

doi: 10.11830/ISSN.1000-5013.201605001



应用单元体参数的航空发动机性能预警方法

黄燕晓¹, 郝红勋², 郭家琛³

(1. 中国民航大学 通用航空学院, 天津 300300;
2. 中国民航大学 飞行技术学院, 天津 300300;
3. 南京航空航天大学 民航学院, 江苏 南京 210016)

摘要: 基于安全关口前移的性能预警要求, 提出以单元体参数的航空发动机性能预警方法, 提取发动机原理分析性能参数相关的可测参数与参数组合, 以发动机机队为研究对象, 运用数据统计的 σ 准则构建性能指数动态阈值模型. 以 PW4077D 型机队 5 台发动机 1 440~1 980 循环数据验证模型, 并与主成分性能阈值模型比较. 结果表明: 构建的模型计算结果与主成分模型结果一致, 即性能动态阈值随循环数增加而复杂下降, 在 1 500, 1 560 和 1 840 等循环附近阈值有所恢复.

关键词: 航空发动机; 单元体参数; 预警方法; 动态阈值; σ 准则

中图分类号: V 239 文献标志码: A 文章编号: 1000-5013(2016)05-0527-04

Research on Aero-Engine Performance Early Alerting Method Using Module Parameters

HUANG Yanxiao¹, HAO Hongxun², GUO Jiachen²

(1. College of General Aviation, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
2. College of Flight Technology, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
3. College of Civil Aviation, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To satisfy the requirements caused by the pre crossing safety for aero-engine performance early alerting, the paper put forward to take out the measurable parameters and their combinations related to the performance parameters by engine operating principle with aero-engine performance early alerting method based on module parameters. With the engine fleet as the research objects, then proposed performance index dynamic threshold model using the statistical criteria with the fleet as the research objects. The performance data of 5 engines with 1 440-1 980 cycles in PW4077D fleet were imputed into the model to verify the performance index dynamic threshold model. Then the paper compared the results generated by combining the fixed weighted value and the statistical criteria with that generated by the PCA method. The comparison showed that the results of two methods were in agreement with each other, i. e., when the performance index dynamic threshold values decrease complexly as the cycle number within the 1 440-1 980 cycles increases, and the threshold values of the 1 500, 1 560 and 1 840 cycles in their neighborhood had recovered somewhat.

Keywords: aero-engine; module parameters; alerting method; dynamic threshold; σ criteria

民航干线飞机装配的涡轮风扇发动机,具有推力大、耗油率低特点,因长期工作在高速、高压和高温等恶劣环境下^[1-3],容易引起性能衰退或突变,带来安全隐患.因此,航空发动机性能需要可靠监控预警^[4-5].传统的监控预警方法常以气路参数或振动参数构建性能超限或趋势模型,预测突发故障或分析性能衰退趋势等^[5-6].然而,以气路或振动参数而不是单元体参数进行性能监控预警,将使单元体结构设计优势无法充分应用,也不能将发动机安全关口前移至单元体层面^[7],采用经验确定的静态阈值不能满足性能精确监控预警要求.从单元体层面构建性能参数边界或阈值建立性能预警监控模型,国内外学者都做了相关工作^[1,8,9].这些研究工作更注重以经验监控发动机瞬态性能,判断精度不高且没有预警能力.鉴于此,本文提出单元体参数表征发动机性能的预警方法.

1 单元体及表征参数

民航飞机装配的涡轮风扇发动机均是以单元体结构设计为原则,常用机型为 PW4077D 发动机^[10].目前,使用机型为 GE90 系列发动机,文中以二者为例进行比较分析. PW4077D 发动机有风扇、核心机、低压涡轮和附件传动装置 4 个核心单元体,以 13 个占位表示着不同的发动机位置,为使表述简洁,不计各占位的小数点,如 12.5 占位以 125 表述.航空发动机单元体性能参数与可测参数,如表 1 所示.

