

文章编号:1674-8190(2016)03-343-06

民用飞机 PIO 工程预测准则及试飞方法研究

刘军,付琳,徐南波

(中国商用飞机有限责任公司 上海飞机设计研究院,上海 201210)

摘要: 驾驶员诱发振荡(PIO)是备受关注的适航安全性问题之一。以某民用飞机为研究对象,设计阶段通过工程预测准则计算分析其 I 类、II 类 PIO 趋势,适航验证阶段参考 AC25-7A 给出民用飞机的 PIO 试飞方法与评价标准。通过试飞验证的飞行数据,结合飞行员评价,表明该民用飞机在试飞期间不存在 PIO 趋势,满足 CCAR25 规章要求,且试飞结果与理论预测结果一致。

关键词: 民用飞机;驾驶员诱发振荡;预测准则;试飞方法;试飞评价标准

中图分类号: V271.1

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2016.03.012

Research on Engineering Prediction Criteria and Flight Test Method of PIO for Civil Aircraft

Liu Jun, Fu Lin, Xu Nanbo

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Commercial Aircraft Corporation of China, Ltd., Shanghai 201210, China)

Abstract: Pilot induced oscillation(PIO) is a safety issue which is concerned by airworthiness authorities. A civil aircraft is taken as the research object. I and II PIO susceptibility of a civil aircraft are calculated and analyzed by engineering prediction criteria in design phase. In flight test phase, flight test methods and evaluation criteria of PIO are proposed according to AC25-7A. Results show that there is no PIO susceptibility in this civil aircraft by flight data and pilot comments and it meets CCAR25 regulation requirements. Furthermore, the flight results are consistent with predictions.

Key words: civil aircraft; pilot induced oscillation; prediction criteria; flight test method; flight test evaluation criteria

0 引言

在民用飞机的安全性、经济性和舒适性设计要求中,安全性是首要且关键的要求。驾驶员诱发振荡(Pilot Induced Oscillation,简称 PIO)是影响航空飞行器安全的重要因素之一^[1-2]。AC25-7A 试飞指南^[3]明确指出,为了保证飞机能够满足适航规章 CCAR25.143(a)和(b)所要求的飞行品质,必须由驾驶员通过高增益闭环任务评定飞机以确定遇到不利 PIO 趋势的可能性是极小的。PIO 趋势是

由于非正常的飞机和驾驶员动力学特性相互影响,使得人一机系统闭环失稳而造成的^[4]。根据产生的机理不同,PIO 可分为三类^[5]: I 类——线性的人机耦合振荡; II 类——带位移/速率非线性特性的准线性人机耦合振荡; III 类——由模态转换等瞬态变换导致的非线性人机耦合振荡。

欧美国家十分重视 PIO 问题,并针对该问题开展了深入研究,提出了多种有效的 PIO 工程预测方法^[6-7],还通过分析不同飞机的试飞数据确定了 PIO 发生的边界条件,其研究成果已经被应用于民用飞机的设计阶段与适航取证阶段。针对 PIO 问题,国内重点研究了 II 类 PIO 的预测与抑制,开展了电传飞机的飞行试验等研究^[8-11],但关

收稿日期:2016-06-04; 修回日期:2016-06-30

通信作者:刘军,liujun2@comac.cc

于民用飞机适航取证方面的研究较少。

民用飞机的 PIO 问题是民航审查十分关注的适航安全性问题之一。如何在民用飞机的设计阶段规避潜在的 PIO 趋势,以及在试飞验证阶段通过合理的试飞方法证明飞机存在 PIO 趋势的可能性是极小的成为研究的热点和难点问题。

本文以某民用飞机为研究对象,设计阶段通过工程计算方法预测其 I 类、II 类 PIO 趋势,适航验证阶段参考 AC25-7A 给出适航符合性试飞方法,并结合试飞试验,来验证该民用飞机的 PIO 趋势是否满足相关要求。

1 I 类 PIO 预测准则

I 类 PIO 趋势通常采用带宽/回落准则(Bandwidth/Dropback)^[12]。飞行实践表明,采用该准则预测飞机俯仰跟踪和着陆状态的 PIO 敏感性效果较好。将计算得到的准则参数(带宽准则的带宽 ω_{BW} 、时间延迟 τ_p 和回落准则的 q_{max}/q_{ss} 、 $\Delta\theta_{max}/q_{ss}$)画到带宽/回落的(时域)准则评估图上,如图 1 所示。

