

# 民用航空发动机状态监视 和故障诊断系统研究

北京航空航天大学 张 津执笔\*\*

**【摘要】** 北京飞机维修工程公司、北京航空航天大学、中国民航学院、东方航空公司联合发展了用计算机进行发动机状态监视和故障诊断的系统 EMD, 已在国内最大的两家航空公司试用成功。对 B767、B747、A310 共 13 架大型客机的 40 台发动机进行状态监视和故障诊断, 取得良好的经济效益。系统功能已超过当前国际上的在同等条件下广泛应用的 ECM II 和 ADEPT 系统, 使有限监视系统具有了故障诊断能力, 达到将故障隔离至气路单元体和子系统的水平。

**主题词:** 航空发动机 故障诊断系统 监视控制 状态监视

**分类号:** V263.6 V328.5

## 1 前言

发动机故障在飞行故障中占有相当大的比例, 是影响飞行安全的主要因素; 从经济上看, 发动机的直接使用费用在全寿命期成本中占很大比例。经验证明: 发动机状态监视和故障诊断系统能显著提高发动机运行可靠性, 并可从保证发动机性能、避免过多增加轮档燃油、节省地面试车的燃油消耗、缩短维修时间、减少备件等方面获得显著经济效益。该系统还为实现维修策略从经验性的定期维修改变到更科学的视情维修提供了重要的基础。近 20 年来, 国外发动机制造厂和航空公司都发展和应用了适合于自己机群的, 不同水平的发动机监视和故障诊断系统<sup>[1~10]</sup>。这些系统的功能可分为两个水平等级: 第 1 级为有限监视系统, 用来监视发动机健康状况, 如普惠公司发展的 ECM II 和通用电气公司发展的 ADEPT 系统, 我国民航已使用这两种软件系统。第 2 级为扩展的监视系统, 增加了故障诊断能力, 可将故障准确地隔离到发动机部件和子系统, 定量分析部件和发动机性能的衰退程度, 如普惠公司的 TEAM III、通用电气公司的 GEM 和罗·罗公司的 COMPA SS 系统。为实现不同水平的功能要求, 系统的测量参数和输出报告内容有很大差别(表 1 和表 2)。由表 1 可知, 能把故障隔离到部件和子系统的系统有更多的测量参数, 主要是增加了发动机气路中的总压和总温以及可调几何位置的测量。从表 2 可知: 第 2 级水平的系统不仅能给出测量参数趋势图, 而且能指出传感器故障和反映气路部件效率、流通能力变化的特征参数趋势图, 从这种图上可明显看出有故障的部件。

本文发展了一种新的发动机状态监视和故障诊断系统 EMD (Engine Monitoring and Diagnosis), 利用有限监视系统的测量参数, 达到了故障诊断, 把故障隔离到单元体和子系统的功能。EMD 在北京飞机维修工程公司 (AMECO) 和东方航空公司 (EAL) 试用成功, 对 B767、

B 747、A 310 共 13 架大型客机的 40 台发动机进行状态监视和故障诊断, 取得良好的经济效益。

表 1 典型系统的发动机测量参数

监 视 参 数	ECM II	ADEPT	TEAM III	GEM	ACM S
低、高压转子转速 $N_1$ 、 $N_2$	*	*	*	*	*
燃油流量 $FF$ 、油门角度 $PLA$	*	*	*	*	*
发动机压比 $EPR$	*		*		*
进气总温 $TAT$ 、排气总温 $EGT$	*	*	*	*	*
进气总压、低压涡轮出口总压			*		*
风扇出口静压、高压涡轮出口总压				*	
低压压气机出口总压、总温			*	*	
高压压气机出口静压、总温			*	*	*
高压涡轮出口总温			*	*	
风扇振动、高压压气机振动	*	*	*	*	*
高、低压涡轮振动、点火信息				*	
滑油压力、滑油温度	*	*	*	*	*
反推装置、高、低压涡轮机匣冷却活门位置				*	*
可调放气活门位置		*		*	*
可调静子叶片角度		*	*	*	*

表 2 典型系统的输出报告比较(按内容)

