

文章编号:1674-8190(2018)01-028-07

基于人机闭环稳定性的舵机速率限制边界

刘艳,高正红,张星雨

(西北工业大学 航空学院,西安 710072)

摘要:舵机速率限制是造成电传操纵飞机人机耦合的主要原因。利用描述函数法对舵机速率限制非线性进行建模,分析舵机速率限制非线性、人机耦合发生频率及人机闭环稳定性间的关系,并基于此提出舵机速率边界的确定方法;以典型放宽静稳定性飞机为例,基于最优 McRuer 驾驶员模型,确定人机闭环稳定性所需的最小舵机偏转速率;基于开环起始点(OLOP)准则对所确定的速率限制边界进行验证。结果表明:本文提出的舵机速率边界的确定方法最小成本地避免了人机耦合;所确定的舵机速率限制边界与 OLOP 准则边界对应的舵机速率基本吻合,即所建立的舵机速率限制边界确定方法合理。

关键词: 人机耦合; 人机系统; 速率限制; 描述函数; 发生频率

中图分类号: V212.1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2018.01.004

Actuator Rate Limiting Boundary Based on Pilot-vehicle System Stability Requirements

Liu Yan, Gao Zhenghong, Zhang Xingyu

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Actuator rate limiting is the primary course of aircraft pilot coupling(APC) for fly-by-wire(FBW) aircraft. The actuator rate limiting is modeled by describing function. The relationships between actuator rate limiting, APC onset frequency and PVS closed-loop stability are analyzed. On the basis of this, an actuator rate limiting boundary determining method is proposed. A relaxed static stability(RSS) aircraft is taken as an example, based on the optimized McRuer pilot model, the longitudinal actuator rate limiting boundary that can ensure the closed-loop stability is determined. The open loop onset point(OLOP) criterion evaluating results shows that the method can avoid APC with minimum cost and the determined actuator rate limiting boundary coincides with the actuator rate corresponds to OLOP criterion boundary, indicating that the proposed rate limiting boundary determining method is reasonable.

Key words: aircraft pilot coupling; pilot vehicle system; rate limiting; describing function; onset frequency

0 引言

飞机的人机耦合(Aircraft Pilot Coupling,简称 APC)现象,是由非正常的飞机与驾驶员动力学特性相互影响,使得人机系统闭环失稳而产生的持续、不可控、严重威胁飞行安全的振荡或发散

现象^[1]。

现代飞机普遍采用了电传操纵系统,其操纵面由舵机驱动偏转。舵机的偏转速率取决于其功率,当偏转指令超出舵机偏转能力时,就会产生舵机速率限制。对于广泛采用主动控制与放宽静稳定性技术的现代飞机来说,操纵面尺寸更小,舵机偏转压力更大,舵机速率限制问题尤为突出^[2]。

舵机速率限制非线性会带来可观的相位滞后与幅值衰减^[3],是现代电传飞机发生 APC 的主要诱因,几乎所有的电传操纵飞机,包括 F-16、F-18、JAS-39、F-22、C-17、B-2、A-320 等,都发生过由舵

收稿日期:2017-12-19; 修回日期:2018-01-13

基金项目:航天科学技术基金

通信作者:刘艳,lunarliuyan@nwpu.edu.cn

机速率限制造成的严重 APC 事件^[1,4]。

舵机偏转速率取决于其功率,因此避免由此发生 APC 的最直接方法是提高舵机功率,但这也意味着技术难度、研制成本及重量的增加,为总体设计阶段的舵机选型带来了困难,亟需一种确定人机闭环系统稳定所需最小舵机偏转速率的方法,以最小的代价避免 APC 的发生、提高研制效率。

