

LEAP-1A EEC 故障调查

侯熙桐, 余思颖, 卢昱朋

南航股份有限公司技术分公司沈阳基地, 辽宁 沈阳 110000

DOI:10.61369/ERA.2026020027

摘要: 本文针对 LEAP-1A 发动机 EEC 频发的间歇性故障, 开展系统性调查与根本原因分析。通过整合故障现象记录、历史部件送修报告、部件分解报告及历史维护信息, 研究发现故障主要表现为 EEC 内部故障、出现警告信息及故障代码。基于调查结论, 本文提出了针对性的优化维护方案, 包括优化与 EEC 内部故障相关的判断流程, 减少一系列 EEC 的非必要送修, 考虑针对 CFM 性能监控网站中的参数, 评估建立 EEC 预见性模型的可能性, 为提升 LEAP-1A EEC 的运行可靠性与维护效率提供了有效参考。

关键词: 电子控制; 故障诊断; 可靠性

Investigation of LEAP-1A EEC Failure

Hou Xitong, Yu Siying, Lu Yupeng

China Southern Airlines Shenyang Maintenance Base, Shenyang, Liaoning 110000

Abstract: A systematic investigation and root cause analysis targeting the frequent intermittent failures of the LEAP-1A engine EEC has been conducted. By integrating records of fault phenomena, historical component repair reports, component teardown reports, and historical maintenance information, the study finds that the faults primarily manifest as internal EEC failures, warning messages, and fault codes. Based on the investigation findings, targeted optimized maintenance solutions have been proposed. These include refining the troubleshooting procedures related to EEC internal failures, reducing unnecessary EEC removals and repairs, and evaluating the feasibility of establishing an EEC predictive model using parameters from the CFM performance monitoring website. The study provides an effective reference for enhancing the operational reliability and maintenance efficiency of the LEAP-1A EEC.

Keywords: electronic control; fault diagnosis; reliability

引言

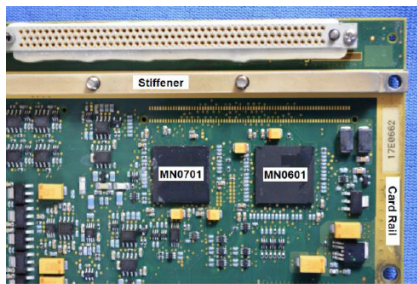
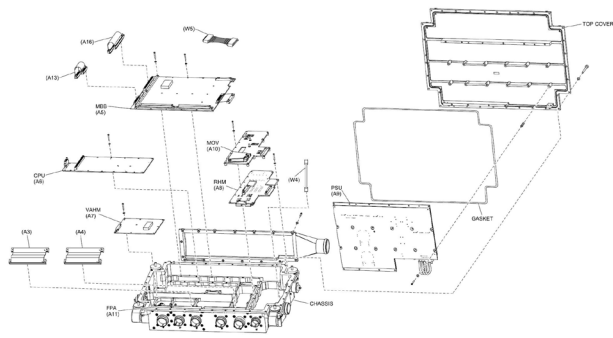
航空发动机的发展是逐渐由机械演变为电控的过程, 发动机的电子控制计算机 (EEC), 有效提高了发动机的控制性能, 改善了操纵性与可靠性。结合厂家有效文件数据, 整理故障处理经验, 帮助工程师正确处理 EEC 呈现的故障信息, 以及做出适当的排故决策, 减少不必要的送修及换件是航空公司优化维修成本的重要举措。

一、LEAP-1A 发动机 EEC 介绍

航空发动机控制系统从单一变量控制发展为多变量控制, 经历了液压机械控制系统到第三代全权限数字电子控制系统的技术革新, 随着分布式控制技术的发展与成熟, 航空发动机将有望装备分布式控制系统。^[1] 现针对发动机的电子控制系统, 有学者利用基于神经网络的传感器解析冗余计算方法在发动机变高度、变马赫下存在估计精度不高、网络体量大、运行速度慢等不足, 将纯自注意力机制与深度神经网络结合, 设计航空发动机传感器参数估计器^[2]。

EEC (Electronic Engine Control Unit) 是一个单通道、具

备数据输入输出、存储、控制及电源供应的数字计算机。^[3] 主要包含以下组件 (详见图 1): 前面板组件 (Front Panel Assembly (FPA))、供电单元 (Power Supply Unit (PSU))、主板电路板组件, 简称主板 (Main Base Board (MBB) Circuit Card Assembly (CCA))、中央处理器中介层电路板组件, 简称 CPU 板 (Central Processing Unit (CPU) Mezzanine CCA)、振动分析与健康监测电路板组件, 简称 VAHM (Vibration Analysis and Health Monitoring (VAHM) CCA)、继电器与电力保持模块 (Relay and Hold-Up Module (RHM))、金属氧化物压敏电阻组件 (Metal-Oxide Varistor (MOV) Assembly)。



