

中国民航局主管

中国民用航空维修协会会刊

# 适航与维修

AIRWORTHINESS & MAINTENANCE

CAMAC



2026

2



CFM56-5B发动机进气道腐蚀问题分析及维修策略研究

浅谈民航定检维修产品质量评价模型建立方法



## 中龙欧飞飞机维修工程有限公司 一站式飞机维修拆解服务平台

中龙欧飞飞机维修工程有限公司（“中龙欧飞”）成立于2018年12月19日，是东北地区首个独立MRO服务商，面向国内及亚洲的窄体飞机提供MRO服务，专注于飞机航线维修、定检维修、飞机拆解再循环、机队工程管理服务及维修培训和飞机、发动机、航空零部件销售等。

经过团队的不懈努力，中龙欧飞的维修业务已获得多项批准，包括中国民用航空局CAAC 145授予的A320及B737NG系列飞机航线维修许可和定期检修许可，及欧洲航空安全局EASA 145部航线维修认证，此外还是中国民用航空局CCAR 145部批准的首家拥有飞机拆解资质的维修机构。目前已为多家国内航司提供航线维修及定检维修保障服务。

作为中飞后市场哈尔滨基地东北地区首家独立MRO服务商，企业不断深耕业务领域，提升维修能力，夯实安全基础，厉行高质量发展，完善服务产品，高度保持与中飞租赁集团飞机全生命周期各环节服务的紧密配合，一如既往的打造‘安全’‘专业’‘精致’‘高效’的优秀团队，为客户提供优质的一站式飞机维修拆解服务平台！

本期封面:



本期重点推荐:

# P6

CFM56-5B发动机进气道  
腐蚀问题分析及维修策略研究

# 适航与维修

AIRWORTHINESS & MAINTENANCE

## 主管 Authorities in charge

中国民用航空局 Civil Aviation Administration of China (CAAC)

## 主办 Sponsor

中国民用航空维修协会 Civil Aviation Maintenance Association of China (CAMAC)

## 编委会主任 Editorial Committee Officer

成国伟 Cheng Guowei

## 编委会委员 Editorial Committee Members

倪继良 Ni Jiliang	吴榕新 Wu Rongxin	宋绍昆 Song Shaokun
谢世伟 Xie Shiwei	李勇军 Li Yongjun	肖坤洲 Xiao Kunzhou
赵宝林 Zhao Baolin	李 彪 Li Biao	赵子安 Zhao Zian

## 社长 Proprieter

杨雨凡 Yang Yufan

## 主编 Chief Editor

杨苑 Yang Yuan

## 编审 Editor

吴黛卿 Wu Daiqing

## 发行 issue

《适航与维修》传媒部

## 出版

《适航与维修》杂志社 AIRWORTHINESS & MAINTENANCE MAGAZINE  
(内部交流)

**地址 Address:** 北京市朝阳区西坝河西里28号英特公寓B座18B 100028  
18B, Tower B, Inter Apartment, No.28, Xibahe Xili, Chaoyang District, Beijing,  
100028, P.R. China

**电话 Tel:** (010)-64299525

**传真 Fax:** (010)-84254819

**邮箱 E-mail:** yy@camac.org.cn



## 适航与维修

- |    |                             |    |                             |
|----|-----------------------------|----|-----------------------------|
| 06 | CFM56-5B发动机进气道腐蚀问题分析及维修策略研究 | 20 | 基于制造厂家RDR（修理偏差记录）的飞机结构标准化修理 |
| 08 | 浅谈民航定检维修产品质量评价模型建立方法        | 23 | A检灵活组包的应用实践与方法分析            |
| 11 | 飞机轮毂连接螺栓周向磁化方式的探讨           | 25 | 关于知识图谱在航空维修领域方面的应用探索        |
| 14 | 漫谈工程管理中深入透彻理解飞机系统工作原理的重要性   | 28 | CFM56-7B系列发动机滑油系统污染监控方案浅析   |



31 A330飞机空调系统旁通活门故障工程分析

34 ADS-B 技术在民航机场  
建设施工中的应用剖析

36 基于“申请民用航空器特许飞行”  
相关流程及内容探讨

40 浅析维修单位等效替代工具设备的管理

42 B737-8飞机引气HPSOV故障分析



45 B737机型培训中对内封补偿原理教学的思考

47 记一次“出诊经历”

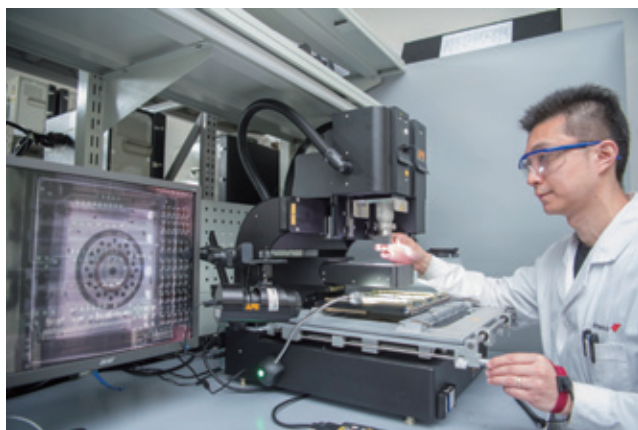
49 浅析如何运用大数据智慧分析  
发动机试车台运行故障

52 关于采用逻辑图进行排故定位的新方法

## 新闻资讯

55 今冬初雪至，Ameco机务人以雪为令护平安

56 数智赋能新生态 数领维修新征程  
Ameco附件/起落架大修产品事业部  
以“四化建设”绘就全面数字化转型蓝图



# CFM56-5B发动机进气道腐蚀问题分析及维修策略研究

北京飞机维修工程有限公司 郝庆禄 黄宇

## 摘要:

本研究详尽分析了CFM56-5B发动机进气道在湿润气候条件下的腐蚀行为，重点审视了发动机安装环后部IC7区的加强结构。通过分析腐蚀原因、损伤模式、结构修理手册(SRM)限制以及原厂(OEM)服务通告(SB RA32071-142)，本文提出了有效的维护和修理策略。

## 1、引言

CFM56-5B发动机对于A319、A320及A321等飞机型号的可靠性至关重要，是确保飞行安全的关键因素。在潮湿环境下，发动机进气道内侧后部的消音板易发生腐蚀，影响结构完整性。本文旨在通过分析腐蚀原因、损伤模式和修理策略，为航空维护提供依据参考。

## 2、腐蚀原因分析及腐蚀展现形式

### 2.1 环境因素

在湿润或盐雾环境中，CFM56-5B发动机的进气道内壁消音板遭遇显著的腐蚀风险。这些环境条件促进了铝材与环境中的水分和氧气发生化学反应，形成铝氧化物，导致材料性能下降。此外，发动机运行时产生的高温和振动也加速了腐蚀过程。

### 2.2 材料特性

CFM56-5B发动机进气道消音板通常由铝合金制成，这种材料在具有良好的成型性和轻量化特性的同时，也存在耐腐蚀性不足的问题。与钛制发动机安装环接触时，由于两者电

化学势的差异，铝材更容易成为腐蚀电池的阳极，从而加速腐蚀。

### 2.3 接触腐蚀

在IC7区域，即发动机安装环的后双板区域，由于钛制发动机安装环与铝制消音板的接触，形成了电位差，促进了电化学腐蚀的发生。这种接触腐蚀在潮湿环境中尤为严重，因为水分作为电解质，加速了腐蚀过程。

### 2.4 腐蚀损伤

IC7区域腐蚀隆起现象的发生源于消音板材料在持续的潮湿或盐雾环境中逐渐被腐蚀，导致其结构强度降低，无法承受发动机运行时产生的内部压力，材料向外膨胀形成隆起。这种膨胀不仅降低了发动机的进气效率，影响其性能，还可能因为结构强度的减弱而引发结构失效故障，如消音板破裂或脱落，严重时甚至可能导致飞行安全事故。

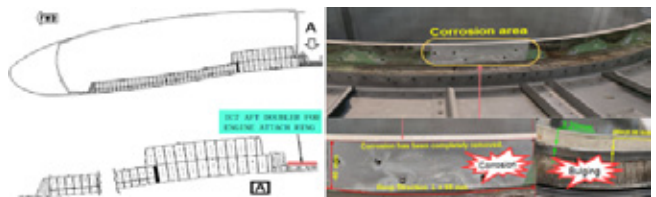


图1 典型的消音板隆起和腐蚀损伤

## 3、结构修理手册 (SRM) 限制及预防性维修

### 3.1 允许损伤限制

SRM对IC7区域的腐蚀损伤深度设定了0.040英寸(1.016毫米)的阈值，超出此限度则需采取更彻底的修复措施。这意味着，如果腐蚀深度超过此限制，将需要进行更永久性的

修理或更换部件。

### 3.2 修理方案

在IC7区域，如果腐蚀损伤在允许的限制内，可以采用以下修理方案：



**清洁：**彻底清洁腐蚀区域，去除所有腐蚀产物和污染物，为后续处理打下基础。

**打磨：**使用80钨或更高目的氧化铝砂纸进行打磨，去除腐蚀产物。

**检查：**使用5倍放大镜检查，确保无残留腐蚀，保证处理效果的彻底性和可靠性。

**化学转化处理：**应用Alodine 1200或等效的化学转化涂层，以增强表面的耐腐蚀性，为后续涂层提供更好的附着力和保护性能。

**底漆：**在处理过的区域涂两层底漆，确保完全覆盖，进一步增强防腐性能和附着力。

**安装：**在安装过程中，确保所有紧固件都涂有防异种金属腐蚀的保护层，防止异种金属接触导致的腐蚀问题。

### 3.3 预防性维修

根据OEM的服务通告（SB RA32071-142）服务通告，建议在IC7区域的发动机安装环与消音板接合处应用防腐涂料（CPC），以形成一层保护膜，减少腐蚀介质与材料的接触。

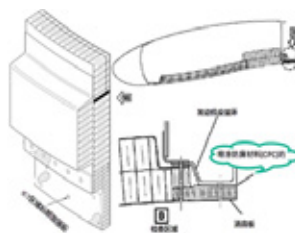


图2 喷涂防腐材料(CPC)应用区域

### 3.4 案例分析

图（3）为一台CFM56-5B发动机的飞机的进气道6点钟位置消音板被发现有隆起现象，进一步拆解检查后发现内筒孔蒙皮后缘IC7区域的腐蚀损伤严重：

**损伤尺寸：**腐蚀区域的尺寸为9.33英寸(237毫米)[长] × 1.97英寸(50毫米)[宽]。

**材料去除：**受损的材料后，加强板最小剩余厚度降至0.0374英寸（0.95毫米）。

OEM对损伤区域进行了详细评估和强度计算，得出以下结论：

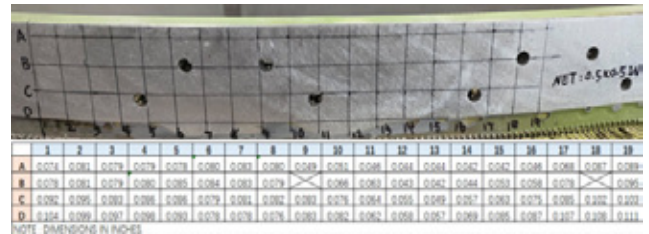


图3 IC7区域典型的严重损伤(腐蚀已去除)

