

多状态气路分析法诊断发动机故障的分析

北京航空航天大学 陈大光** 韩凤学 唐耿林

【摘要】 对多状态气路分析法诊断发动机故障的可行性进行了分析。估值平均误差 J 是判断诊断精度的有效判据。通过数值试验给出了 J 值的建议值。就状态数的选择和监视参数的选择对诊断效果的影响进行了分析。通过分析指出适当增加和正确选择监视参数可减少状态数, 增加诊断精度。增加高压压气机后压力和高低压涡轮间的压力两个测量参数是实用的改善诊断精度的方法。

主题词: 燃气轮机 航空发动机 故障诊断 气路分析

分类号: V 235 13

1 引言

用燃气轮发动机气路参数监视发动机技术状态, 诊断发动机故障^[1, 2]的理论基础是发动机气路上的参数(压力、温度等)和发动机各气动部件的特性(效率、流通能力等), 两者间存在严格的气动热力学关系。因此, 可以通过测量气路参数的变化判断发动机部件特性的变化, 从而达到诊断故障的目的。原则上利用上述原理便可建立起严格的可用于故障诊断的数学模型。为了准确求解这个数学模型需要精确测量相当多的气路参数^[3], 一般在 10 个以上。但实际上由于成本的限制, 特别是在已经采用机械液压式燃油控制系统的发动机上, 只能测得 3~4 个气路参数, 如高低压转子转速 N_1, N_2 , 排气温度 EGT 和燃油流量 FF 等, 因而测量参数很少, 气路分析方法在实用上受到很大限制, 它的故障诊断能力差。为解决这一困难, 便提出了在多个工作状态下记录发动机监测参数值以便增加测量参数信息量, 提高发动机故障诊断精度。文献[4]认为多状态气路分析法效果十分显著, 但也指出了状态选择、测量参数选择等对诊断效果影响很大。本文就这些问题作了进一步更具体的分析。

2 数学模型

2.1 单状态数学模型

可将流路上各主要截面的气动热力参数和部件特性参数联系在一起, 构成一组非线性方程组。气路部件的机械故障, 如叶片侵蚀、封严磨损等是逐渐发展的, 因此可用小偏差方法对非线性方程组作线性化处理。考虑测量中的随机误差, 数学上可表示为^[5]

$$Y = CX + \theta \quad (1)$$

式中 $Y = (y_1, \dots, y_n)^T$ 为测量参数偏差, $n \times 1$ 阶向量; $X = (x_1, \dots, x_m)^T$ 为特性参数偏差, $m \times 1$ 阶向量; C 为影响系数, $n \times m$ 阶; θ 为随机误差。为了从方程组(1)求解 X , 一个必要条件便是 $m \leq n$, 即测量的气路参数数目必须大于或等于部件特性参数。表征一个部件的特性参数有效

率和流通能力(或流通面积),这样在一台发动机上可多达 10 个以上。如测量参数只有前面所说的 N_1, N_2, EGT, FF 等 4 个,显然方程(1)是无法求解的,这也就是气路分析法在实际应用中的一大困难。利用多状态可增加测量参数信息量以满足 $m \leq n$ 的条件。

2.2 多状态数学模型

由于发动机部件共同工作方程组的非线性,在不同工作状态下,如转速不同或飞行条件不同等,线性化方程组中的影响系数各异,也就是说影响系数是个工作状态的函数。如以向量 U 表示工作状态,则(1)式可写为

$$Y = C(U)X + \theta \quad (2)$$

$$\text{或} \quad [Y_1, \dots, Y_k]^T = [C_1, \dots, C_k]^T X + \theta \quad (2a)$$

上式中引入一个重要假设,即在不同工作状态下,有故障部件的特性变化量是相同的,这一假设在气路分析法中普遍被采用,实践证明与实际情况相差不大。从(2a)中可以看出,在多状态下,状态数足够多时即可满足 $m \leq n_T$ (n_T 表示各状态下测量参数的总和)。

文献[5]中已详细讨论了对随机误差的处理,用加权最小二乘法估计可得

$$\hat{X} = (C^T R^{-1} C)^{-1} C^T R^{-1} Y \quad (3)$$

式中 R^{-1} 为权系数, R 为测量随机误差的协方差阵。这时估值的平均误差为

$$J = \sqrt{\frac{1}{m} \left(\sum_{i=1}^m \Delta x_i^2 \right)} = \sqrt{\frac{1}{m} \sum_{i=1}^m P_{ii}} \quad (4)$$

式中 $P = (C^T R^{-1} C)^{-1}$ 。实际诊断过程中,状态选择不当,如各状态太靠近,影响系数阵可能是相关的;另外,小偏差方程组实际上有可能是病态的,再加上测量误差影响,诊断精度必须加以判断。 J 代表估值的平均误差,包括了小偏差表是否相关,是否病态,监视参数是否合理等影响,因此它能综合地反映诊断效果的优劣,在实际应用中,非常方便、有效。

3 实例分析

利用上述方法和(4)式提供的判据,以 JT9D 大涵道比风扇发动机为例,对多状态气路分析故障诊断方法进行了分析,得出了一些有意义的结果。现分述如下:

