理想着舰点的 6.1 m 内。



(a) 舰尾流水平分量



(b) 舰尾流垂直分量

图 2 舰尾流速度分量

Fig. 2 Component of airwake

3 舰载机纵向容错着舰系统设计(Fault tolerant control for longitudinal ACLS)

本文提出非线性动态逆滑模的控制方法和径向基神经网络方法相结合的容错控制方法, 来补偿由执行器故障对系统造成的不良影响, 实现安全着舰。

3.1 基于 RBFNN 的滑模控制器设计(Design of sliding mode controller based on RBFNN)

本文设计的容错控制器, 其结构如图 3 所示。

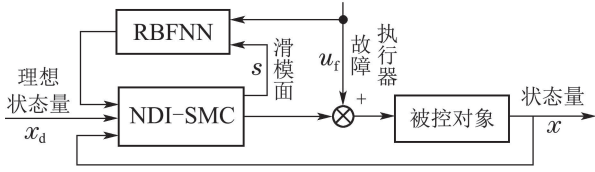


图3 容错控制器结构框图

Fig. 3 Schematic of the fault-tolerant controller

3.1.1 基于NDI的SMC控制器设计(Design of sliding mode controller based on NDI)

为了方便说明问题,在此以二阶非线性系统为例来进行基于NDI的SMC控制器设计。

$$\ddot{x} = f + bu + \delta, \quad (8)$$

其中: $b \neq 0$, $\delta = bu_f$ 为系统故障, u_f 为执行器故障。

定义跟踪误差为

$$e = x - x_d, \quad (9)$$

其中 x_d 为期望状态量。

取滑模函数为

$$s = ce + \dot{e}, \quad (10)$$

其中 $c > 0$ 。

定义控制输入 u 为

$$u = \frac{1}{b}(\ddot{x}_d - v - f), \quad (11)$$

其中 v 为辅助控制输入。

令

$$v = c\dot{e} + \eta \operatorname{sgn} s, \quad (12)$$

其中 $\eta > 0$ 。

定义Lyapunov函数

$$V = \frac{1}{2}s^2, \quad (13)$$

则李雅普诺夫函数的导数为

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s\dot{s} = s(\ddot{e} + c\dot{e}) = \\ &= s(\ddot{x} - \ddot{x}_d + c\dot{e}) = \\ &= s(f + bu + \delta - \ddot{x}_d + c\dot{e}). \end{aligned} \quad (14)$$

将式(11)–(12)代入上式,得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s(-v + \delta + c\dot{e}) = \\ &= s(-c\dot{e} - \eta \operatorname{sgn} s + \delta + c\dot{e}) = \\ &= s(-\eta \operatorname{sgn} s + \delta) = -\eta|s| + \delta s. \end{aligned} \quad (15)$$

当 $\eta > |\delta|_{\max}$, $\dot{V} < 0$, 系统稳定。

为削弱抖振,便于实际应用.用饱和函数 $\operatorname{sat}(s)$ 代替理想滑动模态中的符号函数 $\operatorname{sgn} s$, 饱和函数的形式:

$$\operatorname{sat}(s) = \begin{cases} 1, & s > \Delta, \\ ks, & |s| \leq \Delta, \quad k = \frac{1}{\Delta}, \\ -1, & s < -\Delta, \end{cases} \quad (16)$$

其中 Δ 为边界层。

当被控对象为一阶系统时,可以取滑模面为

$$s = e + c \int e, \quad (17)$$

则辅助控制规律为

$$v = ce + \eta \operatorname{sat}(s). \quad (18)$$

同理可证,系统稳定。

3.1.2 基于自适应RBFNN故障补偿器设计(Design of fault compensator based on adaptive RBFNN)

基于自适应RBFNN能较好逼近未知函数^[18], 有时也能避免局部极小值的出现,因此在控制理论中有着广泛的使用。

RBFNN有3层: 输入层、隐含层和输出层。 $\mathbf{x} = [x_i]^T$ 为网络输入, $\mathbf{h} = [h_j]^T$ 为网络的隐含层输出, h_j 为隐含层第 j 个神经元的输出, 隐含层的神经元激活函数由径向基函数构成。

$$h_j = \exp\left(-\frac{\|\mathbf{x} - \mathbf{c}_j\|^2}{2b_j^2}\right), \quad (19)$$

其中: $\mathbf{c}_j$ 为隐含层第 j 个神经元高斯基函数中心点的坐标向量, $i = 1, 2, \dots, n$, $j = 1, 2, \dots, m$, b_j 为隐含层第 j 个神经元高斯基函数的宽度。

因此,采用RBFNN逼近系统故障函数 δ , 则

$$\delta = \mathbf{W}^{*T} \mathbf{h} + \varepsilon, \quad (20)$$

其中: $\mathbf{W}^*$ 为网络的理想权值, ε 为理想神经网络的逼近 δ 的误差, 且 $\varepsilon \leq \varepsilon_{\max}$ 。