损伤覆盖区域过大，材料去除比例超过50%，剩余厚度超过了NSRM54-10-00修理16所允许的最小厚度限制。

考虑到剩余结构强度及该区域的高载荷，分析结果显示结构强度具有负裕度。

该腐蚀损伤最终导致整个消音板更换的高额维修，如果在日常维修过程中加强对该敏感区域腐蚀监控，结合SB RA32071-142的预防维修方案，喷涂防腐介质材料，或许可以避免如此严重损伤的发生，整个修理过程也充分体现出预防性维护在减少腐蚀损伤过程中的重要性。

## 4、国内外研究进展

### 4.1 国内研究

国内采用以可靠性为中心的MSG-3维修方式，对发动机进气道的维修任务进行系统性分析，同时强调预防性维修的重要性，通过定期检查和维修，及时发现并处理进气道的腐蚀问题，避免腐蚀进一步发展导致发动机性能下降或故障。

### 4.2 国外研究

国外在进气道涂层技术方面取得了显著进展，如纳米涂层技术、复合涂层技术等。纳米涂层具有独特的微观结构和优异的性能，如高硬度、高耐磨性、高抗腐蚀性等，能够有效提高进气道的耐腐蚀能力。

## 5、结论

本研究全面分析了CFM56-5B发动机进气道的腐蚀问题，特别聚焦于IC7区域的腐蚀损伤情况，提出了一套全面的维护和修理策略。研究结果明确指出，环境因素、材料特性以及接触腐蚀是导致进气道腐蚀的主要原因。通过实施预防性维修，定期检查、加强潮湿环境下的腐蚀监测和检查，及时应用防腐材料、以及在必要时进行结构修理，可以有效地减缓腐蚀过程，保障飞机的飞行安全。▲▲▲

# 浅谈民航定检维修产品质量评价模型建立方法

北京飞机维修工程有限公司成都分公司 张华 张芮铭

## 摘要：

本文以A320系列飞机定检产品为例，通过从产品维度、客户维度和公司维度三个维度选取不同的指标，将不同量级的数据进行归一化处理，运用层次分析法来构建产品质量评价模型，探讨了民航定检维修产品质量评价模型的建立方法，通过生成一个产品质量指数（Product Quality Index，缩写为PQI），帮助民航维修企业将定性评价转换为定量评价定检产品质量，并利用模型评价结果找出民航定检维修产品质量薄弱环节，针对性制定整改措施加以改进。

## 1、开展民航定检维修产品质量评价的背景

所谓“产品质量”，通常是指产品满足需要的适用性、安全性、可靠性、耐用性、可维修性、经济性等特征和特性的总和。按照国际标准化组织制定的国际标准《质量管理和质量保证——术语》（该标准已为我国国家标准等同采用）中的定义，产品质量是指产品“反映实体满足明确和隐含需要的能力和特性的总和”。不同质量水平或质量等级的产品，反映了该产品在满足适用性、安全性、可靠性等方面的不同程度。质量是产品的主要衡量标准，质量的好坏直接影响到企业的产品在市场上的竞争力。

民用航空属于特殊行业，其具有典型的高投入、高运营成本、高安全性需求的特点。目前，就目前普通民众接触较多的干线客机（一般是指100座位以上的客机，用于主要城市之间的运输，比较典型的如空客A320系列、波音B737系列、中国商飞C919等），其单架飞机售价达到了1亿美元，同时民航运营还需要投入机场设备设施、专用车辆等高价值资金成

本，飞机航材的维修、更换成本，以及配套的飞行员、乘务员、机务维修人员、地面服务人员的养成和持续培训费用；同时，飞机由于其高空运行，速度快，运行环境复杂，因此民用航空本身对运行安全具有高安全性的需求，大众也对民用航空安全事件高度关注。党的二十大报告明确指出：“必须坚定不移贯彻总体国家安全观，把维护国家安全贯穿党和国家工作各方面全过程，确保国家安全和社会稳定”。确保民航工作“两个绝对安全”不仅是公共航空运输高质量发展的需要，更是支撑民航高质量发展、减少国家发展整体风险、服务国家总体安全大局的重要保障。而飞机维修是飞机从制造厂生产制造投入运行后，保证其持续符合型号设计要求及有关民航管理的规章中维修要求的必要环节。以上因素促成了民航维修行业对定检维修产品不断追求安全质量的必然结果。

## 2、民航定检维修产品质量的评价维度

依据产品质量的基本概念，结合民航维修企业定检产品的特点，本文探讨了建立一套民航维修定检维修产品质量评价模型的过程，通过生成一个产品质量指数（Product Quality Index，缩写为PQI），用以表达该定检维修产品质量的变化趋势，从而帮助民航维修企业分析、评价当前定检维修产品的安全质量态势，找出可能存在的薄弱环节，针对性制定改进措施，促进产品质量持续提升。

各民航维修企业可以根据实际来构



图1 评价模型简要架构示意图

建本企业的产品质量评价模型。本文以选择A320系列飞机定检为例，主要从产品维度、客户维度和公司维度三个维度选取不同的指标来构建A320系列飞机定检产品质量评价模型。

## 2.1 选取指标

### 2.1.1 产品维度

产品维度主要考虑与民航定检维修产品自身质量直接相关的一系列指标，主要涉及产品可靠度、产品安全度和产品符合度等方面指标，针对A320系列飞机定检产品，本文选取了定检安全质量事件率、定检出厂检查发现问题率、定检飞机保留故障率、定检出厂首班机械原因不正常率、定检出厂五日故障率等指标。

**定检安全质量事件率：**统计飞机定检中发生的安全质量事件，并根据事件性质进行评估，以衡量飞机定检过程中的安全质量状态（产品安全度）。

**定检出厂检查发现问题率：**统计飞机定检出厂检查发现问题数量，以衡量飞机经过定检工作出厂前的故障水平（产品符合度）。

**定检飞机保留故障率：**统计飞机定检出厂时的保留故障数量，以衡量飞机经过定检工作后出厂时的故障水平（产品符合度）。

**定检出厂首班机械原因不正常率、出厂五日故障率：**统计飞机定检出厂后首班和五日内发生的故障数量，以衡量飞机经过定检工作出厂后的故障水平（产品可靠度）。

### 2.1.2 客户维度

客户维度是通过客户的视觉，对定检产品的质量状态进行评价。

**客户问题千时率：**统计客户对产品进行审核或者在监修过程中发现的问题数量，以衡量飞机定检过程中客户角度的质量状态。

**客户投诉千时率：**统计客户在定检产品投入运行后发现质量问题的投诉次数，以衡量飞机定检投入运行后客户角度的质量状态。

### 2.1.3 公司维度

公司维度是从航空维修企业自身角度，从维修经济性、体系符合性和产品改进度来评估定检产品的维修质量。本文结合A320系列飞机定检产品的特点，选取了周期履约率和外部检查发现问题率指标。

**周期履约率：**统计飞机实际出厂时间和计划出厂时间的比值，以衡量飞机定检实际周期与计划周期的符合性（维修经济性）。

**外部检查发现问题率：**统计飞机定检过程中，外部检查发现问题的数量，以衡量飞机定检中的体系符合性和产品改进度。

## 2.2 数据归一化处理

本文从产品维度、客户维度和公司维度三个维度分别一共选取了9个指标，但这些指标的量级是不同的，如定检出厂检查发现问题率的计算公式设定如下，其2024年1月的实际数据为0.3。

$$\text{定检出厂检查发现问题率} = \frac{\text{发现问题数量}}{\text{产品定检出厂架次}}$$

而客户问题千时率的计算公式设定如下，2024年1月的实际数据为0.094。

$$\text{客户问题率} = \frac{\text{当月客户提出问题次数}}{\text{当月产品产出工时}} \times 1000$$

为将不同量级的指标纳入整体指标评价模型进行计算，本文将每一个指标采用不同的函数计算公式将其转换为0~100之间的数值。0代表最差值，100代表最优值（见表1）。

指标名称	实际数据计算公式	2024年1月实际数据	转换值
出厂检查发现问题率	=3/10	0.3	87
客户问题率	=5/52763*1000	0.094	99

表1 指标计算转换值示例

由此，可以得到9个指标的转换值。

## 2.3 形成产品质量指数（PQI）

本文采用层次加权平均法计算得到产品质量指数（PQI）。层次加权平均法是一种综合评价方法。它是在具有层次结构的评价体系中，对不同层次的指标赋予相应的权重，然后通过加权平均的方式计算出综合评价值。这种方法考虑了评价指标的层次关系和重要性程度差异，使得评价结果更加科学合理。计算公式如下：

$$PQI = \sum_{i=1}^n w_i P_i \quad (P \text{ 为每个维度的评价指数, } w \text{ 为对应维度权重})$$

对于各维度权重，采用专家咨询法（德尔菲法）由专家

组根据企业实际情况讨论确定。通过以上方法计算，A320系列飞机定检PQI最终得分见表2。

指标维度	指标名称	转换值
产品维度	安全质量事件率	100
	出厂检查发现问题率	87
	飞机保留故障率	100
	出厂首航飞机返厂不正常率	100
	出厂当日故障率	94
客户维度	客户问题千时率	99
	客户投诉千时率	100
公司维度	返修履约率	80
	外修检查发现问题率	100
A320系列飞机定检 PQI		95

表2 2024年1月各指标得分

### 3、民航定检维修产品质量指数PQI评价结果的应用

通过以上方法推算，本文已经得到了2024年1月某维修企业A320系列飞机定检质量指数PQI的最终结果，这一结果代表了该产品当月的安全质量水平。将2024年1-12月的PQI均按此方法进行计算，得到该产品2024年的安全质量趋势图，见图2。

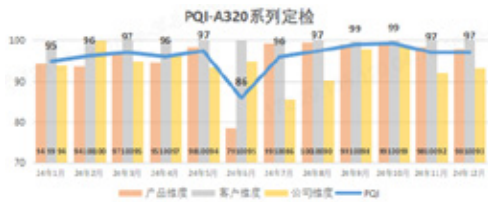


图2 A320系列飞机定检质量指数PQI趋势图

从趋势图看到，该产品PQI趋势在2024年期间总体稳定，但在2024年6月出现了波谷。主要影响因素是当月产品维度得分仅79分，其子指标定检安全质量事件率、保留故障率得分较低。其余各月则在公司维度得分出现一定的波动。