国内外针对由舵机速率限制诱发的 II 类 PIO 已开展了大量研究,包括影响机理^[1,5]、评估准则^[3,6]、抑制方法^[7-8]及人机闭环稳定域^[9]等,但尚无公开文献明确给出适合总体设计阶段确定舵机速率边界的方法。开环起始点(Open Loop Onset Point, 简称 OLOP)准则^[3]与 Neal-Smith 时域(Time Domain Neal-Smith, 简称 TDNS)准则^[6]均可通过评估不同舵机速率下的 APC/PIO 趋势试凑出人机闭环稳定所需的最小舵机速率;但 OLOP 方法使用的是纯增益驾驶员模型,不能充分体现驾驶员的操纵特性;TDNS 方法使用的虽是最优 McRuer 驾驶员模型,但存在计算量大、局部最优解与阈值选取问题。

本文基于描述函数分析舵机速率限制非线性对人机闭环系统稳定性的影响规律,建立舵机速率限制边界的确定方法,并通过 OLOP 准则对所建立的方法进行验证。

1 非线性舵机模型

1.1 舵机模型

典型舵回路如图 1 所示,由舵机、放大器及反馈元件组成^[10]。

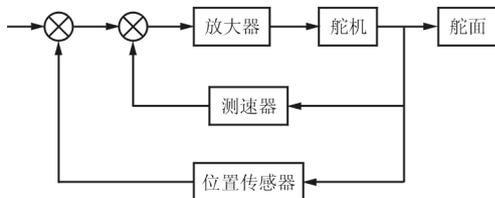


图 1 舵回路示意图

Fig. 1 Schematic of actuator circuit

舵面偏转速率由测速器测量并反馈给放大器以增加舵回路的阻尼;舵机偏转角度则由位置传感器测量并反馈到输入端,以保证精确控制舵机偏

角。因此舵回路特性可用典型二阶振荡环节表示,由于其固有频率远高于飞机的带宽,可近似用一阶惯性环节表示:

$$G_a(s) = \frac{1}{T_a s + 1} \quad (1)$$

简化的舵机模型可用带速率限制的一阶惯性环节描述^[3,11],如图 2 所示。图中,δ_c 为舵机偏转指令信号;δ 为偏转输出信号;e 为误差信号;ω_a 为舵机带宽;V_L 为速率限制;e_L = V_L / ω_a 为饱和点。

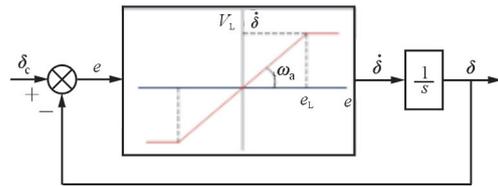


图 2 简化的舵机模型

Fig. 2 Simplified actuator model

1.2 非线性描述函数

如果非线性元件的输入是正弦信号,其输出通常未按照正弦变化,但是与输入信号周期相同的周期函数。按照傅里叶级数概念,输出信号可分解为与输入信号相同频率的一次谐波和 n 次谐波。

在工程实际中,非线性元件输出信号的高次谐波分量幅值通常远小于一次谐波,加之大部分控制元件都是低通滤波器,因此可以用输出信号的一次谐波分量来近似此元件的输出特性,即所谓的描述函数^[10]。

假设非线性元件的输入信号按照正弦变化:

$$x(t) = X \sin \omega t \quad (2)$$

则输出信号可分解为与输入信号相同频率的一次谐波与 n 倍频率高次谐波之和:

$$y(t) = A_0 + \sum_{n=1}^{\infty} Y_n \sin(n\omega t + \phi_n) \quad (3)$$

$$y_1 = A_1 \cos \omega t + B_1 \sin \omega t \quad (4)$$

式中:y_1 为输出信号的一次谐波分量。

其一次谐波分量即为此元件的描述函数:

$$N = \frac{Y_1}{X} \angle \phi_1 \quad (5)$$

式中:N 为非线性元件的描述函数;X 为正弦输入信号的幅值;Y_1 为输出信号的一次谐波分量振幅, Y_1 = \sqrt{A_1^2 + B_1^2}, A_1 和 B_1 分别为输出函数的傅立