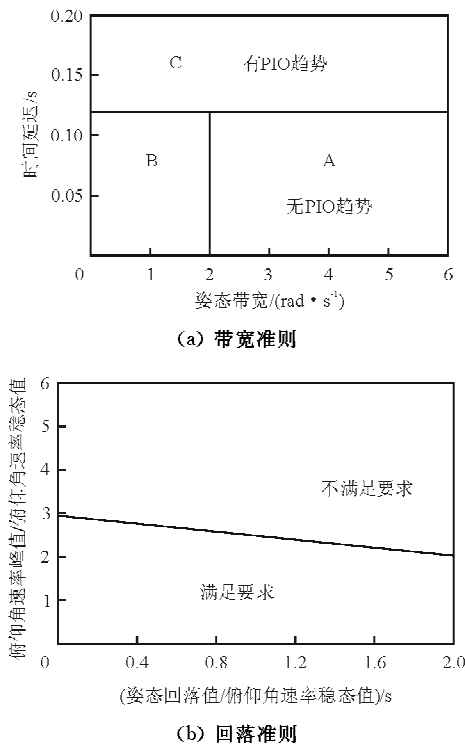


图 1 带宽/回落(时域)准则评估图
Fig. 1 Bandwidth/Dropback evaluation criteria

由此建立的 PIO 趋势评估标准如下:

- (1) 若标注点落入 A 区,则飞机无 PIO 趋势;
- (2) 若标注点落入 B 区,且回落不满足要求,则飞机有 PIO 趋势;若标注点落入 B 区,但回落满足要求,则飞机无 PIO 趋势;
- (3) 若标注点落入 C 区,则飞机有 PIO 趋势。

由于真实飞机是高阶非线性系统,运用上述方法分析 PIO 趋势时需采用低阶等效拟配,以获得短周期等效的阻尼、频率、时间延迟和带宽等参数。

以典型纵向增稳控制模型为例(如图 2 所示),采用低阶等效拟配得到起飞构型、速度 160 knot、高度 10 000 ft 飞行状态下俯仰角速率传递函数为

$$\frac{q(s)}{F_s(s)} = \frac{3.172(s + 0.519)}{s^2 + 1.686s + 1.841} e^{-0.06s} \quad (1)$$

相应地,俯仰姿态角传递函数为

$$\frac{\theta(s)}{F_s(s)} = \frac{3.172(s + 0.519)}{s(s^2 + 1.686s + 1.841)} e^{-0.06s} \quad (2)$$

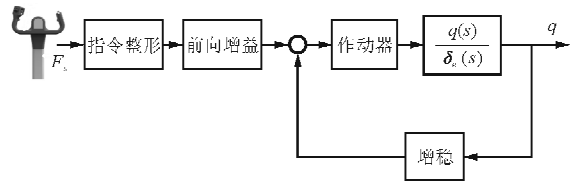
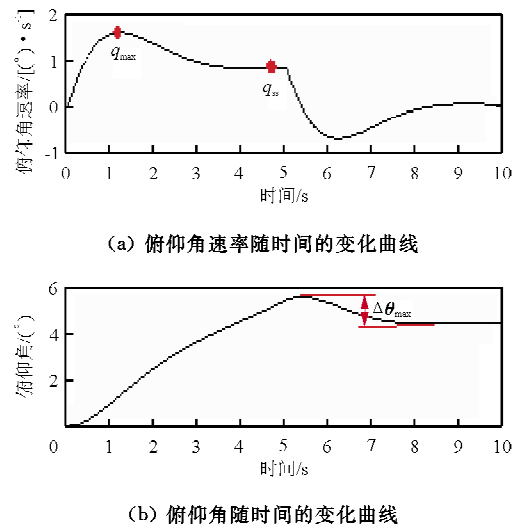


