

超低空空投非线性 PIO 预测方法

魏 巍¹, 孙秀霞¹, 吕茂隆¹, 王 栋²

(1. 空军工程大学装备管理与无人机工程学院, 西安, 710051; 2. 空军工程大学航空工程学院, 西安, 710038)

摘要 在超低空空投下滑阶段, 容易出现驾驶员诱发振荡即 PIO(Pilot Induced Oscillation)问题, 在此基础上分析了空投下滑拉平阶段产生 PIO 的主要致因, 并建立含作动器速率限制的人机闭环系统, 推导了闭环系统 PIO 发生的公式。基于同步和 Neal-Smith 驾驶员模型以及不同作动器速率饱和值运用描述函数法和 GAP 准则预测某型运输机 PIO 趋势。不同驾驶员模型 PIO 预测结果不同, 同步驾驶员模型比 Neal-Smith 驾驶员模型仿真效果好, 运用同步驾驶员模型进行预测, 当驾驶员操纵增益绝对值大于 11.5 时, 人机闭环系统失稳, 容易产生 PIO 问题。仿真结果表明, 若 PIO 是由驾驶员粗暴操纵所致, 可通过减小操纵增益有效避免 PIO 的发生, 在合理且允许范围内提高运输机舵机作动速率限制值可在一定程度避免 PIO 的发生。

关键词 超低空空投; 驾驶员诱发振荡; 描述函数法; GAP 准则

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2018.06.005

中图分类号 V212 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2018)06-0027-06

An Evaluation Method for PIO Trend in the Process of Ultra-Low-Altitude Airdrop

WEI Wei¹, SUN Xiuxia¹, LYU Maolong¹, WANG Dong²

(1. Equipment Management and Uamanned Aerial Vehicle Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710051, China; 2. Aeronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: In view of the PIO (Pilot-Induced-Oscillation) problem prone to occurrence in ultra-low-altitude airdrop, a closed-loop system with actuator-rate limitation is established, and the formula of PIO of the closed-loop system is deduced. Based on the synchronization and Neal-Smith model and the different actuator saturation values, the descriptive function method and the GAP criterion are used to predict the PIO trend. The results show that the PIO prediction results are different for different pilot models. Compared with the Neal-Smith pilot model, the synchronous control model is more effective, and predicted by the simultaneous control model. When the absolute gain of the driver is greater than 11.5, the closed-loop system is unstable and prone to PIO problems. If the PIO is induced by the pilot, the occurrence of PIO can be effectively avoided by reducing the manipulated gain for the pilot. Within the reasonable and permissible range, The limit value avoids the occurrence of PIO to a certain extent.

Key words: ultra-low-altitude airdrop; pilot induced oscillation; descriptive function; GAP criterion

驾驶员诱发振荡即 PIO(Pilot Induced Oscillation)问题是驾驶员试图控制飞机所做的努力而引

收稿日期: 2017-12-11

作者简介: 魏 巍(1995—), 男, 安徽芜湖人, 硕士生, 主要从事先进控制理论研究。E-mail: 15594972915@163.com

引用格式: 魏巍, 孙秀霞, 吕茂隆, 等. 超低空空投非线性 PIO 预测方法[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2018, 19(6): 27-32. WEI Wei, SUN Xiuxia, LYU Maolong, et al. An Evaluation Method for PIO Trend in the Process of Ultra-Low-Altitude Airdrop[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2018, 19(6): 27-32.