叶级数基波项系数; ϕ_1 为输出信号一次谐波分量的相位, $\phi_1 = \arctan \frac{A_1}{B_1}$ 。

1.3 速率限制非线性的描述函数

速率限制的输入与输出特性如图 3 所示, 如果输入为正弦波, 其输出则接近三角波。

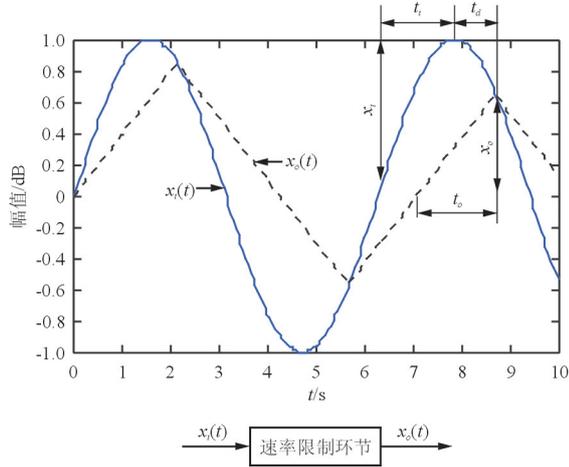


图 3 速率限制的输入与输出特性
Fig. 3 Input and output of rate limiting

假设速率限制非线性的正弦输入为

$$x_i(t) = x_i \sin \omega t \quad (6)$$

根据文献[3,12]中的推导过程可得到速率限制的描述函数:

$$N(j\omega, \omega_{\text{onset}}) = \frac{\pi}{4} \frac{V_L}{A\omega} e^{-j\cos^{-1}\left(\frac{\pi V_L}{2A\omega}\right)} \quad (7)$$

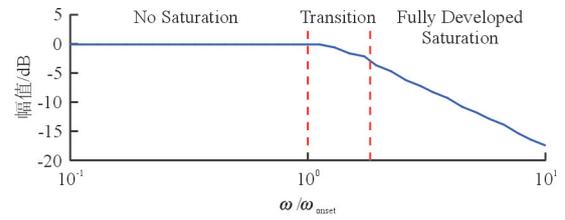
式中: V_L 为舵机速率限制值; A 为输入信号幅值; $\omega_{\text{onset}} = V_L/A$ 为发生频率。

该描述函数是基于正弦输入/三角输出假设得到, 故仅适用于舵机速率完全饱和的情况, 即 $\omega > 1.862 \omega_{\text{onset}}$ [12]; $\omega < \omega_{\text{onset}}$ 时, 舵机速率未发生饱和; $\omega_{\text{onset}} < \omega < 1.862 \omega_{\text{onset}}$ 时, 舵机速率未完全饱和, 无法使用式(7)中的描述函数, 可采用以下经验公式确定速率限制环节的幅值与相位 [12]:

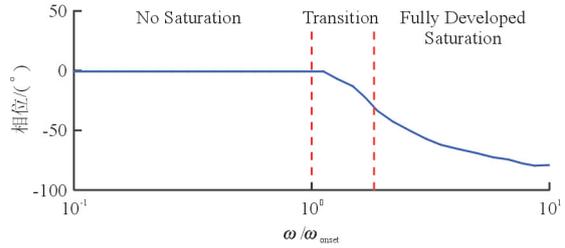
$$\begin{cases} A = 0.290 8x^3 - 1.439 6x^2 + 1.923 2x + 0.223 \\ \phi_N = 0.528 0x^3 - 2.621 3x^2 + 3.505 6x - 1.417 1 \end{cases} \quad (8)$$

