

着舰过程中风切变对 PIO 的影响

王子健 曲志刚 周思羽

(海军航空工程学院青岛校区航空仪电控制系, 青岛, 266041)

摘要:研究了舰尾风场作用下的舰载机着舰安全性问题。建立了风切变影响下的舰载机模型,研究了风切变在舰载机着舰过程中对驾驶员诱发振荡(Pilot Induced Oscillation, PIO)的影响,研究了重新构型的舵机速率限制器在舰尾风场环境中对 PIO 的抑制作用。仿真结果表明,舰载机在着舰下滑过程中风切变对 PIO 的影响有限,但会使舰载机突然出现短暂的“点头”现象,导致驾驶员以高增益操纵飞机,造成作动器速率达到饱和,从而诱发 PIO。采用带反馈及旁通的舵机速率限制器与速率限制器前置滤波器相配合,对由飞机操纵系统中的非线性特性引发的 PIO 有较好的抑制效果。

关键词:风切变;舰载机;驾驶员诱发振荡;舵机速率限制器

中图分类号: TN958 **文献标志码:** A **文章编号:** 1005-2615(2017)S-0119-06

Effect of Wind Shear on PIO During Landing

WANG Zijian, QU Zhigang, ZHOU Siyu

(Instrument & Electric Control of Aviation Institute, Naval Aeronautical Engineering Institute Qingdao Branch, Qingdao, 266041, China)

Abstract: The aircraft landing safety problem under the action of the stern wind field is studied. The aircraft model under the influence of wind shear is established and the effect of wind shear on PIO during landing is studied. Then a new type of actuator rate limiter is designed, and its inhibitory effect on PIO in the stern wind field environment is studied. Simulation results show that in the process of landing wind shear have limited effect on PIO, but the aircraft suddenly appeared short "nod" phenomenon, which lead to control with high gain. Therefore the actuator saturation is caused, and PIO is induced. The methods which combine feedback and bypass of the actuator rate limiter with the rate limiter pre-filter have prominent effect on suppression of PIO caused by the nonlinear characteristics in aircraft control system.

Key words: wind shear; carrier-based aircraft; pilot induced oscillation(PIO); actuator rate limiter

航母在海面上行驶,舰尾部极易产生各种紊流,如低空风切变、湍流、升降气流和热带气旋等。这些紊流直接导致舰载机周围气流场的突变,使得舰载机在下滑着舰时的航迹以及姿态受到较大的干扰,给舰载机着舰工作带来安全隐患^[1]。因此,舰尾风场的影响是舰载机着舰安全性研究的重点内容之一。

对于航母舰尾风场的研究,国内外的学者们进

行了大量的仿真建模和计算分析。文献[2]通过对舰船甲板以及上层建筑进行建模,定性和定量地评估了舰面湍流对于飞机进近和着舰过程的影响。文献[3]研究了垂向风引起的进场舰载机轨迹方向上的力瞬变,提出了量化舰载机地速扰动的表达式和优化线性模型参数。文献[4]在研究舰尾气流扰动对舰载机着舰影响时,对雄鸡尾流的抑制作了相关的尝试。文献[5]建立了飞机着舰下滑穿越舰尾

收稿日期: 2017-05-15; **修订日期:** 2017-06-20

通信作者: 王子健,男,硕士,讲师,研究方向:飞行控制。

引用格式: 王子健,曲志刚,周思羽. 着舰过程中风切变对 PIO 的影响[J]. 南京航空航天大学学报,2017,49(S):. WANG Zijian, QU Zhigang, ZHOU Siyu. Effect of wind shear on PIO during landing[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2017, 49(S):.

