

子方阵分析法对发动机进行故障诊断

北京航空航天大学 唐耿林 陈大光

【摘要】 本文提出的子方阵分析法可在测量参数较少的情况下对部件故障进行诊断。本方法的特点是将故障参数进行组合, 每组中故障参数数目等于监测参数数目, 以使故障参数可对监测参数求解。本文给出了选择最可能的解的选择准则, 数值试验证明这个方法对诊断一个部件或同时有两个部件出现故障是非常有效的, 这正是发动机出现故障的早期情况。本文也指出了必须十分注意的问题, 以免误诊。本方法用于 JT 9D 发动机显示了其有效性。

一、概 述

当代航空发动机是性能高、结构复杂的高技术产品, 发动机零、部件经常是在高温、高负荷的条件下工作, 目前设计、工艺、材料、管理水平尚不能保证发动机在使用中不出现故障。据飞行故障统计表明, 发动机故障占很大比例, 其中发动机气路部件故障在发动机故障中又占 80% 以上^[1], 因此气路部件的状态监视与故障诊断是发动机的状态监视与故障诊断的重要组成部分。

部件特性参数(如效率、流通能力等)和通道面积的变化可以表征气路部件故障, 称为故障参数, 故障参数的变化导致气动热力参数(如温度、压力、流量、推力、转速等)的变化, 可测的气动热力参数称为监测参数。如能利用气动热力学关系建立表示故障参数与监测参数之间的数学模型, 就能利用已知的监测参数求出故障参数, 判断发动机是否存在故障以及故障产生的部位, 这就是用气路参数分析发动机故障的基本原理^[2]。

监视目的是早期发现故障, 发动机机械故障多是渐变的所以可以用小偏差方法线性化发动机各部件间的非线性气动热力学关系式。这就是一般所说的小偏差方程组, 用于故障诊断可称为故障方程组并可用矩阵形式表示:

$$\sum_{j=1}^n b_{kj} \frac{\Delta y_j}{y_j} = \sum_{k=1}^m a_{ik} \frac{\Delta x_k}{x_k} \quad (1)$$

$$BY = AX \quad (2)$$

式中 $Y = (\delta y_1, \delta y_2, \dots, \delta y_n)^T$, $X = (\delta x_1, \delta x_2, \dots, \delta x_m)^T$ 分别为监测参数向量和故障参数向量; $B = (b_{kj})_{n \times n}$, $A = (a_{ik})_{m \times m}$ 分别为监测参数向量和故障参数向量所对应的系数矩阵; 脚注 i 为方程式数目, Δ 表示参数绝对变化偏差, δ 表示参数相对变化偏差。

显然故障方程组(1)表示了各故障参数和全部监测参数间的线性关系。一台具体发动机是由许多气动部件组成的, 为了将发动机故障准确地隔离到部件, 故障参数将多达十数个, 为了求解上述一般形式的故障方程组, 监测的气动热力参数也需十数个以上, 这一点由于成

本、测量技术等原因是难以实现的。例如普惠公司一般只监测 5 个参数(发动机压比 EPR , 高压转子转速 N_2 、 N_1 , 发动机排气温度 EGT , 燃油流量 FF), 通用电气公司一般只监测 4 个参数 (N_1 , N_2 , EGT , FF), 这种情况下应用一般形式的故障方程组不可能求解。针对目前监测参数少的困难, 本文提出了工程上实用的子方阵分析方法处理发动机故障诊断问题。

二、子方阵分析方法

从工程实际出发早期的故障大都是一或两个故障参数的组合, 所以大多数情况少于监测参数的个数 n , 监测参数偏差是由这一或两个故障参数的变化引起的, 其余无故障部件的故障参数没有变化或变化很小, 对监测参数偏差的影响不大。这样每次从 m 个故障参数中选 n 个故障参数由 n 个方程式解 n 个未知数, 即在一般形式的故障方程组中取出一个子方阵。其余 $(m-n)$ 个未知数为自由变元, 计算时按零处理。(1) 式可简化为:

$$\sum_{j=1}^n b_{ij} \delta y_j = \sum_{k=1}^n a_{ik} \delta x_k, \quad \delta x_k = 0 \quad k = n+1, \dots, m \quad (3)$$