在RBFNN网络设计中,需要调节高斯基参数 $\mathbf{c}_j$, b_j 以及权值 $\mathbf{W}$ 来实现函数逼近.通常可以将 $\mathbf{c}_j$, b_j 的初始值设计在有效的映射范围内,而网络权值是通过分析Lyapunov稳定性,结合自适应技术进行在线调节的,从而保证闭环系统的稳定性^[18]。

综上,针对式(8)中的系统故障,设计RBFNN自适应补偿器,并证明其稳定性。

取径向基神经网络的输入 $\mathbf{x} = u_f$, 则RBFNN网络的输出为

$$\hat{\delta} = \hat{\mathbf{W}}^T \mathbf{h}, \quad (21)$$

其中 $\hat{\mathbf{W}}$ 为神经网络的估计权值,假设

$$\tilde{\mathbf{W}} = \hat{\mathbf{W}} - \mathbf{W}^*, \quad (22)$$

则

$$\begin{aligned} \delta - \hat{\delta} &= \mathbf{W}^{*T} \mathbf{h} + \varepsilon - \hat{\mathbf{W}}^T \mathbf{h} = \\ &= (\mathbf{W}^{*T} - \hat{\mathbf{W}}^T) \mathbf{h} + \varepsilon = -\tilde{\mathbf{W}}^T \mathbf{h} + \varepsilon. \end{aligned} \quad (23)$$

系统的辅助控制输入被重新定义为

$$v = c\dot{e} + \eta \operatorname{sgn} s + \hat{\delta}, \quad (24)$$

其中 $\eta > |\varepsilon|_{\max}$ 。

定义Lyapunov函数为

$$L = \frac{1}{2}s^2 + \frac{1}{2}\gamma\tilde{\mathbf{W}}^T\tilde{\mathbf{W}}, \quad (25)$$

其中 $\gamma > 0$, 则

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s\dot{s} + \gamma\tilde{\mathbf{W}}^T\dot{\tilde{\mathbf{W}}} = \\ &s(\ddot{e} + c\dot{e}) + \gamma\tilde{\mathbf{W}}^T\dot{\tilde{\mathbf{W}}} = \\ &s(\ddot{x} - \ddot{x}_d + c\dot{e}) + \gamma\tilde{\mathbf{W}}^T\dot{\tilde{\mathbf{W}}} = \\ &s(f + bu + \delta - \ddot{x}_d + c\dot{e}) + \gamma\tilde{\mathbf{W}}^T\dot{\tilde{\mathbf{W}}}. \end{aligned} \quad (26)$$

将控制式(11)(24)代入式(26), 可得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= \\ &s(-v + \delta + c\dot{e}) + \gamma\tilde{\mathbf{W}}^T\dot{\tilde{\mathbf{W}}} = \\ &s(-c\dot{e} - \eta\text{sgn } s - \hat{\delta} + \delta + c\dot{e}) + \gamma\tilde{\mathbf{W}}^T\dot{\tilde{\mathbf{W}}} = \\ &s(-\eta\text{sgn } s + \delta - \hat{\delta}) + \gamma\tilde{\mathbf{W}}^T\dot{\tilde{\mathbf{W}}} = \\ &-\eta|s| + s(-\tilde{\mathbf{W}}^T\mathbf{h} + \varepsilon) + \\ &\gamma\tilde{\mathbf{W}}^T(\dot{\tilde{\mathbf{W}}} - \dot{\tilde{\mathbf{W}}}^*) = \\ &-\eta|s| + s(-\tilde{\mathbf{W}}^T\mathbf{h} + \varepsilon) + \gamma\tilde{\mathbf{W}}^T\dot{\tilde{\mathbf{W}}} = \\ &-\eta|s| + \varepsilon s + \tilde{\mathbf{W}}^T(-s\mathbf{h} + \gamma\dot{\tilde{\mathbf{W}}}). \end{aligned} \quad (27)$$

若取自适应律为

$$\dot{\tilde{\mathbf{W}}} = \frac{1}{\gamma}s\mathbf{h}, \quad (28)$$

因 $\eta > |\varepsilon|_{\max}$, 则

$$\dot{V} = -\eta|s| + \varepsilon s < 0. \quad (29)$$

为尽量避免抖振, 可用饱和函数 $\text{sat}(s)$ 代替理想滑动模态中的符号函数 $\text{sgn } s$.

虽然本文提出的方法通过一般的非线性系统进行理论证明, 但是其对飞机纵向动力学具有特别的参考价值.

3.2 故障状态下纵向着舰系统设计(Design control system of longitudinal ACLS under actuator faults)

纵向自动着舰控制系统的结构简图如图4, 可以分为3个部分: 一为纵向引导律, 其功能是将高度误差转化为俯仰角指令, 来控制俯仰角变化; 二为自动驾驶仪, 其功能是根据导引系统发出的导引指令修正舰载机俯仰角并引起航迹角的变化, 从而实现下滑轨迹的修正; 三为着舰阶段必须引入的进场动力补偿系统 (approach power compensator system, APCS), 其功能是通过自动油门控制保持迎角或速度恒定, 使俯仰角变化直接转化为航迹角变化^[19-20], 提升舰载机下滑着舰时的航迹控制能力, 进而改善航迹控制性能.

