

文章编号: 1000-8055(2002)02-0160-05

涡轴发动机监视参数选择与诊断方法研究

李本威, 胡国才, 高国胜, 侯志强, 高 永
(海军航空工程学院 机械工程系, 山东 烟台 264001)

摘要: 介绍了涡轴发动机性能参数与监测参数选取的依据和方法, 建立了利用故障因子概念诊断发动机故障的数学模型, 给出了亚定型故障诊断方程组的解法及其发动机健康状况判定依据和故障诊断有效性的评价指标。运用发动机的实际无故障数据和模拟故障数据进行了仿真。结果表明: 建立的诊断模型可信; 选取不同的测量参数可诊断不同的发动机故障; 减少系统测量误差可以提高诊断的有效性。该系统对在役涡轴发动机的健康监视具有实用性, 对其它发动机具有参考价值。

关键词: 涡轴发动机; 监视; 故障诊断

中图分类号: V 233.7+5

文献标识码: A

Study of Selecting Parameters and Fault Diagnosis for Turbo-shaft

L I Ben-wei, HU Guo-cai, GAO Guo-sheng, HOU Zhi-qiang, GAO Yong

(Naval Aeronautical Engineering Academy, Yantai 264001, China)

Abstract: A method about how to select performance parameters and monitoring parameters for fault diagnosis of turbo-shaft is introduced in the paper. A means to resolve the non-static fault equation is proposed. This approach is achieved due to less numbers of monitoring parameters than that of performance parameters during developing the mathematical model of fault diagnosis by introducing fault factors. The similar degree of maximum probability solutions which is the index for judging effectiveness of engine fault diagnosis after diagnosing engine health condition with given rules is given. The fault equation is separately verified either with non-fault data of engine or with simulating single fault and combination of two faults. It shows that the developed fault diagnosis equation is creditable. Conclusions have been obtained that different faults can be separately diagnosed by means of selecting many adequate monitoring parameters and the effective degree of diagnosis effects can be increased by decreasing measured errors of parameters. The diagnosis system has practical value for monitoring health condition of turbo-shaft on active duty and has reference usages for other engines.

Key words: turbo-shaft; monitoring; fault diagnosis

1 引言

航空发动机健康状况监视是保证发动机安全工作、延长发动机使用寿命的一种重要技术措施。利用发动机性能参数的变化情况, 从热力性能角

度出发对发动机进行诊断是发动机健康状况诊断的一种手段。当发动机发生故障时, 如腐蚀、外来物损伤、封严破坏、叶片烧损、变弯或某些组合损伤等, 实质上会导致发动机性能恶化, 引起压气机抽气能力、压气机或涡轮效率、涡轮及喷口的流通

收稿日期: 2001-04-20; 修订日期: 2001-07-06

作者简介: 李本威(1962-), 男, 海军航空工程学院机械工程系教授, 硕士

表 1 最大连续状态性能参数与测量参数偏差之间相互影响的系数矩阵

	G_k	η_i	G_T	η_r	G_{zi}	η_{li}
P_2	0.7922	- 0.3962	- 0.3645	- 0.4208	- 0.3724	- 1.4669e- 4
T_2	0.1375	- 0.5503	- 0.0633	- 0.0731	- 0.0647	- 2.5468e- 5
P_4	0.6641	- 0.4436	0.4462	- 0.5456	- 1.0863	- 9.3537e- 4
T_4	0.1769	- 1.3965	0.8817	- 1.6914	- 1.0094	- 1.5168e- 4
T_7	0.0557	- 1.3843	0.8392	- 1.6763	- 0.8410	- 0.2028
G	1.0197	- 2.0275	1.4792	- 2.4761	- 1.4381	7.0198e- 5
M	1.5738	- 1.7109	1.4482	- 2.0915	- 1.9992	1.0031

能力等部件性能参数的变化,而这些性能参数的变化直接会导致发动机测量的参数,如转速、供油量、温度、压力等的变化。因此,可以认为发动机部件的性能退化或可测参数的变化是发动机这种故障状态的特征,选择合适的监测参数并利用有效的数学诊断方法就可对发动机的健康状况进行监视与诊断。本文就某型涡轴发动机为研究对象,对此进行了初步的研究。