报 告 内 容	ADEPT	ECM II	TEAM III	EMD
飞机/发动机安装、维修处理、飞行数据报告	*	*	*	*
测量参数、压缩的测量参数趋势图	*	*	*	*
快速对比报告		*	*	
起飞 $OA TL$ 计算、 $OA TL$ 报警报告	*			*
起飞 $EGTM$ 计算和报警、飞行数据有效性检查报告				*
特征参数趋势图			*	*
超限报告、传感器故障报告			*	
参数预测、发动机状态监控和故障诊断综合报告				*

## 2 系统功能和特点

整个系统由人员、设备和软件组成。所发展的 EMD 软件系统在地面站的微机上运行, 输出指示发动机健康状况和故障诊断结果的各种报告(见表 2), 提供给维修工程师, 作为发动机检查和采取维修措施的重要依据。

为适应 AM ECO 和 EAL 的机群和开发环境的不同要求, 以相同的监视和故障诊断技术为基础, 分别建立了不同的系统, 如图 1。它们都利用了飞机上现有的测量参数, 即有限监视系

统 ECM II 或 ADEPT 的测量参数 (见表 1), 经过 ECM II 或 ADEPT 系统的运行, 将其输出数据作为 EMD 系统的输入。EMD 系统发展了 ECM II 或 ADEPT 系统所不具备的下述新功能 (图 1 虚线框所示): (1) 发动机健康检查。(2) 发动机气路故障诊断, EMD 系统可诊断 28 种气路故障, 包括测量参数  $N_1$ 、 $N_2$ 、 $EGT$ 、 $FF$ 、 $EPR$ 、 $TAT$  等指示系统故障, 风扇、压气机、涡轮、喷管故障, 以及引气、可调静子叶片系统故障等。(3) 根据健康检查和故障诊断结果、振动和滑油参数的变化趋势, 分 3 级 (正常, 监视使用, 故障) 综合评定发动机技术状态, 对于监视使用和故障的发动机给出故障代码。(4) 预测未来 5 个航班的气路和振动测量参数偏差值。(5) 利用起飞数据监视起飞排气温度裕度  $EGTM$  (EAL 用)。

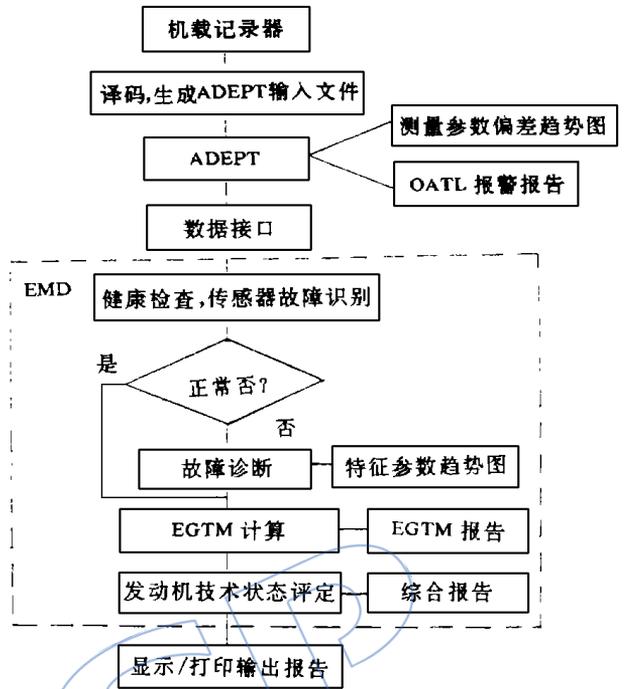


图 1 状态监视和故障诊断系统功能 (东方航空公司)

系统特点为: (1) 充分利用我国已使用的国外监视系统的信息资源。(2) EMD 在较少测量参数条件下, 发展了故障诊断, 发动机技术状态综合评价和参数预测技术, 可将故障隔离到指示系统, 发动机气路部件和子系统。(3) 利用主因子模型进行故障诊断, 可有效地利用 3~4 个气路测量参数对众多气路故障进行诊断, 是故障诊断方法的新进展。(4) 建成了由机载数据采集、译码、数据处理和传输的数据流程, 为在微机上进行发动机状态监视和故障诊断计算提供了可靠、准确的飞行数据。(5) EMD 采用模块结构, 各功能块均可单独运行, 使系统易于修改和扩充; EMD 有友好的用户接口, 操作方便。