流的 6 自由度飞行动力学模型,并引入舰尾流数学模型,对下滑着舰过程进行了动态仿真。可以看出,目前国内外的研究大多集中于舰尾风场对飞机的影响,而对人为因素的影响研究并不多见。在着舰过程中,当遇到突变的气流影响时,驾驶员会由于紧张而以高增益操纵飞机,造成作动器速率达到饱和,从而导致驾驶员诱发振荡 (Pilot induced oscillation, PIO)。

鉴于此,本文将研究对于飞机纵向稳定性影响较大的风切变在舰载机着舰过程中对 PIO 的影响。

1 风切变影响下的舰载机建模

1.1 舰尾风场

风速是一个矢量,除了有速率以外还有方向性,因此风切变就可以简单地定义为空间两点之间风矢量的差异。空间的这两点即可以取在一条水平线内,也可以取在一条垂直线内。舰载机在着舰过程中所遇到的是垂直的风切变,其表现形式为稳态尾流^[6]。

稳态尾流,通常称为“雄鸡尾流”或“紊流”,这种尾流是由于航空母舰迎风行驶时,空气从平坦舰突流出造成的。在垂直方向,形成了一种特有的雄鸡尾形状的风场,它与风向及距舰突的距离有关^[7]。在靠近舰突处是向下的有效力,随着距舰突距离的增加,向下的力按距离的函数关系减小,并且在此之前,改变成向上的力,在改变点就形成了垂直的风切变^[8],如图 1 所示。

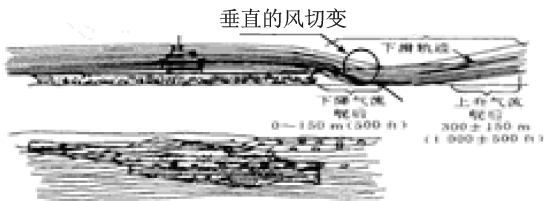


图 1 雄鸡尾流的形成

Fig. 1 Formation of Cock Tail

舰尾流稳态分量由航母尾流的静态分量组成,如图 2 所示^[9]。

图中 u_2, w_2 分别为水平分量和垂直分量, V_{wod} 为甲板风速。舰体坐标系原点在舰船纵摇中心处, $O_s x_s$ 向前为正,向后为负。垂直风速分量 w_2 从距舰尾约 $-750 \text{ m} \sim -260 \text{ m}$ 处为上洗气流,从 -260 m 处到舰尾为下洗气流。

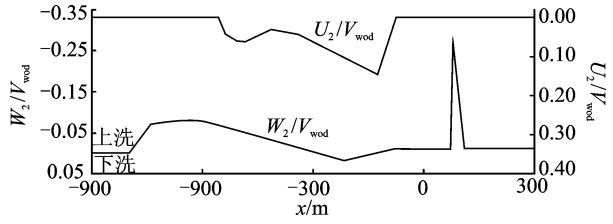


图 2 舰尾流稳态分量

Fig. 2 Stabilization turbulence of Cock Tail

1.2 舰载机数学模型

风切变对舰载机的影响如图 3 所示。其中 V_A 为飞机未受风切变影响下的初始空速,受到垂直风切变 V_d 扰动后,实际空速变为 V_B ,舰载机的航迹角也由原来的 μ_A 变为 μ_B ^[10]。

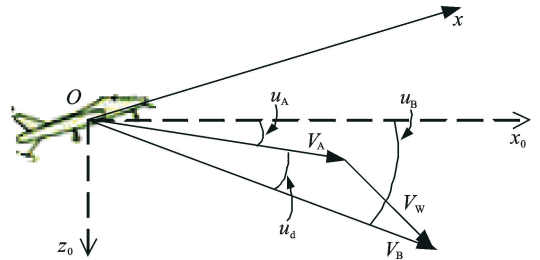


图 3 垂直风切变对舰载机航迹的影响

Fig. 3 Effect of perpendicularity wind turbulence to patch of carrier plane

由图 3 可以得到垂直风切变航迹角的表达式为

$$\mu_d = \mu_B - \mu_A = \arctan\left(\frac{V_A \sin \mu_A + w_d}{V_A \cos \mu_A + w_d}\right) - \mu_A$$

式中航迹角的单位均为 rad。

为了研究舰载机在受到垂直风切变影响后的运动特性,需将垂直风切变航迹角 μ_d 引入舰载机动力学方程中,得到小扰动方程为

$$\begin{cases} \dot{X}_d = A_d X_d + B_d U_d \\ Y_d = C_d X_d + D_d U_d \end{cases}$$

