

文章编号:1000-6893(2008)06-1447-06

模糊逻辑 PIO 探测器中的隶属函数构建

颜世伟¹, 高正红¹, 刘艳¹, 田福礼²

(1. 西北工业大学 翼型、叶栅空气动力学国防科技重点实验室, 陕西 西安 710072)

(2. 中国飞行试验研究院 总师办, 陕西 西安 710089)

Design of Membership Function of Fuzzy Logic PIO Detector

Yan Shiwei¹, Gao Zhenghong¹, Liu Yan¹, Tian Fuli²

(1. National Key Laboratory of Aerodynamic Design and Research, Northwestern

Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

(2. Agency of Chief Engineer, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

摘要: 驾驶员诱发振荡(PIO)是一类驾驶员不希望出现的人机耦合(APC)现象。探测器可根据飞机飞行数据识别是否有 PIO 发生。设计模糊逻辑探测器模型用于 PIO 探测关键在于模糊变量的选取与模糊推理的设计,模糊变量是由若干隶属函数描述的。根据对发生 PIO 时驾驶员的操纵与飞机运动特点的分析与总结,以及选取的特征参数的变化范围,对模型中的隶属函数进行设计,并对隶属函数的适应性和对识别结果的影响进行了分析。PIO 数据的识别结果表明通过这种设计方法得到的模型可以用于 PIO 探测。

关键词: 人机耦合;PIO;模糊逻辑;隶属函数;探测器

中图分类号: V212 **文献标识码:** A

Abstract: Pilot induced oscillation (PIO) is a kind of aircraft pilot coupling (APC) events with undesired, largescale and oscillatory characters. Detector can identify PIO events by the signals of aircraft. The key technology of design fuzzy logic detector for PIO events is the choice of fuzzy variables and design of fuzzy inference system, and fuzzy variables are described by some membership functions. In terms of analyzing and deducing the flight's characters of PIO and fuzzy variables changing range, the membership functions are designed and the adaptability and influence of membership functions are analyzed. The results show that the fuzzy logic PIO detector designed by this method can identify PIO events.

Key words: aircraft pilot coupling; PIO; fuzzy logic; membership function; detectors

人机耦合(Aircraft Pilot Coupling, APC)振荡现象伴随着飞机的发明一起出现,也是当前航空领域的一个难题,是电传飞机发展阶段频频发生飞行事故的原因之一,并且一直对飞行安全构成严重威胁。由驾驶员介入的恶性异常闭环振荡也被称为驾驶员诱发振荡(Pilot Induced Oscillation, PIO)。目前针对电传系统设计和 APC 预测准则已经做了很多研究,提出了针对各种类型 PIO 的预测准则和抑制技术,但是由于飞行控制系统越来越复杂,这些手段还不能完全防止 PIO 的发生^[1],所以一些专家提出了对 PIO 的实时探测技术。模糊逻辑 PIO 探测器是一种利用模糊逻辑方法对 PIO 进行实时探测的技术。这种方法首先利用特征提取算法处理飞行数据,提取出的特征参数和飞行参数作为探测器的输入,然后

利用模糊逻辑推理系统进行识别,判断是否飞机发生 PIO。模糊逻辑方法的关键在于选择的特征参数能否表现 PIO 的特征,模糊推理系统能否正确对 PIO 现象进行识别,并且不会在正常振荡与 PIO 之间发生误判。本文讨论了描述模糊变量的隶属函数的设计方法,并通过算例进行了验证与分析。

1 人机耦合振荡中驾驶员与飞机的特点

APC 是由驾驶员与飞机之间特殊的相互作用所引起的一种无意中突发,且不是驾驶员希望的飞机姿态和航迹运动。这种运动会严重干扰驾驶员对飞机姿态和航迹的控制,甚至会导致灾难性后果。PIO 按照其产生的机理不同可以分为 3 类^[2-3]:

I 类 PIO 线性人机系统振荡。是由于系统相位滞后或延时过大而产生的线性人机系统耦合振荡。I 类 PIO 发生主要是驾驶员在进行较大

增益的控制时飞机出现较大的时间延迟,各种滤波器产生的过大相位滞后和不适当的控制/响应灵敏度造成的。过高的飞机增益也是产生 I 类 PIO 的一个重要因素。对于 I 类 PIO 问题来说,频率范围是反映 PIO 特征最重要的参数。