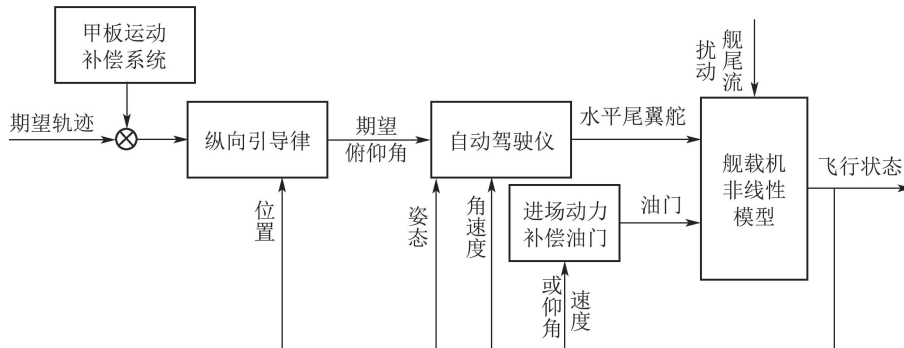


图 4 纵向ACLS结构简图

Fig. 4 Reduced graph of longitudinal ACLS

3.2.1 自动驾驶仪设计(Design of autopilot)

由于本文采用将空气动力系数表示为多项式的方法来描述模型, 每一项由基本空气动力项、控制输入项和角速度阻尼项组成, 俯仰力矩表达式如下^[15]:

$$\begin{aligned} M &= \\ &\bar{q}S\bar{c}[(C_{M_{\alpha 2}}\alpha^2 + C_{M_{\alpha 1}}\alpha + C_{M_{\alpha 0}}) + \\ &(C_{M_{\delta_{\text{stab}2}}}\alpha^2 + C_{M_{\delta_{\text{stab}1}}}\alpha + C_{M_{\delta_{\text{stab}0}}})\delta_{\text{stab}} + \\ &\frac{\bar{c}}{2V}(C_{M_{q3}}\alpha^3 + C_{M_{q2}}\alpha^2 + C_{M_{q1}}\alpha + C_{M_{q0}})q], \end{aligned} \quad (30)$$

式中: $\bar{q} = \rho V^2/2$ 是动压, ρ 为海平面大气密度, $\bar{c}$ 是机翼平均气动弦长, S 是机翼面积, δ_{stab} 为水平尾翼舵偏角, $C_{(\cdot)}$ 代表空气动力系数.

将式(30)代入式(4)并结合式(3), 可得

$$\begin{aligned} \ddot{\theta} &= \\ &\frac{1}{I_{yy}}\bar{q}S\bar{c}[(C_{M_{\alpha 2}}\alpha^2 + C_{M_{\alpha 1}}\alpha + C_{M_{\alpha 0}}) + \\ &(C_{M_{\delta_{\text{stab}2}}}\alpha^2 + C_{M_{\delta_{\text{stab}1}}}\alpha + C_{M_{\delta_{\text{stab}0}}})\delta_{\text{stab}} + \\ &\frac{\bar{c}}{2V}(C_{M_{q3}}\alpha^3 + C_{M_{q2}}\alpha^2 + C_{M_{q1}}\alpha + C_{M_{q0}})q]. \end{aligned} \quad (31)$$

依据上文分析可令

$$\begin{aligned} \delta_{\text{stab}} &= \\ &\frac{1}{\bar{q}S\bar{c}(C_{M_{\delta_{\text{stab}2}}}\alpha^2 + C_{M_{\delta_{\text{stab}1}}}\alpha + C_{M_{\delta_{\text{stab}0}}})} \\ &[I_{yy}\ddot{\theta}_d - I_{yy}v_1 - \bar{q}S\bar{c}(C_{M_{\alpha 2}}\alpha^2 + C_{M_{\alpha 1}}\alpha + \end{aligned}$$

$$C_{M_{\alpha 0}}) - \bar{q} S \bar{c} \frac{\bar{c}}{2V} (C_{M_{q3}} \alpha^3 + C_{M_{q2}} \alpha^2 + C_{M_{q1}} \alpha + C_{M_{q0}}) q], \quad (32)$$

其中: $\ddot{\theta}_d$ 为俯仰角速度参考输入对时间的变化率; v_1 称为辅助控制输入变量. 定义误差为 $e_1 = \theta - \theta_d$, 取滑模函数为 $s_1 = c_1 e_1 + \dot{e}_1$, 则

$$v_1 = c_1 \dot{e}_1 + \eta_1 \text{sat}(s_1) + \hat{\delta}_1. \quad (33)$$

然后, 代入式(32)即可得自动驾驶仪控制输出, 其中 c_1, η_1 的值通过仿真调试得出.