式中,状态向量 $X_d = [\Delta V, \Delta \alpha, \Delta \theta, \Delta q, \Delta H]^T$,控制向量 $U_d = [\delta_z, \delta_p, \mu_d]^T$,输出向量 $Y_d = [\Delta \mu, \Delta n_y, \Delta V, \Delta \alpha, \Delta \theta, \Delta q, \Delta H]^T$ 。其中, $\Delta \mu$ 为扰动航迹角, Δn_y 为扰动纵向过载。以某型舰载机为模型,其状态空间方程各矩阵数据为

$$A_d = \begin{bmatrix} -0.070 5 & 3.325 0 & -9.821 0 & 0 & -0.000 1 \\ -0.004 4 & -0.343 0 & 0 & 0.991 3 & 0.000 1 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0.000 3 & -1.166 0 & 0 & -0.254 4 & 0 \\ 0 & -70 & 70 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

$$B_d = \begin{bmatrix} 0.8470 & 16.2120 & 3.3250 \\ -0.0721 & -0.0338 & -0.3430 \\ 0 & 0 & 0 \\ -1.8150 & 0.0023 & -1.1660 \\ 0 & 0 & -70 \end{bmatrix}$$

$$C_d = \begin{bmatrix} 0 & -1 & 1 & 0 & 0 \\ 0.3112 & 0.3431 & 0 & 0.0087 & -0.0010 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$D_d = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -1 \\ 0.0721 & 0.0338 & 0.3430 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

2 舵机速率限制器构型设计

现代飞机的 PIO 事故与飞机操纵系统中存在的滞后和各种非线性特性有很大关系,而舵机速率限制和驾驶员是操纵系统中存在的主要的非线性因素。在实际中,当输入的控制指令超过控制面舵机的液压或机械能力时,就发生了舵机速率限制,几乎所有有记录的严重 PIO 事件都表现为速率限制。因此找到一种能够有效抑制 PIO 的舵机速率限制器构型,对于提高舰载机的着舰安全性十分必要。

舵机速率限制被视为 PIO 的主要诱因,其原因为:(1)由于速率限制,当系统输入达到饱和时,舵面输出会引起“人-机”闭环系统中突然出现相位滞后或延迟,这样就破坏了系统的闭环稳定性,形成所谓的飞行品质悬崖(Flying qualities cliff),造成飞机的驾驶特性突然恶化,并最终可能导致 PIO 的发生。(2)由于舵机速率限制使得闭环系统输出的幅值减小,驾驶员通常会将这种输出幅值的减小看成是控制效果的降低,所以就可能加大控制输入,从而导致 PIO 的发生。

2.1 带反馈及旁通的舵机速率限制器

为了提高飞机对 PIO 的抑制能力,关键是要减少系统延迟和避免进入饱和区,办法之一就是采用带反馈及旁通的速率限制器^[11],如图 4 所示。

图 4 中, δ_c 为舵面偏转角指令输入信号; δ 为舵面偏转角输出信号; δ_e 为偏差信号; ω_a 为舵机

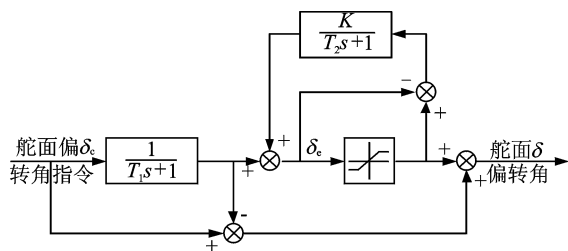


图 4 带反馈及旁通的舵机速率限制器

Fig. 4 Feedback and by-pass rate limiter model

带宽; V_L 为速率限制上限; $e_L (e_L = V_L/\omega_a)$ 为饱和点。

图 5 所示为带反馈及旁通的舵机速率限制器在 Matlab-Simulink 环境下仿真的时间响应图,输入信号的幅值 $A=1$, 频率 $\omega=3$ rad/s, 即 $\delta_c(t) = \sin(3\omega t)$ 。