式中: $x = \omega/\omega_{\text{onset}}$, $x \in [1, 1.862]$ 。

$\omega_{\text{onset}} = 1$ 时速率限制描述函数的 bode 图如图 4 所示。



(a) 幅值图



(b) 相位图

图 4 舵机速率限制的 Bode 图

Fig. 4 Bode plot of actuator rate limiting

从图 4 可以看出: 当系统频率 $\omega < \omega_{\text{onset}}$ 时, 未发生速率限制, 系统的幅值与相位未发生变化; 当 $\omega_{\text{onset}} < \omega < 1.862 \omega_{\text{onset}}$ 时, 速率限制开始发生但未完全饱和, 幅值相位均有小幅下降; 当 $\omega > 1.862 \omega_{\text{onset}}$ 时, 舵机速率完全饱和, 幅值与相位均显著下降。

在飞机正常频率范围(1.5~3.5 rad/s)内, 舵机速率限制带来的相位滞后最大可达 $60^\circ \sim 80^\circ$, 导致系统的相位裕度减小, 甚至不稳定。

2 速率限制边界

2.1 非线性稳定准则

带舵机速率限制非线性的人机闭环系统如图 5 所示。



图 5 非线性人机闭环系统示意图

Fig. 5 Closed-loop PVS with nonlinear element

其特征方程为

$$1 + Y_p N G(s) = 0 \quad (9)$$

假设舵机速率非线性的描述函数为 $N(A, \omega)$, 飞机线性部分传递函数为 $G(j\omega)$, 驾驶员模型传递函数为 $Y_p(j\omega)$, 则闭环系统发生持续振荡的条

件为

$$1 + Y_p(j\omega)N(A,\omega)G(j\omega) = 0 \quad (10)$$

或

$$G(j\omega)Y_p(j\omega) = \frac{1}{N(A,\omega)} \quad (11)$$

将线性 Nyquist 判据^[13]扩展到非线性,可利用 $G(j\omega)Y_p(j\omega)$ 与 $-1/N(A,\omega)$ 曲线的相对位置关系判断非线性系统的稳定性,即所谓的负倒描述函数法:

(1) 如果 $-1/N(A,\omega)$ 曲线没有被 $G(j\omega) \cdot Y_p(j\omega)$ 曲线包围,如图 6 所示,则系统稳定。

