Neal-Smith 时域 PIO 预测准则及应用

宁国栋 方振平

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 基于 Neal-Smith 频域准则,Neal-Smith 时域准则(TDNS, Time Domain Neal-Smith criterion)是另一重要的固定翼飞机驾驶员诱发振荡(简称 PIO)预测准则,其无需对人机系统的非线性进行任何假设和简化. 以某机型为模型,采用 TDNS,通过俯仰角闭环操纵误差信号与目标捕获时间之间的关系来同时预测 I、II 型驾驶员诱发振荡,同时分析了不同速率限制环节对预测结果的影响,基于误差信号的均方差及其二次偏导数,得到了 TDNS 准则一般计算方法及各个影响因素的关系. 结果表明,TDNS 准则的计算方法可行、直观、高效.

关 键 词: 驾驶员; 振荡; 非线性系统; 时域分析

中图分类号: V 212.121

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2005)04-0407-05

Time domain Neal-Smith criterion and PIO prediction

Ning Guodong Fang Zhenping

(School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A quantitative criterion named time domain Neal-Smith criterion (TDNS) for the evaluation of pilot-induced oscillations (PIO) tendencies in fixed-wing aircraft has been developed. The criterion is formulated in the time-domain to permit evaluation of flight control nonlinearities without assumption or compromise, and explicitly mirrors the frequency-domain Neal-Smith flying qualities criterion through the development of time-domain replicates to the frequency-domain criterion parameters. Category I and II PIO were predicted using TDNS, which is essentially based on the relationship of acquisition time and error signal of the pitch angle tracking in the closed-loop system, based on a certain fighter. The effects of rate limiting to prediction results were analyzed and a method of TDNS calculation was got, in which the root-mean squared pitch tracking error after the acquisition time and its second derivative metric are proposed as a direct indicator of PIO propensity. The results show the method is available, illustrative and efficient.

Key words: pilot; oscillation; nonlinear system; time domain analysis

美国国家空军(USAF)有关驾驶员诱发振荡(简称 PIO)试验的报告反映了一个问题,即在 PIO 判定准则中,缺乏定量的成分[1]. 另外,MIL-STD-1797A 中的相关准则,并不能对非线性(特别是舵面速率限制)系统进行分析,因此,USAF 成立了专门的组织对其进行研究,以弥补这方面的不足. Neal-Smith 时域准则(TDNS, Time Domain Neal-Smith criterion)就是在这种情况下提出来的.

TDNS 准则基于时域参数,无须对非线性环节进行假设处理,故既可以用来预测 I 型 PIO,亦可以预测由于非线性环节引起的 II 型 PIO.

1 TDNS 准则

Neal-Smith 时域准则是在 Neal-Smith 频域准则(frequency domain Neal-Smith criterion)和阶跃目标跟踪准则(Onstott's step target tracking crite-

收稿日期: 2003-10-16

作者简介: 宁国栋(1981-),男,陕西咸阳人,博士生, Orlando _ tri@ hotmail. com.

ria)的基础上发展起来的,它通过人机闭环反应参数对飞行品质和 PIO 进行判定[2](如图 1 所示).

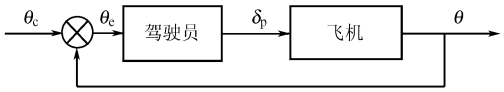


图 1 俯仰角闭环跟踪框图

1.1 TDNS 准则评价品质的数学模型

1) 系统输入形式

对于俯仰姿态控制闭环系统,输入信号 θ_c 为开始时间 0.25 s、具有一定幅值(如 5°)且时间长度大于 5 s 的阶跃信号(如图 2 所示). 衡量目标跟踪任务好坏的一个重要指标是准心直径(pipper diameter),其值一般是输入信号幅值的 1/40[3].