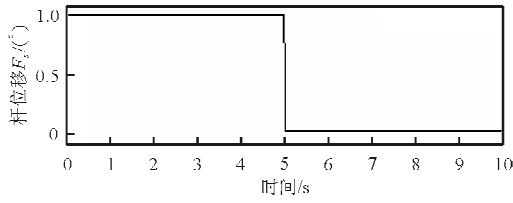
图 2 纵向增稳控制框图

Fig. 2 Longitudinal stability augmentation control block

俯仰角速率低阶等效拟配传递函数(式(1))表明,等效延迟时间 τ_p 为 60 ms。纵向操纵时域响应曲线如图 3 所示,从该图可以得到 q_{max} 、 a_{ss} 、 $\Delta\theta_{max}$ 等参数;俯仰姿态幅频特性曲线如图 4 所示,从该图可以得到带宽 ω_{BW} 。带宽/回落准则的计算结果如表 1 所示。



(b) 俯仰角随时间的变化曲线



(c) 杆位移随时间的变化曲线

图 3 纵向操纵时域响应曲线

Fig. 3 Longitudinal control response in time domain

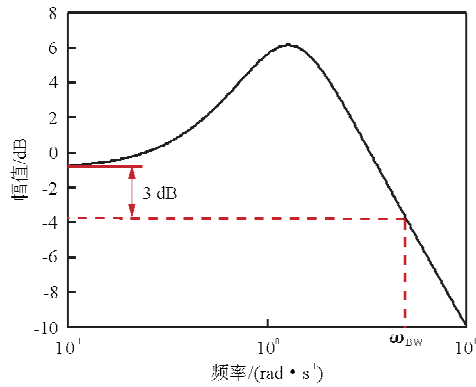


图 4 俯仰姿态幅频特性曲线

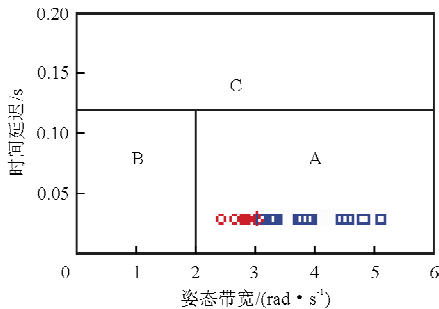
Fig. 4 Pitch attitude amplitude frequency response

表 1 带宽/回落准则计算结果

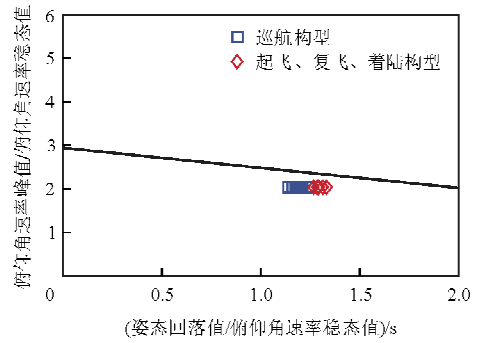
Table 1 Bandwidth/ Dropback calculation result

指标	计算值	指标	计算值
q_{max}/q_{ss}	1.85	τ_p/s	0.06
$\Delta\theta_{max}/q_{ss}$	1.32	$\omega_{BW}/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	4.8

按照上述计算方法,选取民用飞机起飞、巡航、着陆以及复飞构型的典型飞行状态进行计算评估,其结果如图 5 所示,可以看出等效延迟时间、带宽均落在 A 区域,俯仰角速率、姿态回落均满足要求,表明该民用飞机不存在 I 类 PIO 趋势。



(a) 姿态带宽评估结果



(b) 姿态回落评估结果

图 5 各飞行阶段带宽/回落(时域)准则评估结果

Fig. 5 Result of Bandwidth/Dropback evaluation criteria in different phases

2 II 类 PIO 预测准则

工程上, II 类 PIO 通常采用开环发生点 (Open-Loop Onset Point, 简称 OLOP) 准则,如图 6 所示,来分析在人机闭环系统中速率限制环节对 II 类 PIO 的影响。