综上所述，本文通过建立民航定检维修产品质量评价模型，将定检产品安全质量的定性评价转换为定量评价，有助于民航维修企业客观评价产品质量，并找出质量薄弱环节加以改进，可广泛应用于定检飞机、发动机修理、附件修理等各类民航维修/修理产品。▲▲

# 飞机轮毂连接螺栓周向磁化方式的探讨

南航工程技术分公司 夏张松 宫兆斌 汤虎 刘国强

## 摘要:

本文简要介绍了航空器磁粉检测中周向磁化的原理及对A320/F和B737NG飞机轮毂连接螺栓进行周向磁化的三种方式，并分析了它们各自的优缺点。

## 一、引言

飞机具有复杂的系统结构，它由数千个零部件组成，并且每个零部件都有着重要的作用，从而保证飞机的安全和性能。而飞机轮毂连接螺栓作为飞机起落架系统中重要的组成部分之一（如图1），承载着飞机着陆时巨大的冲击力，因此其安全至关重要。在民航维修中，针对不同材质的轮毂连接螺栓主要的无损检测方法有磁粉检测、渗透检测、涡流检测、超声检测，其中A320/F和B737NG飞机的轮毂连接螺栓材质为钢（铁磁性材料），优先采用磁粉检测，在对轮毂连接螺栓进行磁粉检测时为了确保检测出所有方向的不连续，需要对轮毂连接螺栓分别进行周向磁化和纵向磁化。

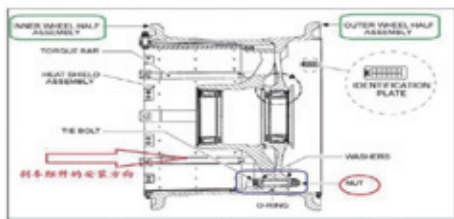


图1 螺栓连接方式

本文将介绍对A320/F和B737NG飞机的轮毂连接螺栓进行周向磁化时的三种方式，并分析各自的优缺点，从而让同行的工作者更好地选择轮毂连接螺栓的周向磁化方式。

## 二、周向磁化的基本方法

磁粉检测的基础是缺陷处的漏磁场与湿磁粉的相互作用，它利用了钢铁制品表面和进表面（如裂纹、夹杂、发纹

等）磁导率与钢铁磁导率的差异，磁化后这些材料不连续处的磁场将发生畸变，形成部分磁通泄露出工件表面产生漏磁场，从而吸附磁粉，在适当的光照条件下，显现出缺陷的位置、形状，对这些磁粉堆积加以观察和解释，就实现了磁粉检测。

其中被检工件直接通电，或让电流通过平行于工件轴向放置的导体的磁化方式称为周向磁化。目的是建立起环绕工件周向并垂直于工件轴向的闭合周向磁场，以发现取向基本与电流方向平行的缺陷（即轴向缺陷）。

对于小型零部件，可采用直接通电或中心导体通电法对被检工件进行整体磁化。对大型结构的磁粉检测采用触头法（直接通电）和平行电缆法（辅助通电）对被检区域作局部周向磁化。



图2 周向磁化方式

## 三、飞机轮毂连接螺栓周向磁化的方式

### 1. 用夹头直接夹持通电磁化

首先将磁粉探伤机调整为夹头模式，将一导体夹持在电极上通电，将电流调节至所需值，然后将导体取下直接将轮毂连接螺栓夹持在电极两端（如图3和4），施加电流磁化至少3次，每次通电时间不小于0.5秒同时施加磁悬液，并观察可见区域，有无轴向磁痕显示；为了保证螺栓表面区域都被观察到，需要在完成一次观察后将电极松开，然后对螺栓进行120°的旋转，再将螺栓夹紧重新检测，总共至少需要3次120°的旋转操作。

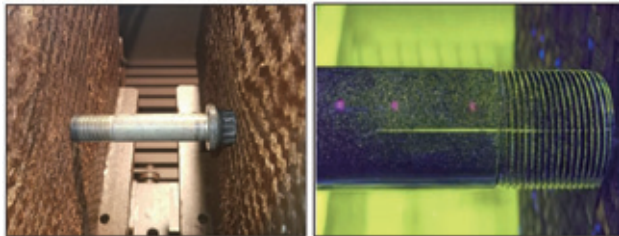


图3 夹持方式

图4 典型轴向裂纹显示

夹持方式如图3所示，夹持之前，要确保螺栓两个端面干净平滑且无油污等污染物，防止产生电弧打火。在图4中我们能清楚的看到利用直接通电磁化方式能够发现螺栓轴向的裂纹，那么说明用该方式对螺栓进行周向磁化检测是有效的。该方式的主要优点就是不需要额外的装置，没有额外成本。同时它的主要缺点：1.需要对螺栓进行多次夹持操作，因此周向磁化耗时较长；2.电流直接通过工件，如果夹持不当或者电流调节过大，容易造成打火烧伤工件。

### 2.用辅助装置夹持通电磁化

首先将磁粉探伤机调整为夹头模式，将一导体夹持在电极上通电，将电流调节至所需值，然后将导体取下并将辅助装置夹持在电极两端，最后用辅助装置上的夹片将螺栓夹在电极一侧（如图5和6）。后续检测过程的要求和上一种方式大致相同，主要区别在于旋转螺栓时不用反复调整电极，而只需用电极夹片将其夹紧即可，操作简单快捷。

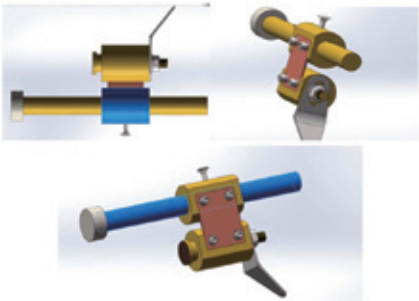


图5 夹持螺栓的辅助装置



图6 夹在电极和夹片间的螺栓

该方式的主要优点就是可以将检测效率提升一倍，同时辅助装置的制作成本低；主要缺点也是电流直接通过工件，夹持不当或电流调节过大，容易造成打火烧伤工件。

### 3.用平板线圈配合自制工装感应磁化

利用平板线圈对连接螺栓进行纵向磁化时，单根连接螺

栓的长径比（L/D）大于等于2，容易磁化，产生足够的有效磁场（如图7）。



图7 平板线圈对螺栓进行纵向磁化（L/D ≥ 2）



图8 平板线圈对螺栓进行周向磁化（L/D < 2）



图9 平板线圈和自制工装

首先将磁粉探伤机调整为夹头模式，将一导体夹持在电极上通电，将电流调节至所需值，然后将导体取下并将平板线圈夹持在电极两端，最后将摆好螺栓的自制工装放置在平板线圈上（如图7和8）。后续检测过程的要求和第一种方式大致相同，主要区别在于旋转螺栓时不用反复调整电极，而只需在自制工装上调整螺栓即可，操作更加简单快捷。

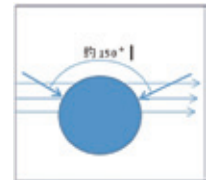


图10 有效检测区域

如图11和12中的QQI试片刻痕显示和图10中的轴向裂纹显示，无论螺栓处于什么位置，QQI试片的刻痕都能显示，完全能证明可以用平板线圈配合自制工装通过感应磁场对螺栓进行周向磁化。

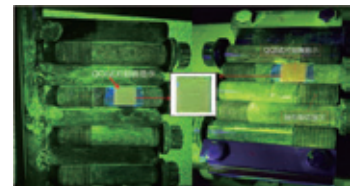


图11 QQI试片在中间的情况

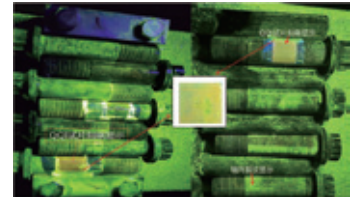


图12 QQI试片在边上的情况

该方式的主要优点就是可以将检测效率提升约五倍，同时电流不通过工件完全避免打火烧伤工件的情况；主要缺点就是平板线圈采购成本较高，另外螺栓相互接触的地方会出

现“磁写”，有效磁化区域仅为上下方约150°范围（如图10），但是每次转动螺栓的时候，对接触部位浇注磁悬液，“磁写”会被冲洗掉，不会影响接触部位的检测。

#### 四、总结

本文介绍的三种周向磁化方式都能对轮毂螺栓进行有效的磁化，各自都有一定的优缺点，同行的工作者可以根据实际情况选择合适的

磁化方式。比如工作量不大的情况下就可以采用直接通电磁化；如果工作量较大且有一定采购预算的话，就可以采用辅助装置夹持通电磁化；如果工作量特别大且采购预算充足的话，就可以采用平板线圈配合自制工装感应磁化。▲▲

# 漫谈工程管理中深入透彻理解飞机系统工作原理的重要性

## 电子设备通风系统中相关部件管控案例分享

西藏航空有限公司 李志军

### 摘要:

掌握飞机系统和部件的工作原理是做好飞机维修工程管理工作的最重要前提。本文提及的掌握系统和部件的工作原理,除了解飞机维修手册(AMM)中最简单的系统和部件的工作原理描述外,更重要的通过其他所有可能的手段全方位、深入完整对相关系统和部件工作原理有准确认知。深入透彻理解飞机系统和部件工作原理的作用:在相关部件可靠性下降需进行工程技术调查时,相关部件工作原理,有利于找到可靠性下降的真实原因,同时有利于制定适合航司运行特点的管控措施,而不是照搬其他航司的管控措施。

### 引言:

工程管理中大家对工作原理的重视程度逐渐减弱。例行的工程管理工作如AD(适航指令)、SB(服务通告)评估,仅需要基本了解飞机基本原理即可胜任。工程管理中最能体现工程师价值的部分就是通过工程技术调查制定合理的管控措施,以提高系统或部件可靠性,但现在许多工程师制定管控措施时,仅收集其他航司的管控措施,然后整理汇总变为自己航司的管控措施;同时现在有种趋势认为管控措施越多越好,其实管控措施太多或不合理,不仅会造成维修成本急剧增加,还会导致人为因素增加。通过工作原理对相关措施认真分析、去伪存真,才能筑牢飞行安全基石。因此,在此呼吁大家务必重视工作原理。下面将结合自己在工作中遇到的A320电子设备通风系统中相关部件管控案例来阐述工作原理的重要性。

