

飞机过度滞后对飞行员诱发振荡影响

孟捷, 薄涛, 郭春
(复杂航空系统仿真重点实验室, 北京 100076)

摘要: 针对飞机过度滞后会导致飞行员诱发振荡的问题, 提出综合运用频域法和时域法对过度滞后与飞行员诱发振荡间的关系进行定量研究。建立了简化的人机闭环系统模型, 分析了人机闭环系统不稳定的充要条件。频域内应用伯德图和尼柯尔斯图对有效飞机频域特性进行了分析, 通过带宽准则和平均相位速率准则对有效时延与飞行员诱发振荡间的关系进行定量评估。时域内运用飞机的飞行员诱发振荡时间历程曲线及延迟时间与飞行品质评分间关系曲线, 对过度滞后的影响进行了定量研究。研究结果可为控制飞机的过度滞后提供定量依据。

关键词: 飞行控制系统; 飞行员诱发振荡; 带宽准则; 平均相位速率准则; 过渡滞后

中图分类号: V212.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2014)12-0025-05

The Influence of Aircraft Excessive Lags on Pilot Induced Oscillations

MENG Jie, BO Tao, GUO Chun

(Science and Technology on Complex Aviation Systems Simulation Laboratory, Beijing 100076, China)

Abstract: Excessive lags of aircraft could cause Pilot Induced Oscillations (PIO). The frequency domain method and time domain method were used combinedly for studying the relationship between excessive lags and PIO quantitatively. A simplified closed-loop aircraft-pilot system model was built up, and the aircraft-pilot system stability was analyzed. In frequency domain, the frequency characteristic of effective aircraft was investigated by using Bode plot and Nichols plot, and quantitative estimation was made to the relation of the effective time delay and PIO by using bandwidth criterion and phase rate criterion. In time domain, the influence of excessive lags was quantitatively studied by using pilot induced oscillations time history and pilot rating. The results can provide a quantitative reference for controlling excessive lags of aircraft.

Key words: flight control systems; pilot induced oscillation; bandwidth criterion; phase rate criterion; excessive lag

0 引言

飞行员与飞机及其环境间可能出现相互不匹配的情况, 使人机系统失稳, 出现人机耦合振荡现象。飞行员诱发振荡 (Pilot Induced Oscillations, PIO) 是一种不期望的、发散的、非典型的驾驶员 (操纵动作) 与两个或更多个飞机独立变量之间的闭环耦合而产生的振荡^[1-2]。现代高端飞行器无论是航天飞机, 还是先进的高级运输机, 如波音 777、美国第四代 F-22 军用战斗机, 均遭遇过不同程度的 PIO 问题。

飞行员诱发振荡问题的研究开始于 20 世纪 40 年代, 国外在飞行员诱发振荡方面, 以美国为主在理论、仿真实验和试验试飞阶段开展了广泛研究。在研究过程中, 多种 PIO 预测准则被研发, 这些准则主要有: 带宽准则、Neal-Smith 准则、Smith-Geddes 准则、俯仰 PIO 相位滞后准则、Gibson 相位速率准则、增益/相位模板、 ω_{180} /平均相位斜率准则、Gibson 时域准则、描述函数法预测极限环振荡、OLOP 准则、鲁棒稳定性分析方法、同一理论方法等。

PIO 概念大约在 20 世纪 60 年代中后期传入我国, 国内主要以跟踪研究为主, 迄今为止仍处于零散的研究状态。文献[2-3]对驾驶员诱发振荡机理和预测准则进行了大量研究; 文献[4]运用同一理论对飞机飞行品质及 PIO 敏感度进行了研究; 文献[5]运用多

收稿日期: 2013-11-04 修回日期: 2014-02-18

基金项目: 国家自然科学基金(61074007)