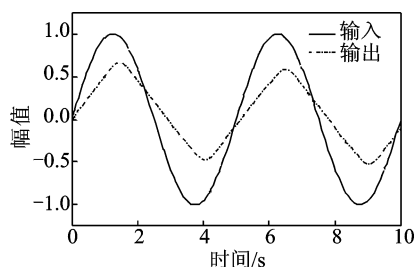


图 5 带反馈及旁通的舵机速率限制器的时间响应

Fig. 5 Time response of feedback and by-pass rate limiter

由图 5 可以看出带反馈及旁通的舵机速率限制器可有效地减小飞控系统中由于舵机速率限制带来的时延问题。解决时延和相位滞后问题的另一种方法,可以在舵机前放置一个前置滤波器,这样也可以达到保持舵机输出相位与指令输入相位一致的目的。

2.2 速率限制器前置滤波器

速率限制器前置滤波器的设计思想就是要消除输出指令与输入指令之间的偏差,并降低对噪声的敏感度。本文采用如图 6 所示的速率限制器前置滤波器来消除指令输入前后的相位偏差和噪声的逻辑变换特性^[12]。

此种速率限制器前置滤波器在操纵过程中采用了重置积分器来快速消除由速率限制引起的偏差,将操纵结束时的偏差限制到最小程度。且用于转换开关的噪声滤波可以离线进行,以避免由噪声滤波器造成的输入信号衰减。为了消除相位偏差,速率限制器前置滤波器不仅要判断一阶微分结果,还要判断二阶微分结果,来决定输出哪种指令。图 7 显示了仅使用一阶微分和同时使用一阶和二阶微分对偏差的消除能力存在明显差异。

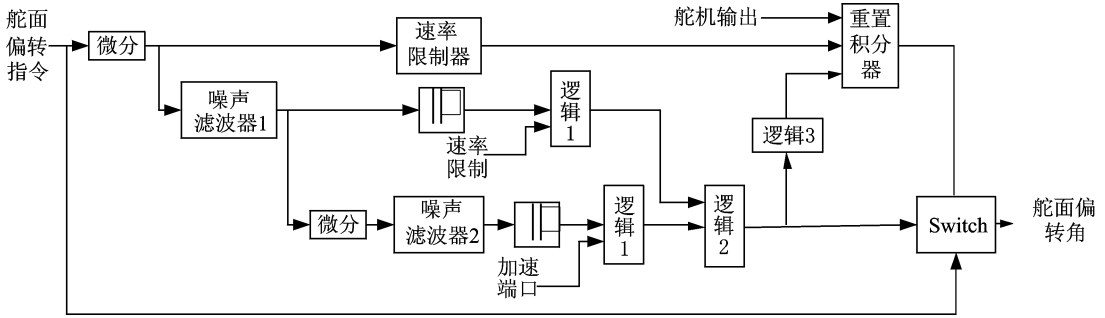
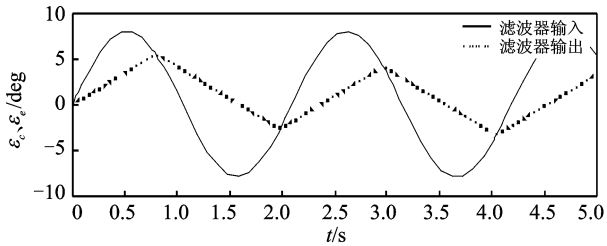
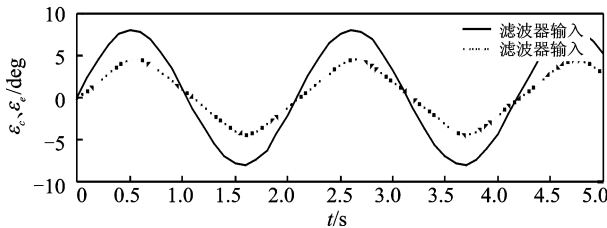