2 测量参数与性能参数的选择

利用气路参数分析法诊断发动机健康状况所依据的信息来源于测量参数,测量参数的多少反映了对发动机运行状况的了解程度。信息(测量参数)越多,对故障的表征能力就越强,故障诊断的结果就越准确。但考虑到实际情况,飞机上不可能装备过多的传感器来测量各个参数,并且某些参数依靠目前的技术还不能实现机载测量。测量参数的不同会导致诊断结果不同。因此测量参数和表征故障的性能参数的选择至关重要。测量参数的选取一是要明显的反映性能参数的变化,二是选取的各测量参数的相关性要尽可能小。根据海航部队某型飞机的使用情况分析,发动机的故障主要发生在压气机、燃气发生器涡轮、自由涡轮三大部件,而这三大部件也是决定发动机使用寿命的关键部件。本系统主要监视这三大部件的性能变化情况。

为此,选取能够表征这些部件故障的性能参数如下:压气机效率 η_i ; 压气机流量 G_k ; 燃气发生器涡轮效率 η_r ; 燃气发生器涡轮流量 G_T ; 自由涡轮效率 η_{li} ; 自由涡轮流量 G_{zi} 。

测量参数的选取应能比较敏感的反映上述监视部件的性能参数变化,参考国外同类型发动机选取的测量参数,初步选取了表征发动机基准工作状态的燃气发生器转速 N_g 、自由涡轮转速 N_{tl} ,

表征飞机飞行环境和状态的飞行高度 H 、飞行速度 M_a 、大气温度 T_0 为测量参数。与部件性能参数变化有关的发动机热力测量参数的选取可根据最大连续状态性能参数与测量参数偏差之间相互影响的系数矩阵计算结果(表 1)进行分析。由表 1 知,压气机出口温度 T_2 对压气机效率最敏感,压气机出口压力 P_2 对压气机空气流量也较为敏感,自由涡轮进口压力 P_4 对自由涡轮流量最敏感,扭矩 M 与其它测量参数相比对自由涡轮效率影响最大,自由涡轮进口温度 T_4 和排气温度 T_7 对燃气发生器涡轮的效率影响都比较大。故诊断时,就可选取 $T_2, P_2, P_4, T_4, T_7, M$ 为表征三大部件性能测量参数来隔离 3 个部件的故障。

3 发动机的诊断模型

一般情况下,发动机某个部件的性能参数即状态量的数值变化不仅仅是由于该部件本身的故障所引起的,其它部件的故障同样会引起所论部件性能参数数值的变化。因此,所论部件状态量的数值变化并不能作为所论部件故障状态的表征,只有所论部件的特性线发生变化才是该部件故障状态的表征。本文引入故障因子概念^[6,8],以故障因子为自变量,测量参数偏差为响应的线性模型可作为诊断模型,建立的发动机诊断模型矩阵表示为:

$$\delta y = A \delta x \tag{1}$$

其中, δy 为 $m \times 1$ 测量参数的相对偏差向量; δx 为 $n \times 1$ 引入故障因子的性能参数相对偏差向量。 $A = (a_{ij})$ 为 $m \times n$ 矩阵。 a_{ij} 为故障系数,表征的是仅第 j 个故障因子变化一个单位所引起第 i 个测量参数的相对变化值。本文中,首先模拟选取测量参数为:

$$\delta y = [\delta P_2 \quad \delta T_4 \quad \delta T_7 \quad \delta M]^{'}$$
$$\delta x = [\delta G_k \quad \delta \eta_i \quad \delta G_T \quad \delta \eta_r \quad \delta G_{zi} \quad \delta \eta_{li}]^{'}$$

经过计算比较,性能参数相对偏差量的增量值取为 3% 比较合适。此时经计算可得该发动机

$$A = \begin{bmatrix} 0.8087 & -0.3777 & -0.3756 & -0.4022 & -0.3585 & -5.7590e-4 \\ 0.2257 & -1.3373 & 0.8487 & -1.6253 & -0.9716 & -1.6866e-3 \\ 0.1045 & -1.3442 & 0.8243 & -1.6315 & -0.8240 & -0.2043 \\ 1.6356 & -1.5435 & 1.3183 & -1.9036 & -2.8507 & 1.0009 \end{bmatrix}$$