II 类 PIO 某些非线性作用(速率、位移限制)的准线性人机系统振荡。是一种振幅达到了一定幅度、速率限制和位移限制占主导地位的严重振荡。大部分的严重 II 类 PIO 事件中出现了速率限制。II 类 PIO 除与 I 类 PIO 存在由非线性引起的附加滞后外,它们产生的原因是相同的。

III 类 PIO 瞬态变化的非线性人机系统振荡。是由控制系统和驾驶员行为动力学特性的非线性变化产生的。III 类 PIO 由于本身包括了驾驶员和飞机动力学因素的转换而变得非常难于分析。

2 模糊逻辑方法识别 PIO 中的特征参数

2.1 Mamdani 型模糊推理系统原理^[4]

Mamdani 模糊推理系统是建立在模糊集合论、模糊 if-then 规则和模糊推理等基础上的先进计算框架。它的基本结构由 3 个重要部分组成:规则库;数据库(也称为词典),即定义模糊规则中用到的隶属函数;推理机制,即按照规则和所给定的事实执行推理过程求得合理的输出或结论。Mamdani 型模糊推理系统是通过事先掌握的一组推理规则实现从输入到输出的推理计算,它便于建立有人为干预的输入数据空间的辨识系统。一个具有单一前件的广义假言推理可被表述为

前件 1(事实): x 是 A'

前件 2(规则):如果 x 是 A ,则 y 是 B

后件(结论): y 是 B'

Mamdani 型模糊推理实现上述过程实际上只给出模糊集合 B' 的隶属函数,即

$$\mu_{B'}(y) = [\bigvee_x (\mu_{A'}(x) \wedge \mu_A(x))] \wedge \mu_B(x)$$

2.2 模糊逻辑方法

模糊逻辑方法不考虑飞机和飞行控制系统的设计过程和它们是否存在 PIO 趋势,只关心飞机当前的飞行状态和驾驶员的控制指令,然后通过设定好的模糊推理系统即可得到飞机发生 PIO 的程度^[5]。模糊逻辑推理系统需要使用 4 个指标来识别 PIO,通过对这些特征的处理得到相应的

模糊变量。模糊推理系统对模糊变量进行推理运算得到 PIO 的估计值,PIO 估计值表达了发生 PIO 概率的大小。

2.3 模糊逻辑方法中的特征参数

为了能够准确地识别飞机是否发生 PIO,所选择的特征参数必须能够明确地反映 PIO 的特点,这些参数应该是容易获得的。通过 1 节对 3 种类型 PIO 特点的分析和文献[1,3]的研究,可以得到飞机发生 PIO 时的特征参数如下:

主频率 发生 PIO 时的主频率是飞机信号(姿态角或角速率信号)和驾驶员信号(驾驶杆位移或杆力信号)频率的平均值^[6]。

相位延迟 主频率处飞机响应对驾驶员操纵输入的相位差。引发 I 类 PIO 的一个主要原因是各种滤波器产生的过大相位延迟。对于 II 类 PIO 来说,主要诱因是由于控制面的速率或位移限制产生的较大相位延迟。

操纵面偏转速率和位移 大部分 PIO 时间发生时,操纵面都达到了位移或速率的最大值和发生了位移、速率限制。对于 II 类 PIO 来说操纵面的位移或速率限制是大部分 PIO 事件的主要原因。

驾驶员指令或飞机响应幅值 当发生 PIO 时,驾驶员会为了保持对飞机控制而加大增益从而使操纵幅值越来越大。当驾驶员故意加大增益时可能会引发 I 类 PIO。两者的比值也作为驾驶员是在进行开环操纵还是闭环操纵的判据。

3 模糊变量的隶属函数的构建

3.1 模糊变量

模糊逻辑 PIO 探测模型使用了 Mamdani 模糊推理系统^[5]。模糊逻辑推理系统选择合适的特征参数作为相应的模糊变量,经过一定的模糊规则运算后即得到 PIO 的估计值。根据上面的总结可以得到以下模糊变量:主频率、驾驶杆幅值、相位延迟余弦值和操纵面速率或加速度。这些模糊变量是由若干隶属函数描述的。

