

## “地形感知与告警系统”模式三的告警包线研究

钱云燕, 张浩森, 虞红娅, 敬忠良  
(上海交通大学航空航天学院, 上海 200240)

**摘要:** 地形感知与告警系统(TAWS)的目的是避免可控飞行撞地(CFIT)事故,提高航空安全。基于模式三的告警原理,对飞机发生掉高后的正常轨迹以及规避轨迹进行建模。在大量飞行事件中统计无告警事故率和告警事故率作为系统性能指标,并基于SOC曲线的掉高阈值包线生成方法获得模式三告警包线。仿真结果和实际使用包线一致,表明模型合理性和算法有效性。

**关键词:** 地形感知与告警系统(TAWS); 模式三; SOC; 告警包线

**中图分类号:** V249.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2013)01-0089-05

## Study on Mode 3 Alert Envelope of Terrain Awareness and Warning System

QIAN Yunyan, ZHANG Haomiao, TUO Hongya, JING Zhongliang  
(School of Aeronautics and Astronautics, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, China)

**Abstract:** Terrain Awareness and Warning System (TAWS) is designed to prevent the Controlled Flight Into Terrain (CFIT) accidents and enhance the flight safety. Based on the alert principle of Mode 3, the models of nominal trajectories and avoidance trajectories were established for the aircraft losing altitude. Two statistical parameters of incident rate and un-alerting incident rate were accumulated for a large number of flight events to evaluate the performance of the thresholds. A method based on system operating characteristic(SOC) was presented to get the alert envelope for losing altitude. The simulation results are identical to the practical envelope, which show the correctness and effectiveness of our models.

**Key words:** Terrain Awareness Warning System (TAWS); mode 3; SOC; alert envelope

### 0 引言

可控飞行撞地(Controlled Flight Into Terrain, CFIT)是造成商用飞机机体损毁和人员死亡事故的主要原因之一。地形感知与告警系统(Terrain Awareness Warning System, TAWS)作为飞机环境综合监视系统的一个重要组成部分,可以根据飞机的当前状态以及前方地形提前给出报警,有效避免可控飞行撞地,确保飞行安全。

对于TAWS的相关研究,国外开展较早,已经制定了相关标准。美国航空无线电通信公司于2000年制定ARNIC 762标准<sup>[1]</sup>,规定了系统的各项功能模块以及

输入输出;美国联邦航空局(Federal Aviation Administration, FAA)也制定了相关的TSO-C151b技术标准<sup>[2]</sup>,并规定了TAWS设计的最小性能标准。

TAWS系统主要包括6种传统告警模式和前视告警模式。各模式告警门限值的设定是TAWS研究的关键问题。林肯实验室的Kuchar J K<sup>[3-4]</sup>博士基于状态空间思想,提出了告警系统通用的阈值评估方法,并将其运用于TAWS模式一的告警分析。国内对TAWS的研究主要有:文献[5]详细介绍了增强型近地告警系统的整体架构以及系统设计;文献[6-7]通过蒙特卡罗仿真对TAWS模式一的告警机理进行了详细分析;文献[8]对TAWS前视功能报警时间阈值的设置进行了研究仿真。本文以TAWS模式三告警为例,分析了飞机起飞或复飞后掉高的运动轨迹,并基于系统操作特性(System Operating Characteristic, SOC)曲线方法,获得了仿真环境下的告警包线。

收稿日期:2011-11-25 修回日期:2012-01-10

基金项目:航空科学基金项目(20115557007);国家自然科学基金项目(60805005);教育部博士点新教师基金项目(200802481119);上海交通大学“九八五三期”研究生创新能力培养专项基金(Z-413-001)  
作者简介:钱云燕(1987—),女,江苏苏州人,硕士生,研究方向为地形感知与告警系统仿真设计。

## 1 TAWS 模式三告警原理

模式三中,系统主要作用于飞机起飞或复飞阶段,根据飞机当前的飞行状态,包括无线电高度、气压高度以及下降率等,实时判断是否需要发出告警。

在起飞阶段,若飞机的下降率信号出现负值,即飞机出现掉高,且襟翼、起落架状态与模式三所定义的告警逻辑<sup>[9]</sup>相同,则 TAWS 储存当前高度值,并根据气压高度、下降率以及无线电高度计算掉高值。一旦掉高值超出预设的门限值,则触发模式三告警,并通过座舱音响系统向驾驶员发出“Don't Sink”语音告警。当飞机垂直速度由负值转为正值时,表明掉高开始恢复,告警中断;若掉高恢复期间飞机又开始下降,则将再次激发告警。在这个过程中,TAWS 存储的掉高开始处的高度值会保留直至飞机爬升超过这个初始高度值,或者飞机无线电高度大于 1500 ft (1 ft = 0.3048 m)。

