

基于时域 Neal-Smith 准则的人机控制系统 设计多目标优化研究

聂 瑞, 章卫国, 李广文, 刘小雄

(西北工业大学 自动化学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 为了获得驾驶员和飞机良好的匹配特性, 使用基于人机闭环参考模型的方法将飞行品质的要求引入优化算法, 进行飞行控制系统设计。首先使用 CAP 准则建立飞机等效系统模型。然后, 基于时域 Neal-Smith 准则, 通过多目标优化算法一次性得到在不同任务条件下的最优驾驶员模型。根据需要选择相应的驾驶员模型, 并与飞机等效系统模型组成人机闭环参考模型, 进行飞行控制设计多目标优化。仿真结果显示, 文中的算法不仅可以整定控制器参数, 根据任务需求选取最优驾驶员模型, 还可以利用优化结果进行 PIO 易感性的分析。

关 键 词: 飞行控制系统, 多目标优化, 飞行品质, 参考模型, 时域 Neal-Smith 准则

中图分类号: V249

文献标识码: A

文章编号: 1000-2758(2012)02-0279-07

在使用飞机飞行品质规范进行评价时, 由于一些准则忽略了驾驶员模型特性, 即使得到了很好评价等级, 也很难反映实际系统的特性。因此, 需要针对人机闭环进行性能分析。分析方法一般使用基于频域的 Neal-Smith 准则。鉴于以上原因, 美国相关研究机构在频域 Neal-Smith 准则基础上^[1], 结合阶跃目标跟踪准则(STT: Step Target Tracking), 引入了一种新的基于时域的飞行品质评估准则: 时域 Neal-Smith 准则(Time-Domain Neal-Smith), 简称 TDNS。该方法无需对人机系统的非线性进行任何假设和简化^[2,3], 适用于对 I 型和 II 型 PIO 易感性的分析。大量飞行试验数据分析表明^[4], TDNS 准则预测 PIO (驾驶员诱发振荡) 的准确率高达 85.87%, 是一种比较理想的量化预测准则。

传统单目标优化方法是将多个控制系统设计目标折中, 使用 ISE 或 ITAE 等^[5] 指标作为唯一的优化目标, 不仅物理意义不明确, 有时还因为某些目标函数相互排斥而难以达到理想的控制效果^[6,7]。因此, 有必要使用多目标优化方法, 综合考虑控制系统设计中的多种要求。本文通过参考模型的方法, 将飞行品质的要求引入优化算法中进行飞行控制系统优化设计。首先, 使用 CAP 准则建立飞机等效系统

模型。然后针对该模型, 基于时域 Neal-Smith 准则进行多目标优化求取最优驾驶员模型。为了获得驾驶员和飞机良好的匹配特性, 根据任务需求, 将基于 CAP 准则的飞机等效模型和多目标优化得到的驾驶员模型组成闭环参考模型, 进行飞行控制设计多目标优化, 整定控制器参数和优化驾驶员模型。最后, 通过算例验证了本文的算法。仿真结果显示, 本文的算法不仅可以在整定控制器参数的同时一次性得到多个不同任务下的最优驾驶员模型, 其优化结果还可以直接用于针对系统 PIO 易感性进行分析。

1 基于人机闭环参考模型的飞行控制系统设计多目标优化策略

飞机的操纵是一个复杂的人机协调和配合的过程, 飞机的安全性和使用效率同驾驶员的协调性密切相关^[8]。根据国外资料显示, 电传飞机的 PIO 事件已经成为飞机事故的主要因素。因此, 在现代电传飞机设计阶段, 必须进行人机闭环系统特性分析和有关试验。

飞行控制系统设计必须满足飞行品质的要求。

通常的做法是在完成控制器的设计之后,再进行飞行品质的评价。如果评价结果不满足飞行品质,需要重新设计控制器。这样,不仅控制器参数调整复杂,而且在控制器设计过程中,没有明确建立起飞行品质和控制器参数之间的关系,使得整个过程显得十分低效。鉴于以上原因,本文在飞行控制系统设计之初,就将飞机飞行品质作为依据建立参考模型,使用一种基于参考模型的飞行控制系统设计方法进行多目标优化整定控制器参数。