起的持续的、不可控振荡^[1-5]。近年来,随着电传操纵系统在大型运输机上的广泛应用,非线性 PIO 现象急剧增加,已造成多起飞行事故,运输机执行空投任务的安全性受到严重威胁^[2]。特别是超低空空投下滑阶段,运输机逐渐进入地面效应影响区域,极易受低空风切变、大气紊流、传感器测量误差以及驾驶员精神高度紧张等一系列不确定因素影响^[1-2]。此外,低空飞行时,运输机受地面地形起伏以及地面障碍物影响,机载设备作用范围变小,给驾驶员反应时间短^[3]。在此过程中,驾驶员为保证高精度跟踪基准下滑轨迹,需要利用频繁高增益操纵技术实现高精度航迹跟踪和姿态控制,在此人机交互频繁的过程中,驾驶员极易出现“过操纵”^[4-8],导致飞机舵面偏转速率或幅值饱和,从而诱发不同程度的驾驶员诱发振荡问题^[9-12]。

我国对 PIO 问题的研究可追溯到 20 世纪 90 年代:1991 年,徐浩军和陈廷楠抓住 PIO 产生本质,基于飞行员、操纵系统和飞机组成的人机闭环系统模型,对某型歼击教练机 PIO 进行了时域仿真复现^[13];1993 年,徐浩军和张继顺基于对实际操纵系统中限制飞行员操纵速率的因素研究,完善了用于 PIO 时域仿真研究的人机闭环系统模型^[14]。1997 年,北京航空航天大学方振平对现代飞机 PIO 产生机理进行了深入研究,着重分析了飞行员因素和飞机动态特性对闭环系统稳定性的影响^[15]。2004 年,北航熊灵芳提出运用同一理论法预测飞机飞行品质和 PIO 敏感性。2011~2015 年,李颖晖等人建立了适合于某型歼击机 PIO 研究的人机闭环系统模型,分析了其稳定域的保守性及其影响因素^[12,16]。由于运输机空投任务的复杂性,以及我空军缺乏必要的试验基地,目前尚未发现有相关的研究成果,急需对超低空空投 PIO 预测方法进行研究。

1 含作动器速率限制人机闭环系统建模

采用描述函数法和 GAP 准则分析含速率限制环节的人机闭环系统稳定性,需要建立如图 1 所示的飞机俯仰姿态跟踪任务结构框图^[17]。

图中: θ_c 为运输机俯仰角指令; θ_e 为俯仰角误差; δ_c 为操纵面指令; δ 为操纵面偏角; θ 为飞机俯仰角; $G_p(s)$ 是驾驶员传递函数模型; e 是指令跟踪

误差。

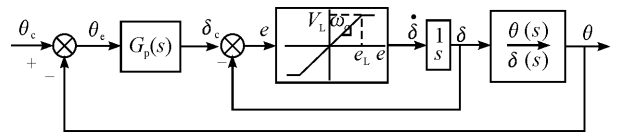


图 1 含速率限制环节的人机闭环系统结构框图

Fig. 1 Block diagram of human-machine closed-loop system with rate limiting

2 非线性 PIO 预测方法

2.1 描述函数法

用描述函数法分析图 1 所示的非线性人机闭环系统稳定性,将人机闭环系统中的驾驶员、飞机本体等线性环节并入线性传递函数 $G(j\omega)$ 。用描述函数 $N(A, j\omega)$ 表示速率限制非线性舵机模型, $G(j\omega)$ 仅是频率的函数, $N(A, j\omega)$ 是幅值和频率的函数。人机闭环非线性系统的频率特性可写为:

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

式中: $W(A, j\omega)$ 是闭环系统传递函数。上述非线性人机闭环系统稳定性取决于下式:

$$G(j\omega)N(A, j\omega) = -1 \quad (2)$$

式(2)可进一步表示为:

$$G(j\omega) = -1/N(A, j\omega) \quad (3)$$

线性传递函数成为描述函数的负倒数。将作动器速率限制正弦输入/三角输出负倒数描述函数曲线和驾驶员 $G(j\omega)$ 曲线画在同一 Nichols 幅-相图上^[17], 如果驾驶员操纵增益值 k_p 过大、驾驶员调节时间 T_{tag} 、 T_{lead} 以及其延迟时间 τ_p 过大, 可能使得 2 条曲线相切或相交, 如图 2 所示, 此时闭环系统会有 PIO 趋势, 交点 1 和 2 便是人机闭环系统的不稳定点。