## 2 模式三告警功能分析与建模

在实际中,告警系统通常会产生以下两种错误的告警:1) 系统发出了告警,但此次告警对于规避“事故”来说是不必要的,称为虚警;2) 在本该发出告警的情况下,系统未告警或者未及时告警,称为漏警。虚警和漏警均会影响告警系统性能。对于模式三,告警触发条件取决于飞机的初始无线电高度以及掉高。如果掉高阈值设置过小,系统频繁告警,则产生诸多虚警;如果掉高阈值设置过大,飞行员没有足够时间进行规避操作,则降低了系统的安全性。因此,告警阈值的合理性,是保证 TAWS 告警性能的关键。

本节首先分析飞机正常掉高轨迹,建立无告警轨迹模型和告警后规避轨迹模型。在一次飞行事件仿真中,飞机产生掉高,根据给定的初始条件进行轨迹外推。如果外推轨迹入侵地面,则发出告警,发出告警后,采取规避操作,若规避轨迹入侵地面,则告警失败,反之则认为告警成功。

文献[4]中提出的基于 SOC 曲线方法,能够综合考虑虚警和漏警对告警系统的影响,得到不同状态下最佳的告警阈值点。通过对飞行事件的大量仿真实验,统计无告警和告警情况下不同轨迹的事故率、告警成功率等性能参数,可计算得模式三不同初始高度下最佳的掉高告警阈值,进而得到合理的告警包线。

下文对 TAWS 近地飞行仿真中,两种轨迹模型以及告警阈值曲线生成方法进行详细介绍。

### 2.1 无告警轨迹模型

模式三告警中主要关注飞机掉高以及飞机与地面的相对位置。无告警轨迹如图 1 中实线所示,若飞机

起飞至 A 点遇到突发状况,受惯性原因上升至 B 点后开始下降,则 B 点处飞机垂直速度为 0。

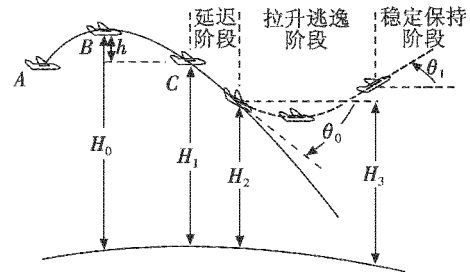


图 1 飞机掉高轨迹图

Fig. 1 Altitude losing trajectory

假定 B 点处无线电高度为  $H_0$ , 地形高度为  $d_0$ 。自 B 点起,飞机以水平方向匀速、垂直方向匀加速下降  $h$  至 C 点,下降加速度设为  $a$ ,则 C 点处飞机垂直速度  $v_1$ 、无线电高度  $H_1$  分别为

$$v_1 = \sqrt{2ha} \quad (1)$$

$$H_1 = H_0 + d_0 - h - d_1 \quad (2)$$

式中,  $d_1$  为 C 点的地形高度。

自 C 点起进行轨迹外推,可得任意  $t$  时刻飞机垂直速度  $v(t)$  和无线电高度  $H(t)$  分别为

$$v(t) = v_1 + at = \sqrt{2ha} + at \quad (3)$$

$$H(t) = H_0 + d_0 - h - \int_0^t (\sqrt{2ha} + at) dt - d(t) \quad (4)$$

式中,  $d(t)$  为  $t$  时刻对应的地形高度。

若在规定的推外时间内任一时刻对应的  $H(t) > 0$ ,则表明累积掉高至  $h$  时系统安全无告警;若发出了告警,则为一次误告警。若  $H(t) < 0$ ,系统产生告警。

### 2.2 告警后规避轨迹模型

模式三产生告警后,飞行人员采取拉升规避动作,其模型如图 1 中实线所示。根据模型外推  $t$  s,考虑飞行员反应延迟因素,告警后规避轨迹由延迟、拉升逃逸和稳定保持三阶段组成。