3.2 隶属函数

实数域 \mathbf{R} 上的隶属函数称为 F 分布,在本文中模糊逻辑探测器模型中使用的 F 分布隶属函数包括梯形函数和钟型函数。如图 1 和图 2 所示。

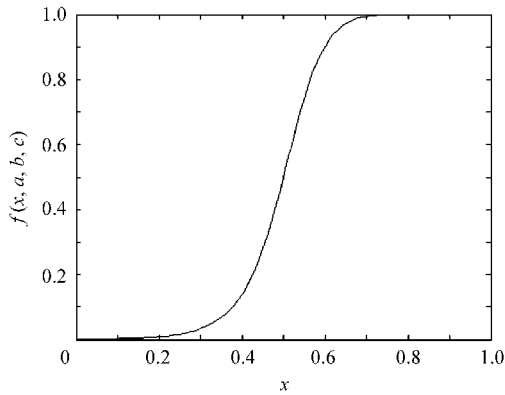


图 1 钟型函数

Fig. 1 Bell-shaped membership function

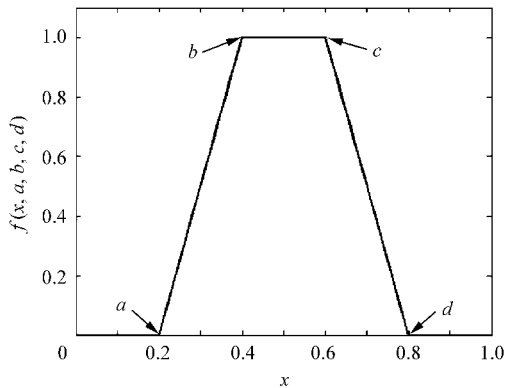


图 2 梯形函数

Fig. 2 Trapezoidal-shaped membership function

钟型函数的数学表达式为

$$f(x, a, b, c) = \frac{1}{1 + \left| \frac{x - c}{a} \right|^{2b}}$$

式中:参数 a, b, c 决定了钟型函数的形状和位置。

梯形函数的数学表达式为

$$f(x, a, b, c, d) = \begin{cases} 0 & x \leq a \\ \frac{x - a}{b - a} & a \leq x \leq b \\ 1 & b \leq x \leq c \\ \frac{d - x}{d - c} & c \leq x \leq d \\ 0 & d \leq x \end{cases}$$

3.3 对隶属函数的设计原则与分析

(1) 主频率

对于 I 类 PIO 问题来说,频率范围是反映 PIO 特征的最重要的参数。主频率隶属函数由 3 个隶属函数描述,如图 3 所示。Nominal 表示飞机稳态或小幅机动时的频率范围,APCrange 表示发生 PIO 的频率,Overcontrolling 表示超过飞

行控制系统带宽的高频机动。

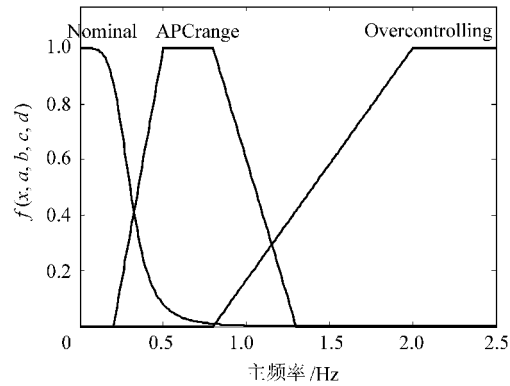


图 3 主频率隶属函数

Fig. 3 Main frequency membership functions

Nominal 函数由以 O 轴为中心的钟型函数表示,这个钟型函数表示了正常操纵飞机时的稳定状态或进行小幅机动时主频率的变化范围,可以通过调整 c 值的大小来调整函数的位置。 a 和 b 的调整相当于改变函数的斜率与 APCrange 交叉的程度。函数的调整取决于飞机正常操纵的频率范围。