当发动机发生故障或部件性能衰退时,实际测量值将偏离基线形成偏差,偏差大小可以反映发动机的性能状态。但用于诊断的误差应主要是故障所带来的误差,因此应排除非发动机故障影响因素。测量参数的相对偏差的计算公式为:

$$\delta y_i = \frac{y_i - y_{i0}}{y_{i0}} = \frac{y_i - (y_{Bi} + \Delta y_i)}{y_{Bi} + \Delta y_i}$$

其中: y_i 为测量参数的当前测量值, y_{i0} 为基准状态值, y_{Bi} 为基线拟合值, Δy_i 为原始偏差值的初始值。各个测量参数的基线值为无故障发动机的实际飞行条件下的参数值换算至标准大气条件下的结果,原始偏差值的初始值的计算方法为:从发动机装机或维修后的第一次最大连续状态记录开始,选取前 10 个测量原始偏差值,利用 t 分布,确定置信度为 0.1 的置信区间,如果有 5 个以上的参数位于置信区间内,求取 5 个参数的平均值为初始值,如果少于 5 个,从第二个点开始再选取 10 个数据,重复进行,直到所有数据选完为止。第一次飞行选取无结果,从第二次飞行数据再选。

4 故障模型解法及评定方法

在建立发动机故障模型基础上,对故障进行诊断就是根据已知测量参数 δy 求出 δx , 即 $\delta x = A^{-1} \delta y$ 。若测量参数与性能参数个数相等,可以直接对 A 求逆得到诊断系数阵,从而将故障模型转化为诊断模型。若测量参数少于性能参数如何进行诊断呢? 本文模拟选取测量参数为 4 个,故障因子(性能参数)为 6 个,从而形成亚定方程组。为提高精度,减少计算量,本文采用蒙特卡洛方法与数值计算方法相结合的混合算法。将方程(1)转变为:

$$\delta y - A \tilde{\delta x} = A \bar{\delta x} \quad (2)$$

其中, $\tilde{\delta x}$ 为 $n-m$ 个剩余因子偏差向量(n 为故障因子数目, m 为测量参数数目), $\bar{\delta x}$ 为其余的 m

故障方程的故障系数阵 A 为:

个故障因子偏差向量, $\tilde{A}$ 与 $\bar{A}$ 分别为对应的影响系数阵。方程组维数转变为 (m, m) 。对剩余因子组合中的每一个剩余因子偏差赋予一个随机值,然后对剩余的 m 个故障因子和 m 个故障方程求解,可得到一组随机解。对全部诊断过程得到的许多组解首先运用偏差方向性准则(故障因子应满足一定的方向性要求)和小偏差准则(故障因子偏差的绝对值不能过大)进行筛选,然后通过最大概率准则确定故障方程的概率解。求出性能参数偏差值后,可根据以下判据评判发动机的健康状况:

(1) 在性能参数偏差诊断向量中,选出最大值 M_{ax} , 取 M_{ax} 为分析对象。

(2) 再挑出仅次于最大值 M_{ax} 的 $Second$, 如果 $Second > 0.6 M_{ax}$, 也选取 $Second$ 作为分析对象(否则,只取最大值分析)。

(3) 在以上基础上,依此取 M_{ax} 和 $Second$ 的绝对值赋值给 MM_{ax} 。

(4) 对 MM_{ax} 进行判断

$MM_{ax} \leq 0.01$ 为无故障状态

$0.01 < MM_{ax} \leq 0.03$ 为失常状态

$0.03 < MM_{ax} \leq 0.04$ 为明显故障状态

$0.04 < MM_{ax} \leq 0.05$ 为严重故障状态

诊断结果与实际情况是否相符,其诊断有效性可用式(3)所表示的相似度 S 来衡量。

$$S = \frac{(\delta_u, \delta_x)}{\|\delta_u\| \|\delta_x\|} \quad (3)$$

其中: δ_u 为故障诊断结果中的故障因子偏差向量, δ_x 为实际故障中故障因子偏差向量。

5 仿真结果分析

建立诊断模型并确定了模型的算法后,首先利用 3 组发动机无故障试车数据对诊断模型进行了验证。

结果 $\delta_x/\%$ 如下:

