第 19 卷 第 1 期 航 空 学 报 Vol. 19 No. 1
1998 年 1 月 ACTA AERONAUTICA ET ASTRONAUTICA SINICA Jan. 1998

歼击机结构故障的模式识别与参数辨识新方法

胡寿松 陈复扬
(南京航空航天大学自动控制系, 南京, 210016)

NEW METHOD OF MODE IDENTIFICATION AND PARAMETER ESTIMATION FOR THE FAILURE OF CONSTRUCTION OF A FIGHTER

Hu Shousong, Chen Fuyang
(Department of Automatic Control, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016)

摘 要 针对自修复飞行控制系统的故障, 采用基于精确线性化的方法, 在原空间和特征空间提出了基于双假设/多假设(增强型)概率统计学的模式识别与参数辨识方法, 给出了结构故障的可识别性和可辨识性的判别准则, 并以某型歼击机为例进行了仿真研究。

关键词 歼击机 结构故障 模式识别 参数辨识
中图分类号 V249.121

Abstract For the failure of construction of self-repairing flight control systems, the methods of mode identification and parameter estimation based on exact linearization on original space and characteristic space are presented. And the methods for mode identification and parameter estimation based on two-hypotheses and multiple-hypotheses(enhanced type) statistics are provided. The decision rule of identifiability and estimability, for the failure of construction, is given, followed by the digital simulation of a kind of fighter.

Key words fighter, failure of construction, mode identification, parameter estimation

双假设/多假设统计学方法是一种累积总和试验(CUSUM), 可用来检测系统动力学的变化, 并且与连续概率试验(SPRT)有确定的联系。这种方法对于简单故障以及信息量小的特征量不失为一种好方法, 但对于象歼击机这样信息量大、故障影响严重的情形, 就难以实现模式识别及参数估计。本文改进了文献[1]的工作, 增大了信息量, 减小了诊断误差, 提高了精度。在歼击机结构故障模式识别系统的仿真试验中, 证实了这种方法的有效性, 同时给出了可辨识性及可识别性准则。

1 基于精确线性化的参数辨识

设一类非线性系统

$$\dot{x} = F(x) + G(x)u \tag{1}$$

可变换为如下线性方程

$$\dot{z} = Az + Bv \tag{2}$$

1997-01-27 收到, 1997-09-01 收到修改稿
航空科学基金资助课题

式中: A, B 阵为 Bronovski 标准型(增广), $A=\begin{bmatrix}0 & I_1\\0 & 0\end{bmatrix}$, $B=\begin{bmatrix}0\\I_2\end{bmatrix}$

定义 1　可线性化指数　若式(1)中的 $G(x)$ 阵存在 v 个全零行, 则 v 称为形如式(1)的一类非线性系统的可线性化指数。

定义 2　可线性化算子 Q　若式(1)的输入 $u\in R^m$, 状态变量 $x\in R^n$, 可线性化指数为 v, 且 $r=n-v$, 则定义映射 $Q: R^m\to R^r$, 为关于这个非线性系统式(1)的可线性化算子。

定理 1[1]　对于非线性系统式(1), 能通过状态空间坐标变换

$$z_i = T_i(x),\quad i = 1, 2, \cdots, n \tag{3}$$

和输入空间坐标变换

$$v_i = T_{n+i}(x, u),\quad i = 1, 2, \cdots, r \tag{4}$$

变换成线性系统式(2)的充分条件是: 该非线性系统的可线性化指数满足 $v=n-m$。

定理 2[2]　对于式(1)的 v 型可线性化非线性系统, 总能通过式(3)和式(4)变换成线性系统式(2)的充分条件是: 变换中存在关于系统式(1)的可线性化算子 $Q: R^m\to R^r$, $r\geqslant m$。

定义 3　Bronovski 一般型　在式(2)中, 若 A, B 阵中 $I_1=I_1^*$, $I_2=I_2^*$, 其中, I_1^* 为对角阵, I_2^* 为对角阵, 则(A, B)称为 Bronovski 一般型。

定理 3　考虑时变非线性系统

$$\dot{x} = A(t)f(x) + B(t)g(x)u \tag{5}$$

若满足

$$A(t) = A^*(x),\quad B(t) = B^*(t) \tag{6}$$

则时变系统式(5)可变换成定常线性系统式(2)。

证明　将式(6)代入式(5)得

$$\dot{x} = A^*(x)f(x) + B^*(x)g(x)u \tag{7}$$

令

$$F(x) = A^*(x)f(x),\quad G(x) = B^*(x)g(x)$$

则式(7)变为式(1), 对系统式(1)进行可线性化算子运算 $Q: R^m\to R^r$, 根据定理 2, 系统式(1)可变换成线性系统式(2), 结论成立。