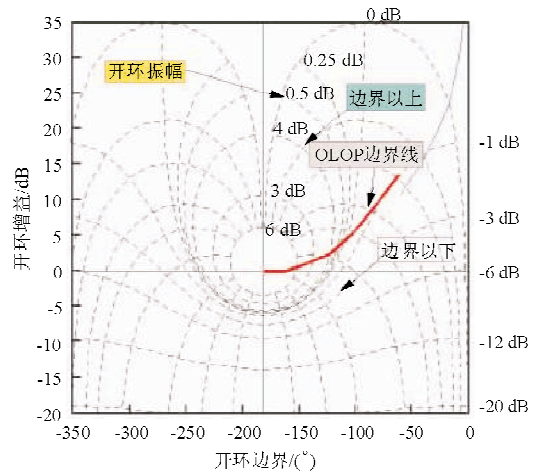


图 6 OLOP 稳定边界

Fig. 6 OLOP stability boundary

H. Duda 等^[13-14]分析了 LATHOS 数据库、Y-16 数据库、F-18A 数据库,并选取多个典型飞机构型论证确定了该稳定边界,证明其适合工程预测。OLOP 的意义在于通过开环飞机或人机系统在闭环发生频率处的频率响应,来判断飞机是否具有 PIO 趋势。边界以下,相位滞后、幅值减小,不易发生速率饱和,无 PIO 趋势;相反,边界以上,相位滞后、幅值增大,容易发生 PIO 趋势。

采用 OLOP 准则分析飞机的 PIO 趋势时,需

要选择合适的驾驶员模型,本文选用简单的增益驾驶员模型 K_p ,确定方法详见文献[15]。

OLOP 准则的分析步骤如下:

(1) 根据式(1)确定闭环发生频率 ω_{onset} :

$$|F(j\omega_{\text{onset}})| = \frac{V_L}{\omega_{\text{onset}}} \quad (3)$$

式中: $|F(j\omega_{\text{onset}})|$ 为闭环幅频曲线; V_L 为舵机速率限制值。

(2) 计算开环频率响应 $F_{\text{open}}(j\omega)$,并分解为幅频 $A(\omega)$ 与相频 $\varphi(\omega)$;

(3) 计算开环发生点参数 $A(\omega_{\text{onset}})$ 、 $\varphi(\omega_{\text{onset}})$;

(4) 利用 OLOP 稳定边界(图 6)判断 PIO 趋势。

按照上述步骤,选取高度 2 600 ft、校正空速 175 knot、起飞构型,增益驾驶员模型 K_p 取 3.2,进行 OLOP 准则评估,评估结果如图 7 所示。

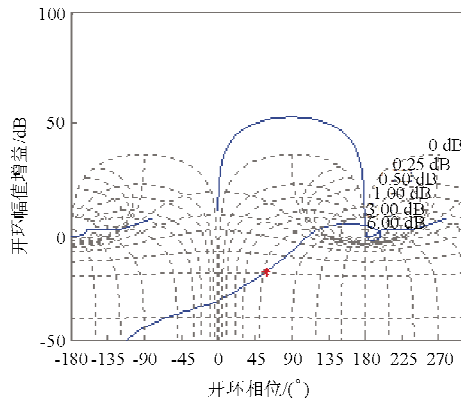


图 7 起飞构型纵向 OLOP 准则评估结果

Fig. 7 Result of OLOP evaluation criteria in take-off

从图 7 可以看出:闭环发生频率 $\omega_{\text{onset}} = 19.8$ rad/s,在高增益驾驶员模型下,闭环发生频率处的系统开环幅值约为 -20 dB,在 OLOP 边界线以下,表明该状态下飞机不存在 II 类 PIO 趋势。

3 试飞方法与评价标准

3.1 试飞方法

AC25-7A 中明确指出,鉴于 PIO 敏感性的评价基本上是主观定性的,试飞通常需要 3 名驾驶员通过高增益闭环试飞评定飞机,以确保飞机遇到 PIO 的可能性是极小的,并依据操纵评价标准给出飞机的操纵品质评定等级^[3]。另外,对于民用飞机而言,在整个试飞期间都应关注飞机的 PIO 趋势,

同时还需要考虑飞行阶段、环境条件、降级失效等因素。本文重点研究典型闭环高增益试飞方法。

(1) 姿态截获

姿态截获包括俯仰、滚转角以及航向三类。

俯仰截获是在规定的配平状态下,首先截获 5°俯仰姿态(或者 10°,如果飞机当前配平已在 5°以上),然后在两个方向上做 5°俯仰姿态增量的截获,最后做 10°俯仰姿态增量的截获。试飞过程中尽量保证每一机动的初始状态在规定飞行条件 1 000 ft 和 10 knot 范围内(在高速状态下的大角度俯仰姿态截获时难以保证)。试飞中如果飞机偏离规定的飞行条件,则应在开始下一机动前配平飞机至初始状态。