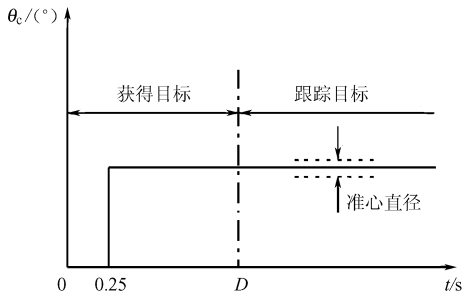


图 2 阶跃跟踪任务

2) 系统的输出反应

系统的输出反应主要表现在两个重要参数上:目标捕获时间 D(target acquisition time)和 D 秒俯仰角跟踪误差信号的均方根 $\theta_{\text{e-rms}}$(root-mean squared pitch tracking error after D).

目标捕获时间 D 是衡量驾驶员跟踪任务好坏最有效的指标,其定义为:在输入信号为开始时间 0.25 s 的阶跃信号的前提条件下,当俯仰姿态误差信号第一次小于期望良好跟踪标准(如,小于准心直径)所对应的时间即为 D.

目标捕获时间与 Neal-Smith 频域准则中的带宽 ω_{BW} 相对应,所以它成为评价飞行品质和预防 PIO 的一个主要参数. 类比于 Neal-Smith 频域准则中 ω_{BW} 的作用,可以明显看出,目标捕获时间 D 越短,对驾驶员的要求就越大,跟踪任务也就越困难. D 与 ω_{BW} 的关系为[2]

$$\omega_{\text{BW}} = \frac{-1}{D-0.25}\cdot \ln\frac{1}{40} \tag{1}$$

该关系必须满足:俯仰角输入信号为开始时间 0.25 s的阶跃信号,准心直径为输入信号幅值的 1/40.

D 秒后俯仰角跟踪误差信号的均方根 $\theta_{\text{e-rms}}$ 是衡量任务跟踪好坏的另一个重要参数,它实质上表明了任务跟踪过程中是否能够"在较小的超调和振荡的情况下,准确捕获目标并实现其跟踪".

3) 驾驶员模型

这里,采用较简单的驾驶员补偿模型,包括驾驶员增益 K_{p}、时间延迟 τ_{p} 和时间补偿常数 T_{C}. 其中一般情况下取 $\tau_{\text{p}}=0.25$ s, K_{p} 和 T_{C} 为两个独立变量. 当 $T_{\text{C}}>0$ 时对应的补偿为超前补偿,可以写成[3]

$$\delta_{\text{p}} = [K_{\text{p}}\theta_{\text{e}}(t) + T_{\text{C}}\dot{\theta}_{\text{e}}(t)]\cdot 1(t-\tau_{\text{p}}) \tag{2}$$

其中,δ_{p} 为驾驶员的杆力输出;θ_{e} 为俯仰角误差信号.

如果驾驶员采用滞后补偿,那么对应于 $T_{\text{C}}<0$,此时经过 Laplace 变换,驾驶员模型传递函数可以表示成超前-滞后补偿的形式

$$\frac{\delta_{\text{p}}}{\theta_{\text{e}}} = K_{\text{p}}\frac{T_{\text{L}}s+1}{T_{\text{I}}s+1}\cdot e^{-\tau_{\text{p}}s} \tag{3}$$

这里 $T_{\text{I}}=1/\omega_{\text{BW}}-T_{\text{C}}$; $T_{\text{L}}=1/(T_{\text{I}}\omega_{\text{BW}}^2)$; s 为 Laplace 算子.

1.2 飞行品质评价指标

由实验可以发现,不同的目标捕获时间对驾驶员来说对应着不同的操纵难度,同时也对应着不同的飞行品质. 由 D 引起的系统输出的差异,从闭环的时域响应能够直观地表现出来. 根据许多试验研究得出,一个较好的飞机构型(指具有良好的飞行品质并且没有 PIO 趋势),随着任务难度的增加(D 的减小),闭环响应不会出现明显的变化. 图 3 所示是一个没有 PIO 趋势的飞机构型[4]在不同 D 下的时域反应. 当任务难度加大时(例如 D 从 1.50 s 降至 1.15 s),时域响应并没有出现明显的变化和振荡的趋势.