### 1、电子设备通风系统的重要性

A320飞机绝大多数的控制计算机、显示器、跳开关面板、雷达等电子设备均安装在前机身驾驶舱和电子舱区域内,为确保这些电子设备能正常可靠运行,由电子设备通风系统专门对其进行冷却降温。为保证地面和空中以及飞行中电子舱出现烟雾警告时,均能确保对这些电子设备进行可靠性降温,专门在电子设备通风系统中设计了两个活门(蒙皮进口和出口活门)安装在机身蒙皮上,用于电子设备通风冷却。因此电子设备通风系统除了影响电子设备是否正常工作外,还影响飞机增压。由于以上两个原因,电子设备通风系统一直倍受空客和各航司高度关注。尤其蒙皮活门,发生多起因蒙皮活门故障空中未关闭,影响座舱增压造成返航备降的事件。

### 2、电子设备通风系统工作原理

#### 2.1 电子设备通风系统整体介绍

主要部件:AEVC(电子设备通风控制器)、单向活门、气滤、鼓风机、排风扇、蒙皮进口/出口活门、蒙皮热交换器、各种活门(蒙皮热交换器进口旁通活门、蒙皮热交换器隔离活门、蒙皮热交换器出口旁通活门以及空调管道进口活门,这些活门用于控制电子舱冷气气源的来源)、各种温度传感器(控制电子设备通风的工作模式)、各种压力电门(感受管道气流压力,用于判断两个风扇是否正常工作)、烟雾探测器(感受管道烟雾信号)。

电子设备通风系统通过AEVC控制各种活门来选择冷气流源,主要有机身外部空气、电子舱区域的空气以及空调管道

的压力空气。AEVC根据蒙皮温度传感器和管道温度传感器提供温度信号、空地信号以及发动机功率信号，控制电子设备通风系统的工作模式主要有：开环模式、闭环模式以及半开环模式。当通风管道中压力出现低压或电子舱出现烟雾时，鼓风机和/或排风电门上FAULT（故障）灯被点亮，用于提醒机组电子设备通风系统故障，按飞行机组操作手册要求松开鼓风机和/或排风电门，此时空调管道的压力空气进入电子设备通风系统对电子设备进行强制冷却。

蒙皮进口活门处有单向活门，可防反流，避免座舱释压。蒙皮出口活门处没有单向活门，蒙皮出口活门大门本体上有一个小门，空中大门未关会导致座舱释压，而小门未关不会造成座舱释压。

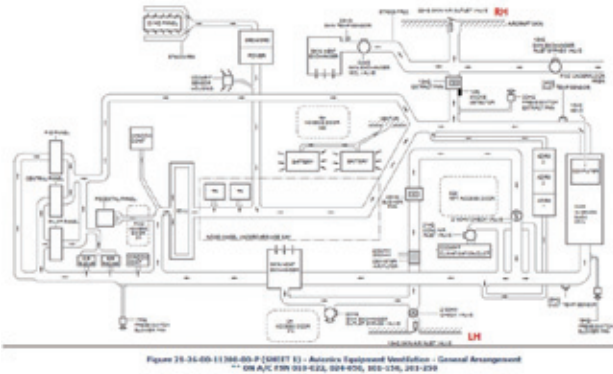


图1 电子设备通风系统总体部件

## 2.2 电子设备通风系统的工作模式

### A. 闭环模式

地面蒙皮温度升高到12摄氏度以下、蒙皮温度降低到9摄氏度以下，或者空中构型（含地面发动机油门杆置于起飞功率位置时开始）蒙皮温度升高到35摄氏度以下、蒙皮温度下降到31摄氏度以下时，电子设备通风系统被AEVC控制在闭环模式工作状态。

该工作状态下，蒙皮进口和出口活门都处于关闭状态。蒙皮热交换器出口旁通活门打开，由鼓风机将电子舱空气吸入，对电子舱部件进行冷却，冷却后的空气由排风扇经蒙皮热交换器隔离活门（打开状态）送到蒙皮热交换器被冷却，然后再次循环冷却电子舱部件。

当管道中压力低于一定值时，AEVC控制蒙皮热交换器进口旁通活门关闭；当管道压力正常时，蒙皮热交换器进口旁通活门再次打开，将部分冷却后的空气排到前货舱。

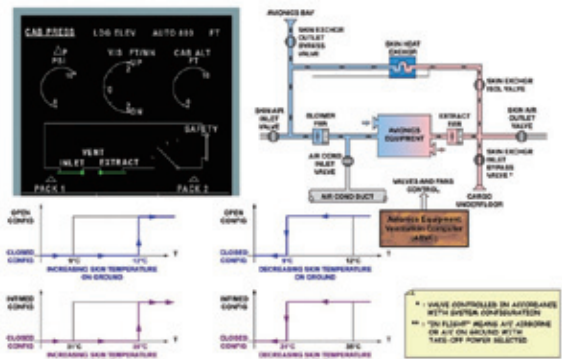


图2 闭环模式

### B. 开环模式

在地面，当蒙皮温度升高到12摄氏度以上、蒙皮温度下降到9摄氏度之上时，电子设备通风系统被控制在开环模式工作状态。

该工作状态，蒙皮进口和出口活门均全部打开，机外环境空气由鼓风机吸入，流过电子设备对其进行冷却，再通过排风扇经过蒙皮出口活门排到机外。

注意：正常情况下，仅在地面才工作在开环模式；空中不会工作在开环模式，开环模式会导致客舱释压。蒙皮温度大于12摄氏度时，当发动机油门杆置于起飞功率位置时，蒙皮进出口活门由AEVC控制从开位到关位，因此外界温度较高时，起飞过程蒙皮活门位置转换导致其故障增多。

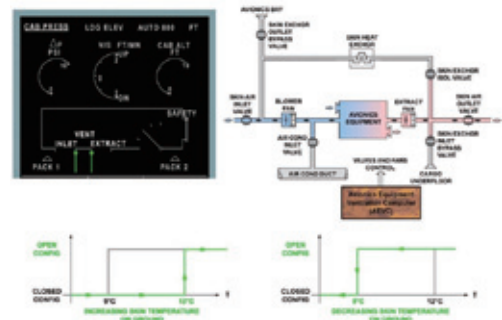


图3 开环模式

### C. 半开环模式

空中构型（含地面发动机油门杆置于起飞功率位置时开始），且蒙皮温度升高至35摄氏度以上，或蒙皮温度下降到31摄氏度之上时，电子设备通风系统被控制在半开环模式。

该工作状态下，蒙皮进口活门全关，蒙皮出口活门半开（大门全关，小门全开），蒙皮热交换器出口旁通活门打

开，鼓风机将电子舱空气吸入，对电子舱部件进行冷却，由排风扇将一部分冷却后的空气经蒙皮出口活门小门排到机外；一部分冷却后的空气由排风扇经蒙皮热交换器隔离活门（打开状态）送到蒙皮热交换器被冷却，然后再次循环冷却电子舱部件；另一部分冷却后的空气经蒙皮热交换器进口旁通活门排到前地板区域下部。

待空中蒙皮温度降低到31摄氏度时，蒙皮出口活门才关，由半开环模式转为闭环模式。

注意：1.空中蒙皮出口活门处于半开状态（主门关，小门开），不会引起客舱释压。2.在地面，发动机油门杆置于起飞功率之前，是不会工作在半开环模式；只有关闭和开环模式。

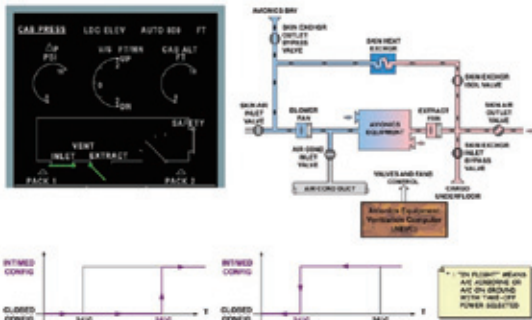


图4 半开环模式

注意：

以上三种工作模式为A320普通构型飞机电子设备通风系统的控制逻辑。空客为了改进电子设备通风系统的控制，主要提出了以下两个方面的改进。

空客下发改装SB A320-21-1216 (MOD154066)，在电子设备通风系统中增加一个管道温度传感器34HQ,用于优化电子设备通风系统的控制逻辑。改装后电子设备通风系统的工作模式由蒙皮温度传感器和管道温度传感器同时控制，而改装前仅由蒙皮温度传感器控制。

空客下发改装SB A320-21-1263 (MOD168915) /A320-21-1264(MOD168915)，改进当前电子设备通风系统控制逻辑使蒙皮进口/出口活门提前关闭，使得起飞前在地面提前探测到活门未关故障滑回，避免因空中活门未关造成返航的重大后果。改装后蒙皮进/出口活门在飞机滑行阶段机组按起飞构型 (TO CONFIG) 按钮时被控制在关位，若10分钟内没起飞，蒙皮进/出口活门又会被控制在之前的状态。而改装前蒙皮进/

出口活门在发动机油门杆置于起飞功率位置时，蒙皮进/出口活门才被控制在关位。

D.电子设备通风系统故障模式（由驾驶舱空调管道的压力空气供气）

1).排气管道流量低

AEVC探测到排气管道流量低时，会点亮排气(EXTRACT)电门上的FAULT灯。此时按要求必须松开EXTRACT电门，电门上OVRD灯亮，AEVC控制空调进气活门21HQ和蒙皮热交换器隔离活门24HQ打开，其余活门关闭。

2).鼓风机流量低/管道温度高

AEVC探测到鼓风机流量低或/和管道温度高时，点亮鼓风 (BLOWER) 电门上的FAULT灯。此时按要求必须松开BLOWER电门，电门上OVRD灯亮，AEVC控制鼓风机20HQ停止工作（便于空调管道空气顺畅进入），控制空调进气活门21HQ和蒙皮热交换器隔离活门24HQ打开，其余活门关闭。

3).烟雾

AEVC探测到电子舱有烟雾时，点亮鼓风 (BLOWER) 和排风 (EXTRACT) 电门上的FAULT灯。此时按要求必须松开BLOWER和EXTRACT电门,电门上OVRD灯亮 ,AEVC控制鼓风机20HQ停止工作，控制然后空调进气活门21HQ打开，蒙皮出口活门22HQ部分开（大门关，小门开），其余活门均关闭。

4).AEVC供电中断

若AEVC停止工作，则鼓风 (BLOWER) 和排风 (EXTRACT) 电门上的琥珀色FAULT灯点亮，此时按要求必须松开BLOWER和EXTRACT电门，然后电门上OVRD灯亮 ,控制鼓风机20HQ停止工作，空调进气活门21HQ打开，蒙皮出口活门22HQ部分开（大门关，小门开），其余活门保持在最后受控位置。