应当指出, Bronovski 一般型概括了系统正常和故障两种模式, 为"有无故障"识别提供了方便。

2　基于双假设/多假设(增强型)统计学的故障模式识别

考虑随机变量序列 $\{y(1), \cdots, y(k), \cdots, \}$, 其中: $y(k)=(y^{(1)}(k), \cdots, y^{(n)}(k))$。设 H_i 前提下 $y^{(t)}(k)$ 的条件概率密度函数表示为 $P_i^{(t)}[y^{(t)}(k)/y^{(t)}(k-1), y^{(t)}(k-2), \cdots]$, $i=0, 1$; $t=1, 2, \cdots, n$。则

$$s^{(t)}(k) = \max[0, s^{(t)}(k-1) + z^{(t)}(k)]\quad k\geqslant 1 \tag{8}$$

$$z^{(t)}(k) = \ln\frac{P_1^{(t)}[y^{(t)}(k)/y^{(t)}(k-1),\ y^{(t)}(k-2),\ \cdots]}{P_0^{(t)}[y^{(t)}(k)/y^{(t)}(k-1),\ y^{(t)}(k-2),\ \cdots]} \tag{9}$$

再设

$$s^*(k) = \max[s^{(1)}(k),\ s^{(2)}(k),\ \cdots, s^{(t)}(k)] \tag{10}$$

判别函数为

$$g(Y) = \ln\{P_1^{(t)}[y^{(t)}(k)/y^{(t)}(k-1),\ y^{(t)}(k-2),\ \cdots]\} - \ln\{P_0^{(t)}[y^{(t)}(k)/y^{(t)}(k-1),\ y^{(t)}(k-2),\ \cdots]\}$$

决策面方程为 $g(y)=B$。其中, B 为一正门限值。

引理 1　在进行两类模式识别时, 决策面方程为 $g(x)=0$ 的充要条件是: ① 样本空间具有紧致性; ② 其判函数为 $g(x)=g_1(x)-g_0(x)$。决策规则为“若 $g(x)>0$, 则决策 H_1; 若 $g(x)<0$, 则决策 H_0”。

引理 2[1]　在双假设试验中, 若定义了式(8)～式(10), 且满足贝叶斯决策必要条件, 则: ① $s(k)<B$, 对于 H_0; ② $s(k)>B$, 对于 H_1。

定理 4　在双假设(增强型)模式识别中, 若定义了式(8)～式(10), 且满足贝叶斯决策必要条件, 则决策方程为 $s(k)=B$。

证明　显然引理 2 的结论成立。设 $g(Y)=s(k)-B$ 为新的判别函数, 则决策规则为 $g(Y)<0$, 对于 H_0; $g(Y)>B$, 对于 H_1。显然满足样本紧致性。根据引理 1, 可得 $g(Y)=0$。故定理得证。

定理 5　在双假设(增强型)模式中, 若定义了式(8)～式(10), 且满足: ① 贝叶斯决策必要条件; ② 样本空间具有紧致性。则该双假设模式识别的决策方程为 $s^*(k)=0$。

证明　设判别函数为 $s^*(k)=\max[s^{(1)}(k), s^{(2)}(k), \cdots, s^{(t)}(k)]$。因为满足样本紧致性条件, 根据引理 1 立即证得本定理结论。

运用双假设(增强型)统计学模式识别法的优点是: 可增加特征量的个数, 使门限值 B 的确定简便。

定理 6　设如式(1)的一类非线性系统存在非线性变换式(3)、式(4), 且变换中存在关于系统式(1)的可线性化算子 $Q: R^m \to R^r$, $r \geqslant m$, 则系统式(1)对结构故障具有“有或无”可识别性。

证明　由定理 2, 式(1)能变换为式(2)。根据定理 3, 设计基于双假设(增强型)统计学模式分类器为 $L(k)=\max[L^{(t)}(k), \cdots, L^{(t)}(k)]$, $t=1, \cdots, n$; $B=0$, 所以, “有无故障”可以通过 A, B 变化进行识别。