尽管飞行品质和控制器参数之间没有明确的物理意义,但是,例如在纵向飞行控制系统中,飞机阶跃响应的超调量、调节时间和稳态误差就可以决定一个典型的传递函数。将该传递函数作为飞行控制系统期望的模型,通过控制器参数的整定,使得飞机在控制器作用下,不断逼近参考模型的输出,如图 1 所示。

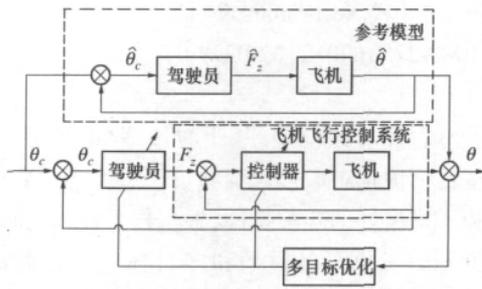


图 1 基于人机闭环参考模型的飞行控制系统优化策略

图 1 中的数学模型主要包括人机闭环参考模型、飞机飞行控制系统模型和实际系统的驾驶员模型三个部分。飞机参考模型是根据期望飞机飞行性能选择相应的飞行品质得到的,参考模型中的驾驶员模型是基于时域 Neal-Smith 准则进行多目标优化得出的最优驾驶员模型。给定期望的作战任务,选择一个合适的驾驶员模型作为参考模型。图中的下半部分为实际系统模型。通过优化算法整定控制器参数和驾驶员模型,令误差 $\theta_{e(t)}$ 不断减小,达到整定控制器参数和得到最优驾驶员模型的目的。

在使用单目标优化时,误差的计算通常采用 ITAE 综合指标。相比使用系统的稳态误差,该指标能够更好的反映实际系统对于参考模型的跟踪情况。ITAE 指标定义如下

$$T_{ITAE} = \int_0^T t | (y(t) - y_{ref}(t)) | dt \quad (1)$$

式中, $y(t)$ 为真实系统输出, y_{ref} 为参考模型输出, t

是时间变量。

本文设计的是飞机纵向俯仰姿态跟踪控制律,为了明确俯仰角的时域响应情况,将飞机阶跃响应的超调量和调节时间作为两个待优化的目标函数,用以保证俯仰角的响应满足设计要求。俯仰角的跟踪误差就选用 ITAE 指标作为第三个待优化目标。

2 基于飞行品质的参考模型选取

影响飞行品质的因素很多,每一种方法均有一定的局限性,没有一种评价准则能够单独完成,因此,需要使用多种评价准则进行评价^[8]。这里选用两种评价准则进行设计。

本文以飞机纵向控制系统为例,重点研究飞机纵向飞行品质。通常使用的纵向飞行品质有 CAP 准则、带宽准则、闭环准则、俯仰角速率准则、时域-频域响应准则和 C^* 响应准则等多种评价方式。每种方法各有优缺点,其应用的范围和方法差异也很大。其中,带宽准则缺乏数据支持,没有给出完整的 B 种飞行阶段边界要求。而且基于频域的评价标准要求对系统进行快速傅里叶变换求得系统的伯德图,限制了该方法的使用。俯仰角速率准则不能用于评价俯仰姿态指令系统,而本节解决的问题就是飞机俯仰姿态的增稳控制器,因此也不予考虑。时域-频域响应准则没有给出明确的等级限制准则,只能作为飞行品质的参照指导。 C^* 响应准则与驾驶员操纵品质评价之间缺乏良好的相关性,并且没有对扰动运动的影响和操纵力以及诱发振荡做全面的考虑,因此,该准则经常作为辅助性准则使用。频域 Neal-Smith 准则是基于频域的分析方法,除了存在频域伯德图求取难度大等缺点,该准则使用较为复杂,必须根据飞行试验的数据选择合适的带宽。鉴于以上的飞行品质评价准则存在的问题,这里选用基于时域的飞行品质评估准则:时域 Neal-Smith 准则。