图 6 速率限制器前置滤波器结构图

Fig. 6 Configuration of rate limiter pre-filter



(a) First order only



(b) First order and second order interaction

图 7 不同开关状态的滤波效果对比

Fig. 7 Comparison of different switch logic

3 仿真结果及分析

在 Matlab-Simulink 环境下，通过仿真来研究带反馈及旁通的舵机速率限制器和速率限制器前置滤波器，在飞机受到垂直风切变干扰的情况下对 PIO 的抑制能力。为研究方便，将仅使用带反馈及旁通的舵机速率限制器的飞机模型称为 A 构型，将采用带反馈及旁通的舵机速率限制器加速率限制器前置滤波器的飞机模型称为 B 构型。采用如图 8 所示的俯仰角跟踪控制仿真结构，仿真条件为：飞机初始高度 $H_0 = 240\text{m}$ ，初始速度 $V_0 = 52\text{m/s}$ 。根据 Oceanics 公司的水风洞数据^[13]，稳态尾流在上升气流和下降气流结合点处产生的垂直风切变的速度大小约为 $1.5\text{m/s} \sim 2.5\text{m/s}$ ，因此在飞机动力学模型中引入幅值为 $1.5 \sim 2.5$ 的阶跃响应信号来模拟垂直风切变对飞机的干扰。

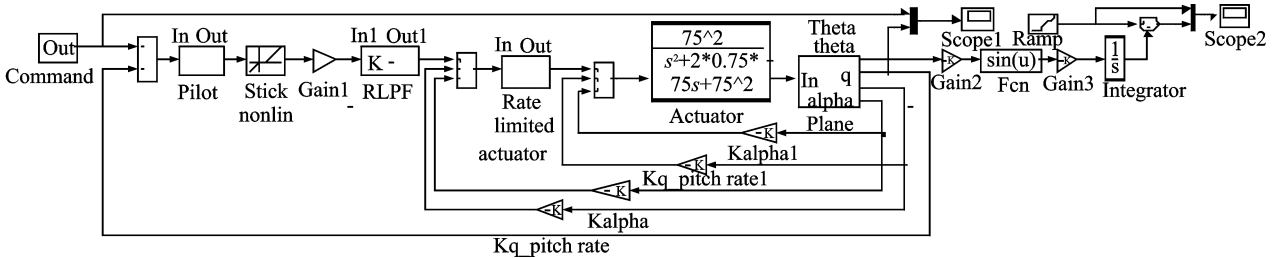


图 8 垂直风切变影响下的跟踪控制仿真图

Fig. 8 Simulink configuration of command tracking under perpendicularity wind turbulence

图 9 所示为不同垂直风速条件下系统对俯仰角和理想下滑道跟踪情况的仿真对比图。从图 9 (a,c)中可以看出，不同速度的风切变对于俯仰角指令的跟踪影响不大，而且 B 构型的响应速度要明显快于 A 构型。风切变对于下滑偏差的影响如图 9(b,d)所示，随着风速的增加，实际下滑道与理想下滑道之间的偏差也略有增大，但是最大处也不会超过 10 m，A、B 构型对于下滑道偏差的控制情