3.2.2 进场动力补偿系统设计(Design of APCS)

依据式(2)及上文分析, 可定义推力控制律为

$$T = \frac{mV}{\sin \alpha} \left[-\frac{1}{mV} L + q - \dot{\alpha}_d + v_2 + \frac{g}{V} (\cos \theta \cos \alpha + \sin \alpha \sin \theta) \right], \quad (34)$$

其中: $\dot{\alpha}_d$ 为期望迎角参考输入对时间的变化率, v_2 称为伪逆控制输入变量, 依据上文, 设 $e_2 = \alpha - \alpha_d$, 定义滑模面:

$$s_2 = e_2 + c_2 \int e_2,$$

则得辅助控制规律为

$$v_2 = c_2 e_2 + \eta_2 \text{sat}(s_2) + \hat{\delta}_2. \quad (35)$$

将式(35)代入式(34)中, 即可得APCS控制输出, 其中 c_2, η_2 的值通过仿真调试得出.

3.2.3 纵向引导律设计(Design of longitudinal guide law)

令 $\theta = \theta_{\text{trim}} + e_\theta$, 并代入式(5), 并在配平点 θ_{trim} 处进行线性化得

$$\dot{H} = (-V \cos \alpha \cos \theta_{\text{trim}} - V \sin \alpha \sin \theta_{\text{trim}})(\theta - \theta_{\text{trim}}). \quad (36)$$

令

$$\theta_d = \frac{v_3 - \dot{H}_d}{V \cos \alpha \cos \theta_{\text{trim}} + V \sin \alpha \sin \theta_{\text{trim}}} + \theta_{\text{trim}}, \quad (37)$$

定义误差为 $e_3 = H - H_d$, 滑模面为

$$s_3 = e_3 + c_3 \int e_3,$$

则辅助控制律为

$$v_3 = c_3 e_3 + \eta_3 \text{sat}(s_3). \quad (38)$$

然后, 代入式(37)即可得纵向引导律控制输出, 其中 c_3, η_3 的值通过仿真调试得出.

4 仿真实验(Simulations)

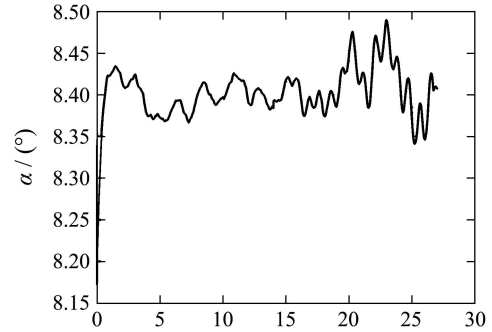
首先设定舰载机在下滑阶段的状态初值: 速度

$V = 70 \text{ m/s}$, 配平推力 $T = 14500 \text{ lbf}$; 配平迎角 $\alpha = 8.37^\circ$; 配平俯仰角 $\theta = 4.76^\circ$; 配平水平尾翼偏角 $\delta_{\text{stab}} = -2.42^\circ$. 在MATLAB/Simulink环境中, 对系统的抗扰、容错及跟踪性能进行验证.

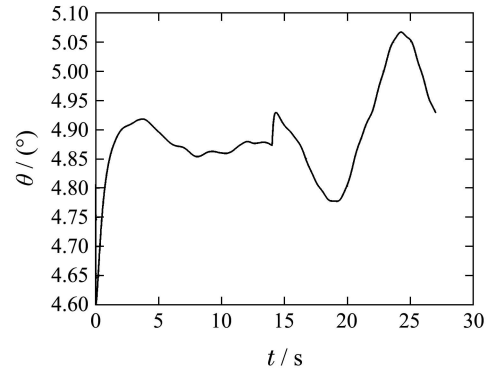
指令信号 H_d 是下滑航迹角为 -3.5° 的理想下滑道, 且 $\alpha_d = 8.4^\circ$, 同时加入舰尾流扰动, 并在14 s加入甲板运动补偿, 通过调试, 选择合适控制器参数, 仿真可得舰载机飞行状态变量的变化曲线.

4.1 舰载机常规着舰仿真结果分析(Simulation results of normal landing)

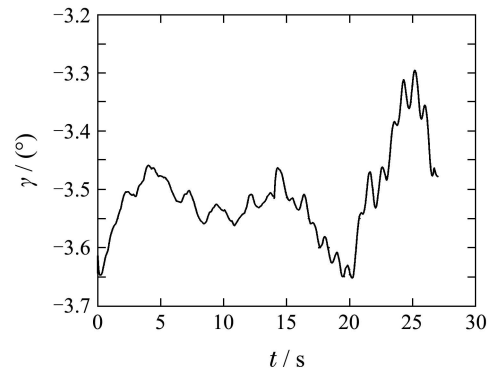
首先验证常规无故障着舰状态下, 利用基于非线性动态逆滑模控制器, 也就是基础控制器作用下的纵向着舰控制系统的性能, 如图5所示.