表 1 航空发动机单元体性能参数与可测参数
Tab. 1 Aero-engine module performance parameters and measurable parameters

发动机机型	PW4077D	GE90
性能参数	$\pi_{c,l}^* \pi_{c,h}^* \eta_{c,l} \eta_{c,h} N_1 N_2 \pi_{t,l}^* \pi_{t,h}^* \eta_{t,l} \eta_{t,h}$	$\pi_{c,l}^* \pi_{c,h}^* \eta_{c,l} \eta_{c,h} N_1 N_2 \pi_{t,l}^* \pi_{t,h}^* \eta_{t,l} \eta_{t,h}$
可测参数	$N_1 N_2 p_1^* p_2^* p_{25}^* p_3^* p_{495}^* T_2^* T_{25}^* T_3^* T_{495}^* (\text{EPR})$	$N_1 N_2 T_{25}^* T_{49}^* T_{25}^* T_3^* T_{49}^* (\text{EGT})$
可测参数组合	$N_1-N_2 p_3^*/p_2^* (\text{EPR}) p_3^*/p_{495}^* p_{25}^* p_2^* p_{25}^* p_2^*$	$N_1-N_2 p_3^*/p_{49}^* T_{25}^* T_2^*$
选取单元体参数	$T_{459}^* (\text{EGT}) T_{25}^*/T_2^* p_{25}^*/p_2^* N_1 N_2 N_1-N_2 p_3^*/p_{459}^*$	$T_{49}^* (\text{EGT}) T_{25}^*/T_2^* N_1 N_2 N_1-N_2 p_3^*/p_{459}^*$

表 1 中:可测参数或参数组合用于表征 PW4077D 和 GE90 发动机性能; T_{495}^* 或 T_{49}^* 为发动机排气温 度(exhaust gas temperature,EGT),其作为整机气路参数,也因传感器的安装位置,而作为低压涡轮单 元体参数; T_{25}^*/T_2^* , p_{25}^*/p_2^* 或 T_{25}^*/T_{12}^* 为低压压气机单元体参数; N_1 和 N_2 为低压压气机单元体和核心 机单元体参数,也看作整机气路参数; N_1-N_2 为表征性能的可测参数组合;可测参数组合 p_3^*/p_{495}^* 和 p_3^*/p_{49}^* 为两种机型的落压比,即涡轮单元体的可测参数组合.

由表 1 可知:由于两种机型占位划分与表达存在差异,传感器实际位置是相同的,故选取的可测参 数及参数组合能够统一;由于安装的传感器位置与类型不同,两种机型选取的性能可测参数及参数组合 也存在不同;PW4077D 机型的可测参数及参数组合是包含 GE90 机型的参数,后者由于在 12 占位安装 没有安装总压传感器而使 p_{25}^*/p_{12}^* 参数不可测.由于 PW4077D 发动机作为传统机型具有广泛应用且性 能数据量大,故选取 PW4077D 机型的单元体参数及参数组合等进行发动机性能预警研究.

2 航空发动机性能预警方法

2.1 发动机性能单元体参数权值计算方法

选取某型机队发动机的 n 个单元体参数的 m 台发动机性能数据组成性能矩阵 $\mathbf{X}=\{(x_{i,j})_{m \times n}\}$,其 中, $x_{i,j}$ 表示第 i 台发动机的第 j 个参数值, $i \leq m, j \leq n$.各数据 $x'_{i,j}$ 为

$$x'_{i,j} = (x_{i,j} - \frac{1}{m} \sum_{i=1}^m x_{i,j}) / (\sqrt{\frac{1}{m-1} \sum_{i=1}^m (x_{i,j} - \bar{x}_j)^2}), \quad i = 1, 2, \cdots, m, \quad j = 1, 2, \cdots, n. \quad (1)$$

各参数的相关系数 $\alpha_{i,j}$ 为

$$\alpha_{i,j} = (\sum_{k=1}^m (x_{k,i} - \bar{x}_i)(x_{k,j} - \bar{x}_j)) / \sqrt{\sum_{k=1}^m (x_{k,i} - \bar{x}_i)^2 \sum_{k=1}^m (x_{k,j} - \bar{x}_j)^2}. \quad (2)$$

解相关系数矩阵的特征方程 $|\lambda \mathbf{I} - \mathbf{R}| = 0$,计算特征根 λ 与特征向量 $\boldsymbol{\gamma}$ 、各成分方差贡献率 Q_i 、累计 贡献率 Q .当特征值大于 1 且累计贡献率达 80%~95%时,确定主成分个数 k ,并计算各主成分对应各 参数载荷系数 $a_{k,j}$.各参数对应各主成分线形组合的系数为 $\chi_{k,j}$, $\chi_{k,j} = \frac{a_{k,j}}{\sqrt{\lambda}}$.同时,对所得特征值进行加

权平均归一处理, 计算性能参数权值 ω_j .