对于大多数模式识别分类器, 用两组样本点已无法完成“故障类型”和“故障位置”的模式识别, 它们需要两组以上的样本点才能描述所有的故障类型和故障位置。

令随机向量序列为 $\{y(1), \cdots, y(k), \cdots\}$。其中: $y(i) \in R^t$, $i=1, 2, \cdots, k$。设 H_i 前提下 $y^{(t)}(k)$ 的联合密度函数为 $P_i^{(t)}[y^{(t)}(k), y^{(t)}(k), \cdots, y^{(t)}(k)]$, 其中: $k \geqslant 1$; $i=0, 1, \cdots, M-1$; $t=1, 2, \cdots, n$。

设 $L_{ij}^{(t)}(k)$ 为 $H_i \to H_j$ 的对数似然比率。再设

$$L_{ij}^{(k)}(k)=\ln \frac{P_i^{(t)}(y^{(t)}(1), \cdots, y^{(t)}(k))}{P_j^{(t)}(y^{(t)}(1), \cdots, y^{(t)}(k))} \tag{11}$$

式中: $t=1, 2, \cdots, n$; $i, j=0, 1, \cdots, M-1$。

运用“复位原则”, 则式(11)可表示为

$$L_{ij}^{(t)}(k)=L_{i0}^{(t)}(k)-L_{j0}^{(t)}(k) \tag{12}$$

再设

$$L_i(k)=P_i[L_{ij}^{(1)}(k), L_{ij}^{(2)}(k), \cdots, L_{ij}^{(t)}(k)] \tag{13}$$

其中: $L_i(k)=P_i[L_{ij}^{(1)}(k), L_{ij}^{(2)}(k), \cdots, L_{ij}^{(t)}(k)]$ 是 H_i 为真时 $L_{ij}^{(t)}(k)$ 的联合密度函数。

根据文献[1]

$$L_{ij}^{(t)}(k) \geqslant B_i^{(t)}, t=1, 2, \cdots, n \tag{14}$$

所以设 H_i 真时 $B_i^{(t)}$ 的联合密度函数

$$B_i^*=P_i(B_i^{(1)}, B_i^{(2)}, \cdots, B_i^{(t)}) \tag{15}$$

定理 7　在多假设(增强型) 模式识别中, 决策面方程为 $L_i(k) - B_i^* = 0$ 的一个充分条件是: ¹ 式(11) ～式(15) 成立; º 满足贝叶斯决策必要条件。

证明　设判别函数为 $g(Y) = L_i(k) - B_i^*$, 当式(11) ～式(15) 成立时, 模式识别变为“双假设”情形, 由于贝叶斯决策必要条件满足, 故必满足样本紧致性条件, 根据引理 1, 得到决策面方程为 $L_i(k) - B_i^* = 0$。

定理 8　若形如式(5) 的时变非线性系统满足: ¹ 式(6) 成立; º 定理 2 的可线性化条件; » 贝叶斯决策必要条件; ¼ 单支故障。则该系统对结构故障同时具有故障类型可识别性、故障位置可识别性以及故障程度辨识性。

3　歼击机的结构故障模式识别

本文以某型歼击机的结构故障为例, 对本文所提出的故障识别与辨识方法进行数值仿真。其中包括: 有无故障识别、故障类型识别、故障位置识别以及故障程度辨识。这里歼击机的结构故障主要考虑操纵舵面故障, 包括舵面卡死和损伤故障。故障位置是指副翼(左、右) 、平尾(左、右) 和方向舵。

歼击机结构故障识别部分仿真结果见表 1。仿真结果表明, 本文提出的方法是可行的, 具有较高准确度。

表 1　歼击机结构故障识别及辨识的仿真结果

故障位置	误判率	门限值 B_i^*	设定故障	辨识结果	误差率/ %
右副翼卡死	0	$P_2(0.55, 0, 0)$ $P_2(0, 5.09, 0)$	$-4.5°$	$-4.505°$	0.1
左平尾卡死	0	$P_3(0, 4.94, 0)$ $P_3(0, -5.08, 0)$	$1.5°$	$1.496°$	0.27
左副翼缺损	0	$P_1(0, 0, 0)$	17.5%	17.48%	0.11
方向舵缺损	0	$P_5(0, 0, 0)$	15%	15%	0

参　考　文　献

1　Feza K, Martin B Z. Input design for detection of abrupt changes in dynamical systems. INT J Control, 1994, 59(4) : 1063～1084

2　胡寿松, 陈复扬. 一类非线性系统的线性化方法. 上海交通大学学报, 1996, 30(增刊) : 151～154