

发动机经验故障方程的建立与应用

中国民航学院 范作民 孙春林 林兆福 高海川

【摘要】 本文提出了根据发动机故障样本建立故障方程的方法。发动机经验故障方程是不同于发动机小偏差方程的另一类故障方程，它为发动机故障诊断提供了一条简便易行的途径，并且使发动机故障诊断范围扩展到气路分析方法难以适用的场合。文中讨论了经验故障方程的建立方法及其在发动机故障诊断中的应用，给出了利用经验故障方程进行发动机故障诊断的实例。

一、前言

文献 [1] 给出了发动机故障诊断的主特征量模型。这一方法的突出优点是可以在测量参数较少的条件下对众多的状态量（可能的故障自变量）有效地进行故障辨识。这正是目前广泛流行的 Urban 方法难以解决的问题。

利用主特征量模型进行故障诊断的前提条件是发动机的故障方程为已知，目前广泛采用的故障方程是利用发动机部件匹配的热力学关系式得出的小偏差方程。发动机的故障方程还可以通过另一种途径来建立，这就是本文提出的通过发动机故障样本建立所谓的经验故障方程。经验故障方程是独立于小偏差方程之外的另一类故障方程，它为发动机故障方程提供了一条简便易行的途径，并且使发动机故障诊断功能扩展到气路分析方法难以包括的领域。经验故障方程与小偏差方程联合应用，再加上以主特征量模型为主的求解手段，构成了基于故障方程的一类发动机故障诊断方法。

二、经验故障方程的提出

故障方程是所有基于故障方程的发动机故障诊断方法的基础。故障方程的形式为：

$$\Delta y_i = \sum_{j=1}^n a_{ij} \Delta x_j, \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (1)$$

式中 Δy_i 为征兆量偏差， Δx 为状态量偏差， a_{ij} 称为影响系数。基于故障方程的发动机故障诊断方法，就是在已知 a_{ij} 的条件下根据 Δy_i 值确定出 Δx_j 值。所谓建立故障方程就是确定出各状态量对应的影响系数 a_{ij} 。

目前广泛采用的故障方程是根据发动机部件匹配热力学关系式建立的小偏差方程。本文的目的是给出另一种故障方程的建立方法，即根据发动机的故障样本建立所谓的经验故障方程。发动机的故障样本指的是在发动机的某种故障状态下征兆量偏差 Δy_i ， $i = 1, 2, \dots, m$ 的一次测量值（通常要经过数据平滑处理）。

经验故障方程的概念是很容易理解的。它实质上就是建立发动机线性模型（故障方程）

如单因子试验方法。只不过我们利用的是已知的发动机故障样本数据, 而不是专门进行的发动机的单因子故障模拟试验结果。实际上, 发动机的一个故障样本就相当于一次故障模拟试验结果。一般说来, 我们感兴趣的是单故障样本, 但是对于多故障样本, 所给出的方法仍然适用。无论是单故障还是多故障, 一个故障样本只对应于一个状态量。对于某一个发动机故障样本可以根据 (1) 式确定出 a_i :

$$a_i = \Delta y_i^* / \Delta x^* \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (2)$$

式中上标* 表示对应于故障样本的数据。

按照 (2) 式确定 a_i 的主要困难在于 Δx^* 值通常是未知的, 我们知道的是故障的严重程度, 即 Δx^* 值的定性估计。不过, 从故障诊断而不是部件性能评估的目的出发, 这一困难是可以解决的。引入折合影响系数 a_i' :

$$a_i' = \Delta y_i^* / K \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (3)$$

式中 K 为任意指定的常数, 称为规定偏差。

a_i' 与 a_i 之间的关系为

$$a_i = (K / \Delta x^*) a_i' \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (4)$$

利用 a_i' 可以建立经验故障方程

$$\Delta y_i = a_i' \Delta x' \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (5)$$