式中 b_{ij} , a_{ik} 皆为 $n \times n$ 方阵的元素。当 B 为非奇异方阵时, 式 (3) 可写成 $Y = (B^{-1}A) X$ 矩阵形式, 当 $(B^{-1}A)$ 为非奇异方阵时, 对 δx_k 求解可得诊断模型, 其中 D 为 $n \times n$ 诊断阵, 或称为故障阵。

$$X = DY \quad (4)$$

但实际诊断时事先不知道故障发生的部位, 因此应从 m 个故障参数中依次选 n 个参数组合进行计算, 这样每次从一般形式的故障方程组的系数矩阵中取出一个 $n \times n$ 子方阵, 可根据监测参数偏差直接求出故障参数变化值的子向量, 共有 C_m^n 组不同故障参数组合情况, 然后分别求出这些故障参数组合的所有解。

如何从 C_m^n 组解中找出真正的故障, 则需要对这些解用一定准则进行筛选。

1. 诊断阵系数准则。某些诊断阵的元素数值较大, 这样的诊断阵不能用于诊断, 因监测参数的测量误差就会导致很大的故障参数偏差, 造成误诊。数值试验表明, 诊断阵某元素大于 50 诊断结果不可靠, 应剔除这些诊断阵。

2. 合理性准则。出现故障时表征部件故障的效率、压气机(风扇)的流通能力应当降低, 其偏差小于零; 涡轮导向器因烧蚀其面积应当变大, 偏差大于零。满足这些约束条件的解称为合理解, 将不满足这些约束条件的不合理解去掉^[3]。

3. 最大可能性准则。将剩下的合理解对每个故障参数按下列公式求均值和方差。

$$\delta x_k = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \delta x_{ik} \quad (5)$$

$$\sigma_k^2 = \frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (\delta x_{ik} - \delta x_k)^2 \quad (6)$$

式中 N 为合理解组数。将故障参数按均值绝对值大小排序, 一般可认为大于 4% 才是故障^[3]。除均值外还要考虑方差大小, 数值试验计算表明如果某故障参数方差大于 0.005, 其结果不可靠, 这样的故障参数均值即使很大也不能断定是故障。最后筛选出小于 n 的几个故障参数(一般是 1~2 个), 这些故障参数表征的故障发生的可能性最大。

三、数值实验分析

现以 JT9D 双轴风扇发动机为例, 用本文提出的方法进行验算。该发动机由风扇、压气

表 1 JT9D 发动机小偏差系数表 (巡航 $M_a = 0.8$ 故障参数增加 1.0%)表2 $\mathcal{N}_F$ 、 $\mathcal{N}_{CL}$ 、 $\mathcal{N}_{CH}$ 、 $\mathcal{N}_{TL}$ 组合的故障阵

表 3 η_{TH} 、 η_{TL} 、 δA_5 、 δA_6 组合的故障阵

用数值试验分析时，先假定故障并给出故障参数值，用完整的小偏差系数阵求出相应的监测参数偏差值，然后根据求出的监测参数偏差子方阵分析方法计算故障参数值，将给定数值与计算结果进行比较，如果两者相符就认为这种故障是可诊断的。

仅监测 5 个参数, 则 4 个参数以上组合的故障无法诊断。对于 4 个参数组合的故障, 因用这 4 参数组成的子方阵只有一个, 则求出的故障参数值可能不可靠。表 4 分别给出单一、两个和三个故障参数的组合, 该表表示数值试验分析得出 JT 9D 发动机可诊断故障的范围。

表 4 JT 9D 发动机可诊断故障的范围

[illegible]

表 5 例一监测参数偏差和故障参数偏差

δN_1	δN_2	δEGT	δFF		δI_F	δI_{CL}	δI_{CH}	δI_{TH}	δI_{TL}	δA_5	δA_6	δm_F	δm_{CL}	δm_{CH}
- 0.8	0.3	5.1	0.7	均值	- 4.21	- 0.44	- 0.17	- 0.15	- 0.75	0.34	1.16	- 0.99	- 0.35	- 0.35
				方差	1.90	4.62	7.65	3.00	3.37	7.66	9.71	0.28	0.73	0.40
- 0.6	0.9	5.4	1.2	均值	- 4.76	- 0.16	- 0.13	- 0.43	0.53	0.82	1.08	- 1.06	- 0.96	- 0.94
				方差	0.14	3.75	0.23	0.16	0.32	3.21	5.33	1.09	1.96	0.96
- 0.7	0.8	5.3	1.3	均值	- 5.10	- 0.74	- 0.34	- 0.16	- 0.68	0.59	1.29	- 0.33	- 0.25	- 0.34
				方差	0.96	0.08	0.09	0.06	0.72	0.48	0.41	0.11	0.15	0.08
- 0.9	0.4	5.7	1.3	均值	- 5.33	- 0.34	- 0.18	- 0.20	- 0.12	0.05	0.24	0.19	- 1.31	- 0.64
				方差	8.00	0.31	0.15	0.14	0.19	0.86	0.84	0.88	0.60	0.28