### 3 关键技术

#### 3.1 发动机健康检查和指示系统故障识别

当发动机有故障时, 其测量参数将偏离正常工作的基线值, 故障程度越严重, 偏差值越大, 可以用恰当的阈值来判断发动机是否健康。任何一个偏差值超出规定阈值则认为发动机参数有趋势变化, 可能有故障, 应进行故障诊断。为节省计算时间, EMD 系统把发动机状态监视和故障诊断分两级进行: 健康检查、故障诊断, 对于健康的发动机不进入故障诊断。指示系统故障造成错误的测量参数信息, 将导致误诊, 所以在进行故障诊断前必须进行指示系统故障识别, 其中包括同一架飞机上各发动机的偏差值变化对比和依据各测量参数偏差值的不同变化识别指示系统故障。

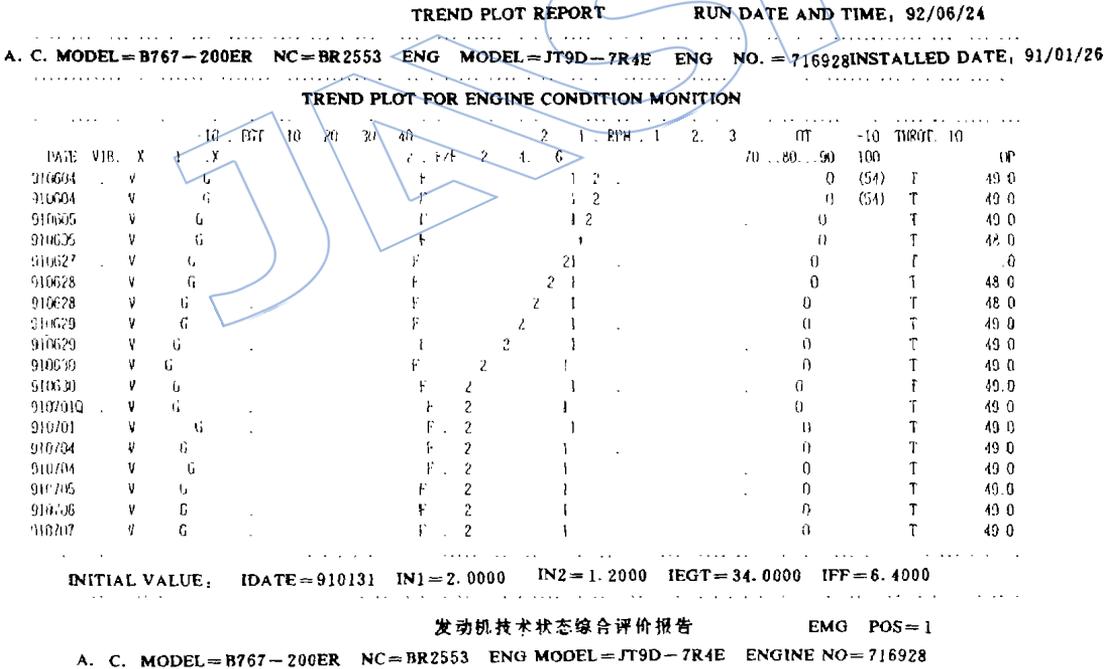
#### 3.2 气路故障诊断

如果发动机气路部件和子系统发生故障, 将导致测量参数偏差向量  $\Delta Y$  变化。故障诊断的气路分析技术是已知  $\Delta Y$ , 求解部件和子系统的特征参数向量  $\Delta X$ , 据此可将故障隔离到和  $\Delta X$