APCrange 函数的峰值由飞机发生 PIO 的频率范围决定。通过对已有的 PIO 事件的统计发现发生 PIO 时频率主要集中在 0.2~3.0 Hz。绝大部分 PIO 事件的频率主要集中在 0.3~1.5 Hz 范围内。尽管更高频率的 PIO 也会存在,但这是由结构共振引起的翼身耦合的高频振荡,这种共振的频率很少低于 0.3 Hz。所以梯形下底只要覆盖全部或大部分 PIO 范围即可。不同类型飞机在发生 PIO 时的频率范围可能是不同的,所以对于 b 和 c 值应该根据飞机的不同进行适当的调整。

Overcontrolling 函数为峰值超过 2 Hz 的梯形函数,它表示超过飞行控制系统带宽的高频机动或者带有结构共振的振荡。这个函数的范围不与 Nominal 重合。

(2) 驾驶杆幅值

驾驶杆幅值即驾驶员的操纵输入量,这个量与飞机响应共同反映了振荡的情况。由两个钟型函数描述,如图 4 所示。Low 函数表示小操纵幅值,High 函数表示大操纵幅值。这两个函数的变量是归一化后的驾驶杆位移或驾驶杆杆力信号。

Low 函数是以 O 轴为中心的钟型函数,覆盖了驾驶杆位移或杆力范围从 0 到 30% 的范围。

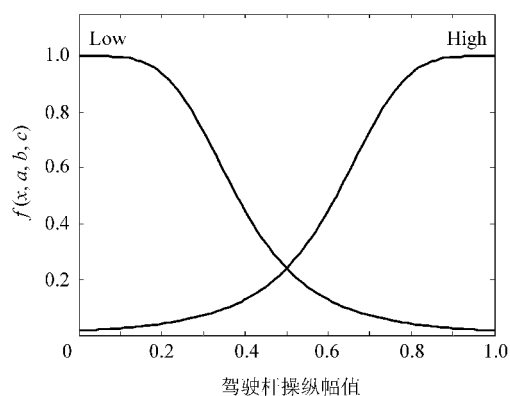


图 4 驾驶杆幅值隶属函数

Fig. 4 Stick amplitude membership functions

High 函数是以 1 为中心的钟型函数,覆盖了驾驶杆最大移动范围 60% 的部分。发生 PIO 时,驾驶员的指令由于陷入与飞机的耦合,驾驶员会为了保持对飞机控制而加大增益使操纵幅值越来越大。从对 3 类 PIO 的分析可以看出驾驶员加大增益或增益突变也是诱发 PIO 的一个原因,所以 High 函数的范围应该尽量覆盖这个范围。这两个函数不一定是以 0.5 对称的,针对不同的飞机可能 Low 函数的范围更大或者 High 函数的范围更大。

(3) 相位延迟余弦值

相位延迟余弦值反映了驾驶员操纵与飞机响应是否发生了反向。由两个钟型函数描述,如图 5 所示。Lag 180 函数表示飞机响应与驾驶输入的相位延迟在 180° 附近,Lag 0 函数表示飞机相应与驾驶员输入基本同步。相位延迟的余弦值范围是从 -1 到 1, -1 表示飞机相应与驾驶员操纵输入反向,1 表示两者同步。

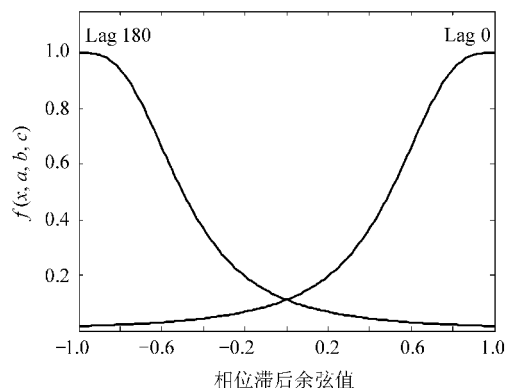


图 5 主操纵频率处相位滞后余弦值隶属函数

Fig. 5 Cosine of phase lag for main control frequency membership functions

Lag 180 是以 -1 为中心的钟型函数。此函

数代表飞机响应与驾驶员输入反向,出现反操纵。函数值主要覆盖相位延迟在 -180° 到 -120° 的范围。根据其特点和试验,这个函数的中心在 $(-0.5, 0.5)$ 处为宜。Lag 0 是以 1 为中心的钟型函数。此函数代表飞机响应与驾驶员输入是同步的,这是姿态控制系统正常的飞行模式。延迟在 90° 附近处代表此时人机系统时的正常速率控制系统。