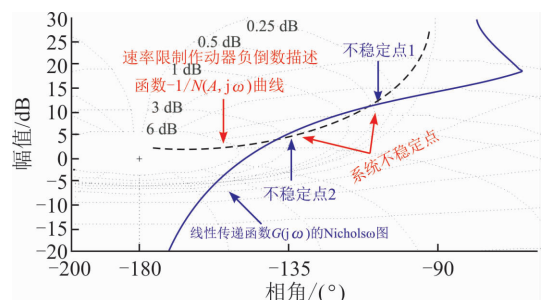


图 2 描述函数法预测 PIO 示意图

Fig. 2 Diagram of describing the function method to predict the PIO problem

运用描述函数法预测非线性 PIO 具体步骤如下:

1)建立含速率限制非线性环节的人机闭环系统模型。

2)判定所建人机闭环系统是否满足描述函数法的应用条件。

3)若满足,则将速率限制环节负倒数描述函数和线性传递函数绘于同一 Nichols 图中;不满足,则重新建立符合要求的人机闭环系统。

4)利用两曲线之间相对位置来判断人机非线性系统的稳定性。

5)若两条曲线相切或相交,则切点或交点即为人机闭环系统失稳点;若两条曲线不相交,则系统稳定,不存在潜在的极限环。

2.2 GAP 准则

GAP 准则是美国俄亥俄州空军理工学院研究出的一种新型的非线性 PIO 预测方法^[1,17]。该准则基于改进的 Neal-Smith 驾驶员传递函数模型、飞机本体俯仰传递函数模型以及速率限制正弦输入/三角输出负倒数描述函数模型建立人机闭环系统数学模型,利用命令舵机偏角参数值和舵机最大可用偏角参数值求解准则参数 GC 值,根据 GC 值的大小预测评估飞机纵向 PIO 趋势。

目前,GAP 准则主要分成 3 种应用类型,GAP 准则 I 型、II 型和 III 型应用形式见图 3~5。

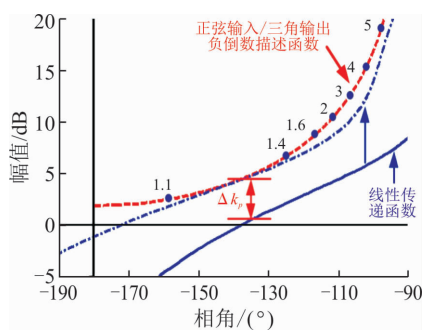


图 3 GAP 准则应用类型 I

Fig. 3 GAP criteria application type I

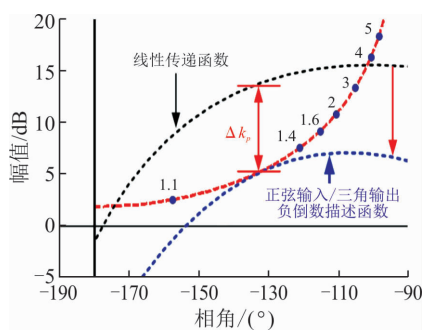


图 4 GAP 准则应用类型 II

Fig. 4 GAP criteria application type II

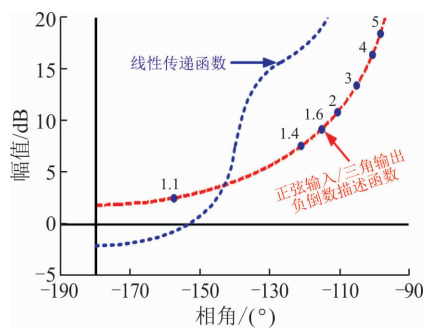


图 5 GAP 准则应用类型 III

Fig. 5 GAP criteria application type III

图中,舵机偏角幅值 $A = \pi V_L / (2\omega K^*)$, V_L 是作动器速率饱和值, $K^* = x_0 / x_{i_{max}}$ 是速率限制三角输出与正弦输入信号幅值之比; $G_C = \frac{A}{A_{max}} \times 10^{(\Delta k_p / \omega_a)}$, ω_a 是舵机带宽, A_{max} 是舵机最大可偏转角度。