#### 2.2.1 反应延迟阶段

此段轨迹与无告警时正常轨迹的外推方法完全一致,其任意  $t$  时刻飞机垂直速度  $v(t)$  和无线电高度  $H(t)$  为

$$v(t) = v_1 + at = \sqrt{2ha} + at \quad (5)$$

$$H(t) = H_0 + d_0 - h - \int_0^t (\sqrt{2ha} + at) dt - d(t) \quad (6)$$

设飞行员采取拉升操作时的反应延迟时间为  $t_{\text{delay}}$ ,则延迟状态结束时飞机垂直速度  $v_2$  和无线电高度  $H_2$  分别为

$$v_2 = \sqrt{2ha} + at_{\text{delay}} \quad (7)$$

$$H_2 = H_0 + d_0 - h - \int_0^{t_{\text{delay}}} (\sqrt{2ha} + at) dt - d_2 \quad (8)$$

式中,  $d_2$  为当前对应的地形高度。

### 2.2.2 拉升逃逸轨迹

飞机逃逸阶段,假定飞行员拉起动作稳定,飞机全向速度保持不变,航迹角由初始的  $\theta_0$  变为 0,再变为反向的  $\theta_1$ 。设飞机航迹角变化率恒定为  $\dot{\theta}$ ,可求得此阶段内飞机垂直速度  $v(t)$  和当前无线电高度  $H(t)$  为

$$v(t) = \frac{v_2}{\sin \theta_0} \cdot \sin(\theta_0 - \dot{\theta}t) \quad (9)$$

$$H(t) = H_2 + d_2 - \int_{t_{\text{delay}}}^t \frac{v_2}{\sin \theta_0} \cdot \sin(\theta_0 - \dot{\theta}t) dt - d(t) \quad (10)$$

飞机航迹角拉升至要求的  $\theta_1$  时,拉升逃逸阶段结束,则拉升阶段持续  $t_{\text{Pull-Up}}$  为

$$t_{\text{Pull-Up}} = \frac{\theta_1 + \theta_0}{\dot{\theta}} \quad (11)$$

当前飞机垂直速度  $v_3$  以及无线电高度  $H_3$  计算公式分别为

$$v_3 = \frac{v_2}{\sin \theta_0} \cdot \sin(-\theta_1) \quad (12)$$

$$H_3 = H_2 + d_2 - \int_{t_{\text{delay}}}^{t_{\text{delay}}+t_{\text{Pull-Up}}} \frac{v_2}{\sin \theta_0} \cdot \sin(\theta_0 - \dot{\theta}t) dt - d_3 \quad (13)$$

式中,  $d_3$  为当前的地形高度。

### 2.2.3 稳定保持阶段轨迹

进入稳定保持阶段,飞机以航迹角  $\theta_1$  匀速爬升,其无线电高度为

$$H(t) = H_3 + d_3 - v_3 \cdot \sin(-\theta_1)t - d(t) \quad (14)$$

假定飞机在  $C$  点产生告警,根据告警规避轨迹模型外推  $t$  s,如果在  $t$  s 内其延迟、拉升逃逸和稳定保持阶段无线电高度  $H$  均大于 0,则告警成功,反之,则认为告警失败。

### 2.3 基于 SOC 的告警阈值曲线生成

本文建立基于 SOC 的告警阈值曲线生成方法。在单次飞行事件中,假设系统当前状态为  $x(t)$ ,结合各项不确定因素,对于状态  $x(t)$  下有无告警和发出告警两种情况,分别对其状态轨迹进行外推。设系统无告警情况下事故发生率为  $P_N$ ,告警后事故发生率为  $P_A$ 。根据大数定理,随着实验次数的增加,事件发生的频率趋于概率。故对飞行事件进行大量仿真,分别统计初始状态  $x(t)$  时系统无告警情况下事故发生的次数以及告警后逃逸失败的次数,即  $P_N$  和  $P_A$  分别为

$$P_N = \frac{\text{无告警情况下事故发生的次数}}{\text{总的实验次数}} \quad (15)$$

$$P_A = \frac{\text{告警后逃逸失败的次数}}{\text{总的实验次数}} \quad (16)$$

则系统的虚警率  $P_{FA}$  以及告警成功率(即告警后成功避免事故的概率)  $P_{CD}$  分别为

$$P_{FA} = 1 - P_N \quad (17)$$

$$P_{CD} = 1 - P_A \quad (18)$$

$P_{FA}$  和  $P_{CD}$  是描述告警系统性能好坏的两个指标,以  $P_{FA}$  和  $P_{CD}$  为横纵坐标可得系统的 SOC 曲线<sup>[4]</sup>,表示权衡两者对告警阈值影响的函数,其方程为  $P_{CD} = f(P_{FA})$ 。理想的告警阈值点应选在  $P_{CD} = 1$  且  $P_{FA} = 0$  处。但实际中,预测轨迹存在一定不确定性,使得 SOC 曲线总是一个递增的凸函数,如图 2 所示。