(4) 舵机偏转位置(速率)

舵机偏转位置(速率)直接反应了是否发生 PIO 及其类型。包括两个隶属函数,如图 6 所示。Nominal 函数分别代表了正常操纵和机动时舵机的偏转位置或偏转速率。Saturated 函数代表发生偏转位置限制或速度限制。这两个函数的输入都是经过归一化的舵机位置或速率信息。

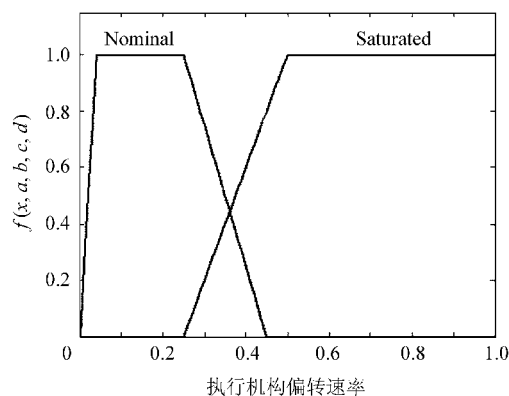


图 6 舵机偏转位置(速率)隶属函数

Fig. 6 Actuator position (speed) membership functions

Nominal 函数由梯形函数表示。函数范围覆盖舵机偏转位置从 0 到最大偏转位置 40% 的范围。梯形函数左侧边尽量靠近 O 轴或者与 O 轴重合亦可。Saturated 函数同样也用梯形函数表示。这个梯形函数覆盖超过最大范围的 50% 部分。Saturated 函数下底边最小值大于 Nominal 函数峰值最大值,函数上底最大值到 1。

3.4 隶属函数的设计与算例分析

(1) 不同隶属函数的识别结果

算例 1 采用某飞机发生 PIO 的飞行数据。该飞机在降落过程中发生横向 PIO,最后由驾驶员改出复飞。图 7 为整个 PIO 过程中飞机飞行参数变化曲线,由图可看出 PIO 过程为:前半段为正常降落过程,约 57 s 时飞机横侧向发生 PIO,在 60.75 s 时驾驶员减小操纵干预,同时飞机振荡开始衰减,约 61.5 s 时 PIO 消失。图 8 中

的 PIO 估计值显示约 59 s 时发生 PIO,在 61 s 左右开始衰减。表 1 为根据 PIO 特征设计的隶属函数,从图 8 的 PIO 识别结果可以看出模糊逻辑方法对 PIO 程度的估计基本正确。

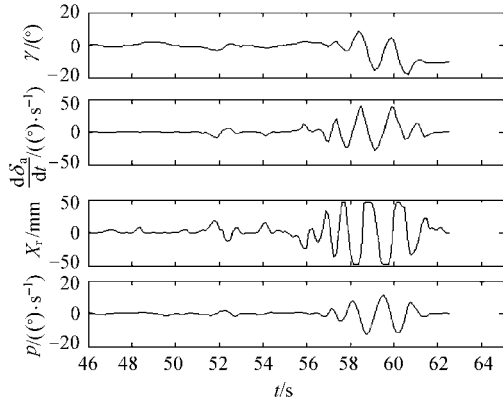


图 7 某飞机飞行参数曲线
Fig. 7 Certain plain flight signals

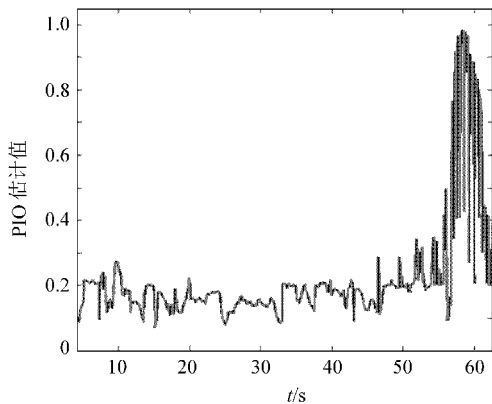


图 8 识别结果 1
Fig. 8 Result of identification 1

表 1 隶属函数 1
Table 1 Membership function 1

函 数	<i>a</i>	<i>b</i>	<i>c</i>	<i>d</i>
Nominal(主频率)	0.30	2.40	0	
APCrangle	0.20	0.50	0.80	1.30
Low	0.38	2.10	0	
High	0.38	2.10	1.00	
Lag 180	0.50	1.50	-1.00	
Lag 0	0.50	1.50	1.00	
Nominal(舵机)	0	0.04	0.25	0.45
Saturated	0.25	0.50	2.00	2.50