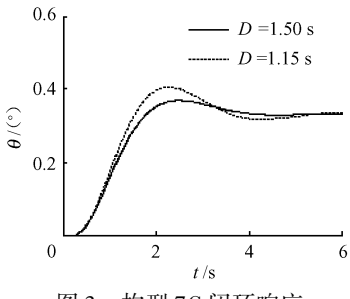


图 3 构型 7C 闭环响应

相反,不理想的飞机构型,当任务难度增加时,闭环响应会出现一些较大程度上的差异,比如

超调、振荡和发生 PIO. 图 4 所示是一个有 PIO 趋势的飞机构型,当 D 从 1.50 s 降低至 1.15 s 时,出现了严重的振荡,直至发散.

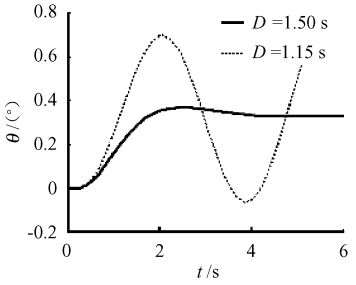


图 4　构型 5C 闭环响应

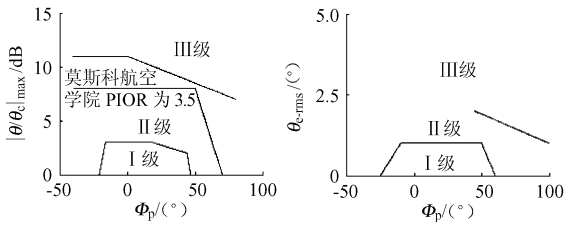
所以,对于一个飞机构型来说,判断它是否具有 PIO 趋势,最重要一点就是通过改变任务难度(即 D 的值)来研究闭环响应,分析其随 D 的变化趋势.

因此,参照频域 Neal-Smith 准则并结合以上分析,提出了飞行品质评价指标,即驾驶员补偿角 Φ_p 和 D 秒后的 $\theta_{e\text{-}rms}$. 对于超前补偿,驾驶员补偿角计算公式如式(4)所示,而对于滞后补偿则由式(5)计算.

$$\Phi_p(\omega_{BW}) = 57.3\arctan(T_C\omega_{BW}) \tag{4}$$

$$\Phi_p(\omega_{BW}) = 57.3[\arctan(T_L\omega_{BW}) - \arctan(T_I\omega_{BW})] \tag{5}$$

最后得出 Neal-Smith 时域准则关于飞行品质的评价如图 5b 所示,与频域准则相比是一致的.



a　频域准则　　b　时域准则

图 5　Neal-Smith 准则飞行品质评价图

1.3　PIO 量化准则

由于 PIO 趋势对任务带宽(与 D 相对应)特别敏感,一个具有 PIO 趋势的构型,$\theta_{e\text{-}rms}$ 会随着 D 的减小而迅速增加,相反,没有 PIO 趋势的构型,随着 D 的减小,$\theta_{e\text{-}rms}$ 不会发生较大的变化.

为此,量化 PIO 准则的判定标准为 D 秒后的 $\theta_{e\text{-}rms}$ 对带宽 D 的二阶偏导数[1],即:当 D 在一个范围变动时(通常为取系统敏感区 1.3 ~ 2.0 s),如果一个飞机构型的时域响应在 D 秒后 $\partial^2\theta_{e\text{-}rms}/\partial D^2$ 大于 100 (°)/s^2,那么此构型则具有 PIO 趋势,反之没有. 它实际上指出了当任务难度加大时,闭环稳定性降低快慢的程度.

同时对应 $\partial^2\theta_{e\text{-}rms}/\partial D^2 = 100$ (°)/s^2 时的 D(记作 D_c)是另一个评价参数. 一般来说,如果 $D<D_c$ 时,系统则处于不稳定状态,该参数在非线性系统中反应更为明显.

经过对大量飞行试验数据进行分析计算后发现,TDNS 成功预测 PIO 几率为 85.87%,具有良好的预测效果[1].