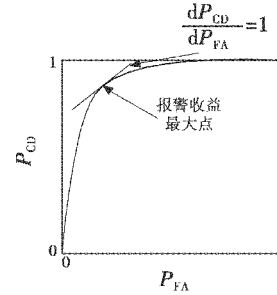


图 2 SOC 曲线

Fig.2 SOC curve

定义系统告警收益函数为

$$y = P_{CD} - P_{FA} \quad (19)$$

$y$  越大,说明系统告警性能越好。而 SOC 曲线上任意一点对应的切线斜率为

$$f'(P_{FA}) = \frac{dP_{CD}}{dP_{FA}} \quad (20)$$

如图 2 所示,在  $dP_{CD}/dP_{FA} = 1$  左侧,  $dP_{CD}/dP_{FA} > 1$ ,  $P_{CD}$  增长速度大于  $P_{FA}$ , 收益  $y$  随着  $P_{CD}$  和  $P_{FA}$  的增加而增加;而在  $dP_{CD}/dP_{FA} = 1$  右侧,  $dP_{CD}/dP_{FA} < 1$ ,  $P_{CD}$  增长速度小于  $P_{FA}$ , 收益  $y$  随着  $P_{CD}$  和  $P_{FA}$  的增加而减小。故  $dP_{CD}/dP_{FA} = 1$  时,  $y$  可取得最大值。因此, SOC 曲线上  $dP_{CD}/dP_{FA} = 1$  处对应的点对应的系统状态,即为系统的最佳告警阈值点。

### 3 仿真结果及分析

本文按照 TSO-92C 标准<sup>[10]</sup>规定,轨迹外推时间  $t = 20$  s,飞行员反应时间  $t_{\text{delay}}$  与航迹角变化率  $\dot{\theta}$  均服从伽马分布<sup>[11-12]</sup>。仿真中设  $t_{\text{delay}}$  服从参数为(4,1)的伽马分布,  $\dot{\theta}$  服从参数为(7,0.3)的伽马分布<sup>[6]</sup>,掉高加速度  $a$  服从 0 至  $0.7g$  ( $g = 9.8 \text{ N/m}^2$ ) 之间的均匀分布,记为  $a \sim U(0, 0.7g)$ 。由于在实际中,在较小的掉高加速度下,飞机不可能在短时间内产生巨大掉高,故对  $a$  进行修正:设单次飞行事件仿真中,在初始无线电高度为  $H$  时,掉高值累计至  $h$  时飞机发出告警,则此次仿真中对应的掉高加速度修正为  $a = U(0, 0.7g) \times \ln(h/H + 1)$ 。

当飞机发生意外坠撞时,可能会发生可生存事故。据统计,在较平坦区域,若飞机坠地时垂直速度小于  $10.68 \text{ m/s}$ ,则发生可生存事故的概率大于  $95\%$ <sup>[10]</sup>。因此,本文中判定事故发生的条件修正为  $H = 0$  且  $v >$

10.68 m/s。

仿真实验中,在掉高值[0,300]ft之间均匀选取80个点,在无线电高度[30,1500]ft间以20ft为间隔选取73个点。每组对应数据重复仿真10000次。统计得到无线电高度 $H$ 为500ft时,在不同掉高值处发出告警,对应的无告警事故发生率 $P_N$ 变化曲线和告警后事故发生率 $P_A$ 变化曲线如图3所示,图4所示为相应的SOC性能曲线。由图4计算可得,掉高值累积至114.25ft时,模式三系统告警收益最大。故初始无线电高度为500ft时,取114.25ft为最佳的掉高告警阈值。