GAP 准则对非线性 PIO 进行预测的步骤如下:

1)解算出飞机纵向通道传递函数 $G_C(s) = \theta(s) / \delta(s)$ 。

2)计算舵机线性动态特性 $G_{actuator}(s) = \omega_a / (s + \omega_a)$ 。

3)根据闭环系统要求确定 Neal-Smith 驾驶员模型参数值,从而求解出驾驶员传递函数模型 $G_p(s)$ 的表达式。

4)建立如图 1 所示含速率限制作动器的人机闭环系统模型。

5)将线性传递函数 $G_C(s)G_p(s)$ 曲线和速率限制正弦输入/三角输出负倒数描述函数 $-1/N(A, j\omega)$ 曲线绘于同一幅 Nichols 图中。

6)根据 $G_C(s)G_p(s)$ 曲线和 $-1/N(A, j\omega)$ 曲线的相对位置,判断 GAP 准则应用类型。

7)计算 GAP 准则参数 G_C 的值,根据参数值 G_C 的大小来预测飞机 PIO 趋势,若 $G_C > 1$,则飞机无 PIO 趋势,若 $G_C < 1$,飞机无 PIO 趋势。

3 某型运输机 PIO 趋势仿真分析

3.1 基于描述函数法的某型运输机 PIO 预测

空投下滑阶段,飞行员连续执行拉杆和推杆操纵,保证运输机航迹角与姿态角的相对稳定,实现下滑航迹角的精确跟踪。在此过程中,运用同步和 Neal-Smith 驾驶员模型进行预测,探究不同驾驶员模型对运输机 PIO 预测结果的影响规律,着重分析了同步模型不同操纵增益值与 PIO 之间的内在联系。某型运输机的纵向传递函数为:

$$\frac{\theta(s)}{\delta(s)} = \frac{-5s^2 - 4.745s - 0.07868}{s^4 + 5.468s^3 + 10.34s^2 + 0.2422s + 0.1189} \quad (4)$$

中性稳定频率 $\omega_{180} = 2.23 \text{ rad/s}$; 舵机带宽 $\omega_a = 20 \text{ rad/s}$ 。因为 ω_a 远大于 ω_{180} , 所以舵机带宽可近似视为无限带宽, 采用正弦输入/三角输出负倒数描述函数模型表示速率限制非线性环节^[2,9], 作动器速率限制饱和值 $V_L = 20^\circ/\text{s}$ 。

3.1.1 同步驾驶员模型对 PIO 趋势的影响

驾驶员操纵增益值分别取 $G_p(s) = -8.7$ 、 -11.5 和 -16.8 , $K^* = 0.1$, 描述函数法预测结果见图 6~8, ω_{PIO} 是发生非线性 PIO 的预测频率, ΔA 和 $\Delta\Phi$ 分别表示由作动器速率限制引起的幅值衰减和相位滞后量。