通常有两种方法分析人机闭环系统。一种是建立描述驾驶员驾驶飞机的近似数学模型,结合飞机模型组成闭环系统进行分析;另外一种方式是建立空中或者地面的模拟器,通过驾驶员模拟实际操作的结果进行研究。TDNS 是从人机闭环的角度研究飞行控制系统的性能,可以从动力学的角度理解,即如何完成预定的飞行任务和在哪种条件下才能顺利地完成任务。本文是通过计算机仿真的方法分析,

因此,重点研究第一种方法。

进行 TDNS 准则分析是建立在已经拥有飞机数学模型的基础上,通过 TDNS 建立最优驾驶员模型。因此,在使用该准则之前,首先需要通过 CAP 准则建立理想的飞机参考模型。

2.1 基于 CAP 准则的飞机纵向短周期数学模型建立

按照国军标 GJB185-86 要求,纵向低阶短周期拟配模型为俯仰角速率对杆力的传递函数,如(2)式所示

$$\frac{\dot{\theta}}{F_z(s)} = \frac{K_\theta \left(s + \frac{1}{T_{\theta 2}} \right)}{(s^2 + 2\zeta_{sp}\omega_{sp} + \omega_{sp}^2)} e^{-\tau_{\theta 0}s} \quad (2)$$

式中, ζ_{sp} 和 ω_{sp} 分别为短周期的阻尼比和自然频率, $T_{\theta 2}$ 为时间常数, $\tau_{\theta 0}$ 为对驾驶员杆力阶跃输入所产生的等效延迟时间。

在获得飞机低阶等效模型参数后(见公式(2)),可以通过两种方法对飞机短周期响应进行评价:一是根据 ξ_{n1} 和 CAP 参数评价,另一种是根据 $(\omega_{n1} \cdot T_{\theta 2})$ 进行评价。第一种方法使用的前提是认为法向加速度响应是影响驾驶员察觉最小允许 ω_{n1} 的最主要因素^[8]。尽管俯仰姿态对于俯仰控制输入很重要,但是比较合适的相关参数是 n/α 还是 $T_{\theta 2}$ 还没有定论。随着空速不同, $T_{\theta 2}$ 是变化的,但是 n/α 是一个定值。当 $1/T_{\theta 2}$ 接近短周期频率 ω_{n1} 的时候,会影响驾驶员的评分,而 n/α 不会反映这种影响。因此,一般认为 $(\omega_{n1} \cdot T_{\theta 2})$ 之积能够比 CAP 提供更好的相关性。因此,本文采用第二种方法。 $(\omega_{n1} \cdot T_{\theta 2})$ 的值和 ξ_{n1} 共同决定了俯仰姿态频率响应的形状。A 种飞行阶段(要求急剧机动、精确跟踪)的俯仰响应要求见图 2。

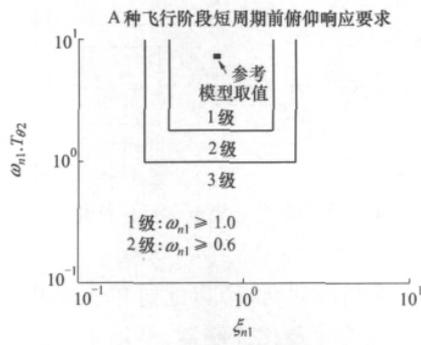


图 2 A 种飞行阶段短周期俯仰响应要求

图 2 要求 $\omega_{n1} \geq 1$, 过大的 ω_{n1} 会影响系统的响应时间,过小则系统的调节时间过长。按系统阶跃响应的调节时间为 3 至 5 s 的要求,本文取 $\omega_{n1} = 7$ 。阻尼比 ξ_{n1} 按最佳阻尼比选择 $\xi_{n1} = 0.707$ 。从图中查出,当 $\xi_{n1} = 0.707$ 时,取 $(\omega_{n1} \cdot T_{\theta 2}) = 6$ 时(见图 2 中标注的取值点),可以得到 $T_{\theta 2} = 7/6$ 。因此,增广飞机的参考模型参数可以选取为

$$\frac{\dot{\theta}}{F_z} = 7^2 \cdot \frac{S + \frac{7}{6}}{S^2 + 2 \cdot 0.707 \cdot 7S + 7^2} \quad (3)$$