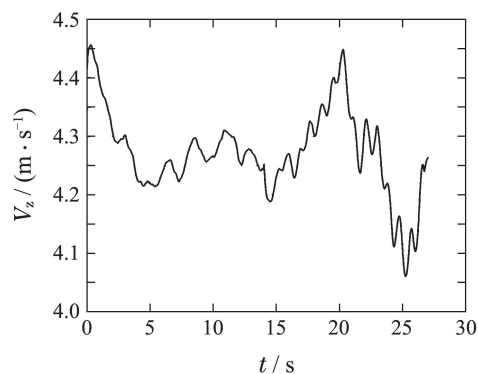
(a) 迎角变化曲线



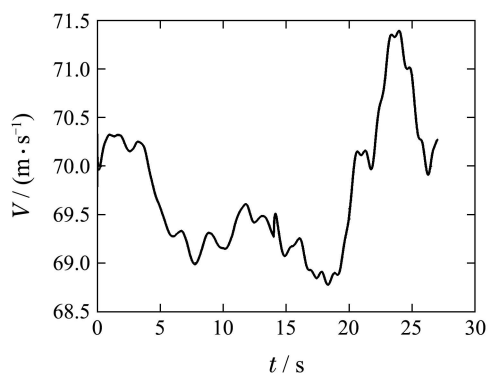
(b) 俯仰角变化曲线



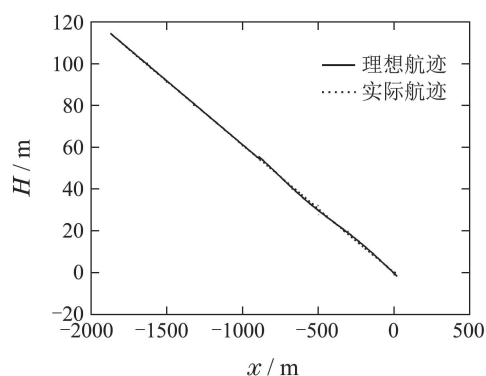
(c) 航迹角变化曲线



(d) 下沉速度变化曲线



(e) 速度变化曲线



(f) 航迹变化曲线

图 5 常规着舰下的飞行变量

Fig. 5 Flight variables under normal landing

由图5(a)可见, α 曲线虽有起伏, 但总体而言, 变化幅度在指令信号 $\alpha_d = 8.4^\circ$ 附近, 大约 0.2° 的范围内, 远小于美国海军规定的 $\pm 1.2^\circ$ 之内。仿真结果表明, 本文设计的APCS, 通过自动调节发动机的推力, 保持了舰载机着舰过程中迎角的基本恒定, 抗扰能力显著。

由图5(b)可见, θ 在系统引入了甲板运动后, 出现最大幅度约为 0.3° 的波动。仿真结果表明, 本文设计的自动驾驶仪使俯仰角对指令信号具有优良的跟踪能力和较强的鲁棒性。

从图5(c)可看出, γ 在 -3.5° 附近变化, 最大偏差仅为 0.2° , 表明本文实现了对航迹角的精确控制, 既避免了因 γ 过大造成冲击载荷较大的缺陷, 又防止了因 γ

过小增大飞行员在实际操纵中精确保持下滑道的难度。

从图5(d)中可看出, 下沉速度虽受舰尾流扰动发生变化, 但最大下沉速度仅为 4.45 m/s 。

从图5(e)可看出, 速度因为舰载机要跟随甲板运动, 需不断调整, 又会受到舰尾流扰动影响, 但是波动不大, 在 2.5 m/s 的范围内波动。

图5(f)显示了舰载机几乎完全沿着理想下滑道进行着舰, 经过计算, 舰载机实际飞行经过舰尾时, 舰尾净高约为 2.91 m , 并在位于理想着舰点后方约 4.6 m 处与甲板啮合。

综上所述, 本算例中舰载机的下沉速度、舰尾净高、纵向落点位置都完美契合美国海军的着舰要求。

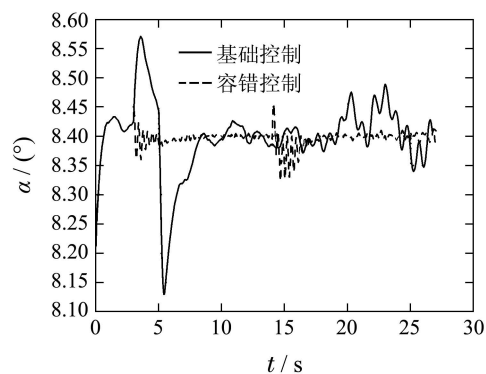
4.2 舰载机故障时着舰仿真结果分析(Simulation results of landing with actuator faults)

为了检验RBFNN故障补偿器的作用, 考虑执行器发生故障时, 舰载机在基础控制器和容错控制器下的着舰性能进行对比仿真分析。

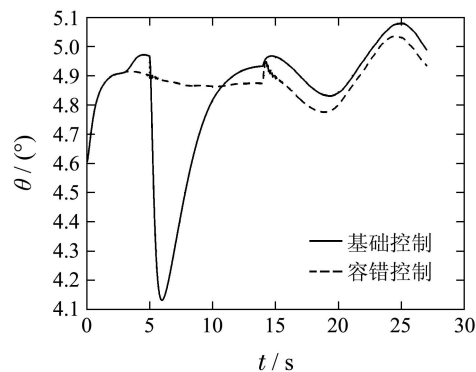
1) 常值故障。

考虑执行器发生如下常值型故障进行仿真分析, 如图6所示。推力故障 $T_f = -20000 \text{ lbf}$ 在 $t = 3 \text{ s}$ 时引入。水平尾翼故障 $\delta_{sf} = 15^\circ$ 在 $t = 5 \text{ s}$ 时引入。