经验故障方程可以像小偏差方程那样用于状态诊断, 只不过这时的状态量偏差是 $\Delta x'$, 而不是 Δx , 两者的关系为:

$$\Delta x' = \Delta y_i / a_i' = \Delta y_i K / (\Delta x^* a_i) = (K / \Delta x^*) \Delta x$$

即

$$(\Delta x' / K) = (\Delta x / \Delta x^*) \quad (6)$$

(6) 式表明, $(\Delta x' / K)$ 值就等于 Δx 与 Δx^* 之比, 即 $\Delta x'$ 值代表了发动机的实际故障相对于发动机故障的严重程度。例如, 已知 JT 9D 发动机 3.0 放气带不能关闭的故障样本的 $\Delta y^* = [0.00, 1.00, 25.00, 4.50]^T$, 取 $K = -5$ (代表 -5%), 可得 $a_i' = [0.00, -0.20, -5.00, -0.90]^T$, 那么如果某发动机的实际征兆量偏差为 $\Delta y = [0.00, 1.00, 25.00, 4.50]^T$, 则可得 $\Delta x' = -5$, 即 $\Delta x' / K = 1$, 表明发动机的故障程度与故障样本的故障程度相同。而如果 $\Delta y = [0.00, 0.50, 12.50, 2.25]^T$, 则有 $\Delta x' = -2.5$, 即 $\Delta x' / K = 0.5$, 表明实际故障程度为样本故障程度的 50% , 即 3.0 放气带大约有一半未关闭。

此外, 由 (3) 和 (5) 两式还可得

$$\Delta x' / K = \Delta y_i / \Delta y_i' \quad (7)$$

上式表明比值 $\Delta x' / K$ 与 K 值的选取无关。实际上 a_i' 和 K 以及 Δx 的引入可以看作是数学处理中的一些中间变量。我们完全可以直接用 $\Delta y_i / \Delta y_i^*$ 进行计算, 实际上这就是散度法。它相当于 $K = 1$ 。但是引入折合影响系数可以把问题化为我们所熟知的求解故障方程的问题, 可以利用所有求解故障方程的方法 (例如主特征量模型) 求解。

发动机故障诊断方法中有一种最原始的、众所周知的方法, 即直接利用已知发动机故障样本的征兆量偏差 Δy_i^* 的变化趋势 (这些变化趋势通常为“箭头图表”或“加减号图表”) 与故障发动机的相应偏差 Δy_i 进行比较。这种方法的缺点是明显的: (1) 它只能进行定性比较, 可利用的信息有限; (2) 它只能故障定位而不能估计故障的严重程度。其实上述缺点是很容易克服的, 就是用定量表示的征兆量偏差表来代替“箭头表”或“加减号表”, 然后比较 $\Delta y_i / \Delta y_i^*$ 的大小及

其变化（分散）程度，这同样又走到散度法上来了。

上面从不同角度（单因子试验法、散度法和故障趋势对比法）说明了经验故障方程的物理意义，并且说明 $\Delta x' / k$ 是个客观存在和有明确的物理意义。在这里还要指出一点，就是发动机故障的表征方法可以是多样的，例如 3.0 入气带不能关闭，可以用放气量或放气带开度或压气机效率等不同的参数来表示。用部件性能参数表征故障只是一种方法，而不是唯一的方法，当然也不一定最好的方法（如 3.0 放气带不能关闭的故障就难以用压气机的流通能力来表征）。事实上，发动机的故障诊断本来就不一定要通过部件性能作为媒介。发动机故障诊断的另一类方法是分类诊断法，即直接建立在把发动机的故障样本划分为若干个模式类而进行故障诊断，这一类方法就没有经过部件性能这一媒介。

最后，发动机的经验故障方程是建立在发动机故障样本的基础之上，它的功能自然要受到已知发动机故障样本的范围限制，正如同发动机小偏差方程要受到发动机部件匹配的热力学关系式的描述范围限制一样，事实上，上面所说的分类诊断法也是建立在故障样本的基础之上。从发动机故障诊断所依据的原始资料来看，经验故障方程方法与分类诊断是一致的，但是经验故障方程法可以给出故障严重程度的信息。