作者简介: 孟捷(1982—), 男, 湖南沅陵人, 博士后, 研究方向为飞行控制与飞行仿真。

回路人机控制系统仿真对 II 型 PIO 进行了分析;文献 [6]对作动器速率饱和时的 PIO 抑制方法进行了研究;文献 [7]研究了基于傅里叶变换和模糊逻辑的 APC/PIO 探测方法。

通过系统研究发现,导致 PIO 产生的原因有多种,但归纳起来相关因素大致可分为 3 类:有效飞机动力学特性、飞行员动力学特性、触发激励因素^[1]。在驾驶员诱发振荡研究中,有效飞机动力学是由与飞行员交互的控制环节和飞机动力学环节组成。在有效飞机动力学特性中过度滞后是导致 PIO 的重要原因。过度滞后的主要来源有舵机、滤波器、数字系统时间延迟、机械控制与感觉系统、结构等。通过对国内外 PIO 研究的回顾可以发现过度滞后对 PIO 的影响需要进一步深入研究。

本文构建了适于研究过度滞后的人机系统模型,明确了人机闭环系统不稳定的充分必要条件。在频域内运用定量特性分析法和图形分析法对过度滞后的影响进行了研究。在时域内运用 PIO 时间历程曲线工具对过度滞后与飞行员评分和 PIO 间的关系进行了定量研究。

1 人机系统模型

简化的人机系统模型^[8]如图 1 所示, $Y_p(s)$ 表示飞行员模型, $Y_c(s)$ 表示有效飞机动力学模型, θ 表示飞机输出的俯仰角, θ_0 表示人机系统输入的俯仰角指令,整个人机系统为一个闭环反馈系统。

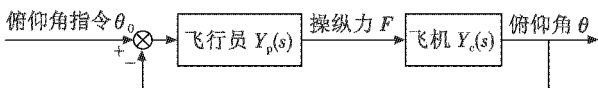


图 1 简化的人机系统模型

Fig. 1 The simplified aircraft-pilot system model

飞行员在特定的飞行任务中通常采用同步控制方式,以最大努力获取对飞机姿态的精确控制。这类飞行任务有空中加油、编队飞行、精确追踪、精确进近、定点着陆、地形跟踪等。此时的飞行员模型是一个单增益,其对正弦运动既无补偿也无附加时间延迟作用。此时飞行员模型为

$$Y_p(s) = K_p \quad (1)$$

为不失一般性,使有效飞机动力学模型涵盖尽可能多的控制环节特性和飞机响应的特性,飞机模型为

$$Y_c(s) = \frac{e^{-\tau_p} \prod_{i=1}^n (T_i s + 1) \prod_{i=1}^m \left[\left(\frac{s}{\omega_i} \right)^2 + \frac{2\zeta_i}{\omega_i} s + 1 \right]}{\prod_{j=1}^p (T_j s + 1) \prod_{j=1}^q \left[\left(\frac{s}{\omega_j} \right)^2 + \frac{2\zeta_j}{\omega_j} s + 1 \right]} \quad (2)$$

在此简化的人机闭环系统模型中,人机系统不稳定的充分必要条件是

$$Y_p(s)Y_c(s) = -1 \quad (3)$$

由于飞行员模型是一个纯增益,所以有效飞机动力学极大影响着人机系统的闭环稳定性。

2 频域内过度滞后影响分析法

2.1 定量特性分析法

利用系统的频率特性曲线来分析系统性能的方法,被称为频域法。频域内通常用有效飞机动力学模型的伯德图和尼柯尔斯图对其基础特性进行分析^[9]。伯德图用来获得中性稳定频率、带宽、延迟时间等重要频域信息。尼柯尔斯图线用来评估人机闭环系统性能,并能分析人机闭环系统的谐振频率。下面以两个典型案例来说明频域内飞机过度滞后的分析方法与步骤。

机型 1 的有效飞机动力学特性为^[10]

$$\frac{\theta(s)}{F(s)} = \frac{4.41 \times 10^7 (0.7)}{(s+0.57)(s+2.3)(s^2+0.6s+26)(s^2+0.7s+75)} \quad (4)$$