况非常近似。

从以上的仿真结果中可以得出结论，在着舰下滑过程中垂直风切变对于舰载机跟踪俯仰角指令和理想下滑道产生了一定的影响，但是影响有限，不足以引发 PIO。

在实际飞行中，除了作动器发生故障外，若驾驶员突然增大操纵增益，同样可能会造成作动器速率达到饱和，危及飞行安全。通过上面的分析可

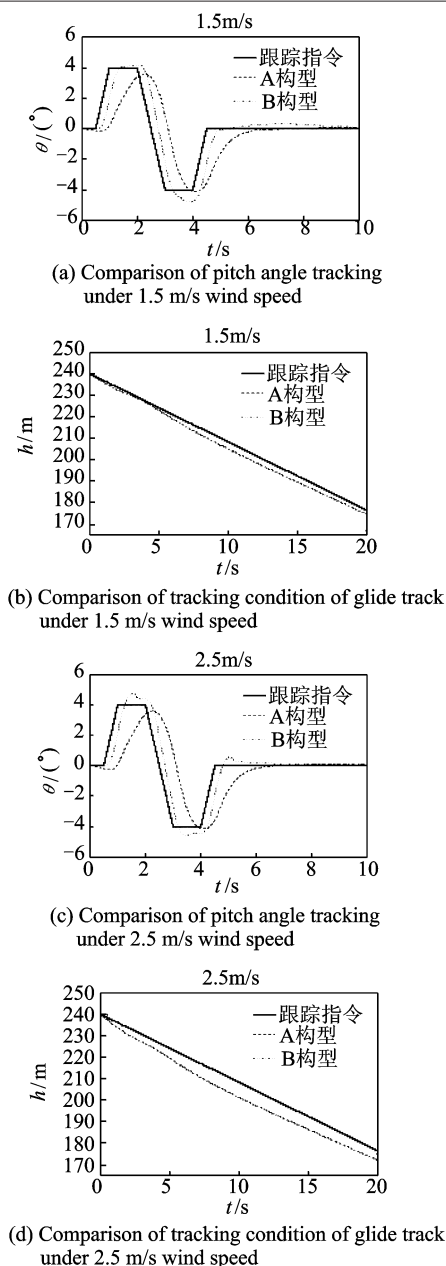


图9 不同风速条件下的 A、B 构型响应对比

Fig. 9 Contrast response of A&B configuration under different speed of wind

知,在舰载机着舰下滑过程中垂直风切变虽然不会直接引发 PIO,但是受到风切变的干扰,舰载机在纵向会突然出现短暂的“点头”现象,并使其偏离理想下滑道。驾驶员为尽快修正下滑偏差,很有可能动作粗暴,操纵增益突然增大,造成作动器速率达到饱和状态。图 10 为在 2.5 m/s 垂直风切变的干扰下,驾驶员操纵增益突然增大 3 倍后,A、B 构型对于俯仰角指令和理想下滑道跟踪情况的对比图。从图 10 可以看出当操纵增益突然增大后,含 A 构型的系统出现了 PIO,而含有 B 构型的系统依然可以有效抑制 PIO 的发生。

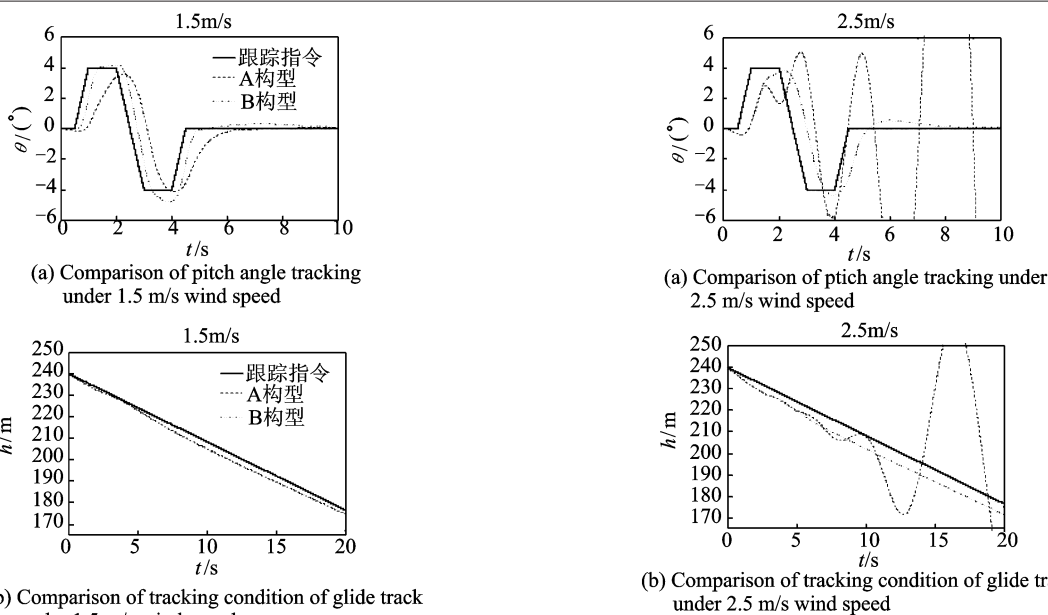


图 10 3 倍操纵增益条件下的 A、B 构型响应对比

Fig. 10 Contrast response of A&B configuration under 3 times manipulation gain

4 结束语

本文研究了稳态舰尾流中的垂直风切变这一环境因素对于 PIO 的影响,舰载机在着舰下滑过程中遇到的风切变速度较小,持续时间较短,对着舰安全影响有限,驾驶员在操纵上无需过度关注。