(1) 诊断效果的判据, J 值的确定。对故障诊断的要求首先是要将故障隔离到单元体,为了做出维修决策还应能将故障严重程度,如部件效率的下降或流通面积的变化,给出准确的定量结果。文献[4]指出增加工作状态可以明显使 J 值下降。为了最后确定需要利用多少状态的测量参数,则应根据对诊断精度的要求。经反复进行数值试验统计,如果 $J < 2$ 则可准确地将故障隔离到单元体,如 $J > 2$ 则存在误诊危险。如果 $J < 1.0$ 则不但可将故障隔离到单元体,还可准确计算出故障部件特性参数的变化^[6]。以下分析都以 J 为判据分析诊断效果。

(2) 状态数 K 对诊断效果的影响。JT9D 发动机以发动机压比 EPR 表征发动机工作状态。监测参数共 4 个即 N_1, N_2, EGT 和 FF 。表征故障的特性参数,如风扇、低压压气机、高压压气机的效率和流通能力,低压涡轮、高压涡轮的效率和导向器面积等共有 10 个。表 1 为 JT9D 发动机地面静止状态 $EPR = 1.444$ 时的影响系数。飞行高度 11000m,飞行 Ma 数 0.8, EPR 分别为 1.484、1.299 和 1.1 的影响系数表(参看文献[7])。表 2 给出了 $K = 2, 3, 4$ 时的计算结果^[6]。必须说明,当测量参数为 4 个时,2 个工作状态只能得到 8 个测量值,而故障数为 10 个,方程(3)仍然不能求解。这时采取将 10 个故障参数组合的办法,每次选 8 个,计算出 J 值后取平均

值。从表 2 看出只有当状态数为 4 时 J 值小于 2 才符合诊断要求。实际飞行中, 对一架客机在一次飞行中要找出 4 个稳定的工作状态是不现实的, 如只取起飞和巡航两个状态则对诊断效果改进不大。

表 1 小偏差表(海平面, $M_a=0$, $EPR=1.444$)

	δP_t	δP_{tL}	δP_{tH}	δP_{tH}	δP_{tL}	$\delta \alpha_5$	$\delta \alpha_6$	δm_F	δm_L	δm_H
δN_1	.2126	.0720	-.0279	-.0287	.3470	-.0158	.2463	-.2721	-.1962	-.0259
δN_2	-.1892	-.1318	.4841	.4664	-.0037	.0830	-.3230	.1816	-.2208	-.5017
δEGT	-.2037	-.1994	-.5338	-.5152	-.6803	-.0088	.0008	.2426	-.3676	-.1345
δFF	-.3170	-.0910	-.4465	-.4355	-.2467	-.0457	.2191	.3004	-.5369	-.1585
$\delta \pi_t$	.5212	.0539	-.5194	-.4978	.5313	-.0059	.7326	-.5648	.6110	-.1222
$\delta \pi_c$	-.5632	-.0376	.6221	.6317	-.3363	.9789	-.7027	.5496	-.6710	.0541
$\delta \pi_{t1}$	-.0656	-.0407	-.0734	-.0433	.0397	.2359	-.1629	.0732	-.0574	-.0356
$\delta \pi_{tL}$	.0041	-.0054	-.0426	-.0415	-.0803	-.0049	.2205	-.0114	-.0580	-.0154
δT_3	.1675	-.2038	-.1438	-.1385	.1832	-.0030	.2302	-.1840	.1554	-.0366
δT_4	-.0811	-.2112	-.2135	.2693	.0524	.2693	.1169	.0845	-.1278	-.1967
δT_5	-.2047	-.1791	-.4284	-.2139	-.2382	.1053	.0590	.2319	-.3445	-.1707
δT_6	-.1732	-.1758	-.4794	-.4640	-.2848	-.0110	.2061	.2017	-.3455	-.1249
δFG	.2554	.1103	-.0341	.0380	.5100	-.0379	.3626	.1456	-.3366	-.0547
δP_4	-.0449	.0164	.0995	.1308	.1931	.9729	.0248	-.0183	-.0640	-.0682
δP_3	.5212	.0540	-.5194	-.4978	.5313	-.0059	.7326	-.5648	.6110	-.1223
δP_6	.1098	.0985	.1509	.1399	-.1592	-.2280	.8075	-.1909	-.0449	-.0087
δP_{28}	.1628	.0635	-.0268	-.0270	.3049	-.0149	.2170	.0868	-.1845	-.0244

(3)前面的讨论已可清楚地看出, 测量参数太少, 尽管采用多状态气路分析方法诊断效果也不够满意。当前提高诊断精度的最有效方法是增加测量参数数目, 在装有数字式电子控制系统的发动机上实现这一要求是现实的。对已在使用的安装机械液压式燃油控制系统的发动机上增加很多测量参数, 一则成本高二则破坏了发动机结构完整性。考虑现实可能, 工作状态数和测量参数数都尽量少些, 即工作状态按起飞和巡航两个, 测量参数在原有 4 个的基础上再增加两个, 达到 6 个, 这样总输入信息 $n_T = 2 \times 6 = 12$ 超过了故障数 $m = 10$, 方程(3)可以求解。对可能增加的高低压压气机间的温度和压力, 高低压涡轮间的温度和压力, 高压压气机出口温度和压力及风扇出口压力等 7 个参数, 两两组合后加上原测 4 个参数进行了数值试验。试验结果证明, 增加高压压气机出口压力和高低压涡轮间压力效果最好。用两个工作状态对 10 个故障进行诊断时 $J = 1.346$, 达到故障隔离要求, 其它组合 J 值大于 2。