滚转角截获是从一个坡度到另一个坡度的滚转来完成的。首先依次在两个方向上截获 15°滚转角,该过程应连续进行几个循环;然后用 30°滚转角重复这一过程;最后再用 45°滚转角重复(45°滚转角截获需要截获到机翼水平的状态),但在小速度点(例如 $V_2 + 15$ knot、 V_{REF})可不必试飞到 45°滚转角截获。

航向截获是通过脚踏快速改变飞机航向,同时控制驾驶杆尽量保持机翼水平。AC25-7A 推荐航向截获一般是 5°的航向变化量。

(2) 精确跟踪

精确跟踪任务可以用于评定飞机在紊流大气条件下飞行时的 PIO 敏感性。在试飞过程中,需以目视提示或音响提示(由试飞工程师提供)的方式为驾驶员提供指令跟踪目标,指令应由阶跃和斜坡组合且指令序列应足够长、复杂,以使驾驶员无法预测。试飞过程中尽量保证每一机动的初始状态在规定飞行条件 1 000 ft 和 10 knot 范围内。

(3) 进场着陆

对于进场着陆状态,不再使用单纯的精确跟踪任务,而是采用完整的进场着陆任务来评估。在进场着陆任务中,飞机初始位置需偏离下滑道,由试飞员操纵飞机从偏离位置回到下滑道上。根据接地时飞机的垂直速度和偏离跑道中心线的距离来判断任务的完成质量。试飞构型、侧向偏离距离、垂直速度等参数需根据飞机类型和尺寸来确定。

民用飞机进场着陆通常以 -3°轨迹角稳态下滑,其试飞方法是,由右(左)驾驶员操纵飞机进场并建立偏离正常下滑道之上 4~5 m、偏离跑道中

心线 30 m,在无线电高度 35 m 时,由左(右)驾驶员来操纵飞行,纠偏航迹并着陆。

(4) 颠倾和/或防撞规避

以远航马赫数 Ma_{LRC} 配平,拉杆减速后以 $30^\circ \sim 40^\circ$ 坡度推杆下俯 10° 加速转弯,加速到初始配平速度,反方向以 $1.50g \sim 1.67g$ 拉起并截获初始航向。

以远航马赫数 Ma_{LRC} 配平,下俯 10° 加速到 Ma_{MO} ,按照上述动作改出。

以远航马赫数 Ma_{LRC} 配平,以 $1.50g \sim 1.67g$ 拉起进入 30° 转弯,建立目标过载,以 $0.5g$ 下俯且反向转弯,截获初始航向。

3.2 评价标准

虽然 PIO 本质上是飞行品质问题,但 PIO 评定具有特殊性,进行 PIO 试飞验证时需要驾驶员使用 FAA 操纵品质评定等级(如表 1 所示)来评定飞机的 PIO 趋势,评定结果需满足最低 FAA 操纵品质等级。PIO 特性说明及其与美国军用标准的 PIO 评分等级间的关系如表 2 所示。