三、经验故障方程的建立

1. 发动机故障样本的收集 发动机故障样本指的是 Δy_{ij}^* ， $i = 1, 2, \cdots, m$ ； $j = 1, 2, \cdots, n$ 的一次测量值，下标 i 表示各征兆量偏差，而下标 j 表示不同的故障样本（每一故障样本对应于一个状态量）。

2. 经验（折合）影响系数的确定

$$a_{ij} = \Delta y_{ij} / K_j, \quad i = 1, 2, \cdots, m, \quad j = 1, 2, \cdots, n \tag{8}$$

为书写及使用简便， a_{ij} 和下文的 Δx_j 中的上标“ $*$ ”略去不写。

3. 影响系数的“归一化” 对于同一故障，可以有不同发展阶段上的多个故障样本。为保证同一故障不同故障样本的影响系数的一致性，应当对影响系数进行“归一化”处理：

(1) 任意指定一个故障样本为基准故障样本，其影响系数记为 a_i^o

(2) 对每一故障样本利用基准影响系数 a_i^o 和主特征量模型（最小二乘法）求出

$$\Delta x_j = \sum_{i=1}^m a_i^o \Delta y_{ij} \sqrt{\sum_{i=1}^m (a_i^o)^2} \tag{9}$$

(3) 对应于 $|\Delta x_j| = 1$ 的每一故障样本的影响系数，即“归一化”影响系数为

$$a_{ij} = \Delta y_{ij} / \Delta x_j, \quad i = 1, 2, \cdots, m \tag{10}$$

4. 状态量数目的压缩 对于同一故障，按照上述方法对于每一故障样本可得到一组影响系数，对应于一个状态量。状态量过多会增加计算量，因此存在状态量数目的压缩问题。这一问题仍然可以用主特征量模型来解决，在全部状态量中顺序选取每一状态量，以这一组数据作为以验影响系数，以其余各个故障样本作为诊断对象，利用主特征量模型进行故障诊断。对于给定的残差模型判据界限值 ω^* （即文献 [1] 的 σ^* ），凡是同时出现的合理解（即 $\omega \leq \omega^*$ 的解）所对应的故障样本的影响系数均可舍弃。仿照上述方法依次进行压缩，直至全部数据都被考察过为止。

下面举一个例子说明经验故障方程的建立方法。表 1 给出了 JT 9D 发动机的已知的 4 个故障样（数据是由作者同事们提供的）。对于这几个样本数据可以有两种处理方法：（1）把这 4 个

故障样本作为 4 种不同的故障类型看待, 这时每一个故障样本的 K 值可以任意规定 (如均取为 $K = 5$); (2) 把这 4 个故障样本作为同一类故障看待。这时需进行影响系数的“归一化”和压缩。由表 1 中数据可以看到, 后两个故障样本的 Δy_i 值大约为前两个故障样本的 Δy_i 值的两倍, 因此可以简单地取后两个故障的 K 值为前两个故障样本的 K 值的两倍。例如可以取 $K_3 = K_4 = -5$, $K_1 = K_2 = -2.5$ 。在这种情况下: 如果 $\Delta x \approx -5$, 则可以肯定为第 3 或第 4 个故障, 而不可能是第 1 或第 2 故障; 如果 $\Delta x \approx -2.5$, 则极可能是第 1 或第 2 故障。按照第 2 种方案得到的折合影响系数列于表 1 中。此外, 这 4 个故障的 Δy_i 值是分别接近于成比例的, 因此这 4 组影响系数可以压缩成 1 组。

表 1 JT9D 发动机的 4 个故障样本及其经验影响系数
(对应于状态量偏差为两个放气带全开全面积的 - 20%)