式中: (a) 表示 $(s+a)$,为一阶环节; $[\zeta, \omega_n]$ 表示 $(s^2+2\zeta\omega_n s + \omega_n^2)$,为二阶环节。该机型的伯德图和尼柯尔斯图分别如图 2 和图 3 所示。图 2 和图 3 中的实线是幅值曲线,虚线是相角曲线。

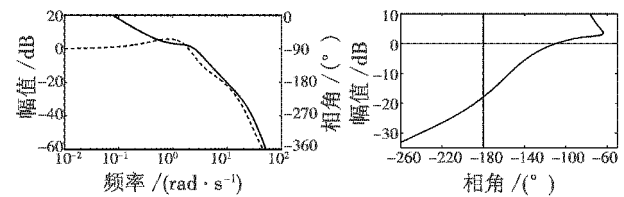


图 2 机型 1 的伯德图

图 3 机型 1 的尼柯尔斯图

Fig. 2 Bode plots for aircraft 1 Fig. 3 Nichols plots for aircraft 1

机型 2 的有效飞机动力学特性为

$$\frac{\theta(s)}{F(s)} = \frac{2.72 \times 10^8 (0.7)}{(s+0.57)(s+2.3)(s^2+0.6s+26)(s^2+0.7s+75)} \cdot \frac{1}{(s+0.7)} \quad (5)$$

该机型的伯德图和尼柯尔斯图分别如图 4 和图 5 所示。

俯仰姿态带宽 ω_{bw} 表示能够闭合人机回路而不威胁稳定性的最高频率范围。根据有效飞机的开环姿态响应伯德图,取相位储备 45°时的频率定义为带宽。

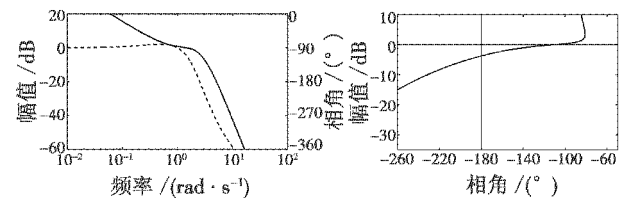


图 4 机型 2 的伯德图

图 5 机型 2 的尼柯尔斯图

Fig. 4 Bode plots for aircraft 2 Fig. 5 Nichols plots for aircraft 2

延迟时间 τ_p 通过伯德图中曲线数据,由式(6)可求得。延迟时间计算式为

$$\tau_p = - \frac{\phi(2\omega_{180}) - \phi(\omega_{180})}{2\omega_{180}} \cdot \frac{\pi}{180} \quad (6)$$

平均相位速率 P_{R180} 也常用来评估飞机过度滞后

的影响,其通常是通过尼柯尔斯图中提供的相关数据求取。平均相位速率相角变化频率范围通常取 $\Delta\omega = 2\omega_{180} - \omega_{180}$ 。平均相位变化率的定义式为

$$P_{R180} = \left. \frac{-d\phi(\omega)}{d\omega} \right|_{\varphi(\omega) = -180^\circ} \quad (7)$$

通过伯德图和尼柯尔斯图,结合式(6)与式(7),可获得机型 1 和机型 2 的频域特性,此频域特性如表 1。

表 1 频域特性结果

Table 1 Result of frequency domain

频域特性	机型 1	机型 2
中性稳定频率 $\omega_n / (\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	8.5	2.5
姿态带宽 $\omega_{bw} / (\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	3.45	0.63
相位延迟时间 τ_p / s	0.053	0.353
峰值比 M_p	0.917	2.23
闭环谐振频率 $(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	2.89	2.34
平均相位速率 $(^\circ) \cdot \text{Hz}^{-1}$	38.2	254

上述测量方法描绘了俯仰姿态特性。姿态带宽、闭环谐振频率特性和峰值比等起到量化无飞行员补偿时闭环人机系统性能的作用。不稳定频率、相位速率和峰值比等反映了存在同步 PIO 可能性的特定区域。