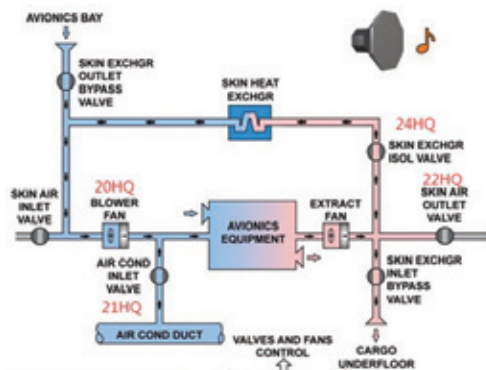


图5 电子设备通风主要部件工作原理图

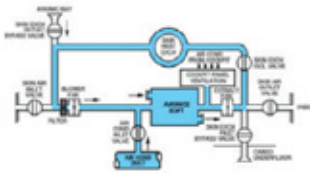


图6 排气流量低和鼓风机流量低/管道温度高构型

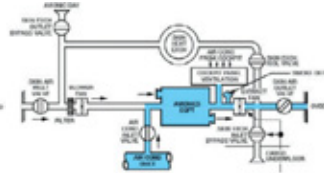


图7 烟雾构型

### 3、电子设备通风系统工作原理应用

#### 3.1 研判电子设备通风系统部件的重要级别

根据以上电子设备通风系统工作原理分析，得出如下重要部件在各种工作模式下的使用情况：

构型/工作模式	蒙皮进口活门 (15HQ)	蒙皮出口活门 (22HQ)	鼓风箱 (20HQ)	排风扇 (18HQ)	空调进气活门 (21HQ)	蒙皮热交换器隔离活门 (24HQ)	蒙皮热交换器出口旁通活门 (23HQ)	蒙皮热交换器进口旁通活门 (16HQ)	备注(正常/故障/空/地)
开环模式	是(是)	是(是)	是	是	否(是)	否(是)	否(是)	否(是)	正常(空/地)
闭环模式	是(是)	是(是)	是	是	否(是)	是(是)	是(是)	是(是)	正常(空/地)
半开环模式	是(是)	是(半开)	是	是	否(是)	是(是)	是(是)	是(是)	正常(空/地)
排气系统故障	是(是)	是(是)	是	是	是(是)	是(是)	是(是)	是(是)	故障(空/地)
鼓风箱堵塞/管道温度高	是(是)	是(是)	否	是	是(是)	是(是)	是(是)	是(是)	故障(空/地)
烟雾	是(是)	是(半开)	否	是	是(是)	是(是)	是(是)	是(是)	故障(空/地)
AEVC故障	是(是)	是(半开)	否	是	是(是)	故障之前状态	故障之前状态	故障之前状态	故障(空/地)

表1 电子设备通风系统主要部件在不同模式下的工作情况表

注：“是”：表示对应构型使用相应的部件。“否”：表示对应构型不使用相应的部件。

24HQ,23HQ,16HQ三部件的件号一样PN: V2T152D; 21HQ:PN: V2T127D。

从上表1得出：

蒙皮出口活门 ( 22HQ ) :无论在地面还是空中，均需蒙皮出口活门能正常工作；尤其空中出现电子舱烟雾或AEVC计算机故障时，均需要控制蒙皮出口活门在半开位，才能确保电子设备通风工作正常；且若该活门空中故障无法关闭，还影响座舱增压，必须返航，严重影响飞机正常运行。所以空客要求对该活门定期翻修，且修订控制逻辑要求该活门提前关闭。因此这些均说明该活门非常重要。

排风扇 ( 18HQ ) :无论在地面还是空中，均需排风扇正常工作；特殊情况下电子设备通风故障时，如出现管道低流量、管道温度高、出现烟雾以及AEVC故障时，均要求操作

BLOWER和/或EXTRACT电门于操控位，电子设备系统通风改为由空调管道直接供气后，因空调管道内的压力与电子设备通风系统报警压力比较接近，容易导致通风不充分。而排风扇正常工作，可以改善通风不充分的情况，因此排风扇正常工作很重要。所以空客建议定期翻修，其目的是提高电子设备通风系统的可靠性。

空调进口活门(21HQ)：在系统故障时均要求打开该活门，使用空调管道中的压力空气，对电子设备进行充分冷却。因此21HQ重要级别较高，属于应急情况下必须使用的部件。（每次上电自测时，均会对该活门进行测试，一旦发现异常及时排故。）

鼓风机(20HQ)：若空中鼓风机故障，会触发鼓风管道低流量警告，按要求操作会停止鼓风机工作，且此时需要空调进口活门 ( 21HQ ) 、蒙皮热交换器进/出口旁通活门 (23HQ,16HQ)的配合才能保证为电子设备通风系统提供足够冷却的气体。因此鼓风机的重要级别也较高。

蒙皮热交换器隔离活门(24HQ)、蒙皮热交换器进/出口旁通活门(23HQ,16HQ)：外界温度较高时，地面工作在开环模式，起飞后调整为闭环模式，工作模式的转换过程需要这三个活门能正常工作由关到开，因此需要这三个活门正常工作才能确保电子设备通风正常工作；在空中电子设备通风系统正常工作时这些活门位置保持不变，故障时需要改变活门位置，使用空调管道压力气源来冷却设备。但AEVC故障时，并不要求这些活门变化位置也能满足电子设备的冷却，因此综合来看这三个活门重要级别较高。

蒙皮进口活门(15HQ)在空中无论系统正常或故障均被控制在关位，即空中无需作动，仅在地面外界温度较高时打开，即使地面打不开也可保留放行。且蒙皮进口活门处有单向活门，即使空中故障也不影响客舱增压和电子设备冷却效果。依据FCOM蒙皮进口活门空中故障后仅需知晓，无需采取任何动作正常飞行即可（详见图8）。依据MEL蒙皮进口活门故障可以办理C类(10天)保留（详见图9）。因此蒙皮进口活门重要级别很低。

根据以上结合工作原理分析得出电子设备通风系统部件的重要级别如下：

部件名称 FIN	22HQ	18HQ	21HQ	20HQ	24HQ	23HQ	16HQ	15HQ
重要级别	A+	A	B+	B	B-	B-	B-	D-

注：重要级别由A+到D表示部件重要性逐步降低。

3.2根据电子设备通风系统部件的重要级别制定对应的管控措施

A.蒙皮出口活门 (22HQ)

根据以上分析蒙皮出口活门重要级别最高为A+,将采取更严格管控措施:

1) 缩短蒙皮出口活门定期翻修间隔,以提高可靠性(维修成本增加);

2) 趋势监控蒙皮出口活门关闭时间,超过设定的门限值未关,说明该活门可能存在卡阻关闭慢,触发报警。根据相应航段译码数据进一步分析,视情下发排故通知单更换受影响的蒙皮出口活门。通过监控手段提前更换性能下降的蒙皮出口活门,确保电子设备通风系统运行可靠。

3) 将蒙皮出口活门送业内修理质量较高的MRO维修,确保部件质量可靠。

B.蒙皮进口活门(15HQ)

根据以上分析蒙皮进口活门重要级别低为D,将放松管控措施:

1) 逐步延长蒙皮进口活门的翻修间隔,最终取消定期翻修,减少成本支出;

根据空客ISI21.26.00064建议蒙皮进口活门和蒙皮出口活门按同样的间隔定期执行翻修,但根据以上3.1对蒙皮进口活门的重要级别研判为最低D级,该活门地面故障后可以放行,且空中故障也不影响正常运行,因此将蒙皮进口活门翻修间隔逐步延长,并最终取消定期翻修要求。

2) 增加蒙皮进口活门故障后办理保留时执行M项工作的培训;

由于蒙皮进口活门翻修间隔延长,可能导致该活门航线运行中突发故障增加,为减少因办理保留导致的航班延误,



图8 FCOM对蒙皮进口和出口活门在空中故障时的操作要求



图9 MEL对蒙皮进口活门故障在开位放行要求

特要求增加蒙皮进口活门故障后办理保留时执行M项工作的培训。

3) 趋势监控蒙皮进口活门关闭时间,超过设定的门限值未关,说明该活门可能存在卡阻关闭慢,触发报警。根据相应航段译码数据进一步分析,视情下发排故通知单更换受影响的蒙皮进口活门。通过监控手段提前更换性能下降的蒙皮进口活门,确保电子设备通风系统运行可靠。

C.排风扇(18HQ)和鼓风机(20HQ)

根据以上分析排风扇和鼓风机重要级别分别为A和B,为此制定对等的管控措施:

由于排风扇和鼓风机件号一样,若两个风扇区别对待,会增加管控难度,为此将排风扇和鼓风机按相同措施进行管控。

- 1) 排风扇和鼓风机定期翻修;
- 2) 执行VSB3454HC-21-101R0改装增加风扇轴承健康监控;

3) 若排风扇故障放行时,可将鼓风机与排风扇对串,确保排风扇始终可用,提高飞机运行安全裕度。

D.空调进口活门(21HQ)

根据以上分析空调进口活门重要级别为B+,为此制定对等的管控措施:

- 1) 加大空调进口活门排故力度;

每次上电均会对该活门进行操作测试,确保其可用。若上电测试发现任何异常,将会触发相关警告,实际运行中多数均能复位成功,针对复位成功后也要求航后进行排故,加大排故力度,确保该活门运行可靠。

- 2) 增加空调进口活门故障后办理保留时执行M项工作的培训;

由于空调进口活门故障放行时,要求将其失效在开位,确保空调管道压力空气能为电子设备冷却提供气源,因此特要求增加该活门故障后办理保留时失效在开位的M项工作的培训。

E.蒙皮热交换器隔离活门 (24HQ)、蒙皮热交换器出口旁通活门 (23HQ)、蒙皮热交换器进口旁通活门 (16HQ)

根据以上分析蒙皮热交换器隔离活门 (24HQ)、蒙皮热交换器出口旁通活门 (23HQ)、蒙皮热交换器进口旁通活门

(16HQ)重要级别均为B,为此制定对等的管控措施:

1) 故障时处理,无需增加额外管控措施;

每次上电均会对这三个活门进行操作测试,确保其可用。若上电测试发现任何异常,将会触发相关警告,实际运行中多数均能复位成功,针对复位成功后航后视情排故。

#### 4、总结

本文通过电子设备通风系统工作原理的详细介绍,通过电子设备通风系统原理分析判定出相关部件的重要级别,并制定与重要级别对等的管控措施。其目的是为了通过此案例阐述:

工作原理是解决一切技术问题的智慧源泉,充分悟透系统和部件工作原理后,才能对部件厂家、空客以及其他航司的管控措施进行甄别,而不是盲目迷信厂家和空客的管控建议,制定的管控措施才能兼顾安全的同时还能节省成本,才能真正符合自己航司的运行特点。