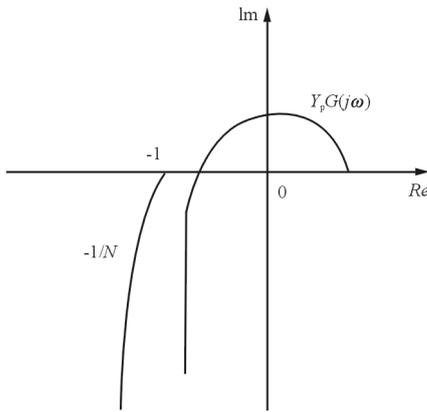


图 6 稳定系统的 Nyquist 图

Fig. 6 Nyquist chart of a stable system

(2) 如果 $-1/N(A,\omega)$ 曲线被 $G(j\omega)Y_p(j\omega)$ 曲线包围,如图 7 所示,则系统不稳定。

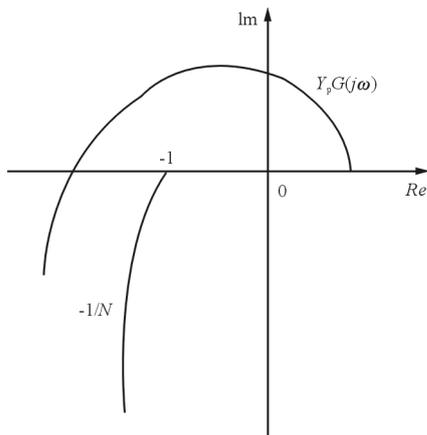


图 7 不稳定系统的 Nyquist 图

Fig. 7 Nyquist chart of an unstable system

(3) 如果两曲线相交,如图 8 所示,则系统会出现持续振荡;二者交点即为闭环振荡对应的 ω/ω_{onset} 。

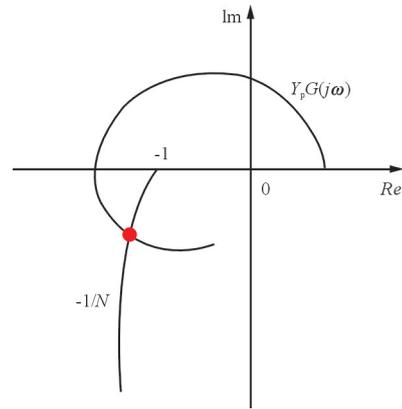


图 8 振荡系统的 Nyquist 图

Fig. 8 Nyquist chart of an oscillatory system

根据式(7)可以绘制舵机速率限制非线性的负倒描述函数,如图 9 所示。

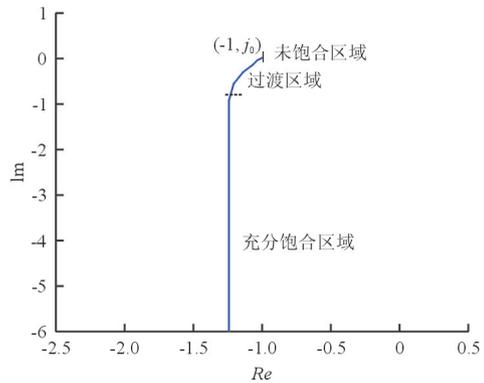


图 9 速率限制的负倒描述函数 Nyquist 图

Fig. 9 Nyquist Chart of $-1/N$ of rate limiting

从图 9 可以看出:当 $\omega < \omega_{onset}$ 时,舵机未发生速率限制,描述函数幅值为 1,相位为 0,其负倒描述函数的 Nyquist 坐标为 $(-1, j_0)$;随着 ω 的增加,尤其是 $\omega > 1.862\omega_{onset}$ 后,其负倒描述函数的幅值与相位均增加,相应的 Nyquist 坐标向左下方移动。 ω_{onset} 越高,发生速率限制及与线性部分相交所对应的 ω 越高,闭环系统越不容易失稳。

2.2 驾驶员模型

本文使用的驾驶员模型为 McRuer 模型^[5]

$$Y_p = K_p \frac{T_L s + 1}{T_1 s + 1} e^{-\tau_p s} \quad (12)$$

式中: K_p 为驾驶员模型的增益; τ_p 为驾驶员时间延迟,通常取为 0.15~0.25 s; T_L 和 T_1 为驾驶员提供的超前与滞后补偿时间。

3.2 俯仰操纵面舵机速率边界

本文用于确定驾驶员模型参数的目标跟踪时间 D 取为 1.4 s , 驾驶员模型的时间延迟项 τ_p 取为 0.2 s , 根据文献[14]中的方法可以得到驾驶员模型参数为 $K_p=2.03, T_L=0.15\text{ s}, T_I=0$ 。由此可以得到俯仰通道的 Nyquist 图(如图 12 所示), $-1/N(A, \omega)$ 曲线与 $G(j\omega)Y_p(j\omega)$ 曲线交点对应的 $\omega/\omega_{\text{onset}}$ 为 2.2551 。