MBB

图1 EEC 主要部件拆解图

目前 EEC 进场维修的主要流程如下，1. 回顾客户要求（Review customer requirements）明确 EEC 的送修原因，以便确立 EEC 的大致修理方向。2. 进场检查（Incoming Inspection）进厂测试未发现故障，确认是否开盖检查，执行电阻测试，无异常直接返回客户。3. 回顾内存历史（Retrieve NVM, Non-Volatile Memory 非易失性存储），检查 EEC 内部的存储中的历史故障信息，此步骤必须在 ATP 测试之前，否则会擦除全部历史信息。4. 分析内存、客户报告、EEC 故障史（Analyze NVM, Field Report, and Prior EEC History）。综合 EEC 故障记录、内存解码、客户报告、历史送修记录等全部可用数据，结合进厂的外观检查，设定后续的故障隔离测试方案。因此，对 EEC 拆下原因进行规范化管理和要求，有利于 EEC 部件的厂内分析与维修，具有很强的必要性。

二、目前 EEC 失效原因

（一）厂家数据分析

根据 CFM 与 EEC 制造商 FADEC Alliance 于 2025 年 4 月联合发布的年会材料，2024 年 LEAP-1A 的 EEC 拆下原因，主要有以下 4 点，从高到低依次是：

1. 未找到故障原因（Not Fault Found），占比 31%。EEC 拆下进厂测试，无法检测到故障，即通常所讲的 NFF 件。在这一情况下，EEC 以 NFF 状态返回客户，重新装机后的再次故障率，CFM 统计为 1.9%。为此，CFM 建议客户：在送修 EEC 时，标注 Trouble-Shooting 等详细信息，有助于厂家定位失效原因，或者即便进厂测试未重现故障，也可以根据客户标注，采取“预防性换件”等措施。

2. 主板失效（MBB IOF），占比 24%。主板上的 BGA 格式封装的元器件 MN0601 的焊点疲劳断裂，造成虚连虚接。厂家表

示，相关补强焊点的 SB 正在推进中，预计 2025 年第 4 季度发布。OEM 厂家的答复是，已于 2024 年第 4 季度引入了相关维修程序。

3. VAHM 失效，占比 23%。TSSOP (Thin Shrink Small Outline Package)，占比 17%。由于 VAHM 板的焊料裂纹，导致在 EEC 系统构型信息查询页面，无法显示 OMAP 软件版本号，即“SW2 行显示 -----”。于是厂家发布了 SB 73-0039，用于移除及修复受影响的 VAHM 板。并设立监控参数，如异常将发布 CNR。OEM 厂在 2018 年引入了修复方案。另外还有 VAHM NOR SEU，占比 5%。NOR 闪存故障，为此厂家引入了新设备，以解决此问题。

4. PSU 板失效，占比 9%。T4/T6 散热片接地引脚存在疲劳或断裂，EEC 厂家随后发布了 SB 73-0058 以及 SB 73-0066，以移除或修复受影响的 PSU 板。OEM 厂在 2017 年引入了修复方案。

（二）EEC 拆换原因分析

1. 若航班中 EEC 出现故障信息：根据以往记录，主要出现 ENG FADEC SYS FAULT 信息。

2. EEC 内部报错：根据故障信息，存在可以定位到具体的 EEC 内部某电路板或软件版本的故障。

3. 非 EEC 部件故障信息：即外部件反馈给 EEC 的数据被识别为异常、EEC 判定传感器有故障。此种情况下，大多需要使用“串件 EEC”等手段，进行故障隔离，以确认是否为 EEC 本体故障。