当然工作原理的掌握决不是简单地看看AMM手册以及相关的培训手册,而是需要在实际维护工作中结合其他相关手册和其他手段进行不断验证、总结才能将工作原理逐步悟透。▲▲

# 基于制造厂家RDR（修理偏差记录）的飞机结构标准化修理

AMECO重庆分公司 石 刚

## 摘要：

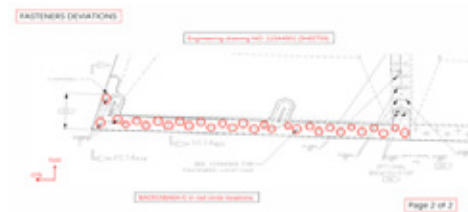
飞机结构损伤不论遵照制造厂家结构修理手册（SRM）还是采用超手册电传方案实施修理都可能存在修理偏差，需要飞机制造厂家进行评估，处理措施普遍是许可不影响结构强度的偏差，此类偏差飞机制造厂家会接受偏差的存在且不实施其他修理措施并提供偏差记录（RDR），另一类影响结构强度的偏差，飞机制造厂家会针对偏差进行其他修理措施。目前，飞机制造厂家技术支持部门进行修理偏差评估时，要求客户一事一议（case by case），但此要求对航空公司维修部门在生产周期上会造成较大压力，对航空公司正常运行产生周期成本。如何高效处理偏差，缩短维修企业与制造厂家沟通处理偏差的周期，将有助于维修周期成本的节约。对于高频损伤部件的修理偏差，航空公司维修工程部门可通过偏差产生的原因，飞机制造厂家对偏差的评估，偏差的处理等方面进行整合分析，合理规避偏差的产生，减少评估处理周期，将偏差处理标准化，缩短偏差处理周期，从而优化高频修理工作，节约维修周期成本。

飞机结构修理经常因初始设计制造构型，加改装后结构构型变化，修理使用材料尺寸等诸多原因，出现各种类型的修理偏差（RD）。修理中产生修理偏差（RD）如何进行解决了？如果首次遇到此类偏差，没有其他公司向飞机制造厂家反馈并寻求过解决方案，那就需一事一议(case by case)，寻求制造飞机厂家提供解决方案，但有时航空公司结构工程师可结合手册和专业知识来设计可行方案建议，并报给飞机制造厂家来分析从而获得其认可来处理偏差。

## 飞机结构修理中常见的修理偏差（RD）类型及解决方案

### 1. 替代紧固件使用产生修理偏差（RD）

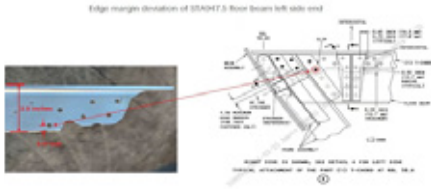
修理偏差（RD）：图纸要求使用的紧固件类型航材不足且图纸要求使用的紧固件无法从厂家手册中找到紧固件替换关系。例如：波音MAX飞机大翼翼尖上表面导电条更换工作中，厂家工程图给出紧固件为BACR15BA6A\*C，但是BACR15BA6A\*C在日常维护中使用比较少，维修单位无法以最快的渠道获得航材，手册中又无替代关系紧固件。



解决方法：工程师提供现有可行的紧固件获得制造厂家认可和RDR（修理偏差记录）。MAX飞机大翼翼尖上表面导电条更换使用紧固件为BACR15BA6A\*C，其中BACR15BA为铆钉类型，6为铆钉直径，A为铆钉材料（铝合金1100，铝含量99.0%）。工程师根据此紧固件材料特性，建议波音在此处安装BACR15BA6AD\*C（铝合金2117，含有2%-4%的铜，并含有锰，锌，铬，铁和锡元素），此紧固件硬度，强度均高于BACR15BA6A\*C紧固件，可提供可靠的结构强度，也不会因硬度太大在安装过程中损坏复合材料。工程师将此偏差报告制造厂家，制造厂家接受了此建议，并给出了RDR（修理偏差记录）。

### 2. 紧固件安装时紧固件边距不足产生修理偏差（RD）

修理偏差（RD）：修理中修理材料尺寸有限，修理区域尺寸有限，造成外缘紧固件边距不满足紧固件安装标准。



解决方法：  
测量现有布局下的紧固件边距报告制造厂家进行力学分析并得到RDR（修理偏差记录）。

3. 紧固件间距不足（修理紧固件布局差异）产生修理偏差（RD）

修理偏差（RD）：手册中的典型修理，实施时因初始制造部件尺寸，构架，相邻部件影响，造成紧固件不能在标准间距下排布。例如下图修理中，手册要求角材上的紧固件间距为0.65–0.70inch，但是由于角材安装位置限制，为了保证紧固件数量，只有缩小紧固件间距为0.60inch。

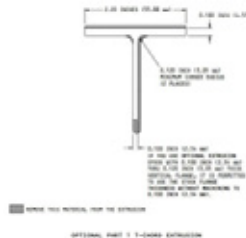


解决方法：  
为了保证力学传递强度及静强度要求，适当缩小间距满足紧固件数量以保证每个紧固件不

会产生过载，将间距尺寸及紧固件布局报告制造厂家并得到RDR（修理偏差记录）。上图修理中，工程师将可行的紧固件间距0.60inch报给制造厂家，获得了制造厂家的认可，并取得RDR（修理偏差记录）。

4. 修理材料加工尺寸及安装特点产生修理偏差（RD）

修理偏差（RD）：结构修理中按照手册要求尺寸加工的修理部件，安装时基本通过紧固件连接进行加强或补强，那么修理部件就会在其他维度产生位移，造成在其他维度与之相连部件发生位置变化，可能产生紧固件安装时不满足基本边距要求。例如：下图中手册给出的法兰边宽度加工尺寸为2.2in，但按此尺寸加工的部件安装时，前法兰边与其他部件连接的紧固件孔边距变小。



解决方法：报告产生的偏差数据给制造厂家分析，并得到RDR（修理偏差记录）。

5. 实际结构布局与典型修理存在差异产生修理偏差（RD）

修理偏差（RD）：按照手册要求布局进行维修时，实际位置的布局不同于典型修理布局，造成修理部件尺寸及紧固件布局差异。

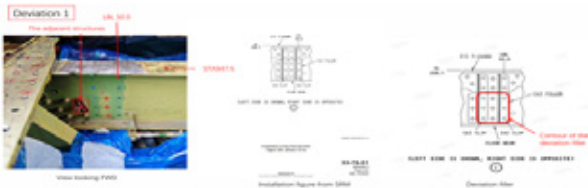


解决方法：工程师将飞机实际构型，手册差异以及根据实际布局可以安装的修理部件尺寸报告制造厂家，得到厂家的RDR（修理偏差记录）。

复杂部件修理中修理偏差（RD）的融合式处理方法

航空公司维修部门可将已报告的RDR（修理偏差记录），根据修理部件进行分类管理，分析偏差产生原因，形成标准化的修理方案，将对高频修理工作或类似修理工作减少偏差，缩短修理周期，提高维护质量都有积极作用。对于简单修理中的偏差，可以借鉴已有的RDR 数据处理类似问题，形成标准化的偏差数据报告模板，向制造厂家提供用于分析的全面数据（包括但不限于孔径，埋头窝深度，孔边距，间距，材料剩余厚度，无损检测结果等）和航空公司诉求，可提高制造厂家分析和处理方案回复的效率，减少方案制定阶段的时间成本，并可根据已有的RDR（修理偏差记录）处理方法进行可能的生产预准备，减少后期回复后的生产准备周期。对于复杂修理中的修理偏差，可以融合原来修理中产生的所有偏差，整合成标准化的修理方案，解决可以消除的偏差，对不能消除的偏差形成标准化的报告模板，一次分类报告制造厂家得RDR（修理偏差记录）。波音737NG客舱STA947.5地板梁因防腐设计不足，安装缺陷，飞机老化等诸多原因经常产生腐蚀损伤而成为高频修理工作，下面将以波音737—NG客舱STA947.5地板梁修理为例，介绍如何减少偏差并进行标准化修理。此修理按照手册典型修理共产生4处报告制造厂家偏差，2处可纠正偏差。如何快捷处理6处偏差呢？由于航空公司选的构型基本一致，4处报告制造厂家的偏差基本会在机队中出现。执行波音737—NG客舱STA947.5地板梁修理时，可以直接将曾经报告的偏差处理方案套用到本次修理中，如存在此4处偏差，立即将偏差状态及处理方法报告制造厂家，即满足制造厂家一事一议(case by case),又能使制造厂家对处理方法进行快速认可。需要报告的4处偏差如下：

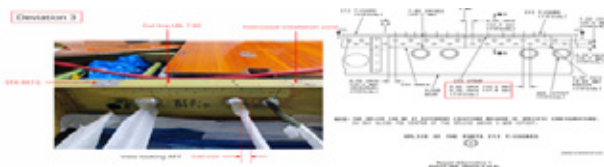
偏差1:



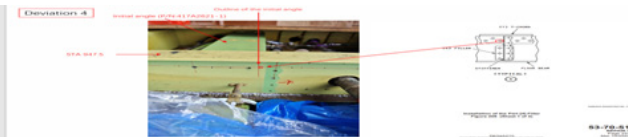
偏差2:



偏差3:



偏差4:



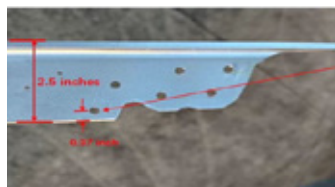
另外2处可纠正偏差，可以通过结构修理手册（SRM）中选材，或按要求改变加工尺寸，避免在高频工作中再次出现此类偏差。

选材方面:

Table 201: Repair Materials

PART	QUANTITY	MATERIAL
(1)	As necessary	Use AND10136-3006 or BAC1505-100767 F050-T6511 (optional F075-T6511) extrusion or an optional "Y" shaped extrusion. <sup>1)</sup> As an alternative, use BAC1505-101045 F075-T6511 extrusion.