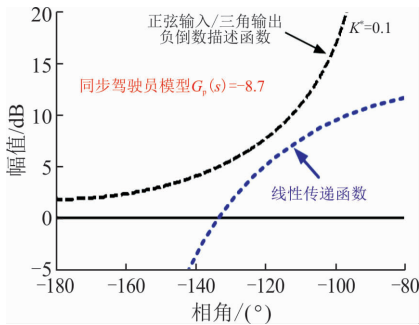


图 6 $G_p(s) = -8.7$ 时的预测结果
Fig. 6 Prediction at $G_p(s) = -8.7$

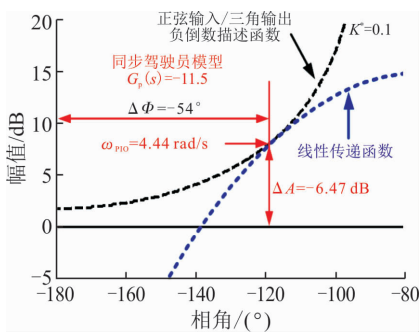


图 7 $G_p(s) = -11.5$ 时的预测结果
Fig. 7 Prediction at $G_p(s) = -11.5$

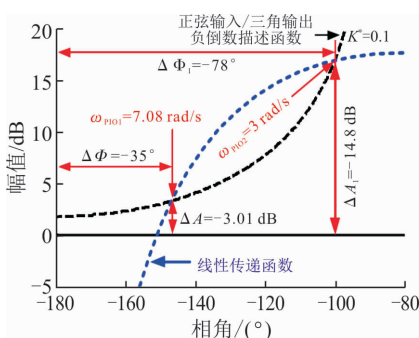


图 8 $G_p(s) = -16.8$ 时的预测结果
Fig. 8 Prediction at $G_p(s) = -16.8$

观察图 6~8 可知, 当 $G_p(s) = -11.5$ 时, 速率限制负倒数描述函数和线性传递函数曲线恰好相切, 经计算可以求得切点频率(即 PIO 发生频率) $\omega_{\text{PIO}} = 4.4 \text{ rad/s}$, 闭环系统相位滞后 $\Delta\Phi = -54^\circ$, 幅值衰减 $\Delta A = -6.47 \text{ dB}$; 当 $G_p(s) > -11.5$ 时, 两曲线既无切点也无交点, 人机闭环系统稳定, 未发现潜在的极限环; 当 $G_p(s) = -16.8 < -11.5$ 时, 两曲线在频率 $\omega_{\text{PIO1}} = 7.08 \text{ rad/s}$ 和 $\omega_{\text{PIO2}} = 3 \text{ rad/s}$ 处相交, 人机闭环系统失稳, 存在 2 个潜在的极限环。从以上分析可以看出, 技术娴熟的驾驶员操纵增益会比较小, 因此可以防止出现 PIO 现象。

3.1.2 Neal-Smith 驾驶员模型对 PIO 趋势的影响

Neal-Smith 驾驶员模型能比较全面地反映执行空投任务飞行员操纵特性, 驾驶员传递函数模型为 $G_p(s) = k_p [(5s+1)(T_{\text{lead}}s+1)]/[s(T_{\text{tag}}s+1)] e^{-0.25s}$, 选取 $k_p = -1.07$, $T_{\text{lead}} = 0.1$, $T_{\text{tag}} = 2$ 和 $k_p = -4.5$, $T_{\text{lead}} = 1$, $T_{\text{tag}} = 8$, 2 组 Neal-Smith 驾驶员模型参数进行仿真, PIO 预测结果见图 9~10。

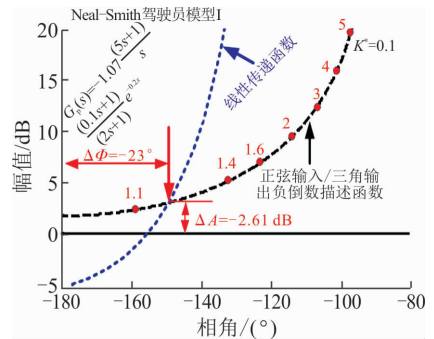


图 9 Neal-Smith 驾驶员模型预测结果 I
Fig. 9 Neal-Smith pilot model predictions I

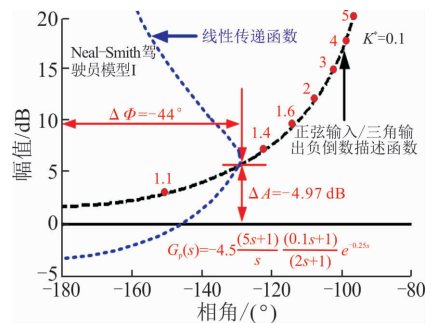


图 10 Neal-Smith 驾驶员模型预测结果 II
Fig. 10 Neal-Smith pilot model predictions II

观察上图可知, 此时负倒数描述函数曲线与线性部分传递函数曲线相交, 交点 $\omega_{\text{PIO1}} = 1.12 \text{ rad/s}$ 和 $\omega_{\text{PIO2}} = 1.49 \text{ rad/s}$ 均为人机闭环系统失稳点, 即 PIO 发生点。由此分析可知, 驾驶技术一般的飞行员易进行大增益操纵, 从而诱发 PIO。