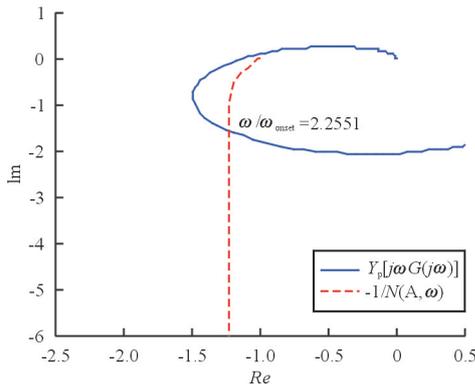


图 12 俯仰通道的 Nyquist 图

Fig. 12 Nyquist chart for the longitudinal system

闭环稳定所需要的最小 ω_{onset}

$$\omega_{\text{onset_min}} = \frac{3.0588}{2.2551} = 1.356$$

由俯仰操纵面的最大偏转角 $A=20^\circ$ 可以得到

$$V_{L\text{min}} = 1.356 \times 20 = 27.1^\circ/\text{s}$$

3.3 OLOP 准则验证

不同舵机速率下, 采用文献[3]中方法确定的该飞机 OLOP 准则评估结果如图 13 所示。

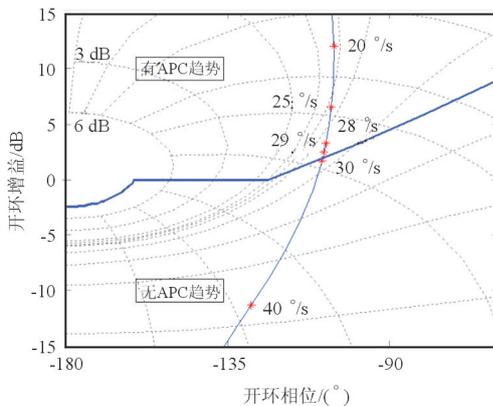


图 13 不同舵机速率下的 OLOP

Fig. 13 OLOP of different actuator rate limiting

从图 13 可以看出: 当舵机速率较小时, 算例飞机的 OLOP 位于边界之上, 速率饱和产生的相位滞后会引入闭环幅值的显著增大, 从而激发出更强的速率饱和, 导致相位滞后的进一步增加, 最终导致闭环失稳; 随着舵机速率的增加, 算例飞机的 OLOP 呈向下方移动趋势, 此时相位滞后增加所导致的闭环幅值的增幅逐渐减小, 系统的闭环稳定性逐渐增加。

系统的 Nichols 曲线与 OLOP 准则稳定边界交点所对应的舵机速率, 即舵机速率边界为 $29 \sim 30^\circ/\text{s}$, 与本文所建立方法确定的 $27.1^\circ/\text{s}$ 极为接近。

造成二者误差的主要原因是: OLOP 准则使用的模型为纯增益模型; 本文所建立方法使用的是包含最优驾驶员增益、超前补偿和时间延迟的 McRuer 模型。最优增益与超前补偿均可以提高闭环系统稳定性, 时间延迟项则会一定程度降低系统稳定性; 在三者共同作用下, 使用 McRuer 模型的人机闭环系统比使用纯增益模型更稳定, 因此所确定的最小舵机速率略小于 OLOP 准则确定的结果。

4 结论

(1) 本文提出的舵机速率边界的确定方法最小成本的避免了人机耦合。该方法确定的舵机速率与 OLOP 边界对应的舵机速率极为接近, OLOP 准则的结果略高于所确定的限制边界。

(2) 本文所提出的方法可为总体设计阶段的舵机选型提供参考, 在实际使用时还应充分考虑不同飞行任务、状态及飞机构型带来的影响。

(3) 不同设计阶段由于可获得的数据详细程度不同, 所面临的 APC/PIO 问题也不尽相同, 在后续的详细设计、原型机试制与试飞阶段, 可能会不断出现新的 APC/PIO 问题, 还需开展相应的准则与试飞评估、抑制甚至实时探测研究。

参考文献

[1] Committee on the Effects of Aircraft-pilot Coupling on Flight Safety. Aviation safety and pilot control [M]. Washington: National Academy Press, 1997: 14-15.
 [2] David G Mitchell, Roger H Hoh, Bimal L Aponso. Proposed incorporation of mission-oriented flying qualities into MIL-STD-1797A[R]. WL-TR-94-3162, 1994: 67-68.