有关的部件和子系统,典型的特征参数有风扇和压气机的效率和流通能力、涡轮的效率和导向器面积、喷管面积等。EMD 系统设计时遇到的主要困难是测量参数只有 3~ 4 个,而待求的特征参数有 31 个,按常规算法无法求解。EMD 系统采用主因子模型诊断算法,成功地解决了此技术难题<sup>[11]</sup>。由于所有故障不可能同时发生,因此提出对所有最可能的特征参数组合分别进行求解。每次求解只包含某一个特征参数组合,该组合共有 1 个或 2 个特征参数,称为主特征参数,简称主因子。在全部主因子组合的解中,按故障相关性准则、物理合理准则、最少故障准则,用约束加权最小二乘算法求得满足约束条件的特征参数估值  $\hat{\Delta X}$  和误判风险系数  $\alpha$ 。 $\Delta X$  表示故障严重程度。 $\Delta X$  过大,违背线性模型假设,其解不可靠; $\Delta X$  过小,不能作为故障。 $\alpha$  小于规定阈值的解均为合理解,比较全部合理解的  $\alpha$  和  $\hat{\Delta X}$ ,综合给出最可能的 1~ 3 种故障。

### 3.3 发动机技术状态综合评定

健康检查和故障诊断给出每个航班的发动机技术评定。由于测量不重复性的影响,人工键入数据的差错,有时造成前后航班的诊断结果不同,所以必须根据一段时间的发动机健康检查和故障诊断结果来综合判别发动机技术状态。选择最近 10 个航班为综合评定的时间区间,按照同名技术状态出现的连续性来判断发动机状态;对于工作不正常的发动机,按同名故障出现的频次,  $\alpha$  和  $\hat{\Delta X}$  的大小,最终确定故障名。机群综合报告包括被监视的全部发动机。在发动机的综合报告中还有滑油和振动参数的状态评定,包括正常、突跃、有趋势 3 种状态。



TIME INTERVAL	CONDITION	FAULT X	ALPH/W	OIL	VIB
FROM 910626 1 TO 910706 1550	FAULT	18	10.02 007	OK	OK

图 2 典型诊断实例(可变导流叶片角度失调故障)

### 3.4 起飞排气温度裕度的监视

由于发动机部件性能衰退或故障均会引起排气温度裕度  $EGTM$  下降,特别是起飞时发动机转速大,排气温度高,对使用寿命影响大,所以  $EGTM$  成为发动机状态监视的重要指标。EMD 系统对  $EGTM$  的监视已在发动机更换、控制合理风扇和压气机清洗时限、检查翻修质量和发动机延寿方面成为重要的技术依据。

## 4 系统运行和校核

1991 年在 AMECO 和东航建立了整个系统的运行流程,开始系统的调试和校核,到 1992 年 8 月为止,对 4 种机型 B767/JT9D-7R4E、B747/JT9D-7J、B747/JT9D-7R4G2、A310/CF6-80C2A2 的 40 台发动机进行监视和故障诊断,经 EMD 系统诊断和验证过的主要故障有发动机可调叶片控制失调、3.0 和/或 3.5 放气非正常打开、进气总温  $TAT$  和发动机压比  $EPR$  指示系统故障等,EMD 系统正确指出了所存在的故障,图 2 为一个典型的诊断实例。现在 EMD 系统继续在航空公司试用并已向 MD-82/JT8D 和 TY154/30 发动机推广。

## 5 结 论

(1) 民用航空发动机状态监视和故障诊断是保证飞行安全、降低直接使用成本的重要技术手段,也是实现视情维修的重要基础。(2) 本文发展的 EMD 系统利用了国际上广泛采用的有限监视系统 ECM II 和 ADEPR 的输出信息,发展了故障诊断,发动机技术状态综合评定和参数预测新技术,可将故障隔离到指示系统,发动机气路部件和子系统,已取得良好的经济效益。(3) 本文发展的主因子模型故障诊断算法可有效地利用 3~4 个测量参数诊断众多气路故障是故障诊断算法的新进展。(4) 本文发展的 EMD 系统可推广到民航各种机型,在不改变硬件条件下将监视水平提高一个等级。