表 6 例二监测参数偏差和故障参数偏差

δN_1	δN_2	δEGT	δFF		δI_F	δI_{CL}	δI_{CH}	δI_{TH}	δI_{TL}	δA_5	δA_6	δm_F	δm_{CL}	δm_{CH}
- 0.1	1.4	2.0	0.8	均值	- 0.17	- 0.12	- 0.06	- 0.02	0.01	0.17	0.07	0.07	- 0.08	- 5.59
				方差	0.05	0.10	0.01	0.01	0.01	0.37	0.07	0.00	0.08	0.13
- 0.1	1.6	2.0	1.2	均值	- 2.05	0.0	- 0.05	- 0.03	0.20	0.15	- 0.05	- 0.27	- 0.32	- 6.14
				方差	6.23	0.0	0.04	0.02	0.03	0.11	0.02	0.67	0.30	0.18
- 0.2	1.6	6.0	1.2	均值	- 0.16	- 0.51	- 0.14	- 0.09	- 0.15	0.85	0.51	0.05	- 0.50	- 6.39
				方差	0.11	0.59	0.08	0.06	0.05	1.56	0.87	0.01	2.30	1.24
- 0.1	2.0	8.0	2.0	均值	- 0.84	- 0.21	- 0.19	- 0.01	- 0.82	0.07	- 0.05	- 0.63	- 0.21	- 8.35
				方差	1.29	0.06	0.15	0.10	0.02	0.74	0.19	0.13	1.47	0.91

表 7 例三监测参数偏差和故障参数偏差

δN_1	δN_2	δEGT	δFF		δI_F	δI_{CL}	δI_{CH}	δI_{TH}	δI_{TL}	δA_5	δA_6	δm_F	δm_{CL}	δm_{CH}
0.4	- 0.9	4.0	2.8	均值	- 0.52	- 0.06	- 0.39	- 0.38	- 1.52	4.55	0.88	- 0.83	- 0.05	- 0.05
				方差	2.16	0.03	0.09	0.85	0.90	0.48	2.65	0.24	0.02	0.02
0.2	- 0.8	4.2	3.2	均值	0.08	- 0.22	- 0.47	- 0.91	- 0.87	5.40	0.53	- 0.13	- 0.38	- 0.17
				方差	0.02	0.5	1.05	0.51	1.51	0.46	0.48	0.73	0.01	0.63
0.0	- 0.8	4.2	3.2	均值	0.0	- 0.24	- 0.66	- 0.64	- 1.30	5.71	0.86	- 0.56	- 0.20	- 0.18
				方差	0.0	0.40	1.59	1.50	0.85	2.65	2.18	0.01	0.28	0.24
- 0.1	- 0.9	4.2	3.0	均值	- 0.13	- 0.45	- 0.37	- 0.32	- 0.50	7.03	0.55	0.04	- 0.1	- 0.47
				方差	0.05	0.75	0.51	0.46	0.22	3.46	0.01	0.17	0.46	0.46

3. 故障实例三：JT9D 发动机第一级涡轮叶片和外密封圈的间隙扩大 由巡航飞行记录数据算出监测参数偏差，然后用子方阵分析方法求出该发动机各部件故障参数偏差。表 7 是该发动机监测参数偏差和故障参数偏差。由此表可以看出故障参数 δA_5 一直保持增加趋势且

大于 4%。应当指出: δA_5 表征高压涡轮导向器面积变化, 但实质上是表征高压涡轮流通能力的变化。此例是高压涡轮机匣间隙扩大的故障, 表现在通过高压涡轮的流通能力增加, 由故障参数 δA_5 增加反映出来, 诊断结果是正确的。