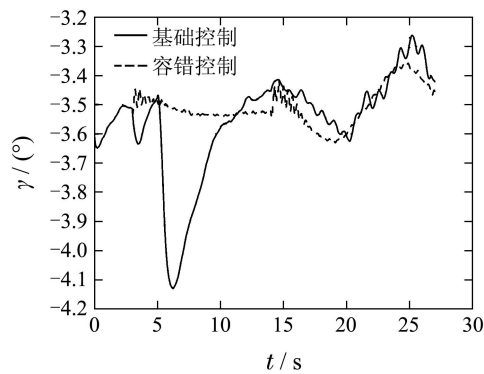
由图6(a)–6(e)实线代表了只采用基于NDI的SMC的控制器, 且没有加入RBFNN补偿项的情况下, α , θ , γ , V_z , V 的响应曲线。



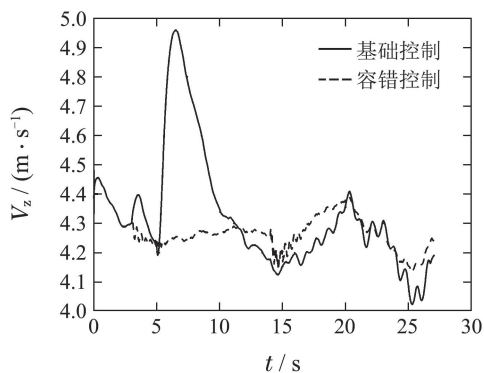
(a) 迎角变化曲线



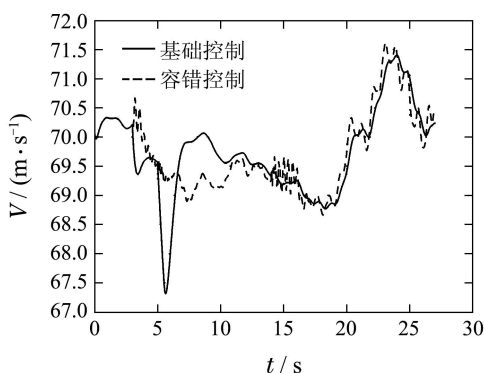
(b) 俯仰角变化曲线



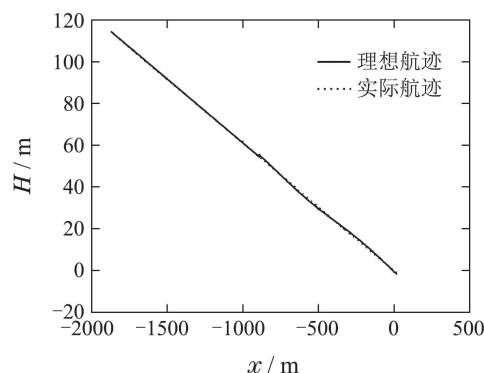
(c) 航迹角变化曲线



(d) 下沉速度变化曲线



(e) 速度变化曲线



(f) 航迹变化曲线

图6 飞行变量曲线

Fig. 6 Flight variables with or without fault compensation

从仿真图6可以看出,在舰载机遭遇发动机和水平

尾翼故障时, $\alpha, \theta, \gamma, V_z, V$ 的变化曲线出现一定超调, 系统性能下降, 通过约8 s的调节后, 才得以恢复. 虚线代表了加入RBFNN在线补偿器的容错控制律作用下, $\alpha, \theta, \gamma, V_z, V$ 的响应曲线, 可以看出, 当执行器出现故障时, RBFNN控制器及时精确补偿了系统故障, 确保系统一直精确跟踪状态指令, 达到较好的跟踪性能, 具有很强的鲁棒性, 图6(f)表明舰载机的实际航迹与理想下滑道的偏差非常小. 综上易知, 在执行器常值型故障的影响下, 本文设计的容错控制器保证了舰载机的跟踪性能.

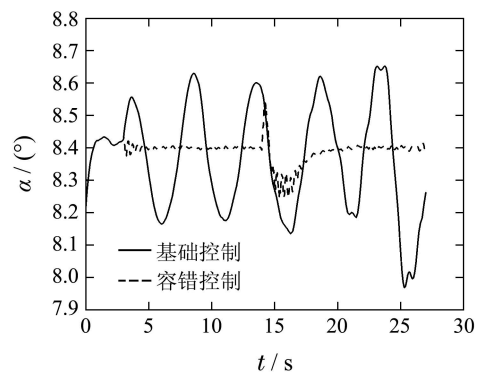
2) 时变型故障.