## 参 考 文 献

- 1 Hartman R A. Aircraft Condition Monitoring System. Datalink Maintenance Support Facility. Aircraft and Helicopters Diagnostics Conference, Poland, 1989
- 2 Lucas H, Lanser H, Paas J E. Introduction and Application of the General Electric Turbine Engine Monitoring Software Within KLM Royal Dutch Airlines 同上, 1989
- 3 Turbine Engine Fault Detection and Isolation Program. ADA 119998, ADA 119999, 1982
- 4 Barwell M J. Compass- Ground Based Engine Monitoring Program for General Application. SAE Technical Paper Series, 871734
- 5 P&W 公司 Engine Condition Monitoring II (ECM II) Training Guide 1990
- 6 Rodrigue M E. ADEPT 6 Users manual. GE 公司, 1988
- 7 GE 公司 Trend Monitoring. Trend Monitoring Conference, Frankfurt, 1990
- 8 Curtiss J R. Engine Condition Monitoring II. User's Manual, P&W 公司, 1988
- 9 Sundstrand Data Management Unit for the Boeing 747-400 Aircraft Condition Monitoring System. Sundstrand Data Control Inc., 1990
- 10 Urban L A. Gas Path Analysis of Commercial Aircraft Engines DFVLR-Mitt 82-02, 1982
- 11 范作民, 孙春林, 林兆福. 发动机故障诊断的主因子模型. 航空学报, 1993, 14(12)

## A MULTI- OPERATING POINTS GPA METHOD FOR ENGINE FAULT DIAGNOSIS

**Chen Daguang, Han Fengxue, Tang Genglin**

(4th Dept , Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

**ABSTRACT** The feasibility of the multi- operating points gas path analysis (GPA) for engine fault diagnosis has been analyzed. The averaged error of estimation  $J$  is an effective criterion for determining the diagnosis accuracy. The recommended value of  $J$  has been given according to the numerical tests. It has been analyzed how the number of the operating points and the selection of the monitoring parameters affect the effectiveness of diagnosis. It is shown that the number of the necessary operating points can be significantly reduced and the diagnosis accuracy can be enhanced as the monitoring parameters are increased properly and selected correctly. Supplemental measurement of the pressure behind high pressure compressor and the pressure between high and low pressure turbines is a practicable measure for improving the diagnosis accuracy.

**Key words** Gas turbines Aircraft engines Fault diagnosis Gas path analysis

## IMPACT OF VARIABLE GEOMETRY ADJUSTMENT ON TURBOFAN ENGINE PERFORMANCE

**Zhu Zhili and Zhang Jing**

(4th Dept , Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

**ABSTRACT** The impact of variable geometry adjustment on performance of military turbofan engine with afterburner is analyzed and discussed. The results show as follows: During supersonic flight, increasing the nozzle throat area is an effective way to increase thrust of engine, and the higher the flight Mach number, the more remarkable the effectiveness; the nozzle throat area enlargement results in raising the surge margin of the fan effectively; the bypass ratio can be controlled by adjusting the ratio of inner and outer areas at mixer inlet, and enlarging inner area improves the performance of the engine with afterburner, but narrows the surge margin of the fan. The operating point of the fan will be optimized when the nozzle throat area and the area ratio of mixer inlet are regulated jointly and coordinately. It will be of benefit to the engine performance improvement that the pressure ratio of the fan and the mass flow increase simultaneously, while the efficiency and the surge margin of fan are kept up at a high level.

**Key words** Gas turbines Aircraft engines Performance analysis  
Variable geometry adjustment

## A REAL - TIME SIMULATION MODEL OF A TWIN- SPOOL TURBOJET ENGINE

**Liu Yan, Liu Wei, Chen Fuqun**

(7th Dept , Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

**Sun Bin** (Shenyang Aeroengine Research Institute)

**ABSTRACT** A mathematical model for real-time simulation of twin-spool turbojet engine has been established, which comprises a linearized compressor characteristics model, simplified turbine characteristics and the dimension-reducing method of non-linear equation set. Under the identical regime and inlet flow conditions, the performance of the twin-spool turbojet engine was simulated respectively by real-time model and non-real-time model. The results of the simulations were compared with test data. Favorable results of the comparison give the validation of the fundamental hypothesis of this study. This model makes a very good compromise between computation