3.2 基于 GAP 准则的某型运输机性 PIO 预测

运用 GAP 准则对某型运输机非线性 PIO 趋势

进行预测的具体步骤如下:

1) 将载机舵机视为未饱和的线性舵机,舵机带宽 $\omega_a = 20 \text{ rad/s}$,速率限制饱和值 $V_L = 30^\circ/\text{s}$,某型运输机的俯仰传递函数如式(4)所示。

2) 根据 Neal-Smith 驾驶员模型参数确定方法^[17-18],求解得到如下式所示的 Neal-Smith 驾驶员模型:

$$G_p(s) = -3 \times \frac{5s+1}{s} \frac{2s+6}{0.005s+1} e^{-0.25s} \quad (5)$$

Neal-Smith 驾驶员模型所对应的人机闭环系统 Bode 图见图 11,观察图 11 可知,所求驾驶员模型参数满足闭环准则约束条件。

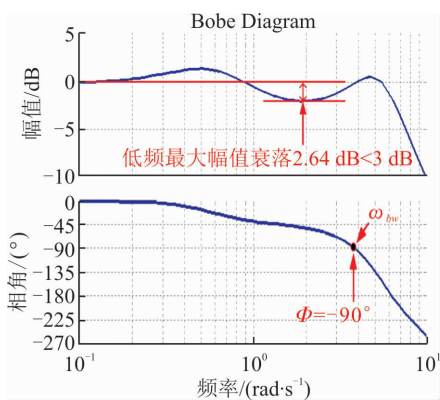


图 11 尼尔-史密斯准则约束条件

Fig. 11 Restrictions of Neal-Smith criterion

3) 将人机闭环系统线性传递函数曲线与速率限制作动器负倒数描述函数的幅-相曲线绘在同一幅 Nichols 图上,如图 11 所示。

观察图 12 可知,该情况属于 GAP 准则 I 型应用类型。某型运输机舵机最大可用偏角值 $A_{\max} = 30^\circ$,经计算可得驾驶员需要增加的有效增益最小值为 3.48 dB,两曲线交点频率 $\omega = 2.86 \text{ rad/s}$,交点处的 $K^* = 0.9, G_c = 0.61 < 1$,该型运输机有 II 型 PIO 趋势。此外,不同的舵机速率限制值会得到不同的 GAP 准则参数 G_c 值,从而得到不同的 PIO 预测结果。

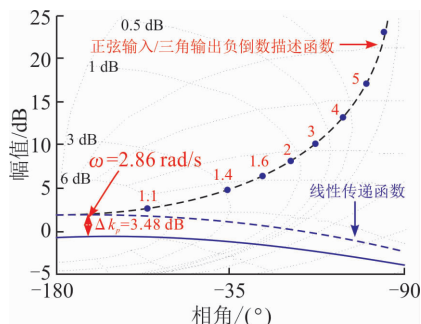


图 12 线性传递函数与负倒数描述函数 Nichols 图

Fig. 12 Nichols diagram of linear transfer function and negative countdown description function

为进一步研究载机舵机速率限制值 V_L 对 GAP 准则参数 G_c 的影响,取 6 组不同的舵机速率限制值进行研究,计算求得相应的舵机偏角幅值和 GAP 准则参数 G_c 值见表 1。

表 1 不同速率限制值对应的 GAP 准则 G_c 值

Tab. 1 The value of GAP G_c corresponding to different rate limits

| V_L/s | $\Delta k_p/\text{dB}$ | $A/(\text{°})$ | $\omega/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$ | G_c |
|----------------|------------------------|----------------|---|-------|
| 0.00 | 3.48 | 6.10 | 2.86 | 0.30 |
| 20.00 | 3.48 | 12.21 | 2.86 | 0.61 |
| 30.00 | 3.48 | 18.31 | 2.86 | 0.91 |
| 32.93 | 3.48 | 20.09 | 2.86 | 1.00 |
| 40.00 | 3.48 | 24.41 | 2.86 | 1.21 |
| 50.00 | 3.48 | 30.51 | 2.86 | 1.52 |
| 60.00 | 3.48 | 36.62 | 2.86 | 1.82 |