算例 2 为了进行对比,本算例使用了与算例 1 相同的飞行数据。对隶属函数的参数进行了重新设计,参数的设置见表 2,识别结果见图 9。表 2 对隶属函数的参数进行了重新设计:增加了 PIO 时的频率范围,加大了幅值函数的覆盖范围,

降低了速率限制函数的下限。这些改变会导致模糊逻辑模型对振荡更加敏感。

表 2 改进的隶属函数 2
Table 2 Membership function 2

函 数	<i>a</i>	<i>b</i>	<i>c</i>	<i>d</i>
Nominal(主频率)	0.30	2.40	-0.10	
APCrangle	0.20	0.50	1.00	1.30
Low	0.38	2.10	-0.20	
High	0.38	2.10	0.80	
Lag 180	0.50	1.50	-0.80	
Lag 0	0.50	1.50	1.20	
Nominal(舵机)	-0.10	0	0.25	0.45
Saturated	0.25	0.40	2.00	2.50

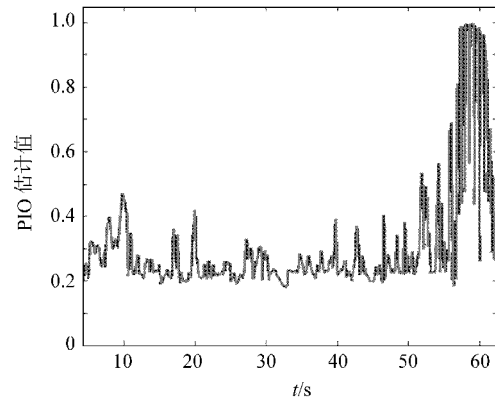


图 9 识别结果 2
Fig. 9 Result of identification 2

通过以上两个算例的对比可以看出,调整隶属函数后,采用新隶属函数参数的模糊逻辑模型的 PIO 估计值比原值更大,提前对 PIO 的发生进行预警。增加权值较大的特征参数的隶属函数的范围可以提前预测时间和明显增加 PIO 估计值。但是同时也相应增加了对正常的振荡发生误判,容易对驾驶员的判断产生干扰。由于本文采用的模糊逻辑模型综合了数种特征参数表述 PIO 特征,而不是以某一个特征量来判断是否发生 PIO。所以单纯调整其中一个特征参数的隶属函数不但会漏判也会出现误判。