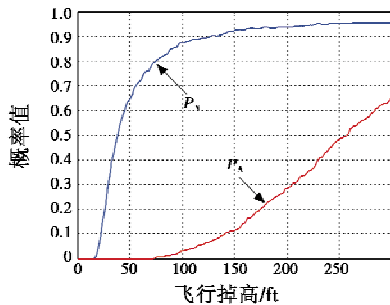


图3 初始高度为500ft时告警性能曲线

Fig.3 Performance parameters curve with initial height of 500 ft

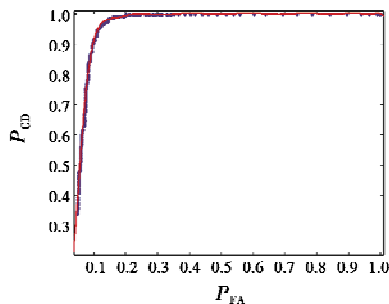


图4 初始高度为500ft时的SOC性能曲线

Fig.4 SOC curve with initial height of 500 ft

图5所示为无线电高度 $H$ 为1000ft时对应的无告警事故发生率 $P_N$ 变化曲线和告警后事故发生率 $P_A$ 变化曲线,图6所示为对应的SOC性能曲线。由图6计算可得,掉高值累积至196.83ft时,模式三系统告警收益最大。故初始无线电高度为1000ft时,取196.83ft为最佳的掉高告警阈值。

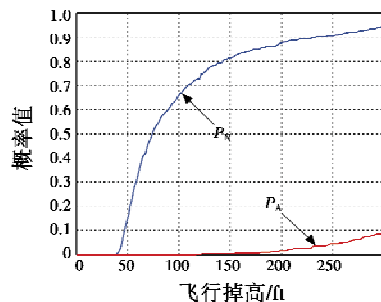


图5 初始高度为1000ft时告警性能曲线

Fig.5 Performance parameters curve with initial height of 1000 ft

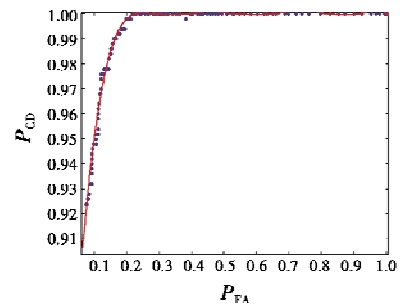


图6 初始高度为1000ft时的SOC性能曲线

Fig.6 SOC curve with initial height of 1000 ft

初始高度较小时,飞机即使发生触地,为可生存事故的概率也很大。如图7所示,初始无线电高度为50ft,仿真得到掉高为0~50ft区间内所产生的无告警事故发生率 $P_N$ 的变化曲线和告警后事故发生率 $P_A$ 的变化曲线。

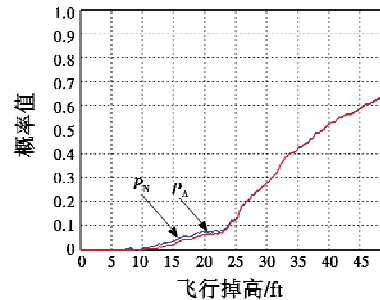


图7 初始高度为50ft时告警性能曲线

Fig.7 Performance parameters curve with initial height of 50 ft

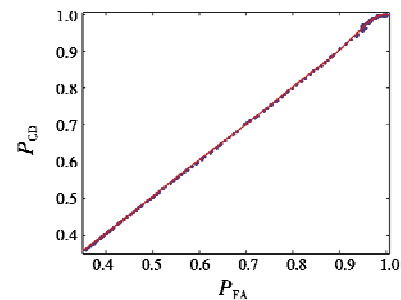


图8 初始高度为50ft时的SOC性能曲线

Fig.8 SOC curve with initial height of 50 ft

图7中,当初始高度较小、掉高小于25ft时,飞机触地速度超出10.86m/s概率很小。若飞机掉高累计超出25ft,即使发出告警,飞行员也来不及进行规避,因此告警后事故率和无告警事故率基本一致,对应的SOC曲线呈上升趋势。图8所示为对应时的SOC性能曲线。