第一组的解 [0.4678 0.2420 0.7090 0 0.7266 0.0437]

第二组的解 [0.7213 0.2289 -0.5189 0.3150 -0.4843 0.2289]

第三组的解 [0.6107 0.0312 -0.3992 0.1510 -0.2268 0.0312]

通过该计算结果可以看到, 所有故障因子偏差的绝对值均小于 1%, 根据所定义的判据 (判据中的临界值应化为百分数) 比较, 可以认为所有测量参数组均正常, 这与实际情况相一致, 没有出现误诊现象。

由于缺乏实际故障样本, 对诊断方程进行了故障仿真验证。仿真方法是首先假定 6 个性能参数中的任意 1 个或 2 个发生一定的变化 (3% 左右), 其它参数不变, 再根据发动机稳态性能数学

模型算出“测量参数的变化偏差值”, 作为 1 个故障样本, 然后利用模拟得到的该故障样本, 反过来对发动机进行诊断。为增加模拟的真实性, 在模拟故障时, 另外利用发动机稳态方程计算得到的测量参数的数值再加上国军标规定的相应传感器的最大随机测量误差^[7]来模拟系统测量误差对诊断的影响。表 2 模拟单个故障的诊断结果。利用上述判据确诊, 可以看出, 不论那个因子发生故障, 经诊断后都会得到 2 个故障因子同时发生故障

表 2 模拟故障及诊断值
(表中实测参数: P_2, T_4, T_7, M ; 表中自选参数: T_2, P_4, G, M)

参数选取类型	故障因子类型	故障模拟值	诊断值 (概率解)					
			G_K	η_k	G_T	η_t	G_{Zi}	η_{ti}
实测参数	2	- 2. 8151	0. 0022	- 1. 1058	0. 0287	- 0. 9090	- 0. 8053	- 0. 6233
		- 5. 0271	- 0. 0008	- 2. 6514	- 0. 0474	- 1. 5535	- 0. 7116	- 0. 5430
		- 4. 8413	- 0. 0017	- 1. 7466	- 0. 0747	- 2. 0670	- 0. 8661	- 0. 6590
	4	- 6. 3412	- 0. 0060	- 1. 8798	0. 1565	- 4. 7162	0. 0070	- 0. 0113
		- 1. 1347	0. 0030	- 0. 3765	0. 0717	- 0. 6751	- 0. 1870	- 0. 1517
		- 2. 9252	0. 0082	- 1. 4375	0. 2016	- 1. 4101	- 0. 3775	- 0. 3123
自选参数	2	- 4. 3295	- 0. 1193	- 4. 2979	- 0. 2861	- 0. 1193	- 0. 1469	0. 1220
		- 5. 4232	- 0. 0312	- 5. 3362	- 0. 3612	- 0. 2330	- 0. 0457	- 0. 0312
		- 1. 7121	- 0. 0158	- 1. 6661	- 0. 2294	- 0. 1318	- 0. 0564	0. 0438
	4	- 2. 8247	- 0. 1433	0	- 0. 1701	- 2. 8628	- 0. 1430	- 0. 1214
		- 1. 1526	- 0. 0932	- 0. 0048	- 0. 0888	- 1. 1642	- 0. 0888	- 0. 0758
		- 4. 9719	- 0. 0099	- 0. 0311	- 0. 1539	- 5. 0608	- 0. 0373	- 0. 0290