上式为俯仰角速率对驾驶员杆力的传递函数,而进行姿态控制,需要得到飞机俯仰角对于驾驶员杆力的数学模型,因此,由(3)式可以得到

$$\frac{\theta}{F_z} = 7^2 \cdot \frac{S + \frac{7}{6}}{S^2 + 2 \cdot 0.707 \cdot 7S + 7^2} \cdot \frac{1}{S} \quad (4)$$

2.2 基于时域 Neal-Smith 准则的最优驾驶员模型建立

TDNS 准则主要是用于分析飞行员诱发振荡的飞行品质。在给定不同作战任务下研究飞机的稳定性和操纵性。若飞机可以在不同的任务下均可以保证良好的稳定性,则认为控制系统和飞机组成的增广模型可以达到较好的飞行品质。同时,在给定的控制系统和飞机组成的增广模型下,进行最优驾驶员模型的建立,还可以通过优化得到的驾驶员模型,研究诸如延迟时间等对于驾驶员操纵飞机的要求,这也通常与 C-H 评分准则相关联。

2.2.1 时域 Neal-Smith 准则

对于纵向俯仰姿态闭环控制系统^[9],从 0.25 s 开始给定具有一定幅值输入信号 θ_c ,幅值一般是 5° 。从 0.25 s 开始主要考虑到系统零输入的影响。当系统第一次到达待跟踪目标准心直径范围内的时间定义为捕获时间 D 。准心直径是衡量跟踪任务好坏的一个重要指标,定义为信号幅值的 1/40,如图 3 所示。

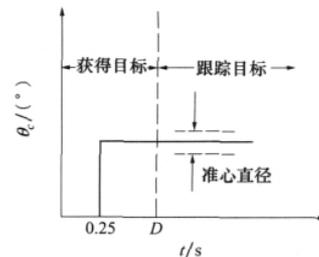


图 3 目标跟踪

使用 TDNS 进行飞行品质评估需要计算两个参数。目标捕获时间 D 和 D 秒后俯仰角跟踪误差的均方根值 θ_{RMS} 。在给定捕获时间 D 和俯仰角跟踪误差的均方根值 θ_{RMS} , 相当于要求飞行员完成如下两件事:

- 1) 在控制输入开始后, 飞行员需要在 D 秒内跟踪到目标;
- 2) 跟踪到目标后, 飞行员需要不断减小俯仰角跟踪误差的均方根值 θ_{RMS} 来保持跟踪精度, 直到作战任务结束。

TDNS 准则的捕获时间 D 和频域 Neal-Smith 准则中的带宽频率 ω_{BW} 相对应。这个指标反映了驾驶员操纵的难易程度, 时间越短对于驾驶员的要求就越高, 跟踪任务的难度也就越大, 其两者的关系为

$$\omega_{\text{BW}} = \frac{-1}{D - 0.25} \cdot \ln\left(\frac{1}{40}\right) \quad (5)$$

上式的计算环境仍为俯仰角输入信号 0.25 s 开始的阶跃信号, 准心直径为输入信号幅值的 $1/40$ 。

2.2.2 驾驶员模型的多目标优化

人是极其复杂的自学习和自适应系统^[8], 可以完成各种不同的飞行任务。因此要建立一个完整的适合任何飞行任务的驾驶员模型是不现实的。在给定任务的情况下, 用局部问题的方法代替通用问题, 则驾驶员操纵飞机的行为特性是有一定的规律, 并且这种规律可以用来建立描述飞行员行为的数学模型。

驾驶员模型是非线性离散的数学模型, 通过对大量数据的统计, 得出在研究具有稳定性的操纵对象时可以认为其具有线性特性。在人机工程分析中, 常用的一个驾驶员数学模型如下式所示

$$W_p(s) = k_p \frac{(T_L s + 1) e^{-\tau s}}{(T_I s + 1)(T_N s + 1)} \quad (6)$$