实际诊断经验和许多文献都指出, 当测量参数少时高压压气机和高压涡轮的故障是难以

表 2 测量参数 $n=4$, 状态数不同对应的 J 值

状态数	发动机压比 EPR				J 值
2	1.444	1.1			16.896
3	1.444	1.299	1.1		2.583
4	1.444	1.484	1.299	1.1	0.673

隔离的。计算分析指出其原因是影响系数表的相关性^[7]。

从表 1 上可明显地看出高压压气机效率的变化 $\delta\eta_{ch}$ 和高压涡轮效率的变化 $\delta\eta_{th}$ 对 N_{1s} 、 N_{2s} 、 EGT 和燃流量 FF 的影响几乎是完全一样的, 因此, 只从监测参数 N_{1s} 、 N_{2s} 、 EGT 、 FF 的变化无法辨别高压压气机和高压涡轮的故障。如果能加测高压压气机后的压力和高、低压涡轮的压力 P_6 , 则意味着可以测出涡轮总膨胀比和高、低压涡轮膨胀比的变化, 这样便可探测出涡轮导向器烧蚀(面积 A_5 或 A_6 增大), 和涡轮效率下降的故障。从表 1 可以看出高压涡轮导向器 A_5 和高压涡轮效率 η_{th} 的变化, 对高压压气后的压力 P_4 影响最显著; 而低压涡轮导向器面 A_6 和低压涡轮 η_{tl} 的变化对高、低压涡轮间的压力 P_6 影响最著, 因此, 反过来可用监测高压压气机后和高、低压涡轮间的压力的变化来隔离出高、低压涡轮的故障。一般发动机, 因控制的需要都测量高压压气机出口压力, 这个信息不难获得。高、低压涡轮间的压力 P_6 的监测, 由于气体温度高, 有一定难度, 但在美国通用电气公司的发动机上已经实现。取两种工作状态, 即起飞 ($EPR = 1.444$) 和巡航 ($EPR = 1.1$), 如只监测 4 个参数时, 平均误差 J 达 16.896, 而测量上述 6 个参数时 J 下降为 1.346 完全达到故障隔离的要求。

(4) 工作状态选择问题。选择多状态是利用发动机气动热力学方程非线性的特性, 因此, 状态选择恰当可使小偏差表不出现线性相关或基本一样的问题。由于监测参数有限, 也就是说从类似于表 1 的完整的小偏差表中截取一个“子阵”, 在这个子阵中某几个参数的小偏差系数可能相关或接近相等, 这一情况是否出现则与监测参数的选择和监测参数数目是否足够有关。所以工作状态的选择实质上和前一段讨论的问题是一致的, 都是考虑相关问题。原则上各工作状态间相距越远越好, 但难以给出具体的方法, 必须进行数值实验用 J 值检验。平均误差 J 实质上是综合检查是否因监测参数选择不合理, 数量不够或各状态间小偏差表相关的问题, 因此用 J 值检验是最有效的办法。

结论 (1) 多状态气路分析法可改善在测量参数少时的诊断效果, 但为了定量计算故障部件其特性的下降程度还是增加测量参数最为有效。(2) 估值平均误差 J 是判断多状态气路分析法诊断有效性的有效判据。(3) 增加高压压气机出口压力和高低压涡轮间的压力两个测量参数可明显减少诊断所需要的状态数, 提高诊断精度。(4) 在试车台上易于获得多个状态的信息, 且能增加监测参数数目, 因此, 这种方法可用于地面试车过程的发动机故障诊断。

参 考 文 献

- 1 Urban L A. Gas Path Analysis Applied to Turbine Engine Condition Monitoring AIAA 72- 1082, 1972
- 2 Urban L A. Parameter Selection for Multiple Fault Diagnostics of Gas Turbine Engines ASME 74- GT- 82, 1974
- 3 陈大光 航空燃气涡轮发动机状态监视与故障诊断技术的新发展 国际航空, 1991, (6)
- 4 Stamatias A, Papiliou K, et al Jet Engine Fault Detection with Differential Gas Path Analysis At Discrete Operating Points ISABE 89- 7133, 1989
- 5 Kos J M. Multiple Fault Gas Path Analysis Applied to A Twin Spool, Mixed Flow, Variable Geometry, Turbofan Engine ADA 019183, 1975
- 6 韩风学 航空燃气涡轮发动机气路部件故障诊断方法研究: [硕士论文] 北京航空航天大学, 1992
- 7 唐耿林 燃气轮发动机气路部件的故障参数分析诊断法研究: [硕士论文] 北京航空航天大学, 1990