2　TDNS 准则的计算方法

2.1　$\theta_{e\text{-}rms}$ 的确定

在 D 秒后的俯仰角误差跟踪信号的曲线上取 n 个点(采样时间间隔小于 0.01 s),然后求出其均方差,计算公式为

$$\theta_{e\text{-}rms} = \sqrt{\sum_{j=1}^{n}(\theta_{e_j} - \bar{\theta}_e)^2}$$

其中

$$\bar{\theta}_e = \frac{1}{n}\sum_{j=1}^{n}\theta_{e_j}$$

2.2　驾驶员模型参数的确定

驾驶员模型参数按飞行品质规范要求优化确定,即在每个飞行状态下,驾驶员都应该“在较小的超调和振荡下,快速准确地捕获目标并实现跟踪”,具体要求为:

1) 目标捕获时间 D. 在给定 D 的情况下,驾驶员应该尽量使闭环响应更加优化,比如误差信号第一次小于准心直径所对应的时间比预定的 D 要小. 这实际上就是达到了“快速捕获目标”的目的.

2) D 秒后俯仰角跟踪误差信号的均方根 $\theta_{e\text{-}rms}$. 这是优化算法中有关品质的重要参数. 这一参数就是保证“在较小的超调和振荡下,准确捕获目标并实现其跟踪”,所以它对品质起着决定作用.

具体的优化算法是:按飞行任务给定 D 的条件下,以 K_p 和 T_C 为独立变量,其范围为 $K_p \in [0, 100]$,$T_C \in [-10, +10]$,由于 $\theta_{e\text{-}rms} = f(K_p, T_C)$,所以根据优化迭代可以求出 $\theta_{e\text{-}rms}$,根据此时对应的 K_p 和 T_c 即得驾驶员参数.

2.3　$\partial^2\theta_{e\text{-}rms}/\partial D^2$ 的确定

对于不同的 D,经过优化算法可以求出对应的不同 $\theta_{e\text{-}rms}$,由于 D 和 $\theta_{e\text{-}rms}$ 是离散的,所以为了对其进行二次偏导计算,先把 $\theta_{e\text{-}rms}$ 在 D 域内进行三次曲线拟合,然后对生成的曲线在 D 域内求二次偏导,最终得到 $\partial^2\theta_{e\text{-}rms}/\partial D^2$,其具体计算过程可以借助 MATLAB™和 SIMULINK™来实现.

3 某机 PIO 的 TDNS 准则预测

现在以某电传飞机为模型,用 TDNS 准则对其进行 PIO 预测. 输入信号是开始时间为 0.25 s、幅值为 1°的阶跃信号.

3.1 I 型 PIO 预测

I 型 PIO 是线性的人-机动力学特性不匹配而引起的人-机耦合振荡现象[5]. 算例飞机 I 型 PIO 的 TDNS 准则判定结果如图 6 所示. 随着目标捕获时间 D 从 1.73 s 逐渐减小至 1.34 s 的过程中,D 秒后的 $\theta_{\text{e-rms}}$ 由 0.327°逐渐增加至 0.916°,但是趋势比较平缓;驾驶员补偿角从 52.3°增大至 73.6°,负担增加;TDNS 品质准则显示,飞行品质逐渐变差,但依旧处于二级区域内;而 $\partial^2\theta_{\text{e-rms}}/\partial D^2$ 亦表现出增加的趋势,但是最大至 28(°)/s^2,远远小于 PIO 边界 100(°)/s^2. 所以根据 TDNS 准则判定,没有 I 型 PIO 趋势,判定结果与文献[6]中其它准则计算结果一致.