五、结 论

1. 对发动机进行故障诊断, 子方阵分析法是一种相当有效的工程实用方法。同一部件故障参数是独立改变的, 只要某一故障参数在出现故障时有反映, 就可将这个部件的故障隔离出来。

2. 只监测 n 个参数并不能诊断全部 $n-1$ 个故障参数组合的多重故障。有些故障因监测参数少且对这些监测参数不敏感难以诊断, 不能诊断的故障应考虑其它方法。

3. 监测参数的选择对故障诊断效果影响极大, 因此应针对主要监视的故障选择监测参数。监测参数增加, 诊断精度可以提高。

4. 飞行记录数据的准确性是发动机故障诊断的保障。监测参数的变化是由故障参数的变化造成的, 故障参数的计算完全依赖于记录数据, 记录数据的准确性决定了诊断精度。

5. 一般说高压转子上的故障难以用部件效率区分, 但可以由部件的流通能力区分。

参 考 文 献

- [1] Koschel, W., "Engine Condition Monitoring and Fault Diagnostics", 西北工业大学讲学稿, Aug. 1985.
- [2] Louis Urban, A., "Parameter Selection for Multiple Fault Diagnostic of Gas Turbine Engine", ASME 74-GT-62, 1974.
- [3] Ахмедзянов, А. М., Дубравский, Н. Г., Тунаков, А. П., "Диагностика Состояния ВРД по Термодинамическим Параметрам", Москва, "Машиностроение", 1983.
- [4] Piker, Roger, "JT9D-7R4 Engine Performance, Stability and Controls", United Technologies Pratt & Whitney.

under turbulent dynamic inlet distortion conditions are "drift-mode" surges and appear randomly; The turbojet is far more sensitive to dynamic inlet distortion than to steady inlet distortion. It is shown that the signal analysis method with the FFT signal processor is of great practical value in the failure diagnosis, and it is a more accurate, reliable and convenient than others.

INVESTIGATION OF INTELLIGENT MEASUREMENT SYSTEM FOR AERO-ENGINE EXPERIMENTS

Wang Weisong (*Gas Turbine Establishment*)

ABSTRACT

This paper presents the aero-engine intelligent measurement system which has been developed. The system is original and new in its global design. It integrates the data acquisition, realtime calibration, displacement control, angle tracking, data processing and table printing. The system has been used successfully in combustion and turbine testings, its technical and economic effectiveness has been proved remarkable. It is of very great practical value not only in developing aero-engine and its parts, but also in its extension to other military and civil industrial departments.

SUB-MATRICES ANALYSIS APPLIED TO ENGINE FAULTS DIAGNOSIS

Tang Genglin and Chen Daguang

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

The Gas Path Analysis method for fault diagnosis has been known as an effective method. But the crucial problem is the necessity of measuring a number of aerothermodynamic parameters more than or at least equal to the number of component fault parameters. But the number of measured parameters is always confined by cost and the structure integrity of the engine. The Sub-Matrices Analysis presented in this paper can perform component directed fault diagnosis with less measured parameters. The feature of this method is to combine the fault parameters into groups, in each of which the number of fault parameters equals the number of measured parameters to make the fault parameters solvable with respect to measured parameters. Thus, a set of solutions may be obtained. In order to select the most possible solution (s), the criteria are also given. The numerical investigation shows that this method is very effective to diagnose the malfunction occurring in one or two components which is the usual case at an early stage of engine fault. The problems which are worth careful consideration to avoid false diagnosis are also pointed out. Application of this method to JT9D commercial engine verifies its effectiveness.

HOLOGRAPHIC INTERFEROMETRY MEASUREMENT OF AXISYMMETRIC FLAME TEMPERATURE PROFILES

Xie Mingxing and Wang Zhu

(*Beijing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

The Double-exposure holographic interferometry is applied to measuring the temperature profiles of axisymmetric spirit-lamp flame and hydrogen flame. A new method is used for searching and thinning interferometric fringes in the computer image processing of holographic interferograms. The temperature profiles of the flames are calculated from measurements of the fringe shift by solving Abel-type integral equation with the Laplace transform. The errors resulted from refraction of the probing rays in holographic interferometry of axisymmetric phase objects are discussed. A simple method is introduced to correct the refractive errors. The effects of the object composition and of small displacement errors of the interferometric fringes on holographic measurements of axisymmetric phase objects are considered too.