2.2 机队各循环性能动态阈值计算方法

以机队性综合阈值替代各台发动机性能阈值作为准则, 依据发动机单元体参数值及各参数权值, 提出基于单元体参数的发动机性能指数. 不同循环 t 下的性能指数计算式为

$$z_t = (\sum_{j=1}^n \omega_j x'_{t,j}) / ((\sum_{j=1}^n x'_{t,j}), \quad t = 1, 2, 3, \dots. \tag{3}$$

依据数据统计分析法中的 σ 准则, 将某循环的机队发动机分布不均匀的性能指数值视为满足正态分布要求. 设发动机性能指数的均值为 μ , 方差为 σ , 指数的显著性水平为 α , 依据中心极限定理可得 $x <$

$z_t - \frac{\sigma}{\sqrt{m}} z_{\alpha/2}$ 或 $x > z_t + \frac{\sigma}{\sqrt{m}} z_{\alpha/2}$. 其中, $z_{\alpha/2}$ 为性能指数的正态分布两侧百分点位, 而机队中任一台发动机的性能指数必须落在该点之内才是安全可靠的, 故将 $z_t - \frac{\sigma}{\sqrt{m}} z_{\alpha/2}$ 作为机队性能指数的下限阈值.

3 性能预警定模型算例验证

选取某公司 PW4077D 机队 5 台发动机巡航状态下单元体参数, 如排气温度 EGT、低压压气机温升比 T_{25}^*/T_2^* 、低压压气机增压比 p_{25}^*/p_2^* 、低压转子转速 N_1 、高压压气机转速 N_2 、高低压转速偏差 $N_1 - N_2$ 和涡轮落压比 p_3^*/p_{459}^* 等 1 440~1 980 循环数据验证该机队发动机的性能预警模型.

3.1 定量计算单元体参数性能权值

发动机性能的主成分计算结果, 如表 2 所示.

表 2 发动机性能的主成分计算结果

Tab. 2 Aero-engine performance results calculated by PCA methods

主成分	λ	方差贡献率/%	累计贡献率/%	主成分	λ	方差贡献率/%	累计贡献率/%
1	4.141 0	59.154 0	59.154 0	5	0.184 0	2.624 0	97.628 0
2	1.618 0	23.118 0	82.272 0	6	0.114 0	1.630 0	99.258 0
3	0.670 0	9.578 0	91.849 0	7	0.052 0	0.742 0	100.000 0
4	0.221 0	3.155 0	95.004 0				

由表 2 可知: 主成分 1, 2 对应特征根大于 1, 且方差贡献率分别为 59.154 0% 和 23.118 0%, 累计贡献率为 82.272 0%, 在 80%~90% 准则内. 故主成分 1, 2 能够包含选取的 7 个参数表征的发动机性能, 选取主成分 $k=2$, 特征根 $\lambda_k = \{(4.414\ 0, 1.168\ 0) | k=1, 2\}$. 计算各主成分对应于 7 个参数的载荷系数和线性组合系数, 然后, 计算相关系数矩阵中发动机排气温度特征值和权值, 所得结果如表 3 所示.

表 3 发动机单元体参数相关系数矩阵特征值与权值

Tab. 3 Characteristic value and weights of measurable parameters correlation coefficient matrix

参数	EGT	T_{25}^*/T_2^*	p_{25}^*/p_2^*	N_1	N_2	$N_1 - N_2$	p_3^*/p_{495}^*
特征值	0.061 9	0.319 6	0.383 3	0.419 5	0.157 0	0.398 2	0.180 2
权值	0.032 3	0.166 5	0.199 7	0.218 5	0.081 8	0.207 4	0.093 9

3.2 机队各台发动机的性能指数

由式(3)可计算出机队各台发动机的性能指数. 机队中 5 台发动机性能指数趋势, 如图 1 所示. 由图 1 可知: PW4077D 机队中 5 台发动机在该循环区间内性能总体处于降趋势, 但过程变化复杂.

3.3 发动机机队性能指数动态阈值

由于 5 台发动机在相同循环的发动机性能指数值视作正态分布, 按照 σ 准则分析该机队的性能指数动态阈值, 如图 2 所示. 图 2 中: 显著性水平 $\alpha=0.05$; n 为工作循环数.