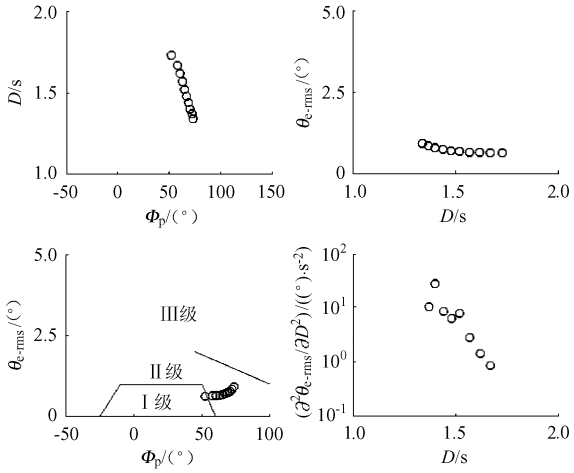


图 6 I 型 PIO 计算结果

3.2 II 型 PIO 预测

II 型 PIO 是计及舵机速率限制引起的人-机耦合振荡,其舵机速率限制环节(简称 RL)如图 7 所示,输入舵面指令 δ_c 产生舵面偏角 δ 的输出. 非线性饱和环节中两个重要的设计参数为:等效于线性带宽的增益 ω_a 和等效于舵面速率限制值的饱和值 V_L,从而可以得出饱和发生点为 $e_L = V_L/\omega_a$.

当 $V_L = 20$(°)/s,$\omega_a = 25$ rad/s 时,TDNS 准则计算结果如图 8 所示. 随着目标捕获时间 D 从 1.73 s逐渐减小至 1.34 s 的过程中,D 秒后的 $\theta_{\text{e-rms}}$ 由 0.702°逐渐增加至 2.758°,趋势陡峭;驾驶员补偿角从 56.3°增大至 74.1°,负担增加;TDNS 品质准则显示,飞行品质逐渐变差,进入三

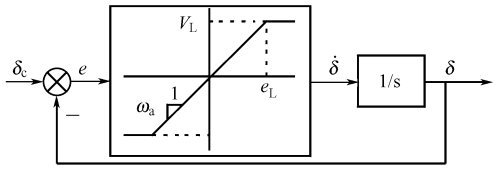


图 7 舵机速率限制环节

级区域内;而 $\partial^2\theta_{\text{e-rms}}/\partial D^2$ 增加至约 3 000(°)/s^2. 所以根据 TDNS 准则判定,在此情况下,算例飞机具有 II 型 PIO 趋势.

当发生速率限制时,由于非线性环节的特性,驾驶员行为的很小变化就可以引起飞机运动较大的、突然的变化,相应带来飞行品质陡降,这称之为"飞行品质悬崖"(flying qualities cliff). 由图 8 可知,当目标捕获时间 D 降至 1.4 s 附近时,$\partial^2\theta_{\text{e-rms}}/\partial D^2$ 有较大的跳跃变化,从 26(°)/s^2 跃升至300(°)/s^2.

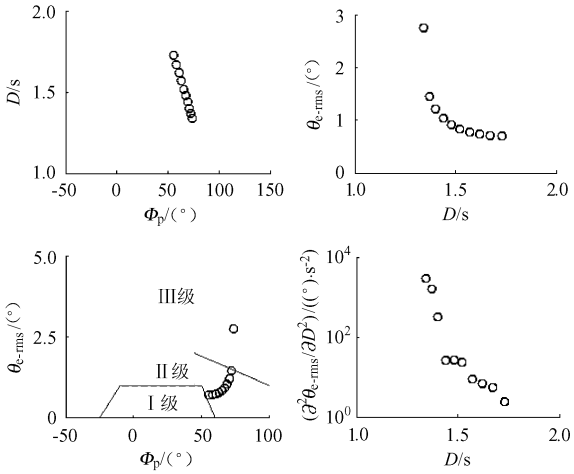
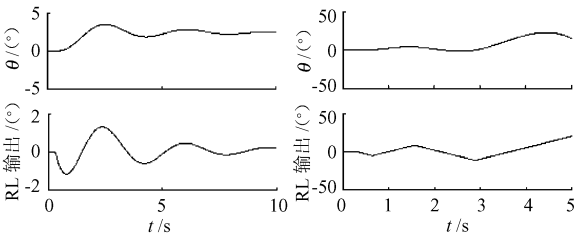


图 8 II 型 PIO 计算结果

图 9a 所示为 $D = 1.47$ s 时俯仰角输出与速率限制环节输出的时域响应,而当 D 降至 1.38 s 时,速率限制环节输出呈现发散的三角波,系统输出发散,出现了 PIO 现象,如图 9b 所示.