序号	故障或状态量	故 障 样 本				经 验 影 响 系 数 故 障 样 本			
		$\Delta N1$	$\Delta N2$	ΔEGT	ΔFF	$\Delta N1$	$\Delta N2$	ΔEGT	ΔFF
		$\Delta\%$	$\Delta\%$	$^{\circ}\text{C}$	$\%\Delta$	$\Delta\%$	$\Delta\%$	$^{\circ}\text{C}$	$\%\Delta$
1	3.0 放气带打开	0.00	1.00	25.00	4.50	0.00	- 0.40	- 10.00	- 1.80
2	3.5 放气带打开	0.10	0.70	32.00	7.00	- 0.04	- 0.28	- 12.80	- 2.80
3	3.0 和 3.5 放气带打开	0.20	1.20	56.00	12.00	- 0.04	- 0.24	- 11.20	- 2.40
4	两个 3.5 放气带打开	0.10	1.40	68.00	14.00	- 0.02	- 0.28	- 13.60	- 2.80

四、发动机故障诊断实例

1. 波音 747 所用 JT9D 发动机的故障诊断 文献 [2] 给出了波音 747 所用的 JT9D 发动机的三十余个故障数据, 其中 9 个故障属于压气机放气带方面的故障, 这些故障难以用小偏差系数进行诊断, 而利用表 1 的经验影响系数可以相当满意地进行故障辨识。利用表 1 所示的经验影响系数 (与发动机小偏差系数在一起使用, 由于篇幅所限, 小偏差系数表从略) 以及主特征量模型进行诊断的结果见表 2 (表中的 ω 为残差模判据)。注意, 对于这一类故障, $\Delta x/K$ 值大于 1 (当然允许一定的误差) 是不合理的。这一条件对正确选择合理解很有用。

表 2 波音 747 发动机典型故障诊断结果

编号	故 障 原 因	合 理 最 优 解			
		$\Delta x \%$	$\Delta x/k$	ω	状 态 量 名 称
CL10	3.0+ 3.5 放气带不能关闭	- 3.93	0.79	0.048	3.0+ 3.5 放气带打开
CL11	3.0+ 3.5 放气带不能关闭	- 2.04	0.81	0.12	3.5 放气带打开
CL12	3.0+ 3.5 放气带不能关闭	- 3.68	0.74	0.051	3.0+ 3.5 放气带打开
CL13	3.0+ 3.5 放气带不能关闭	- 1.65	0.66	0.080	3.5 放气带打开
CL14	3.0+ 3.5 放气带不能关闭	- 0.84	0.33	0.13	3.5 放气带打开
CL15	3.0+ 3.5 放气带不能关闭	- 3.70	0.74	0.051	3.0+ 3.5 放气带打开
CL16	3.0 放气带漏气	- 1.12	0.45	0.023	3.5 放气带打开
CL20	3.5 放气带不能关闭	- 2.22	0.89	0.091	3.5 放气带打开
CL21	3.5 放气带不能关闭	- 1.02	0.41	0.032	3.5 放气带打开

2. 波音 767 所用 JT9D 发动机的故障诊断 对于文献 [2] 所给出的故障样本按照前述方法

整理出 33 组经验影响系数 (由于篇幅所限, 数据从略) 。用这些系数成功地对波音 767 上所用的 JT9D 发动机的故障进行了故障辨识。故障辨识结果列于表 3 中。注意, 这 5 个故障的 $\Delta x / K$ 值都在 1. 0 附近, 说明它们的严重程度与样本故障的情况接近。

表 3 波音 767 上 JT9D 发动机的故障诊断

编号	故障原因	合 理 最 优 解			
		$\Delta x \%$	$\Delta x / k$	ω	状态量名称
911	燃烧烧穿	- 3. 48	0. 70	0. 16	燃烧室
913	3. 0 放气管道破裂	- 2. 57	1. 03	0. 013	放气
079	风扇和高压压气机叶片损坏	- 4. 38	0. 90	0. 051	高压压气机
162	高压压气机叶片损坏	- 6. 22	1. 24	0. 015	高压压气机
693	燃烧室烧穿	- 4. 37	0. 87	0. 18	燃烧室