表 3 概率解相似度结果

因子代号	实测参数/%		自选参数/%		因子代号	实测参数/%		自选参数/%	
	忽略误差	考虑误差	忽略误差	考虑误差		忽略误差	考虑误差	忽略误差	考虑误差
1	99. 95	94. 52	97. 54	97. 18	2, 3	86. 61	77. 61	99. 85	98. 94
2	71. 30	54. 29	97. 71	92. 42	2, 4	90. 65	84. 18	99. 30	97. 96
3	99. 95	96. 17	99. 04	90. 71	2, 5	87. 78	82. 67	99. 00	97. 57
4	78. 71	65. 95	99. 47	95. 97	2, 6	84. 95	81. 17	96. 93	95. 98
5	98. 68	92. 12	99. 38	96. 56	3, 4	89. 72	79. 01	96. 29	92. 65
6	99. 80	95. 36	92. 07	89. 49	3, 5	99. 78	98. 01	99. 66	97. 35
1, 2	87. 35	80. 99	97. 81	97. 18	3, 6	99. 96	98. 48	99. 12	97. 80
1, 3	99. 96	97. 54	99. 39	97. 47	4, 5	89. 46	89. 53	99. 79	98. 53
1, 4	91. 12	85. 94	99. 62	98. 41	4, 6	91. 65	87. 26	93. 39	91. 98
1, 5	99. 75	98. 25	95. 67	92. 29	5, 6	83. 99	75. 88	96. 55	96. 03
1, 6	99. 96	98. 96	98. 42	97. 76					

(实际给定了 1 个故障)。其原因可以粗略的从表 1 看出, P_2, T_4, T_7, M 受第二故障因子和第四故障因子影响的方向一致, 数值接近, 所以这两个因子所代表的故障很难通过这 4 个参数隔离。利用故障系数阵 A 中对应于这 2 个故障因子的故障系数向量计算其相关性, 可得相关系数为 0.9997 这更反映出上面选择的 4 个测量参数对这 2 个故障因子辨别能力很差。为了更进一步对第二故障因子和第四故障因子进行确诊, 另外选择了 1 组测量参数即 T_2, P_4, G, M 对其进行诊断, 计算结果如表 2 自选参数部分。可见, 利用该组测量参数进行诊断对第二故障因子和第四故障因子的故障隔离的准确度相当高, 并且故障严重程度也体现出来了。由此可见, 诊断效果的精确度主要与所选取的测量参数有关。

分别用实测参数和自选参数对单个和多个故障因子诊断效果的有效性评价结果可利用相似度指标衡量, 见表 3。由表 3 可以看出, 利用实测参数(见表 2)对单个故障因子 2, 4 及含有故障因子 2, 4 的两种组合故障和组合故障因子 5, 6 进行诊断的有效性很差, 即, 不能利用实测参数隔离和诊断出上述因子的故障(其它单个因子及组合因子的故障可以用实测参数诊断), 而用自选参数(见表 2)对这几种故障诊断的有效性很高, 这与表 2

得到的结论相一致。考虑系统误差时的相似度比忽略误差的相似度要小, 因此在参数测量时应尽量减小测量误差, 才能提高诊断的有效性。

参考文献

- [1] John Moffatt The Aviation Turbine Engine Diagnostics System (ATEDS): An Effective Tool For Army Maintenance[R]. 美国 56 届直升机年会[C], 2000, 3
- [2] DR J Roh á's Application of Flight Data for Diagnostic Purposes[R]. A IRD IAG, 89, International Conference of Aircraft and Helicopters Diagnostics, Poland, 1989
- [3] 张津 民用航空发动机状态监控和故障诊断系统研究[J]. 航空动力学报, 1994, 9(4):.
- [4] 唐耿林 航空发动机性能监视参数选择的研究[J]. 推进技术, 1998, (2)
- [5] 陈大光 多状态气路分析法诊断发动机故障的分析[J]. 航空动力学报, 1994, 9(4): 339- 343
- [6] 范作民, 孙春林 航空发动机状态诊断诊断[M]. 天津: 天津科技翻译出版公司, 1996
- [7] GJB2875- 97 航空燃气涡轮发动机监视系统设计准则[S].
- [8] 范作民, 孙春林, 林兆福 发动机故障方程的建立与故障因子的引入[J]. 中国民航学院学报, 1994, (1):.
- [9] 王卫华 涡轴八发动机状态监视与单元体故障诊断系统[D]. 硕士论文, 2001.

(责任编辑 王震华)