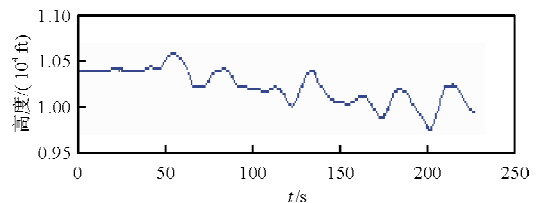
表 2 PIO 评定准则及其与美国军用标准的比较

Table 2 Comparison between PIO rating criteria and MIL standard

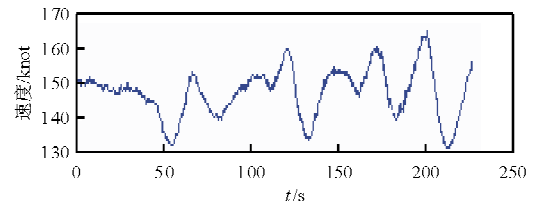
FAA IIQRM	PIO 特性说明	PIO 评分等级
	无驾驶员引起的不期望的动作	1
SAT (满意的)	当驾驶员作突然的机动或试图严格地控制时,会出现不期望的运动(超调),这些运动可通过驾驶技术避免或消除(需要极小的驾驶员补偿)	2
ADQ (足够的)	当驾驶员作突然的机动或试图严格控制时,容易出现不期望的运动(不可预见性或操纵过度),这些运动可以避免或消除,但是只有通过牺牲任务性能或者通过驾驶员付出注意和努力(需要大的驾驶员补偿)	3
CON (可控的)	当驾驶员作突然的机动或试图严格控制时,会出现振荡。不能获得适度的性能,驾驶员必须降低增益来改出(驾驶员通过降低增益即可改出)	4
UNSAT (不满意的)	当驾驶员作突然的机动或试图严格控制时,会出现发散的振荡。驾驶员必须通过放开操纵或使其固定而保持开环	5
	扰动或正常的驾驶员操纵可导致发散的振荡。驾驶员必须通过放开操纵或使其固定而保持开环	6

4 试飞结果分析

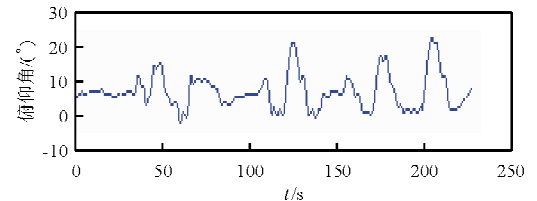
某民用飞机在高度 9 908 ft、速度 150 knot、襟翼 2 卡位、起落架收起、主飞控系统正常模式下俯仰姿态截获的试飞数据,如图 8 所示。



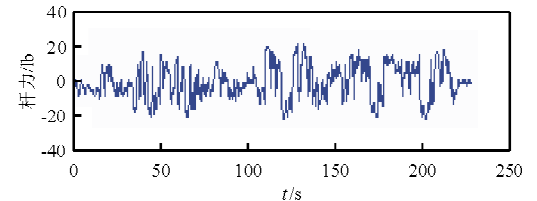
(a) 高度随时间的变化曲线



(b) 速度随时间的变化曲线



(c) 俯仰角随时间的变化曲线



(d) 杆力随时间的变化曲线

图 8 纵向俯仰截获试飞曲线

Fig. 8 Longitudinal pith capture flight test curve

从图 8 可以看出:俯仰姿态截获良好,纵向操纵杆力符合 CCAR25. 143(c) 的要求;整个动作期间高度变化在 1 000 ft 范围内,速度变化在 10 knot 范围内(大角度的俯仰截获除外),满足 AC25-7A 所规定的试飞要求。

对于主飞控正常模式下的姿态截获、精确跟踪、进场着陆以及颠倾和/或防撞规避的 HQRМ,3 名飞行员的评价均为 S;对于主飞控直接模式下的姿态截获、精确跟踪、颠倾和/或防撞规避的 HQRМ,3 名飞行员的评价均为 S,进场着陆的

HQRM 评价为 A。

综合试飞数据、飞行员评价以及适航局的持续跟踪审查,表明在整个试飞期间内,飞机不存在任何 PIO 趋势,飞机响应正常,满足最低允许的 HQRM 要求,也满足适航条款 CCAR25.143(a)和(b)的要求。

5 结 论

(1) 在民用飞机电传控制律的研发阶段,带宽/回落准则、OLOP 准则能够有效预测飞机的 I 类、II 类 PIO 趋势,从而检验控制律设计是否合理。

(2) 本文通过研究 AC25-7A,给出了 PIO 适航验证的试飞方法与评价准则,并严格按照 CCAR25 规章要求完成了某民用飞机的 PIO 适航验证,且试飞结果与理论预测结果一致。该试飞方法与准则同样适用于其他民用飞机适航取证。