五、发动机经验故障方程的应用特点

1. 经验故障方程的应用只受故障样本的限制, 而不受发动机热力学关系式的限制, 它可以用于小偏差方程难于奏效的场合。
2. 经验故障方程给出的不是部件热力学性能参数的变化值, 而是直接给出部件故障的严重程度的评价。这对合理的选择有利 (容易控制 Δx 值) 。
3. 经验影响系数直接来自故障样本, 可以避免或减小中间环节的误差的影响, 例如发动机数学模型的误差、发动机征兆量的基线误差以及征兆量偏差的数据处理误差的影响 (对于后面两种误差有抵消作用) 。
4. 在经验故障方程中, 一个物理故障 (甚至多个故障, 例如表 2 中的 3. 0 和 3. 5 放气带故障) 只对应于一个状态量, 通常只要取主特征量个数 $l= 1$ 求解。这不仅可以简化计算 $\left[\text{此时可直接写出 } \Delta x_j = \sum_{i=1}^m a_{ij} \Delta y_i \sqrt{\sum_{i=1}^m a_{ij}^2} \right]$, 而且诊断结果的可靠性也较高。

参 考 文 献

[1] 范作民、孙春林、林兆福, “发动机故障诊断的主特征量模型”, 航空学报, 11 (1), A37~A45, 1990 年。

[2] John E. Hehtel, “Performance Monitoring of Gas Turbine Engines with Inflight Data”, Flight Operations Engineering Report No. 29, Appendix C, Pratt & Whitney Aircraft, 1976.

DEVELOPMENT OF ENGINE FAULT EQUATIONS

Fan Zuomin, Sun Chunlin, Lin Zhaofu, Gao Haichuan

(*Civil Aviation Institute of China*)

ABSTRACT

The engine diagnosis problem lies in solution of the engine fault equations which express the relationships between the measurements and a large set of possible but improbable malfunctions. The engine fault equations are generally underdetermined and can be solved by the aid of Main Characteristic Parameter Model (MCPM) suggested by the authors. The engine fault equations are based on engine fault samples and can be called empirical fault equations. The empirical fault equations are similar to fault equations obtained by single factor experiments, but the engine fault samples are used instead of the results of special experiments. Differing from the small change equation, the empirical fault equations are easily obtained and are of great use for diagnosis of such faults which are difficult to be diagnosed by employing small change equations. Some practical examples of engine fault diagnosis are also given. The fault diagnosis results obtained from are very satisfactory.

FINITE ANALYTIC SOLUTION OF TURBULENT FLOW FIELD THROUGH CASCADE OF AIRFOIL

Xu Diao and Wu Guochuan (*Nanjing Aeronautical Institute*)

ABSTRACT

The finite analytic method is used in the present study to calculate the turbulent flow field described with Navier-Stokes equations in body-fitted curvilinear coordinate system. The finite analytic method invokes the analytic solution of governing partial differential equations in formulating the algebraic equations that relates a nodal value in an element to its neighbouring nodal values. The major feature of the finite analytic method is its ability to simulate automatically the upwind influence of neighbouring nodal values according to direction and magnitude of convection. It is shown that the finite analytic method has good numerical stability and accuracy. The turbulent flow fields through a two-dimensional channel and a cascade of airfoil are numerically simulated by using finite analytic method in the present study. The $k-\epsilon$ turbulence model and wall function method are also employed. The agreement of numerical solution with experimental data is quite good.

FLOWFIELD MATRIX SOLUTION ON S_1 STREAMSURFACE IN A CENTRIFUGAL COMPRESSOR

Hua Yaonan (*Academia Energetics R&D Center*)

ABSTRACT

The existing flowfield matrix solution method on S_1 stream surface for the calculation of flowfield in an axial compressor is extended to calculation of flowfield in a centrifugal compressor. The stream function governing equation of fluid flow has been established with respect to non-orthogonal curvilinear coordinates. By the aid of artificial compressibility method, the discretization of the partial differential equation is accomplished with the standard central difference formula. The set of linear algebraic equations obtained is solved by means of the direct matrix method. The velocities at grid nodes are first determined