2.2 图形分析法

尽管频域特性测量表提供了一个便利的定量统计摘要,但图形表示法提供了更好的基础以评价通用飞机飞行品质、PIO 可能性或其他特殊问题。对相关问题认识的深入,图示法可获得对问题实质的清晰理解。图示法也是评定可行设计改进的有用工具,以改进性能或缓和 PIO 可能性,或关注能产生 PIO 的某个定量特性。下面就上述两型飞机为案例,对 PIO 预测中常用的带宽准则和平均相位速率准则的两种图形分析法进行阐述^[11]。

带宽准则运用俯仰姿态带宽 ω_{bw} 和时间延迟 τ_p 指标来预测 PIO 的发生。带宽是一种频率度量,低于该频率飞行员能跟随所有指令,高于该频率则不能。飞行员可以跟踪频率接近带宽的指令信号,倘若试图去跟踪频率高于带宽的指令信号,将会导致系统不稳定。如果人机系统能在较宽的频带下飞行,显然,飞机对外界扰动的调节有较优越的性能。机型 1 的带宽约为机型 2 带宽的 5.5 倍,显而易见,机型 1 拥有较机型 2 更强的抗干扰能力。带宽准则的预测结果如图 6 所示。

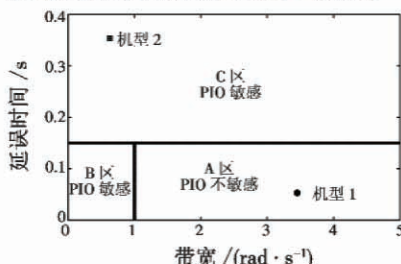


图 6 带宽准则预测结果
Fig. 6 Prediction result of bandwidth criteria

以 ω_{bw} 和 τ_p 为坐标,图 6 可分为 3 个区域:A 区, $\omega_{bw} \geq 1 \text{ rad/s}$ 和 $\tau_p < 0.15 \text{ s}$,PIO 不敏感;B 区, $\omega_{bw} < 1 \text{ rad/s}$,飞机姿态反应较慢,如果 t_{DB} 过度,PIO 敏感;C 区, $\tau_p \geq 0.15 \text{ s}$,系统反应滞后较大,PIO 敏感。

机型 1 由于时间滞后小且带宽足够大,落于 PIO 不敏感的 A 区,说明机型 1 无 PIO 趋势。机型 2 由于延迟时间值过大,落于 PIO 敏感的 C 区,表明机型 2 有强烈的 PIO 趋势。

相位速率准则用相位滞后 180°处频率(ω_{180})附近的平均相位变化率(P_{R180})来预测 PIO 的发生。相位速率准则的预测结果绘于图 7 中。

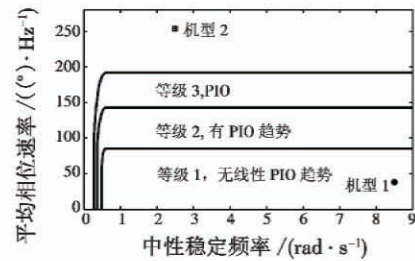


图 7 平均相位速率准则预测结果
Fig. 7 Result of average phase rate criteria

通过结果可以发现机型 1 无 PIO 趋势,结果与带宽准则相一致。机型 2 的平均相位速率已经超过了等级 3 发生 PIO 的准则边界,说明有极大发生 PIO 的可能性。