式中, k_p 为驾驶员增益, 约为 $1 \sim 100$ (可变); T_L 为驾驶员对操纵过程的预测需要的超前补偿时间常数, 约为 $0 \sim 1.0 \text{ s}$ (可变), 该参数也反映了驾驶员的精神负荷; T_I 为中枢神经信息的传递和加工过程的时滞, 约为 $0 \sim 1.0 \text{ s}$ (可变), 该参数也反映了驾驶员体力负荷的大小; T_N 为神经肌肉系统调节过程的时滞时间, 约为 $(0.1 \pm 20\%) \text{ s}$; τ 为驾驶员体内的净传递时间延迟, 其值与神经传导和刺激有关, 约为 $(0.2 \pm 20\%) \text{ s}$, 对于多自由度操纵, 该值可以大于 0.2 s , 甚至到达 0.6 s 。

当飞机的短周期固有频率 $\omega_{n1} < 10 \text{ rad/s}$ 时, 可以将 τ 和 T_N 合并, 令

$$\tau_p = \tau + T_N \quad (7)$$

则 (6) 式可以简写为

$$W_p(s) = k_p \frac{(T_L s + 1)}{(T_I s + 1)} e^{-\tau_p s} \quad (8)$$

式中, τ_p 为驾驶员神经传输和肌肉反应引起的体内纯延迟时间。

根据时域 Neal-Smith 准则, 优化驾驶员模型参数, 使得图 1 中参考模型部分的输出不断逼近系统的输入。根据 (8) 式建立的驾驶员模型相当于一个超前-滞后补偿, 通常的做法是给定不同的作战任务 D , 计算出相应的带宽频率 ω_{BW} , 然后通过下式计算驾驶员的超前-滞后补偿系数

$$t_{p2} = T_I = \left(\frac{1}{\omega_{\text{BW}}} - T_w \right) \quad (9)$$

$$t_{p1} = T_L = \frac{1}{t_{p2} \omega_{\text{BW}}^2} \quad (10)$$

上式中, T_w 为待优化参数。(8) 式中的 k_p 也为待优化参数, 另外, 延迟时间 τ 选择 0.25 。

优化的目标是最小化 θ_{RMS} , 然后计算驾驶员超前-滞后补偿相角 \angle_{PC} 为

$$\angle_{PC} = 57.3 \tan^{-1}(t_{p1} \omega_{\text{BW}}) - 57.3 \tan^{-1}(t_{p2} \omega_{\text{BW}}) \quad (11)$$

然后, 根据解算的 θ_{RMS} 和补偿相角 \angle_{PC} , 进行飞行品质评价。

这里希望通过优化得到最优驾驶员模型, 在不同的任务下, 选取综合性能最优的驾驶员模型控制器, 因此, 这里选择待优化的目标函数为捕获时间 D 和俯仰角跟踪误差的均方根值 θ_{RMS} 。将 (4) 式所示的飞机增广模型代入图 1 中参考模型部分可以得到图 4。

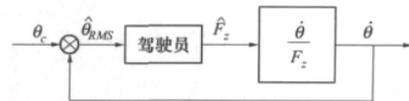


图 4 驾驶员参考模型多目标优化示意图

使用多目标优化, 可以通过单次优化得到不同任务 D 下的多个最优控制器, 然后根据实际的任务需求, 直接在决策空间选择决策变量。驾驶员最优控制器模型的优化步骤如下:

Step1 对多目标优化算法进行参数初始化, 待

优化目标为 2 个(捕获时间 D 和俯仰角跟踪误差的均方根值 θ_{RMS}), 待优化参数为驾驶员增益 k_p ($k \in (0, 100]$) 以及超前-滞后补偿系数 t_{p1} 和 t_{p2} ($t_{p1} \in (0, 1]$ $t_{p2} \in (0, 1]$);

Step2 计算多目标优化算法得到所有结果的补偿相角 \angle_{PC} ;

Step3 根据前两步的结果, 选择可以接受的飞行品质。这里是选择最优驾驶员模型用于作为参考模型进行下一步的优化, 因此选择 1 级飞行品质。

至此, 完成了飞机纵向短周期的人机闭环参考模型的选取。由于是根据 CAP 准则和 TDNS 准则的 1 级品质选取, 结果也应满足这两种飞行品质的 1 级品质。接下来将进行基于此参考模型的飞行控制系统优化。如果优化结果能够很好地满足该模型的特性, 则优化得到的飞行控制系统也将满足这两种飞行品质的 1 级品质。