(2) 隶属函数对不同飞机的适应性

算例 3 某变稳机发生 PIO 时的飞行参数曲线如图 10 所示。由于该飞行数据中没有舵机参数,所以模糊推理系统中各隶属函数的权值进行了相应的修改。

图 7、图 9 和图 11 为模糊逻辑探测器的输出值,也可以视为 PIO 发生概率的估计值而不是 PIO 等级和激烈程度的度量。

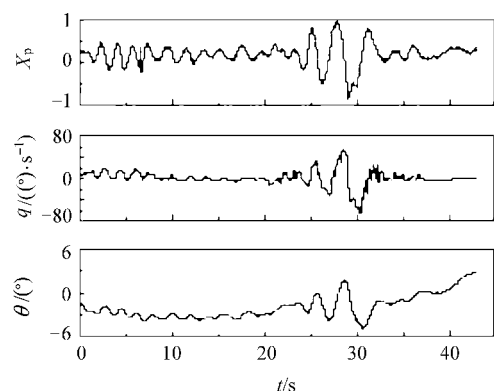


图 10 某飞机飞行参数曲线
Fig. 10 Certain plain flight signals

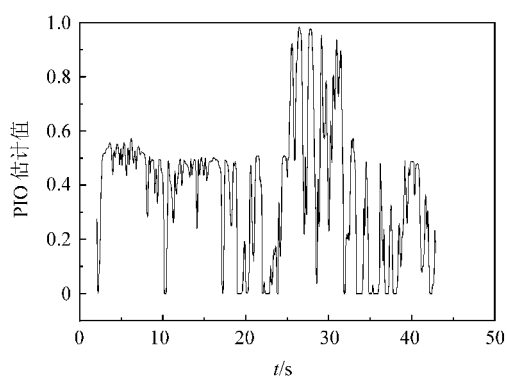


图 11 模糊逻辑估计值
Fig. 11 Estimation of fuzzy logic

由于隶属函数是根据发生 PIO 时驾驶员与飞机的特点设计的,所以表 1 中的参数反映了飞机发生 PIO 时的普遍特点,这些参数经过调整后同样可以用于不同类型的飞机。比如对于大型飞机,由于 PIO 频率相对战斗机低,通过向零点方向移动 APCrange 函数的上底可以实现对隶属函数的调整。算例 3 中数据为某变稳机 PIO 试验数据,表 3 是针对此飞机设计的隶属函数,图 11 为模糊逻辑方法识别结果,可以看出这组隶属函数同样可以对 PIO 进行识别,但是探测器输出结果偏大。

表 3 针对某飞机设计的隶属函数参数

Table 3 Membership functions designed for certain plain

函数	a	b	c	d
Nominal	0.30	2.40	0	
APCrange	0.20	0.30	0.60	1.30
Low	0.38	3.00	0	
High	0.38	3.00	1.00	
Lag 180	0.50	2.50	-1.00	
Lag 0	0.50	2.50	1.00	

4 结论

模糊逻辑方法探测器是一种不同于传统 PIO

预测准则的新探测方法。它利用提取出的飞机飞行参数的特征来识别是否发生 PIO。在设计模糊逻辑 PIO 探测器中,关键在于对模糊变量的选取和模糊推理系统的设计。模糊变量是由若干隶属函数描述的,隶属函数的形式有很多种,除了钟型函数和梯形函数外还可以选取其他形状的隶属函数,只要这些函数可以区分正常状态和 PIO 状态、反映 PIO 的特点即可。对已有的 PIO 的归类与分析是设计隶属函数的基础,同时也会根据经验来对参数进行选择与调整。根据经验设计的优点是简单有效,但是也可能因为人的主观认识不全面而带来错误,同时这种方法依赖大量的工程经验和实践。而不同类型飞机的 PIO 事件又有各自的特点,也难于归类和应用于 PIO 探测器中,使一种探测器能够对所有类型的 PIO 进行有效探测。所以可以尝试通过对特征参数进行聚类分析以得到能够有效识别 PIO 的隶属函数。

参 考 文 献

- [1] 田福礼,高正红,俞志刚. 用于人机耦合振荡探测的操纵振荡特征确定[J]. 飞行力学,2005,23(2):73-76.
Tian Fuli, Gao Zhenghong, Yu Zhigang. Determination of control characteristic for detecting the aircraft pilot coupling [J]. Flight Dynamics, 2005, 23(2): 73-76. (in Chinese)
- [2] Committee on the Effects of Aircraft-pilot Coupling on Flight Safety. Aviation safety and pilot control[M]. Washington: National Academy Press, 1997:30-80.
- [3] Klyde D H, McCruer D T, Myers T T. Unifield pilot-induced oscillation theory[R]. WL-TR-96-3028, 1995.
- [4] Mamdani E H, Assilian S. An experiment in linguistic synthesis with a fuzzy logic controller[J]. International Journal of Man-Machine Studies, 1975, 7(1): 1-13.
- [5] Jeram G J, Prasad J V R. Fuzzy logic detector for pilot induced oscillation[C]//Proceedings of 59th Annual Forum of the American Helicopter Society. 2003:6-8.
- [6] Raimbault N, Fabre P. Probabilistic neural detector of pilot induced oscillations[R]. AIAA-2001-4353, 2001.

作者介绍:

颜世伟(1982—) 男,博士研究生。主要研究方向:飞行动力学与飞行控制。

Tel:029-88495971-7

E-mail: 2365215@163.com

高正红(1960—) 女,教授,博士生导师。主要研究方向:飞行动力学与飞行控制,飞行器外形气动与隐身综合设计,计算流体力学与飞行仿真。

E-mail: zgao@nwpu.edu.cn

(责任编辑:刘振国,鲍亚平)