为进一步验证本文所设计RBFNN故障补偿器的有效性, 将在执行器发生如下时变型故障情况下进行仿真分析, 如图7所示. 在 $t = 3$ s时引入推力故障

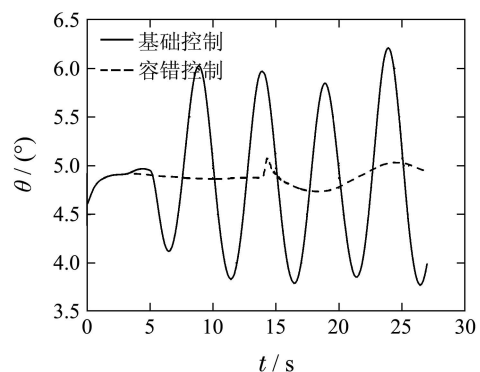
$$T_f = 20000 \sin \frac{\pi}{2.5t} (\text{lbf}).$$

在 $t = 5$ s时引入水平尾翼故障 $\delta_{sf} = 15 \sin \frac{\pi}{2.5t} (^\circ)$.

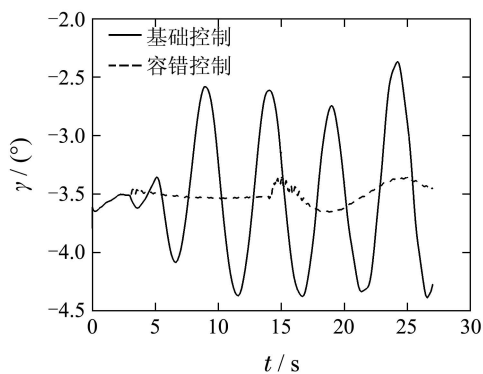
图7(a)–7(e)实线反映了执行器发生时变故障时, 系统状态 $\alpha, \theta, \gamma, V_z, V$ 在基础控制器作用下的响应曲线, 可以明显地看出, 系统状态曲线产生震荡, 无法达到期望的控制性能, 更不能保持稳定, 且系统性能比遭遇常值故障时恶劣. 虚线则反映了引入RBF补偿器的容错控制律作用下的 $\alpha, \theta, \gamma, V_z, V$ 响应曲线, 易看出系统的状态响应是稳定的, 控制性能远远优于仅引入基础控制器的系统, 增强了系统容忍故障的能力.



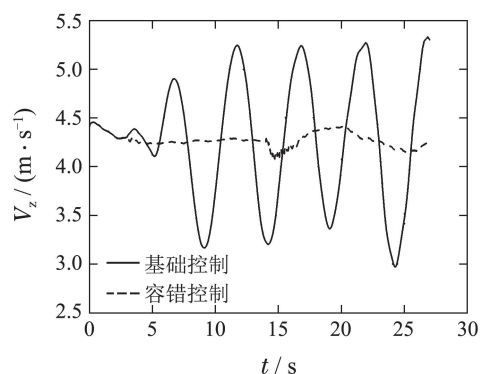
(a) 迎角变化曲线



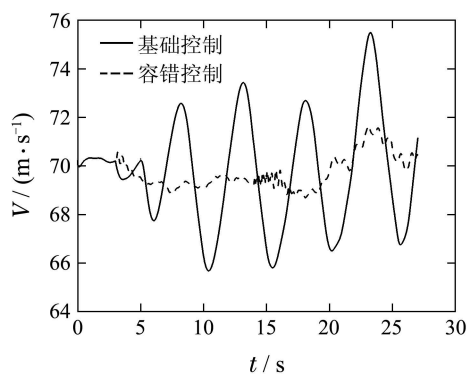
(b) 俯仰角变化曲线



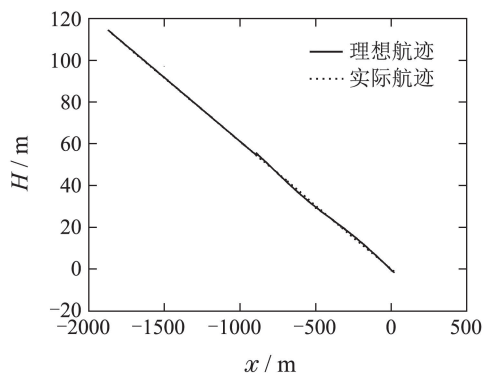
(c) 航迹角变化曲线



(d) 下沉速度变化曲线



(e) 速度变化曲线



(f) 航迹变化曲线

图 7 飞行变量曲线

Fig. 7 Flight variables with or without fault compensation

图7(f)可知舰载机可以精确跟踪理想下滑道. 通过

计算能够得知, 在容错控制律作用下的系统着舰性能达到美国海军安全着舰的要求, 保证了着舰成功率.

5 结论(Conclusions)

1) 结合了基于NDI的SMC方法和RBF神经网络技术, 设计了一种新型容错控制方法, 来改进纵向自动着舰系统.

2) 该方法不仅抑制了舰尾流扰动, 精确补偿了由不同类型执行器故障引起的系统故障, 而且系统恢复时间短且性能不发生明显改变.

3) 该纵向容错自动着舰系统严格控制舰载机航迹跟踪理想下滑道, 能够实现舰载机故障状态下的安全着舰.

4) 仿真结果验证了, 所设计方案的正确性和有效性.