分析表 1 可知,当运输机舵机速率限制饱和值 $V_L < 32.93 \text{ rad/s}$ 时,GAP 准则参数值 $G_c < 1$,人机闭环系统有发生 II 型 PIO 的趋势,且 G_c 值越小发生 II 型 PIO 的可能性越大;当 $V_L > 32.93 \text{ rad/s}$ 时, $G_c > 1$,人机闭环系统无 II 型 PIO 趋势;随着速率限制值 V_L 的增大, G_c 的值也逐渐增大,当 G_c 值远大于 1 时,运输机发生 II 型 PIO 所需舵机偏转量远超过舵机最大偏转角,此时运输机没有达到发生 PIO 的条件,因此有效抑制了 II 型 PIO 的发生。由此得到启示,提高运输机作动器速率限制值可在一定程度上避免 II 型 PIO 的发生。

综上可知,运用描述函数法和 GAP 准则预测某型运输机 II 型 PIO 都是可行的。描述函数法将控制回路的线性与非线性传递函数频率响应绘于同一幅 Nichols 图上,根据 2 条曲线的交点或切点判定闭环系统失稳点,缺点是使用条件苛刻,需将系统所有非线性分量归并成一个非线性部分进行处理;GAP 准则计算过程简单高效,结果直观,仅有 G_c 一个 PIO 趋势评价参数,缺点是不能高精度地描述真实舵机的动态特性。

4 结语

在空投下滑阶段,驾驶员大增益操纵以及速率限制作动器饱和都将导致运输机发生 II 型 PIO,对运输机非线性 PIO 趋势进行预测是飞行控制系统研制过程中不可或缺的一项工作。本文采用描述函数法和 GAP 准则对某型运输机 PIO 进行了预测,结果表明:若 PIO 是由驾驶员粗暴操纵所致,驾驶员可通过减小操纵增益有效避免 PIO 的发生。此外,在合理且允许范围内提高运输机舵机作动速率

限制值可在一定程度上避免 PIO 的发生。对 PIO 问题的预测可以指导新型飞机的设计,并且可以指导驾驶员如何操纵飞机来减少 PIO 发生的概率,据有重要理论研究和实际应用价值。

参考文献(References):