实验中,初始无线电高度选取[30,1500]ft,图9是每一初始高度对应的掉高阈值点分布图。

观察可知,无线电高度越大,允许出现的掉高越大,两者近似成正比关系。对离散点进行一阶线性拟合,得到如图10所示的包线,其方程为

$$A_r = 5.7867 \times A_L - 57.1308 \quad (21)$$

式中: $A_0$ 为初始无线电高度(ft); $A_L$ 为飞机掉高(ft)。图10中包线右边区域即为告警区域。

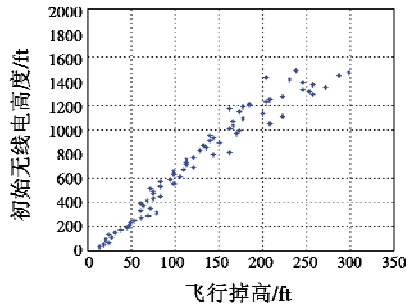


图9 模式三告警阈值点分布图

Fig.9 Mode 3 threshold points

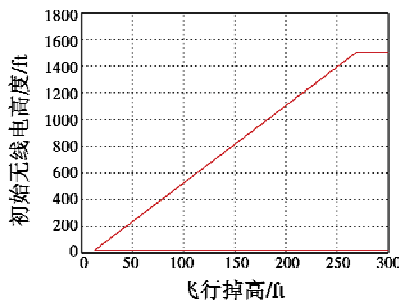


图10 模式三告警包线

Fig.10 Mode 3 alerting threshold curve

当飞机掉高超过了飞机出现掉高前所记录的无线电高度对应的掉高阈值,进入包线所覆盖的区域时,便触发告警,提示飞行员立刻采取拉升措施,有效防止CFIT的发生。

#### 4 结束语

本文阐述了TAWS模式三告警的基本原理,并对模式三的告警阈值包线生成算法进行了理论研究。通过建立相应的告警模型,对飞机发生掉高后的无告警轨迹以及告警后规避轨迹进行分析,基于SOC方法获得了告警包线。仿真结果与HONEYWELL公司所研制的MK增强型近地告警系列产品告警包线基本一致,符合当今民机TAWS的阈值设置。这表明本文基

于SOC曲线的掉高阈值包线生成方法的有效性和实用性,对TAWS其余5种传统告警模式的告警包线生成具有重要的理论价值。

#### 参考文献

- [1] TSO-C151b. Terrain awareness and warning system [S]. Washington, DC: Department of Transportation Federal Aviation Administration Aircraft Certification Service, 2002.
- [2] ARNIC 762-2000. Terrain awareness and warning system [S]. Annapolis, Maryland: Airlines Electronic Engineering Committee, 2000.
- [3] KUCHAR J K. Methodology for alerting-system performance evaluation[J]. AIAA Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1996, 19(2):438-444.
- [4] KUCHAR J K. A united methodology for the evaluation of hazard alerting systems[D]. MA: Dept of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology Cambridge, 1995.
- [5] 陈冬梅. 机载增强型近地告警系统的设计[C]//中国航空学会大型飞机关键技术高层论坛暨中国航空学会2007年学术年会论文集,北京:中国航空学会,2007:1-5.
- [6] 陈广永. 近地告警系统报警曲线算法模型与控制仿真研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2007.
- [7] 陈广永,何亦征,龚华军. 近地告警系统报警阈值算法研究[J]. 航空电子技术,2007,38(3):25-30.
- [8] 杨超,虞红娅,张浩森,等. 民机地形感知警告系统前视功能分析及仿真[J]. 电光与控制,2011,18(7):90-93.
- [9] Honeywell International Inc. Product specification for the Enhanced Ground Proximity Warning System (EGPWS) [Z]. Redmond, Washington: Honeywell International Inc, 2009.
- [10] 张弘,魏榕祥. 通用飞机抗坠撞设计指南[M]. 北京:航空工业出版社,2009:4-10.
- [11] POOLE R A. Whoop whoop pull up[J]. Flying Safety, 1992, 48(6):16-17.
- [12] LEWIS C. Whoop, whoop, pull up! [C]//American Airlines Flight Deck, 1994:7-13.
- [13] erative minimization of  $H_2$  control performance criteria [J]. Automatica, 2008, 44(10):2549-2559.
- [12] LJUNG L. System identification: Theory for the user [M]. PTR Prentice Hall, Upper Saddle River, NJ, 1999.
- [13] PINTELON R, SCHOUKENS J. System identification: A frequency domain approach [M]. New York: IEEE Press, 2001.
- [14] BOYD S L, VANDENBERGHE L. Convex optimization [M]. UK: Cambridge University Press, 2008.
- [15] 王建宏. 基于先进辨识的控制策略研究及其应用 [D]. 南京:南京航空航天大学,2011.

(上接第27页)

51(1):14-27.

- [9] LECCHINI A, CAMPI M C, SAVARESI S M. Virtual reference feedback tuning for two degrees of freedom controllers [J]. International Journal of Adaptive Control and Signal Processing, 2002, 16(5):355-371.
- [10] NOCEDAL J, WRIGHT S. Numerical optimization [M]. Berlin: Springer-Verlag, 2006.
- [11] BAZANELLA A S, GEVERS M, MISKOVIC L, et al. It-