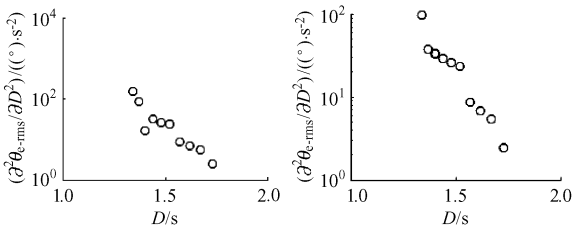


a $D = 1.47$ s b $D = 1.38$ s

图 9 时域响应

3.3　速率限制环节对计算结果的影响

不同的速率限制值影响 II 型 PIO 的发生频率[7],即对应不同的 PIO 捕获时间发生值 D_c 和 $\partial^2\theta_{e\text{-}rms}/\partial D^2$. 图 10 分别显示的是当速率限制值为 30 (°)/s 和 40(°)/s 时的评价结果. 在不同速率限制的情况下计算的 D_c 如表 1 所示. 因此可以看出,随着 V_L 的增加,D_c 逐渐减小,任务难度降低,系统响应将逐渐变好.



a　$V_L=30(°)/s$　　b　$V_L=40(°)/s$

图 10　速率限制值对 D_c 和$\partial^2\theta_{e\text{-}rms}/\partial D^2$ 的影响

表 1　不同速率限制值对 D_c 的影响

$V_L/((°)\cdot s^{-1})$	D_c/s
20	1.390
30	1.375
40	1.335

4　结　论

1) TDNS 准则计算结果比较直观,适用于飞行品质计算和 I 型、II 型 PIO 预测,尤其在对含非线性环节的计算中更显优势.

2) TDNS 准则的主要判定参数为目标捕获时间 D、D 秒后俯仰角跟踪误差信号的均方差 $\theta_{e\text{-}rms}$ 及$\partial^2\theta_{e\text{-}rms}/\partial D^2$. 其中 D 反映驾驶员任务的难度,$\theta_{e\text{-}rms}$则用来衡量驾驶员跟踪任务的好坏程度,而 $\partial^2\theta_{e\text{-}rms}/\partial D^2$ 则体现了振荡程度和是否具有由于品质变化而引起的 PIO.

3) 由上述算例分析,并参考文献[6]的计算结果可知 TDNS 准则计算方法合理,过程简练.

4) 结合算例分析,速率限制值的增加将会使系统 D_c 减小,任务跟踪难度降低,飞行品质变好.

参考文献 (**References**)

[1] Bailey R E, Bidlack T J. A quantitative criterion for pilot-induced oscillations: time domain Neal-Smith criterion [R]. AIAA-96-3434-CP,1996

[2] Bidlack T J. Unified pilot-induced oscillation theory: time-domain Neal-Smith criterion [R]. CALSPAN-FR-8184- 13-VOL-4, 1995

[3] Foringer L A, Leggett D B. An analysis of the time- domain Neal-Smith criterion[R]. AIAA-98-4250,1998

[4] Neal T P, Smith R E. An in-flight investigation to develop control system design criteria for fighter airplanes[R]. AFFDL-TR-78-3, 1970

[5] 方振平. 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. The mechanism and prediction of pilot-induced oscillation for advanced aircraft[J]. Flight Dynamics, 1997, 15(3): 48 ~54(in Chinese)

[6] 宁国栋. 飞机纵向驾驶员诱发振荡(PIO)机理探讨与验证[D]. 北京:北京航空航天大学航空科学与工程学院,2003
Ning Guodong. Discussion and validation of longitudinal pilot-induced oscillation [D]. Beijing: School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2003(in Chinese)

[7] 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