3 数值算例和分析

对某飞机纵向电传自动控制系统进行多目标优化, 实现俯仰角跟踪。

3.1 驾驶员参考模型的多目标优化

按本文 2.2.2 节的方法(如图 4 所示), 使用 NSGA-II 算法^[14]进行优化, 通过 100 次迭代, 其 Pareto 前沿(Pareto 秩为 1 的个体) 共有 100 组数据。

通过优化得到的是捕获时间 D 和俯仰角跟踪误差的均方根值 θ_{RMS} , 如果要根据 TDNS 准则进行飞行品质的评定, 还需要计算每组数据的补偿相角, 飞行品质结果见图 5。

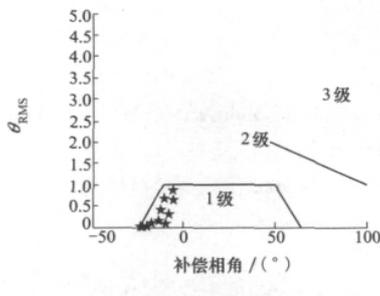


图 5 多目标优化结果的时域 Neal-Smith 准则等级划分

选择 3 组不同任务(0.8 s、2.7 s 和 4.5 s) 下的最优驾驶员模型参数。

将优化结果代入驾驶员模型, 即(8) 式, 可以得到满足 1 级飞行品质要求的人机闭环参考模型。选

取任务(即捕获时间) 为 2.7 s 的驾驶员模型参数进行飞行控制系统多目标优化的驾驶员参考模型。

3.2 基于人机闭环的飞行控制系统多目标优化

现在, 将真实飞机模型代入图 1 中, 构建 PID 控制律, 舵回路速率限幅为 $\pm 100^\circ/\text{s}$, 位置限幅 $\pm 25^\circ$ 。控制律选择为

$$\delta_p = K_\theta \theta + K_q q \quad (12)$$

目标函数选择为超调量、调节时间和 ITAE 综合指标。这时, 需要注意的是, 在调整控制律参数的同时, 可以同步调整驾驶员的模型参数。因为不同飞机在不同控制器参数的控制下, 需要驾驶员进行的补偿系数和杆力系数均不相同, 因此, 待整定参数除了(12) 式中的参数 K_θ 和 K_q , 还需要优化驾驶员模型中的参数: 驾驶员增益 k_p 以及超前-滞后补偿系数 T_L 和 T_N 。参数 K_θ 和 K_q 的取值为 [1, 20], 驾驶员模型参数的取值范围不变。使用 NSGA-II 算法^[10]进行多目标优化, 其优化结果的 Pareto 前沿如图 6 所示。

多目标优化结果的 TDNS 等级评定如图 7 所示。

多目标优化一次性得到了多组参数, 这里选择最小超调量、最短调节时间和最小综合 ITAE 指标三组参数。

进一步验证系统跟踪响应的时域特性, 给定幅值为 5° , 开始时间为 1 s, 持续 5 s, 再反向给定幅值为 5° , 持续 5 s 的阶跃输入, 其俯仰角和俯仰角速率响应曲线如图 8 所示。

根据图 5 可以得出, 在不同任务下, 多目标优化算法求得的 Pareto 前沿的参数对应的飞行品质均为 1 级品质, 说明根据 CAP 准则可以得到符合 TDNS 准则的系统模型。然而, 捕获时间和俯仰角跟踪误差的均方根值是一对矛盾的要求。也就是说, 捕获时间越短, 则误差越大。因此, 将这两个函数作为多目标优化方法的优化目标函数是合理的, 并且捕获时间越短, 误差越大, 在实际系统中对应的超调量也就越大的结论。