4. 控制失效：导致反推等系统失效。

5. 无效信息：重复录入的故障或维护信息、串件或被串件重复录入、EEC 故障信息记录不全，无法定位当时的失效原因等，暂无法纳入统计范畴。

（三）EEC 修理报告分析

查询历史送修的 EEC 修理报告，其中厂家返回显示为 NFF 件的，大多是拆换前有 EEC 内部报错信息。结合 AMM 手册相关要求，分析认为 FADEC 系统上电后，需至少等待 60 秒再启动测试。若未等待满 60 秒，交互模式将终止 EEC 自检，这可能导致出现非预期故障，且 OMAP 软件件号（SW2）将无法正常显示。后续计划通知工作者在 FADEC 通电后、执行其他测试前，等待足够的时间，避免产生非必要的维护。进一步梳理由厂家判断为 NFF 件后，又出现短小时返厂的故障件信息，发现均在场内检查中出现 CPU 故障信息，修理厂进行了 MBB 板的更换，由此可以得出有 CPU 故障信息的 EEC，送修时必须对 MBB 板执行工作。另外还有报告指示故障为非 EEC 故障，即外部件故障信息，外部件故障信息是指反馈给 EEC 的数据被识别为异常、EEC 判定部件有故障。此种情况下，大多需要使用“串件 EEC”等手段，进行故障隔离，以确认是否为 EEC 本体故障。极少数送修 EEC 故障现象为空中 A/THR OFF 断开。后续更换 EEC 后，仍然有 FWC2 信息，即可判断与 EEC 无关，但 EEC 仍然被送修，指定为针对 EEC 的过度维护。综合以上非必要拆换 EEC 的报告，可以得出相关工程经验，需向一线工作者强调遵守 AMM 程序，避免误拆换；若指示为飞机系统故障、虚假故障等，不建议直接更换 EEC；若指示为反推微小故障警告，不建议更换 EEC；若飞机仅出现系统

警告,无故障信息的,建议按 TSM 程序执行地面测试,不建议草率更换 EEC。以此避免出现 EEC 的过度更换,增加维护成本。

针对具体进厂修理的 EEC 报告,查阅修理报告的具体内容显示,大多数 EEC 进厂修理均需更换/修理 VAHM 板和 MBB 板。其中明确记录 OMAP 件号不显示故障的 EEC,表现为 EEC 构型页的 SW2 行,显示“-----”的横线,而没有具体的件号,需更换/修理 VAHM 板;明确 CPU 故障的 EEC,事发时记录有 0206 与 0214 故障信息。修理厂内执行 ATP 测试未通过,需更换/修理 CPU 板;显示 0206-EEC(CPU) 或 0214-EEC(IOF) 故障信息的 EEC,对应 MBB 板上的元器件可能存在故障,需更换/修理 MBB 板。另外还有少数非 EEC 故障信息,例如出现 N1 故障信息、OPT 故障信息、反推小故障、FMU TM 故障信息,修理报告显示 EEC 均在厂内更换了 VAHM 板、CPU、MBB 板等部件,表明 EEC 内部分元器件的稳定性略低,非 EEC 本身故障,属于预防性维护。综上,可以得到与 EEC 修理相关的以下结论:VAHM 板故障导致的 OMAP 件号不显示情况,不会立即对运行产生影响;MBB 板故障引起的 0206-CPU 与 0214-IOF 故障信息,是 EEC 的主要故障形式,可以通过更换/修理电路板的方式解决;EEC 的 CPU 板故障,也体现为 0206-CPU 与 0214-IOF 故障信息,需要根据厂内的测试结果,更换/修理电路板;EEC 如有 MBB IOF 相关的故障信息(例如:0206/0214),即便送修时厂内测试正常,也必须执行 CPU 板/MBB 板的检查和维修工作。

三、现有措施及处置方案

(一) 厂家措施

根据 CFMI 厂家于 2024 年 10 月发布的最新《LEAP-1A Alerts Summary》,厂家针对 EEC 的 VAHM 故障已设立单独的监控。如 EEC 的 A 通道或 B 通道的 OMAP HEALTH WORD 达到 0,可能会触发警告。

针对主板 MBB IOF 故障,厂家已定位到失效原因为主板上的 BGA 格式封装的元器件 MN0601 的焊点疲劳断裂,造成虚连虚接。相关补强焊点的 SB 正在推进中。

(二) 预见性措施

在厂家 CFM 的官方网站上,可以通过“LEAP EEC VAHM Solder Crack”模块监控 VAHM 板焊缝裂纹,其中 P4_LOCR(来自 Supplemental report) 监控 A 通道,EEC OMAP HEALTH WORD CHB(来自 Postflight report) 监控 B 通道(其中 B 通道监控参数,在 FMX 中已经被厂家隐藏)。

(三) LEAP-1A 发动机 FADEC SYS FAULT 警告故障快速处理程序

若发动机未运转或关车时出现 FADEC SYS FAULT 警告,工作者需要判断是哪一故障导致,如判断是 EEC 导致,则需拔出故障通道断路器(FWC 的跳开关需要慎重考虑,可能影响机组),等待 10 秒后接入,观察 EEC 通电后警告是否消失,随后按需进行系统自测试或慢车验证;如判断是部件故障导致,则进行启动慢车测试。若发动机运转时出现 FADEC SYS FAULT 警告,如