但是仍不能排除受风切变影响,驾驶员由于紧张突然增大操纵增益从而引发 PIO 的可能性。通过仿真研究发现即使驾驶员操纵增益突然增大 3 倍后,含有带反馈及旁通的舵机速率限制器、加速率限制器前置滤波器、构型的系统仍然可有效地抑制 PIO 的发生。

参考文献:

- [1] 黄振威,吕新波,耿建中. 驾驶员诱发振荡探析[J]. 航空科学技术,2015,26(6):5-8.
HUANG Zhenwei, LV Xinbo, GENG Jianzhong. Pilot induced oscillation analysis[J], Aeronautical Science & Technology, 2015, 26(6): 5-8.
- [2] Cherry B E. A computational study of unsteady ship air wake[C]. AIAA 2002-1022.
- [3] 夏桂华,董然,许江涛,等. 考虑扰流的舰载机终端进场线性模型[J]. 航空学报,2016,37(3):970-983.
XIA Guihua, DONG Ran, XU Jiangtao, et al. Linearized carrier-based aircraft model in final approach phase with air turbulence considered [J], Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica, 2016, 37(3): 970-983.
- [4] 施亮. 各扰动对舰载机着舰过程的影响[J]. 计算机

- 仿真,2009,12(12):46-48.
- SHI Liang. Influence of disturbances on ship-based aircraft's landing process [J]. Computer Simulation, 2009,12(12):46-48.
- [5] 胡国才,王奇,刘湘一,等. 舰尾流对舰载机着舰轨迹和动态响应的影响研究[J]. 飞行力学,2009,27(6):18-21.
- HU Guocai,WANG Qi,LIU Xiangyi,et al. Influence of carrier air wake on carrier-based aircraft landing trajectory and dynamic response [J]. Flight Dynamics,2009,27(6):18-21.
- [6] 杨一栋. 飞行综合控制[M]. 北京:国防工业出版社,2015:176-178.
- Yang Yidong. Integrated flight control [M]. Beijing: National Defense Industry Press,2015:176-178.
- [7] 郑峰婴,杨一栋,胡恩勇. 激光助降侧向对中着舰引导系统[J]. 应用科学学报,2008,26(4):430-433.
- ZHENG Fengying,YANG Yidong,HU Enyong. Laser assisted side to side landing guidance system [J]. Journal of Applied Sciences,2008,26(4):430-433.
- [8] 吕雪涛,吴文海,梅丹等. 舰载机着舰下滑过程中的PIO趋势评估与防范[J]. 航空计算技术,2011,41(6):37-40.
- LV Xuetao,WU Wenhai,MEI Dan. Evaluation and prevention of PIO trend during landing of carrier based aircraft [J]. Aeronautical Computing Technique, 2011,41(6):37-40.
- [9] 朱齐丹,张智,张雯. 航母舰载机安全起飞、着舰技术[M]. 哈尔滨:哈尔滨工程大学出版社,2016. 3:46-48.
- ZHU Qidan,ZHANG Zhi,ZHANG Wen. Carrier based aircraft takeoff and landing technology for safety [M]. Harbin: National Defense Industry Press, 2016:46-48.
- [10] Iliff K W,Wang K C. ,Extraction of lateral-directional stability and control derivatives for the basic F-18 aircraft at high angles of attack[R],NASA Technical Memorandum 4786, 1997.
- [11] 吉祥. 舰载机自动着舰轨迹控制技术[D]. 南京:南京航空航天大学,2011.
- JI Xiang. Research on control technology of automatic landing of carrier based aircraft[D]. Nanjing:NUAA,2011.
- [12] 肖业伦. 飞行器运动方程[M]. 北京:航空工业出版社,1987:62-95.
- XIAO Yelun. Aircraft motion equation[M]. Beijing: Aviation Industry Press,1987:62-95.
- [13] Durand T S, Wasicko R J. An analysis of carrier landing[R]. AIAA-65-791, 1965:206-211.