此修理中厂家提供了两种可选型材AND10136-3006 和 BAC1505-100767作为地板梁的加工原材料，但是两种型材有尺寸差异，型材AND10136-3006比型材BAC1505-100767下支撑要短，就会产生修理部件下支撑最外缘紧固件边距不足。如下图



因此，进行此项修理时首选BAC1505-100767型材作为加工原材料，可以提高足够的材料余量。

部件加工方面:

此修理中手册给出加工后部件法兰边的宽度最少2.2英寸（如下图所示），此尺寸为原始件的宽度，但修理件是在原地板梁的后部形成错位安装，造成法兰边整体后移，故造成法兰边前端的紧固件孔边距不足，因此在加工修理部件时可以适量增加法兰边前端的宽度，消除修理件后移而产生的偏差。



航空公司维修部门可将6种偏差及处理措施融合到波音737-NG客舱STA947.5地板梁修理手册中，编写成自己的标准化客舱STA947.5地板梁修理方案，提高手册方案执行的效率。

结论：基于制造厂家RDR（修理偏差记录）的飞机结构标准化修理，更大的意义是应用到我国大飞机C919以及未来的C929中。对于一个全新的机型，C919以及C929在结构修理，结构手册方面还存在很多空白，航空公司运行中结构问题的发现、报告、处理与制造厂家判断，分析，提供解决方案，如何更加高效？基于制造厂家RDR（修理偏差记录）的飞机结构标准化修理可以使维修企业与制造厂家更有效的互动，维修企业可以依据原有偏差方式报告类似问题，制造厂家也可以将偏差分析汇总融入复杂结构部件修理，形成成熟的典型修理方案，进一步丰富结构修理手册。▲▲

# A检灵活组包的应用实践与方法分析

南航工程技术分公司 吕霞 李彪 梁鑫

## 摘要：

每年下半年都是航空货运市场的传统旺季，尤其是三年疫情期间，客运收入大幅度下降的前提下，货运市场火爆的需求导致 77F 货机“一机难求”，日均利用率屡创新高——据公司飞行数据平台显示，77F 货机在疫情期间下半年的日利用率高达 16.5，为全南航各机型之最。广州-法兰克福来回程航线的收入约 500 万，利润可达 200 万，因此每一次做 A 检而取消航班都会带来巨额的利润损失。为抢抓旺季收入、实现降本增效，机务生产部门积极探索新方法，旨在减少 77F 货机 A 检的集中离场时间，充分利用航班间隙完成定检工作，达到不取消计划性航班的目的，为货机提供尽可能多的营运时间。本文将深入探讨拆分 A 检工作包的原则和方法，并对 A 检拆包的经济效益进行简要分析。

## 一、A 检拆包实例概述

B777 B-2026 飞机计划执行 A62 检，原离场时间为 40H，共涉及 120 项工卡。按照以往的工作模式往往需要通过取消航班来保障维修工作的进行，对运行造成较大的影响。为此，维修控制中心一方面充分评估货运物流的需求，另一方面积极开展与局方的沟通，对 B777 维修方案合理分析，统筹谋划、协调 GAMECO 生产和航线部门，对 A62 检中所涉及的 120 余项工卡项目进行了分类和整合。在保证飞机适航的前提下，制定出切实可行的措施，以拆分定检工作包的方式，将 B-2026 A62 工作包中的 120 项工卡拆解为两个子工作包：子工作包 1 含有 105 项基本维护工作，离场约 24H，计划在 9 月 13 日执行；子工作包 2 含有 15 项润滑右大翼的工作项目，离场约 20H，计划在 9 月 17 日执行。通过“工作包一拆二”的方式，飞机可在两个离场中间正常执行航班，而不需要专门为 A

检工作取消航班，有效提升飞机利用率，实现安全与成本并重，效益共品质齐升。

## 二、A 检灵活组包计划与控制措施

1. 严格盯好 A 检时限。对于每个灵活组包 A 检，生产控制人员需确保两个分包检均在 A 检到期前完成，举例 A 检 6 号到期，两个分包检安排日期为 3 号、5 号。

2. 合理安排工作计划。根据 A 检分包的情况，视情安排非例行性工作，保障 A 检的按时出场。同时，下次 A 检的计划时间以第一次拆包检的日期为计算时间。

3. 现场及时反馈工作进度。定检车间/工段应及时向生产和技术部门反馈工作进度，确保现场工作按计划实施，如有异常情况，采用工作包修订的方式进行工作计划的调整。

## 三、A 检灵活组包原则

A 检灵活组包工作按区域划分和大 A/小 B 的分包原则。

1. 区域划分主要分为四个区域机上电子区域、机下区域、大翼起落架区域、发动机区域。

2. 大 A/小 B：大 A 拆包后，一般以第一天的工作量比较饱和，第二天的工作相对轻松。如有异常，可以灵活调整工作，确保飞机按时出场。

## 四、A 检灵活组包方法

A 包：发动机区域+机上区域或者机下区域+零散工卡（不能明确为某个区域的工卡）。区域工作的搭配以减少工作冲突为原则。

B包：大翼起落架区域+剩余区域+附加非例行工卡

预组A包，按分好的工包，删除A包多余工卡。

组空包B包，将A包删除的工卡手动添加到B包内。

## 五、A检拆包的经济效益分析

A 检工作包的拆分是基于现有的维修计划执行方案，科学地将工作包中执行区域相同、同类型的工作重新组合，并合理的控制维修工作执行的提前量，不仅保证 A 检间隔利用率处在高位，更重要的是充分地利用了货机每一次在地面停场的的时间，实现“落地即维修，停场即工作”。通过减少一次性的长时间停场，避免了货运航班的取消，为货机保持高利用率、高收益创造了有利条件。目前，该方法已推广到客机，未来将逐步向全机型展开。

当然，拆分工作包也存在着一定的风险和弊端，如增加了维修项目的控制难度、部分项目提前量变多，且需人为地进行拆分，出现漏项、错项的概率增大。后续随着 TAOIX 系统的上线，维修控制中心将逐步探索C检以下例行维修工作的单机单卡化控制，打破现有的固定A检工作包的执行方式，根据工卡期限灵活组包，进一步提升例行维修工作的执行效率，减少停场时间。

### 结语：

拆分定检工作包，是南航维修计划精细化管理的具体体现，是实现价值创造的重要举措。维修控制中心将持续、密切关注拆分定检工作对运力所产生的影响，持续优化维修任务的计划与控制，秉持精细化管理、坚持价值创造的理念，严格落实公司压降成本的要求，积极配合市场需求，为公司提供充足可靠的运力。▲▲

# 关于知识图谱在航空维修领域方面的应用探索

北京飞机维修工程有限公司信息技术部 崔晓莲

## 摘要：

随着航空技术的飞速发展，航空维修工作面临着前所未有的挑战，包括复杂系统的维护、高效故障排查、知识管理优化等。知识图谱作为人工智能领域的重要技术之一，以其强大的知识表示与推理能力，为航空维修的智能化转型提供了新的思路和解决方案。本文首先分析了航空维修领域的现状与挑战，然后详细介绍了知识图谱的构建原理及其在航空维修中的具体应用。

## 一、引言

近年来，全球及中国航空业呈现迅猛发展态势，航空维修市场规模也随之持续扩大。然而，航空维修业具有技术密集与劳动密集的双重特性，许多环节难以被自动化完全取代。例如，大量的检查工作、手册查阅以及故障排查等仍需依靠人工操作，并且维修知识的获取与传承存在诸多障碍。鉴于此背景，结合当前科学技术的发展趋势，运用知识图谱技术深入挖掘维修数据、构建内在关联，成为解决上述问题的有效途径。

## 二、航空维修领域现状与挑战

### （一）市场规模持续扩大

据统计数据表明，2024 年全球 MRO 市场规模约为 1040 亿美元，未来 10 年整体增长呈现前高后低的趋势，年增长率约 1.8%。中国 MRO 市场增速同样呈现前高后低的特点，年增速约为 2.0%。市场规模的不断扩大，意味着航空维修业务量的增加，对维修效率和质量提出了更高要求。

### （二）技术密集与劳动密集并存

航空维修工作涉及复杂系统的维护，需要技术人员的深度参与。尽管已广泛应用各种技术手段并引入了 IT 系统，但由于维修过程的高度复杂性，诸如飞机发动机的精密检修、航空电子系统的故障排查等，仍难以实现完全自动化。这不仅依赖技术人员的专业技能和经验，还耗费大量的人力和时间成本。

### （三）知识传递不畅

维修知识的获取与传承主要依赖于理论学习加传统的师徒相传方式，这种方式存在局限性，难以实现知识的有效共享。不同部门、人员间的知识交流受阻，例如飞机结构维修人员与电子系统维修人员之间的知识隔阂，导致维修知识无法高效传播和利用，影响维修工作的协同性和整体效率。

## 三、知识图谱的构建原理

知识图谱（Knowledge Graph, KG）是一种结构化的语义知识库，以图形化的方式描述物理世界中的概念及其相互关系。其构建主要涵盖以下关键步骤：

### （一）数据收集

从多样化的数据源（如数据库、网页、文本文件等）广泛收集大量数据。例如，从航空维修企业的历史维修记录数据库中提取故障数据，从飞机制造商的官方网站上获取飞机技术规格说明书等文本信息，以及从航空技术论坛等网页资源中收集维修经验分享等数据，为后续的知识图谱构建提供丰富的素材基础。

### （二）数据预处理

对收集到的数据进行清洗和预处理操作，包括去除重复数据、格式化数据等。例如，将不同格式的日期数据统一转

化为标准格式，删除重复的维修记录条目，纠正数据中的错别字和错误格式，确保数据的准确性和一致性，提高数据质量，以便后续的知识抽取和分析能够更加高效地进行。

### （三）知识抽取

运用机器学习或深度学习方法进行实体抽取、关系抽取和属性抽取，以提高抽取的准确性和效率。例如，在航空维修文本中，识别出飞机部件（如机翼、起落架等）作为实体，抽取部件之间的连接关系（如“安装于”“连接到”等）以及部件的属性（如型号、材质、使用寿命等），从而将非结构化的文本数据转化为结构化的知识，为知识图谱的构建奠定基础。

### （四）知识表示

将抽取到的知识以结构化的形式表示出来，常用的表示方法包括 RDF 图和属性图等。以 RDF 图为例，通过三元组（主语、谓语、宾语）的形式清晰地表达知识元素之间的关系，如“波音 737 飞机 - 包含 - 普惠发动机”，直观地展示飞机与发动机之间的所属关系，使知识图谱能够以一种清晰、易懂且易于计算机处理的方式呈现知识结构。

### （五）知识融合

将来自不同数据源的知识进行融合，解决知识间的冗余、不一致等问题。例如，从不同飞机维修手册中获取的关于同一飞机部件的维修方法可能存在差异，通过知识融合技术，对这些信息进行比对、整合，去除重复和矛盾的内容，形成统一、准确的知识体系，确保知识图谱的完整性和可靠性。

### （六）知识推理

基于已有的知识，通过推理算法发现新的知识或关系。例如，已知某型号飞机的某个部件在特定工况下容易出现某种故障，且当该部件出现此故障时会影响到与之相连的其他部件的性能，通过知识推理可以提前预测这些相关部件可能出现的潜在问题，为预防性维修提供依据，进一步拓展知识图谱的应用价值。