频域分析法能够清晰地分析 PIO 现象的实质性原因,但其结果不够直观。为直观地对 PIO 现象进行分析研究,下面对时域法进行介绍。

3 时域内过度滞后影响分析法

时域分析法通常运用实际飞行记录数据进行研究分析。但在实际飞行任务中,飞行员普遍惧怕出现 PIO 现象,因此不可能去有意识地探寻它的发生规律。实际飞行中记录的 PIO 事件样本量非常有限,这个特点也使实际飞行中的 PIO 事件数据变得十分宝贵。在这样的情况下,模拟飞行校核实验就是一个实际且有效的研究方法。在模拟飞行校核实验中,不仅期待甚至寻求 PIO 现象出现。模拟飞行校核实验可获得丰富的 PIO 现象数据,这些数据同样具有高度的可靠性和研究价值。其研究结果可作为飞机设计时的可靠依据。下文就以两个典型案例说明在时域内对过度滞后影响的分析。

前文分析中的机型 1 和机型 2 有传递函数数据,简化人机闭环系统中飞行员模型 $K_p = 2.5$,在时域内进行仿真,仿真结果分别如图 8 和图 9 所示。图中虚线表示阶跃输入信号,实线表示人机闭环系统输出的俯仰角。时域仿真发现,在图 8 中机型 1 人机闭环系统的俯仰角输出是收敛的,未发现 PIO 趋势,与频域分析结果相一致。图 9 中的机型 2 人机闭环系统的俯仰角输出是发

散的,未能收敛,此结果与频域分析结果也是一致的。

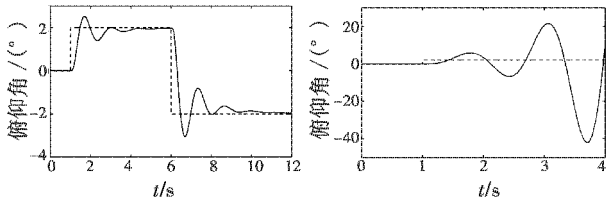


图 8 机型 1 时间历程曲线 图 9 机型 2 时间历程曲线
 Fig.8 Time history curve Fig.9 Time history curve
 for aircraft 1 for aircraft 2

在 PIO 现象历史上,企业号航天飞机执行第一次进近与着陆任务是最具影响力的事件^[12]。此次异常的进近与着陆提供了宝贵的 PIO 数据记录,并促成了对 PIO 现象的广泛研究,事件过程如图 10 所示。

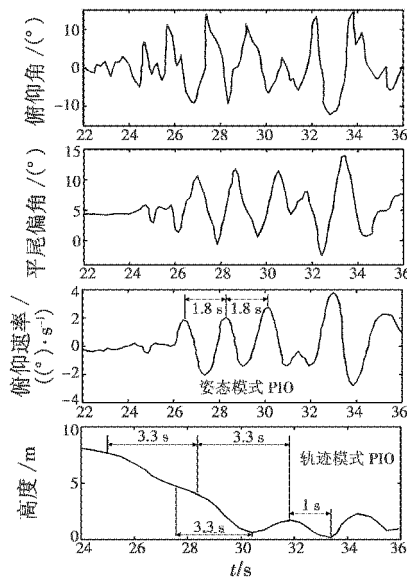


图 10 航天飞机 PIO 时间历程
 Fig.10 Space shuttle orbiter PIO time history

该例 PIO 中存在两个纵向 PIO 模式:一是姿态模式,频率约为 3.5 rad/s;二是轨迹模式,频率约为 1.9 rad/s。尽管航天飞机 PIO 过程的细节非常复杂,但轨迹控制是关键要素。为实现对轨迹回路的控制,需要密集的姿态调整。姿态控制与轨迹控制回路均是闭环,且均接近了它们的稳定边界。因此,尽管姿态模式与轨迹模式交互作用、任务紧急、速率限制发生作用,但 PIO 事件的主因却是飞机有效时间延迟过大。该时间延迟是滤波器、高频飞机模态、舵机动力学和数字系统延迟时间延迟的复合,这些延迟时间加起来约有 0.27 s,此过大的时间延迟导致了 PIO 发生。

F-8 DFBW 飞机时间延迟实验中的 PIO 事件,明确了为避免 PIO 发生,允许的飞机有效延迟时间增量的定量值。F-8 DFBW 飞机在实验中进近接地时,起落架开关切断了法向加速度反馈,杆力梯度移动到高值