选择期望的任务(捕获时间为 2.7 s) 的驾驶员模型, 与 CAP 准则建立的飞机增广参考模型组成闭环参考模型。再次使用多目标优化的方法, 同时优化驾驶员模型参数和控制器参数, 将得到的结果在图 7 中验证, 结果显示, 优化得到的参数均符合 TDNS 准则 1 级品质的要求, 即使是给定最小捕获时间, 超调量也很小, 而且很快就能收敛。

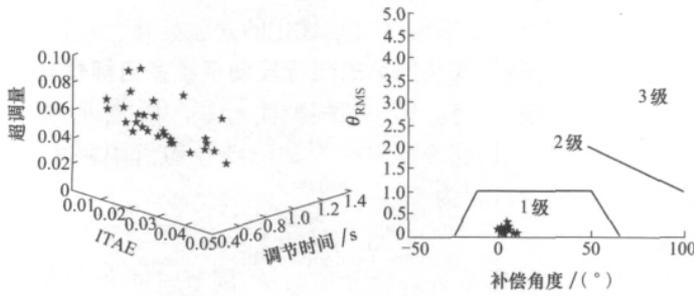


图 6 基于人机闭环参考模型的飞行控制系统多目标优化结果

图 7 多目标优化结果的 TDNS 准则等级评定

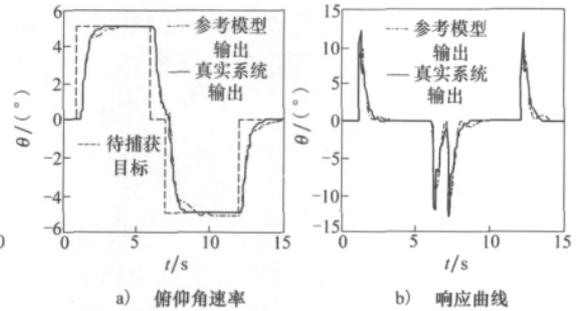


图 8 系统跟踪目标俯仰角(左)和俯仰角速率(右)响应曲线

3.3 PIO 易感性分析

该飞机采用电传操纵系统,控制律设计合理,不存在 I 型 PIO 隐患。但该飞机的执行机构设置了位置和速率限幅,需要对其 II 型 PIO 易感性进行评估。

PIO 易感性的量化准则定义为^[11]:系统在敏感区域内,即作战任务 D 在 $1.3 \sim 2$ s 之间, θ_{RMS} 对 D 的二阶导数值。如果 $d^2\theta_{RMS}/dD^2$ 大于 100,则认为该系统具有 PIO 易感性。

根据定义,计算出系统 θ_{RMS} 对 D 的二阶导数值为 0.006 5,远远小于 100;为了充分验证本文设计控制律的性能,将系统的敏感区域放大至 0.8 s 至 2.5 s 之间,其 θ_{RMS} 对 D 的二阶导数值为 56.48,依然小于 100。说明系统不存在 II 型 PIO 隐患,控制器效果理想。同时也说明通过 TDNS 准则进行 PIO 易感

性的评价是可行的。

4 结 论

- 1) 通过参考模型的方法可以实现将飞行品质的要求引入到优化算法中;
- 2) 使用多目标优化算法求取最优驾驶员模型可以通过运行一次优化算法而得到在不同任务下多个驾驶员模型,方便进行分析和设计;
- 3) 通过 CAP 准则建立飞机等效系统模型,与多目标优化算法得到的某个任务下的驾驶员模型组成人机闭环参考模型,可以很好地作为纵向俯仰跟踪控制律设计的参考模型;同时,还可以得到实际系统对应的最优驾驶员模型,方便进行 PIO 易感性的分析。

参考文献:

[1] Anderson M R. Unified Pilot-Induced Oscillation Theory, Volume 3. PIO Analysis Using Multivariable Methods. Virginia Polytechnic Inst and State Univ Blacksburg Dept of Aerospace and Ocean Engineering, 1995

[2] 宁国栋,方振平. Neal-Smith 时域 PID 预测准则及应用. 北京航空航天大学学报. 2005(4): 407-411
Ning Guodong, Fang Zhenping. PID Multi-Objective Optimization Design Based on Pareto Optimality. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005(4): 407-411 (in Chinese)