- [3] Holger Duda. Prediction of pilot-in-the-loop oscillations due to rate saturation[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1997, 20(3): 581-585.
- [4] David Mitchell, David Klyde. Testing for pilot induced oscillation[C]. AIAA-2005-5811, 2005.
- [5] 高金源, 李陆豫, 冯亚昌. 飞机飞行品质[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003: 262-267.
Gao Jinyuan, Li Luyu, Feng Yachang. Airplane flight dynamics[M]. Beijing: National Defense Technology Press, 2003: 262-267. (in Chinese)
- [6] Randall E Bailey, Timothy J Bidlack. A quantitative criterion for pilot-induced oscillations-Time domain Neal-Smith criterion[C]. AIAA-96-3434, 1996.
- [7] Donald A Johnson. Suppression of pilot-induced oscillation [D]. USA: Air Force Institute of Technology, 2002.
- [8] Lars Rundaqwist, Robert Hillgren. Phase compensation of rate limiters in JAS 39 Gripen[C]. AIAA-96-3368, 1996.
- [9] 曹启蒙, 李颖晖, 徐浩军. 考虑作动器速率饱和的人机闭环系统稳定域[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 39(2): 215-219.
Cao Qimeng, Li Yinghui, Xu Haojun. Stability region for closed-loop pilot-vehicle system with actuator rate saturation[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2013, 39(2): 215-219. (in Chinese)
- [10] 高浩, 朱培申, 高正红. 高等飞行动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2004: 182-185.
Gao Hao, Zhu Peishen, Gao Zhenghong: Advanced flight dynamics[M]. Beijing: National Defense Technology Press, 2004: 182-185. (in Chinese)
- [11] 孟捷, 徐浩军, 刘东亮. 基于描述函数法的速率限制环节特性研究[J]. 飞行力学, 2009, 27(3): 20-23.
Meng Jie, Xu Haojun, Liu Dongliang. Research on the characteristic of rate limiting element based on describing function method[J]. *Flight Dynamics*, 2009, 27(3): 20-23. (in Chinese)
- [12] Joel B Witte. An investigation relating longitudinal pilot-induced oscillation tendency rating to describing function predictions for rate-limited actuators[D]. USA: Air Force Institute of Technology, 2004.
- [13] Katsuhiko Ogata. Modern control engineering[M]. 5th ed. USA: Prentice Hall, 2010: 440-467.
- [14] 赵志忠, 刘艳, 高正红. 基于序列二次规划的PIO易感性时域评估方法[J]. 飞行力学, 2010, 28(4): 1-4.
Zhao Zhizhong, Liu Yan, Gao Zhenghong. PIO susceptibility evaluation approach based on sequential quadratic programming[J]. *Flight Dynamics*, 2010, 28(4): 1-4. (in Chinese)

作者简介:

刘艳(1981—),女,博士,讲师。主要研究方向:飞行动力学与控制。

高正红(1960—),女,教授,博导。主要研究方向:飞行器气动优化设计、飞行动力学与控制。

张星雨(1991—),男,博士研究生。主要研究方向:飞行动力学与控制。

(编辑:赵毓梅)

(上接第8页)

- [28] Yang T, Wang X, Yao B, et al. Small moving vehicle detection in a satellite video of an urban area[J]. *Sensors*, 16(9): 1528.
- [29] Zhu Y, Zhang C, Zhou D, et al. Traffic sign detection and recognition using fully convolutional network guided proposals[J]. *Neurocomputing*, 2016, 214: 758-766.

作者简介:

张静(1989—),女,硕士,助教。主要研究方向:导航、制导与控制技术。

张科(1968—),男,博士,教授。主要研究方向:导航、制导与控制技术。

王靖宇(1985—),男,博士,讲师。主要研究方向:导航、制导与控制技术。

吕梅柏(1982—),男,博士,副教授。主要研究方向:导航、制导与控制技术。

王佩(1983—),男,博士,助理研究员。主要研究方向:导航、制导与控制技术。

(编辑:马文静)