参考文献

- [1] 陈廷楠,徐浩军. 驾驶员诱发振荡的研究[J]. 航空学报, 1991, 12(8): B339-B344.
Chen Tingnan, Xu Haojun. The research on pilot induced oscillation[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1991, 12(8): B339-B344. (in Chinese)
- [2] 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 Jie, Xu Haojun, Zhu Yaming. Research on pilot-induced-oscillation prediction method and its application[J]. Flight Dynamics, 2009, 27(1): 15-19. (in Chinese)
- [3] Federal Aviation Administration. AC25-7A Flight test guide for certification of transport category airplanes[S]. US: US Department of Transportation, 1998.
- [4] 方振平,吴屹东. 现代飞机驾驶员诱发振荡机理和预测研究[J]. 飞行力学, 1997, 15(3): 48-54.
Fang Zhenping, Wu Yidong. The mechanism and prediction of pilot-induced-oscillation for advanced aircraft[J]. Flight Dynamics, 1997, 15(3): 48-54. (in Chinese)
- [5] 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 Yachang, Li Luyu. Induced-oscillation of man-vehicle closed system of FBW aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2000, 26(1): 30-33. (in Chinese)
- [6] McRuer D T. Aviation safety and pilot control understanding and preventing unfavorable pilot-vehicle interactions [M]. Washington D. C.: National Academy Press, 1997.
- [7] Hanke D. Phase compensation: a means of preventing aircraft-pilot coupling caused by rate limitation[R]. DLRFB 98-15, 1998.
- [8] 田福礼,高正红. 人机耦合振荡的研究现状与展望[J]. 飞行力学, 2005, 23(1): 9-13.
Tian Fuli, Gao Zhenghong. Current status and prospects of aircraft pilot coupling research[J]. Flight Dynamics, 2005, 23(1): 9-13. (in Chinese)
- [9] 孟捷. 非线性 PIO 机理及其预测与抑制方法研究[D]. 西安: 空军工程大学, 2010.
Meng Jie. Nonlinear PIO mechanism and prediction suppression methods study[D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2010. (in Chinese)
- [10] 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 Jianping, Yang Zhaoxu, Luo xin. Method to prevent pilot-induced-oscillations due to actuator rate limiting[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2003, 24(3): 263-265. (in Chinese)
- [11] 刘继权,豆国辉. 基于速率限制的 II 型驾驶员诱发振荡评估方法[J]. 航空工程进展, 2012, 3(4): 427-432.
Liu Jiquan, Dou Guohui. Prediction methods of category II pilot induced oscillations due to actuator rate limiting[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3(4): 427-432. (in Chinese)
- [12] 《飞机设计手册》总编委会. 飞机设计手册: 第 6 册——气动设计[M]. 北京: 航空工业出版社, 1996: 879-880.
General Editorial Board of Aircraft Design Manual. Aircraft design manual; Vol. 6— aerodynamic design[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1996: 879-880. (in Chinese)
- [13] Duda H, Krag B. Prediction of PIO susceptibility of highly augmented aircraft due to rate limiting elements in flight control systems[EB/OL]. (1995-03-20)[2016-06-04]. [http://xueshu.baidu.com/s?wd=paperuri:\(6b6eec5d6e5b8257e4a67ec500dbebc0\)&filter=sc_long_sign&sc_ks_para=q%3DPrediction%20of%20PIO%20Susceptibility%20of%20Highly%20Augmented%20Aircraft%20due%20to%20Rate%20Limiting%20Elements+in+Flight+Control+Systems.&tn=SE_baiduxueshu_cjgjeupa&ie=utf-8&sc_us=3734660853334047895](http://xueshu.baidu.com/s?wd=paperuri:(6b6eec5d6e5b8257e4a67ec500dbebc0)&filter=sc_long_sign&sc_ks_para=q%3DPrediction%20of%20PIO%20Susceptibility%20of%20Highly%20Augmented%20Aircraft%20due%20to%20Rate%20Limiting%20Elements+in+Flight+Control+Systems.&tn=SE_baiduxueshu_cjgjeupa&ie=utf-8&sc_us=3734660853334047895).
- [14] Duda H. Effects of rate limiting elements in flight control systems—a new PIO-criterion[C]. AIAA-95-3204-CP, 1994.
- [15] 刘继权,豆国辉,颜世伟. 驾驶员模型对驾驶员诱发振荡评估结果的影响[J]. 航空计算技术, 2012, 42(4): 43-46.
Liu Jiquan, Dou Guohui, Yan Shiwei. Effect of pilot model additions on pilot induced oscillation assessment result[J]. Aeronautical Computing Technique, 2012, 42(4): 43-46. (in Chinese)

作者简介:

刘 军(1987—),男,工程师。主要研究方向:飞行品质。
付 琳(1980—),女,研究员。主要研究方向:飞行品质。
徐南波(1984—),男,高级工程师。主要研究方向:飞行品质。

(编辑:马文静)