[3] Zhao Z, Liu Y, Yan S W, et al. Pilot-Induced Oscillations (PIO) Susceptibility Evaluation Approach Based on Sequential Quadratic Programming. IEEE, 2010, 468-471

[4] Bailey R E, Bidlack T J. A Quantitative Criterion for Pilot-Induced Oscillations-Time Domain Neal-Smith Criterion, 1996, 598-610

[5] Avanzini G, Minisci E A. Evolutionary Design of a Full-Envelope Flight Control System for an Unstable Fighter Aircraft. IEEE, 2010, 1-8

[6] 刘楠楠,石玉,范胜辉. 基于 Pareto 最优的 PID 多目标优化设计. 信息与控制, 2010(4): 385-390

- Liu Nannan , Shi Yu , Fan Shenghui. PID Multi-Objective Optimization Design Based on Pareto Optimality. *Information and Control* , 2010(4) : 385-390 (in Chinese)
- [7] 李学斌. 基于多目标遗传算法和多属性决策的船舶柴油机转速 PID 控制器参数优化. *海军工程大学学报* , 2009 , 21(003) : 61-65
- Li Xuebin. Multi-Objective Optimization and Multi-Attribute Decision Making for PID Controller Parameters Tuning in Ship Diesel Design. *Journal of Naval University of Engineering* , 2009 , 21(003) : 61-65 (in Chinese)
- [8] 高金源 李陆豫 冯亚昌. 飞机飞行品质. 北京: 国防工业出版社, 2003
- Gao Jinyuan , Li Luyu , Feng Yachang. *Aircraft Handling Qualities*. Beijing: National Defence Industry Press , 2003 (in Chinese)
- [9] Bailey R E , Bidlack T J. Unified Pilot-Induced Oscillation Theory. Volume 4. Time-Domain Neal-Smith Criterion. *Calspan Advanced Technology Center Buffalo NY* , 1995 , 8-10
- [10] K D , S A , A P. A Fast Elitist Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm for Multi-Objective Optimization: NSGA2 II. Paris , France: 2000 , 1-11
- [11] 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. *飞行力学*. 2010(4) : 1-4
- Zhao Zhizhong , Liu Yan , Gao Zhenghong. PID Susceptibility Evaluation Approach Based on Sequential Quadratic Programming. *Flight Dynamics* , 2010(4) : 1-4 (in Chinese)

A Fairly Successful Exploration of Multi-Objective Optimization of Aircraft Flight Control System Design Using Time-Domain Neal-Smith Criterion

Nie Rui , Zhang Weiguo , Li Guangwen , Liu Xiaoxiong

(Department of Automatic Control , Northwestern Polytechnical University , Xi'an 710072 , China)

Abstract: Sections 1 and 2 of the full paper explain what we believe to be a fairly successful exploration. Their core consists of: (1) to match the pilot and the aircraft , with the man-vehicle closed loop reference model , we introduce the flight quality requirements into the optimization algorithm to design the aircraft flight control system; (2) we establish the equivalent model of the aircraft with the CAP criterion; (3) using the time-domain Neal-Smith criterion , we perform the multi-objective optimization to obtain the optimal pilot reference models under different tasks; (4) we select the optimal pilot reference model according to the flight quality requirements and combine it with the aircraft equivalent model to form the man-vehicle closed loop reference model; (5) with the man-vehicle closed loop reference model , we design the aircraft flight control system by using the multi-objective optimization algorithm. Section 3 simulates the multi-objective optimization of the pilot reference model and the man-vehicle closed loop reference model; the simulation results , given in Figs. 5 through 8 , and their analysis show preliminarily that our multi-objective optimization algorithm can not only tune the parameters of the controller of the aircraft flight control system but also select the optimal pilot reference model under different tasks and use the optimization results to evaluate the PIO (pilot-induced oscillation) susceptibility.

Key words: aircraft , algorithms , analysis , closed loop control systems , design , evaluation , man machine systems , models , numerical control , optimization , parameter optimization , requirements engineering , tracking (position) , sensitivity analysis , simulation , standards , time domain analysis; flight control systems , multiobjective optimization; flight quality , reference model , time-domain Neal-Smith criterion