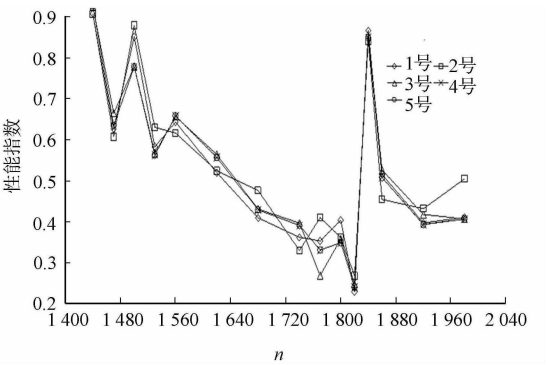


图 1 5 台发动机性能指数趋势

Fig. 1 performance index trends of five engines

依据主成分分析法,计算第 1,2 主成分特征值对应的发动机性能指数. 计算机队各循环性能的阈值分别为:6.305 0, 1.764 4, 4.531 0, 1.339 3, 2.179 9, 0.850 1, -0.725 2, -2.579 0, -1.492 8, -3.442 2, 5.277 7, -0.200 1, -1.209 6, -1.382 4. 由图 2 可知:在 1 440~1 980 循环区间的性能指数阈值变化与定权值法得到的结果从趋势上是一致的,故基于定权值法和数据统计结合计算出的机队性能指数阈值曲线能够替代发动机性能基线监控发动机无故障状态下的性能预警监控.

4 结论

- 1) 结合航空发动机单元体结构设计的主要特点,提出以单元体参数及组合替代气路参数和振动参数表征发动机性能^[11].
- 2) 提出以机队而不是单台发动机为预警计算的基准,定权值和主成分法得到的性能阈值趋势变化均随工作循环数增加而单调下降. 下降过程比较复杂,在维护维修等工作后性能阈值会显著恢复,但不会恢复到初始循环水平.

参考文献:

[1] SIMON D L, ARMSTONG J B. An integrated approach for aircraft engine performance estimation and fault diagnostics[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 2013, 135(7): 1-10.

[2] HOCHGREB S, DENNIS D, AYRANCI I, et al. Forced and self-excited instabilities from lean premixed, liquid-fuelled aero-engine injectors at high pressures and temperature[C]// ASME Turbo Exp Turbine Technical Conference and Exposition. San Antonio: American Society of Mechanical Engineers, 2013: 1-12.

[3] GREITZER E M. Some aerodynamic problems of aircraft Engines: fifty years after-the 2007 IGTI scholar lecture [J]. Journal of Turbo Machinery, 2009, 131(3): 1-13.

[4] 孙见忠, 左洪福, 刘鹏鹏, 等. 基于动态线性模型的民航发动机性能监控模型与在翼寿命预测[J]. 系统工程理论与实践, 2013, 33(2): 3243-3250.

[5] VOLPONI A J. Gas turbine engine health management: Past, present, and future trends [J]. Journal of Engineering for GAS turbines and Power, 2014, 136(5): 1-20.

[6] 单晓明, 宋云峰, 黄金泉, 等. 基于神经网络和模糊逻辑的航空发动机状态监视[J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2356-2361.

[7] 赵威, 张德志. 单元体结构发动机总体结构尺寸控制与分析[J]. 航空发动机, 2014, 40(5): 45-49.

[8] 刘志荣, 朱睿, 梁忠生, 等. 发动机健康基线及评估准则研究[J]. 厦门大学学报(自然科学版), 2010, 49(4): 520-525.

[9] 周俊, 刘俊华, 杨涛, 等. 航空发动机在线振动检测系统的开发[J]. 计算机测量与控制, 2015, 23(11): 3599-3602.

[10] 黄燕晓, 李书明, 王凌云, 等. 面向核心单元体的航空发动机性能评估研究[J]. 制造业自动化, 2015, 37(9): 86-92, 105.

[11] 李东民, 张慧, 李玉善. 不同氧空比下发动机动力性能与 NO_x 排放仿真分析[J]. 华侨大学学报(自然科学版), 2016, 37(3): 281-286.

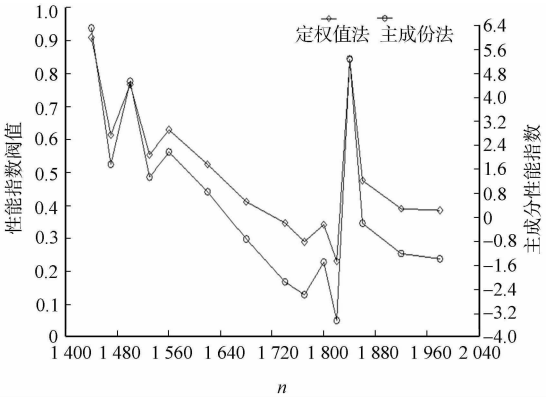


图 2 机队发动机性能阈值趋势
Fig. 2 Fleet performance threshold values trend

(责任编辑: 陈志贤 英文审校: 崔长彩)