参考文献(References):

- [1] YE D, YANG G H. Adaptive fault-tolerant tracking control against actuator faults with application to flight control [J]. *Control Systems Technology*, 2006, 14(6): 1088 – 1096.
- [2] BOSKOVIC J D, MEHRA R K. Multiple model-based reconfigurable flight control system design [C] // *Proceedings of the 37th IEEE Conference on Decision and Control*. Tampa: IEEE, 1998: 4503 – 4508.
- [3] XU H J, IOANNOU P A, MIRMIRANI M. Adaptive sliding mode control design for a hypersonic flight vehicle [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamic*, 2004, 25(5): 829 – 838.
- [4] KIM D, KIM Y. Robust variable structure controller design for fault tolerant flight control [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2000, 23(3): 430 – 437.
- [5] ZHAO Y, LAM J, GAO H J. Fault detection for fuzzy systems with intermittent measurements [J]. *IEEE Transactions on Fuzzy Systems*, 2009, 17(2): 398 – 410.
- [6] LIN C, WANG Q G, LEE T H. Fuzzy descriptor systems and nonlinear model following control [J]. *IEEE Transactions on Fuzzy Systems*, 2000, 8(4): 442 – 452.
- [7] 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.
- [8] LIN C M, BOLDBAATAR E A. Autoland control using recurrent wavelet elman neural network [J]. *IEEE Transactions on Systems, Man and Cybernetics-Systems*, 2015, 45(9): 1281 – 1291.
- [9] LEE J H, CHOI H S, LEE S J. Time delay fault tolerant controller for actuator failures during aircraft autoland [J]. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2012, 55(3): 175 – 182.
- [10] ISMAIL S, PASHILKAR A A, AYYAGARI R. Improved neural-aided sliding mode controller for auto landing under actuator failures and severe winds [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2014, 33(1): 55 – 64.
- [11] RONG H J, SUNDARARAJAN N, SARATCHANDRAN P. Adaptive fuzzy fault-tolerant controller for aircraft autoland under failures [J]. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2007, 43(4): 1586 – 1603.
- [12] STEINBERG M L, PAGE A B. A comparison of neural, fuzzy, evolutionary, and adaptive approaches for carrier landing [C] // *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. Montreal: AIAA, 2001: 1 – 11.

- [13] ZHEN Ziyang, JI Meng, WANG Xinhua, et al. A control method of double carrier-borne aircraft with single on safe parking the ship [P]. Beijing: State Intellectual Property Office of the P.R.C. China, Patent CN102360216A. 2012-2-22.
(甄子洋, 姬猛, 王新华, 等. 双发舰载飞机单发停车的安全着舰控制方法 [P]. 北京: 中华人民共和国国家知识产权局, CN102360216A. 2012-02-22.)
- [14] WANG Tong. *Research on system design and control strategy of automatic carrier landing system* [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2010.
(汪瞳. 航母舰载机自动着舰引导技术研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2010.)
- [15] CHAKRABORTY A. *Linear and nonlinear analysis of susceptibility of F/A-18 flight control laws to the falling leaf mode* [D]. Twin Cities: University of Minnesota, 2010.
- [16] SCHUST A P, YONG P N, SIMPSON W R. *Automatic carrier landing system category III certification manual* [R]. Maryland: ARINC Research, 1982. Report No.: AD A118181.
- [17] YU Yongtao. *Research on crucial technology of automatic carrier landing system* [D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2013.
(喻勇涛. 舰载机全自动着舰关键技术研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2013.)
- [18] LIU Jinkun. *The MATLAB Simulation of RBF Neural Network Adaptive Control* [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2014.
(刘金琨. RBF神经网络自适应控制MATLAB仿真 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2014.)
- [19] YANG Yidong, YU Junya. *Guide and Control of Carrier-based Airplane During Landing* [M]. Beijing: National defense Industry Press, 2007: 33 – 43.
(杨一栋, 余俊雅. 舰载机着舰引导与控制 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2007: 33 – 43.)
- [20] ZHEN Ziyang, WANG Xinhua, JIANG Ju, et al. Research development in guidance and control of automatic carrier landing of carrier-based aircraft [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(2): 122 – 143.
(甄子洋, 王新华, 江驹, 等. 舰载机自动着舰引导与控制研究进展 [J]. 航空学报, 2017, 38(2): 122 – 143.)
- [21] LIU Xiaoxiong. *The flight control system fault isolation and adaptive reconfiguration technology research* [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2006.
(刘小雄. 飞行控制系统故障隔离与自适应重构技术研究 [D]. 西安: 西北工业大学, 2006.)
- [22] RAO D M K K V, GO T H. Automatic landing system design using sliding mode control [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2014, 32(1): 180 – 187.
- [23] PASHILKAR A A, SUNDARARAJAN N, SARATCHANDRAN P. A fault-tolerant neural aided controller for aircraft auto-landing [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2006, 10(1): 49 – 61.

作者简介:

朱齐丹 (1963–), 男, 博士, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为机器人与智能控制、先进控制理论及应用和复杂系统分析与决策等, E-mail: zhuqidan@hrbeu.edu.cn;

孟雪 (1987–), 女, 博士研究生, 主要研究方向为先进控制理论及应用、飞行控制系统设计, E-mail: mengxue@hrbeu.edu.cn.