区,有效飞机动力学特性改变^[13]。此时,PIO 开始出现并发展,PIO 的时间历程如图 11 所示。由于增稳控制系统自动断开,所以有效飞机动力学延迟时间由飞机本体及实验附加的 100 ms 时间滞后组成。在 PIO 的第二次振荡中飞行员切断了实验附加延迟时间,并恢复了正常的增稳控制系统,使 PIO 得以消除。由该实验可知,飞机构型中的有效时间延迟对飞行员控制有显著影响。基于该实验结果,为避免发生 PIO,100 ms 通常被认为是允许的最大净时间延迟增量。

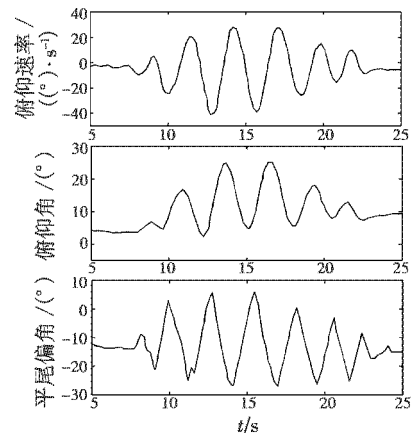


图 11 F-8 DFBW 飞机 PIO 时间历程
 Fig.11 F-8 DFBW PIO time history

为了获得附加延迟时间对飞行员控制影响的一般性规律,并获得可靠的定量数据,在 NASA Dryden 数字电传飞机上进行了一系列相关实验,获得了附加延迟时间与飞行员飞行品质评分间的定量关系,结果如图 12 所示^[14]。图 12 中不同直线是同一机型不同飞控构形和不同实验机型的实验结果。由图可知飞机若要达到一级飞行品质,附加延迟时间不宜超过 0.1 s。这与 F-8 DFBW 飞机时间延迟实验中获得结论相一致。

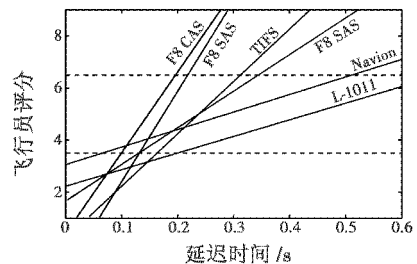


图 12 延迟时间与飞行员评分间关系
 Fig.12 The relation between delay time and pilot rating

4 结束语

本文分别运用频域法与时域法对飞机过度滞后与飞行员诱发振荡间的内在联系进行了定量研究。频域法适合于飞机设计阶段,借助伯德图和尼柯尔斯图等频域分析工具,运用带宽准则和平均相位速率准则等频域 PIO 预测准则,可定量地分析出等效飞机延迟时

间对飞机飞行品质和 PIO 敏感性的影响程度。由于飞行控制系统的复杂性,频域法往往会忽略飞机传感器、舵机动力学特性等附加延迟时间。而时域法可以弥补此不足,通过对 PIO 过程时间历程曲线分析,可获得附加延迟时间与 PIO 发生之间关系的定量值。