此时地面关车或 $N2 < 3\%$ 时,可拔出故障通道断路器(FWC 的跳开关需要慎重考虑,可能影响机组),等待 10 秒后接入(视情),观察警告是否消失,随后按需进行系统自测试或重新启动发动机,如进行完上述测试后警告仍不能消除,则需要排故。

四、结束语

本文围绕 LEAP-1A 发动机 EEC 的典型间歇性故障展开系统性调查与分析。通过整合故障现象记录、历史部件送修报告、部件分解报告及历史维护信息,研究明确了故障主要表现为 EEC 内部故障、出现警告信息及故障代码。进一步分析发现,针对 EEC 内部部件故障信息的有效判断,才是做出正确排故决策的根本方法,具体的措施如下:

1. 对于故障信息中有 CPU(中央处理单元,常见故障代码 0206/0214)、IOF(中央处理单元硬件或软件测试失败,常见故障代码 0214)、PSU(电源保持电容,常见故障代码 0216/0217) 的 EEC,代表 EEC 内部存在真实故障,不能仅仅测试无异常就放行,需要尽早排故。

2. 强调遵守手册程序,对于飞机系统故障、虚假故障、反推微小故障警告,不建议直接更换 EEC;已明确故障非 EEC 原因的,不得更换 EEC;仅系统警告,无故障信息的,建议按 TSM 程序执行地面测试,不建议草率更换 EEC。

3. 明确给 FADEC 通电之后,必须等待 1 分钟以上,才可以执行系统测试等工作,避免打断 EEC 自检程序,引发假故障或造成 EEC 损伤。

4. 与航材部门沟通,明确当前 EEC 送修时的故障信息登记流程,视情优化流程,确保未来送修的 EEC,均能够将故障信息,明确传达给修理厂家,以提高部件的送修质量。

5. 对于有明确 EEC 内部部件故障信息,如 CPU、IOF、PSU 等(故障代码 0206/0214/0216/0217),在厂修理不接受 NFF,必须修理或更换相对应的电路板,才能出厂。

6. 推广“LEAP-1A 发动机 FADEC SYS FAULT 警告故障快速处理程序”(针对仅存在警告,无故障信息的情况)。

7. 执行相关硬件改装 SB

关于主电路板(MBB)故障,有效故障记录占比 57.8%。经厂家调查,MBB 故障的原因是 MN0601 上因热循环导致的焊点疲劳断裂现象。此外,在 MN0601 附近的 MBB 串行通信(Serial COM)设备 MN0701 上也观察到断裂现象。厂家计划于 2025 年第四季度颁布 SB,为 MN0601/MN0701 元器件施加底部填充焊料,用以加固焊点,以防出现断裂现象。建议跟踪该 SB,一旦颁布,结合送修执行修理。

基于上述结论,本文从以下层面提出针对性改进方案:优化与 EEC 内部故障相关的判断流程,减少一系列 EEC 的非必要送修;提出与 FADEC SYS FAULT 警告相关的快速处理程序,为及时的故障诊断提供了有力保障。所提措施不仅有助于降低同类故障的发生率,也为未来民用航空发动机 EEC 相关的可靠性设计与视情维护提供了实践依据。后续将考虑针对 CFM 性能监控

网站中的以下参数，评估建立 EEC 预见性模型的可能性：提取“LEAP-1A EEC VAHM Solder Crack”模型中的参数“P4 Local and Cross Fusion”，回跑机队数据，评估其中的异常点（零点）是否与 EEC 真实故障存在关联关系；提取“OMAP_HEALT_A_

CROSS-Chan A OMAP Health Cross channel”模块参数，并与厂家交涉，要求在 FMX 中加入 EEC B 通道的监控模块。这样针对 EEC 才能真正达到故障跟踪、判断以及预防的多方位综合体系的故障管控。

参考文献

- [1] 甄真, 李玉芳, 徐涛. 航空发动机控制技术发展与应用 [J]. 装备制造技术, 2023, (09): 169-173+210.
- [2] 孙乐. 基于 PowerPC 的航空发动机电子控制系统的研制 [D]. 南京航空航天大学, 2012.
- [3] 邵晨. 基于深度学习的航空发动机控制系统故障诊断方法研究 [D]. 南京航空航天大学, 2022.