- [1] 吕茂隆,孙秀霞,王栋,等. 大型运输机超低空空投拉平阶段轨迹控制[J]. 计算机仿真,2016,33(4):85-90.
LYU M L, SUN X X, WANG D, et al. Trajectory Control during Ultra-Low-Altitude Airdrop Process of Large Transport [J]. Computer Simulation, 2016, 33(4):85-90. (in Chinese)
- [2] 吕茂隆,孙秀霞,王栋,等. 运输机超低空空投下滑阶段 PIO 趋势评估与抑制[J]. 飞行力学, 2016, 34(1):26-30.
LYU M L, SUN X X, WANG D, et al. Evaluation and Suppression of PIO Tendency During Ultra-Low Altitude Airdrop of Transport Airplanes[J]. Flight Dynamics, 2016, 34(1): 26-30. (in Chinese)
- [3] DUDA H. Effects of Rate Limiting Elements in Flight Control Systems a New PIO criterion[C]//Guidance, Navigation, and Control Conference. 1995.
- [4] KLYDE D H, MCRUER D T, MYERS T T. Pilot-Induced Oscillation Analysis and Prediction with Actuator Rate Limiting [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 1997, 20(1): 81-89.
- [5] MITCHELL D G, KLYDE D H, Testing for Pilot-Induced Oscillations [C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit. 2005.
- [6] WITTE J, MONSON S, WASHINGTON T, et al. An Investigation Relating Longitudinal Pilot-Induced Oscillation Tendency Ratings to Describing Function Predictions for Rate-Limited Actuators (Project MAX GAP)[R]. Wright-Patterson AFB OH; Department of the Air Force Air University, Air Force Institute of Technology, 2004.
- [7] WELTZ G, SHWEYK K, MURRAY D. Application of New and Standard Pilot-Induced Oscillation (PIO) Analysis Methods to Flight Test Data of the C-17 Transport Aircraft [C]//AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. 2007;266-291.
- [8] LIEBST B S, CHAPA M J, LEGGETT D B. Nonlinear Prefilter to Prevent Pilot-Induced Oscillations Due to Actuator rate Limiting [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2002,25(4):740-747.
- [8] LIEBST B S, CHAPA M J, LEGGETT D B. Nonlinear Prefilter to Prevent Pilot-Induced Oscillations Due to Actuator Rate Limiting[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2002, 25(4): 740-747.
- [9] HANKE D. Handling Qualities Analysis on Rate Limiting Elements in Flight Control Systems [R]. Europe; AGARDAR-335, 1995.
- [10] MCRUER D T. Aviation Safety and Pilot Control Understanding and Preventing Unfavorable Pilot-Vehicle interactions [M]. Washington D. C. :National Academy Press, 1997.
- [11] LV M L, SUN X X, LIU S G. An Adaptive Dynamic Surface Controller for Ultra-Low Altitude Airdrop Flight Path Angle with Actuator Input Nonlinearity [J]. Mathematical Problems in Engineering, 2016, 2(3): 1-9.
- [12] 李颖晖,朱广东,曹启蒙,等. 前馈结构 DASA 抑制器在抑制 PIO 中的应用研究[J]. 飞行力学, 2012, 30(3): 213-217,237.
LI Y H, ZHU G D, CAO Q M, et al. Research on the Feedforward Structural DASA Suppressor to Prevent PIO[J]. Flight Dynamics, 2012, 30(3): 213-217, 237. (in Chinese)
- [13] 陈廷楠,张广军. J7 II 飞机驾驶员诱发振荡的研究[J]. 飞行力学, 1992, 10(4): 55-61.
CHEN T N, ZHANG G J. A Study on J-7 II 's Pilot-Induced Oscillation[J]. Flight Dynamics, 1992, 10(4): 55-61. (in Chinese)
- [14] 陈廷楠,徐浩军,张继顺. 操纵速率对驾驶员诱发振荡的影响[J]. 飞行力学, 1993, 11(2): 79-83.
CHEN T N, XU H J, ZHANG J S. Influence of Control Rate of Stick on Pilot Induced Oscillation [J]. Flight Dynamics, 1993, 11(2): 79-83. (in Chinese)
- [15] 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 Z P, WU Y D. The Mechanism and Prediction of Pilot Induced Oscillation for Advanced Aircraft[J]. Flight Dynamics, 1997, 15(3): 48-54. (in Chinese)
- [16] 曹启蒙,李颖晖,徐浩军. 基于线性矩阵不等式的电传飞机人机闭环系统稳定域[J]. 航空学报, 2013, 34(1):19-27.
CAO Q M, LI Y H, XU H J. Steady-State Domain of Man-Machine Closed-Loop System of Teleron Aircraft Based on Linear Matrix Inequality [J]. Journal of Aeronautics, 2013,34(1):19-27. (in Chinese)
- [17] 吕茂隆. 超低空空投 PIO 预测、抑制及飞行控制律方法研究[D]. 西安:空军工程大学, 2016.
LYU M L. Study on Prediction, Suppression and Flight Control Law of PIO at Ultra-Low-Altitude Airdropping[D]. Xi'an: Air Force Engineering University, 2016. (in Chinese)
- [18] 马骏,孙秀霞,董文瀚. 运输机重装连续空投建模与特性分析[J]. 计算机仿真, 2013, 30(2): 66-70.
MA J, SUN X X, DONG W H, et al. Modeling and Analysis of Transport Aircraft Heavy-Weight Sequential Airdrop[J]. Computer Simulation, 2013, 30(2): 66-70. (in Chinese)