参 考 文 献

- [1] 高金源,李陆豫,冯亚昌,等. 飞机飞行品质[M]. 北京:国防工业出版社,2003:154-160.
GAO J Y, LI L Y, FENG Y C, et al. Aircraft flying qualities[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2003: 154-160.
- [2] 冯亚昌,李陆豫. 电传飞机人机闭环系统的诱发振荡[J]. 北京航空航天大学学报,2000,26(1):30-33.
FENG Y C, LI L Y. Induced-oscillation of man-vehicle closed system of FBW aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000, 26(1): 30-33.
- [3] 吴蔚,方振平. 某电传操纵飞机的 II 型 PIO 预测和抑制对策研究[J]. 航空学报,2002,23(3):231-233.
WU W, FANG Z P. Analysis and prediction of pilot-induced oscillation with actuator rate limiting of a fly-by-wire fighter and a method for alleviating PIO [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2002, 23(3): 231-233.
- [4] 熊灵芳,方振平. 用同一理论预测飞机飞行品质和 PIO 敏感性[J]. 北京航空航天大学学报,2004,30(3):227-231.
XIONG L F, FANG Z P. Prediction of aircraft handling qualities and pilot induced oscillation susceptibility using unified theory[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 30(3): 227-231.
- [5] 曲菊香,谭文倩. 双通道人机控制系统中的驾驶员模型识别[J]. 北京航空航天大学学报,2002,28(1):66-69.
QU J X, TAN W Q. Identifying human pilot model in two-axis control task [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(1): 66-69.
- [6] 李建平,杨朝旭,罗欣. 作动器速率饱和时的 PIO 抑制方法[J]. 航空学报,2003,24(3):263-265.
LI J P, YANG Z X, LUO X. Method to prevent pilot-induced-oscillations due to actuator rate limiting [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(3): 263-265.
- [7] 田福礼,高正红,颜世伟. 基于傅立叶变换和模糊逻辑的 APC/PIO 探测方法[J]. 飞行力学,2008,26(3):10-13.
TIAN F L, GAO Z H, YAN S W. APC/PIO detect method based on Fourier transform and fuzzy logic [J]. Flight Dynamics, 2008, 26(3): 10-13.
- [8] 孟捷,徐浩军,武卫. 驾驶员模型对 II 型 PIO 预测影响研究[J]. 系统仿真学报,2009,21(12):3816-3819.
MENG J, XU H J, WU W. Research on prediction of category II PIO affected by pilot model [J]. Journal of System Simulation, 2009, 21(12): 3816-3819.
- [9] GAJIC Z. 线性动态系统与信号[M]. 王立琦,韩崇昭,译. 西安:西安交通大学出版社,2004:478-509.
GAJIC Z. Linear dynamic systems and signals [M]. Translated by WANG L Q, HAN C Z. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2004: 478-509.
- [10] SMITH R E. Effects of control system dynamics on fighter approach and landing longitudinal flying qualities [R]. America: AFFDL-TR-122, 1978.
- [11] 孟捷,徐浩军,朱亚明. 驾驶员诱发振荡预测方法应用研究[J]. 飞行力学,2009,27(1):15-19.
MENG J, XU H J, ZHU Y M. Research on pilot induced oscillation prediction method and its application [J]. Flight Dynamics, 2009, 27(1): 15-19.
- [12] ASHKENAS I L, HOH R H, TEPER G L. Analysis of shuttle orbiter approach and landing [J]. Guidance Control and Dynamics, 1983, 6(6): 448-455.
- [13] BERRY D T, POWERS B G, SZALAI K J, et al. In-flight evaluation of control system pure time delays [J]. Journal of Aircraft, 1982, 19(4): 318-323.
- [14] KLYDE D H, MITCHELL D G, ASHKENAS I L. Proposed time delay limits for DFBW transports in precision landing [R]. America: TR-1284-1, 1993.
- [14] 赵晓哲,沈洽河. 海军作战数学模型[M]. 北京:国防工业出版社,2004:40-41.
ZHAO X Z, SHEN Z H. Navy operational mathematic model [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2004: 40-41.
- [15] MK-48 Torpedo [DB/OL]. [2013-12-20]. <http://www.fas.org/man/dod-101/sys/ship/weaps/mk-48.htm>. 2011.

(上接第 24 页)

WU F, YANG R J, SANG C L. Building and simulating definite second time submarine search models of dipping sonar based on transcendental target moving course [J]. Journal of System Simulation, 2009, 21(20): 6630-6633.

- [13] 孙明太. 航空反潜战术[M]. 北京:军事科学出版社, 2003.
SUN M T. Air antisubmarine tactical [M]. Beijing: Mili-