## 四、知识图谱在航空维修中的应用

### （一）构建智能问答系统

用户能够借助关键字，在基于知识图谱构建的智能问答系统中实现维修信息的快速、精准查询，显著提升维修效

率。例如，维修人员输入“波音 747 发动机故障指示灯亮起的原因”，系统通过知识图谱快速关联相关的故障案例、维修手册内容以及专家经验等信息，迅速给出可能的故障原因及相应的解决方案，大大缩短了维修人员查找资料和分析问题的时间，提高了故障排查的效率。

### （二）故障诊断与预测

构建基于知识图谱的故障诊断系统，将飞机各系统的结构、工作原理、常见故障及维修案例等知识以图结构形式表示。通过机器学习算法，自动分析故障现象，结合知识图谱进行推理，快速定位故障原因，并预测潜在故障。比如，当飞机的飞行控制系统出现异常参数时，系统能够结合知识图谱中关于该系统的各个部件、信号传输路径以及以往类似故障的处理经验，迅速确定可能出现故障的部件，并根据部件的使用历史数据和当前工作状态，预测其未来可能发生的故障，提前安排维修计划，降低飞行安全风险。

### （三）维修决策支持

利用知识图谱整合维修资源、技术手册、专家经验等多源信息，为维修人员提供智能化的决策支持。系统可根据实时数据和维修需求，推荐最优的维修方案、工具及备件。例如，在面对飞机机身蒙皮损伤的维修任务时，系统综合考虑损伤程度、飞机型号、航空公司的维修成本预算以及库存备件情况等因素，从知识图谱中筛选出最适合的维修工艺、所需的专业工具以及可替代的备件型号，帮助维修人员做出科学合理的维修决策，提高维修质量和资源利用率。

### （四）技能培训与辅助

结合虚拟现实（VR）和增强现实（AR）技术，利用知识图谱构建虚拟培训环境。学员可以在虚拟环境中模拟真实维修场景，通过交互式学习掌握维修技能。比如，在航空发动机维修培训中，学员戴上 VR 头盔，进入基于知识图谱构建的虚拟发动机维修场景，根据系统提示的维修步骤和操作规范，与虚拟的发动机部件进行交互操作，同时知识图谱会实时提供相关部件的原理、故障案例等知识信息，帮助学员加深对维修知识的理解和记忆，提高培训效果和技能掌握速度。

## 五、结论

知识图谱在航空维修领域展现出广阔的应用前景。通

过构建知识图谱，能够有效提升维修效率、降低运营成本，并显著增强安全保障能力。随着技术的不断进步和应用的深入，知识图谱将在航空维修领域发挥更加重要的作用，为航空业的持续发展提供有力支撑，有望实现航空维修的智能化、高效化和精准化，进一步提升航空安全水平和运营效益，推动整个航空产业的升级和变革。▲▲

# CFM56-7B系列发动机滑油系统 污染监控方案浅析

北京飞机维修工程有限公司重庆分公司 朱 剑

## 摘要:

737NG飞机搭载CFM56-7B发动机, 该型发动机因CVT支撑松动和CVT封严老化失效等缺陷, 可能导致发动机润滑油进入中央通气管CVT与低压涡轮LPT之间的夹腔, 夹腔内的滑油长时间不流动加之高温作用逐渐碳化形成油泥并占据整个夹腔, 如果油泥回流进入发动机滑油系统, 将导致整个滑油系统污染。长时间的滑油系统污染将堵塞滑油回油滤导致发动机运行时驾驶舱主发动机显示出现发动机滑油滤旁通警告信息。按照目前的737NG QRH手册出现滑油滤旁通警告, 机组需要收油门检查并可能关停发动机, 出现运行不安全事件。因滑油系统污染的随机性, 本文探讨运用监控发动机滑油压力下降的方法来判断发动机滑油系统污染, 防止发动机运行过程中出现滑油滤旁通灯警告信息的不安全事件。

## 一、CFM56-7B发动机滑油滤旁通灯警告信息

CFM56-7B发动机滑油旁通指示系统用于在驾驶舱指示发动机滑油回油滤是否存在堵塞旁通。滑油回油滤堵塞传感器(滑油压差电门)安装在发动机回油滤上, 用来监控发动机回油滤进口和出口的压差, 当压差达到阈值31.2psi时, 电门接通给EEC传递信号, 表明回油滤即将旁通。此时OIL FILTER BYPASS 信息会出现在主发动机显示。

如果EEC在地面探测到回油滤滑油压差电门故障时, OIL FILTER BYPASS 信息也会在上DU上显示, 同时会产生相应的故障代码。如果发生在空中, EEC会抑制相关警告。因此空中滑油旁通灯亮, 大概率是由于滑油回油滤堵塞导致的。

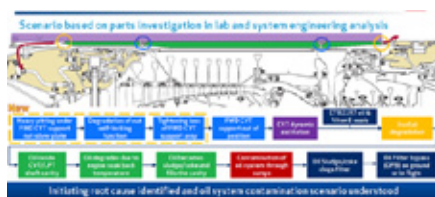
当机组观察到滑油旁通警告后, 根据快速检查单

(QRH), 先收回油门, 直至旁通警告消失并将油门保持在警告消失的位置, 如果警告不消失, 则关停发动机。

近年来CFM56-7B机队滑油滤旁通警告事件有增加趋势, 据CFMI统计, 2023年因滑油滤旁通警告信息, 全球CFM56-7B机队发生15起事件, 其中10起空中停车, 4起返航, 1起中断起飞。

## 二、CFM56-7B发动机滑油系统污染的产生

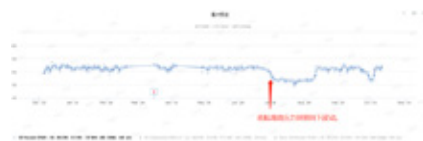
CVT管支撑固定螺帽的前螺牙出现点蚀和掉材料目前被认为是初始因素, 这导致CVT管支撑固定螺帽逐渐失去自锁, CVT管松动并开始出现前后串动, 这将逐步损坏CVT封圈。滑油从损坏的CVT封圈进入CVT与LPT夹腔, 夹腔内的滑油长时间不流动并高温作用逐渐碳化形成油泥并占据整个夹腔, 如果油泥回流进入发动机滑油系统, 将导致滑油系统污染。严重的滑油系统污染将



导致发动机运行时出现滑油滤旁通灯警告信息。下图为滑油系统污染产生的进程图:

## 三、滑油滤旁通灯警告信息与滑油压力的关系

(一) 事件图示:



B-53XX机2024年7月24日出现滑油压力向下波动, 15天后8月10日驾驶舱出现滑油滤旁通警告。



B-54XX机2024年5月和8月出现滑油压力向下波动，9月出现驾驶舱出现滑油滤旁通告警。

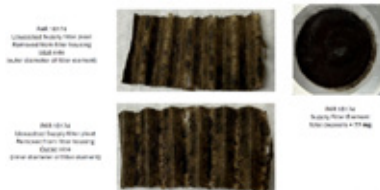
根据发动机滑油压力图谱，B-53XX机7月24日开始出现滑油压力向下波动，8月10日出现地面滑油滤旁通告警信息；B-54XX机5月24日和8月20日出现过2次滑油压力向下波动，9月2日出现地面滑油滤旁通告警信息。这说明滑油压力降低先于发动机滑油滤旁通告警信息出现，可以通过发动机滑油压力监控预警发动机滑油系统污染。

案例发动机监控图形有以下3个特征：

- 1) 案例发动机滑油压力下降值最大为5PSI然后保持稳定，这个与供油滤油堵塞后油路旁通有关。
- 2) 案例发动机完成滑油系统、更换油滤后清洁，滑油压力能够回升。
- 3) 1年期的发动机滑油压力图变化趋势更加明显，以上图例时间段均为1年。

#### 四、滑油系统污染导致发动机滑油压力降低的关系

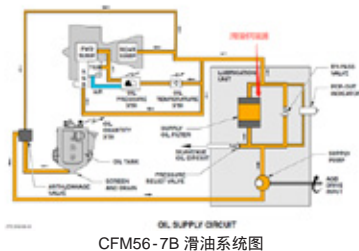
1) 滑油系统发生碳颗粒污染后，污染的滑油碳粉不仅聚积在滑油回油滤，也会在污染供油滤并堵塞发动机供油系统油路从而导致滑油压力降低，见供油滤污染图示。



其中1台案例发动机供油滤的污染图显示包含重量77mg非铁磁材料，证实供油滤污染。

2) 供油滤的污染与滑油压力的关系：

滑油泵和滑油供油滤都安装于发动机润滑组件，在润滑组件内滑油先经过滑油泵增压，然后经发动机供油滤进入发动机个轴承腔室，如果滑油供油滤有污染堵塞将导致滑油压力下降。



CFM56-7B 滑油系统图

驾驶舱显示的发动机滑油压力PI为前收油池/TGB滑油供油油路压力P1 与TGB腔的滑油压力P2的差值，Delta P为供油滤进出口压降。

$PI(\text{指示压力}) = P1 - P2 - \Delta P$ 。因污染导致Delta P增加，降低了供油油路压力P1，结果就是导致PI(指示压力)下降。

根据CMM 79-21-16润滑组件部件手册可知，滑油供油滤进出口压差达到17.5-21.7PSI时，滑油供油滤的旁通活门将打开。供油滤发生堵塞时滑油泵出口背压增加，输出压力将相应增加，叠加变化最终反映到系统滑油压力为下降5PSI并保持稳定，这个现象可以从案例发动机滑油压力趋势图看出。实际滑油压力监控选取压力降低5PSI的1/2即2.5PSI为监报告警值。

#### 五、滑油压力监控方法

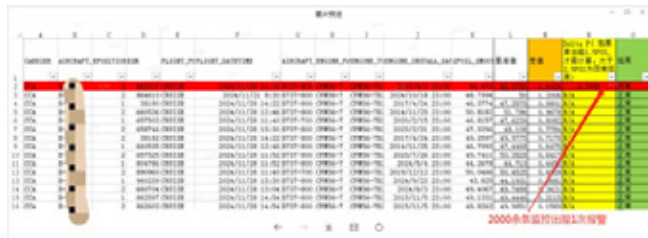
目标是及时发现滑油压力异常波动，阻断发动机滑油系统污染进程。根据案例发动机滑油压力趋势图，设置监控原则如下：

- 1) 首先设置发动机滑油压力基准值，该参数为干净滑油/干净滑油滤的巡航滑油压力值。
- 2) 然后采集某台发动机巡航滑油压力与基准值比较，下降达到1.5PSI时，计算当日左、右发差值的相差值Delta P，如果左、右发差值的相差值Delta P仍然大于2.5PSI产生报警，计算左、右发差值的差值Delta P是为了去除发动机运行环境的干扰项。产生报警后核查维修记录近期是否更换润滑组件或者清洁后收油池滑油管，这些维修工作可能导致发动机滑油压力改变。
- 3) 如没有近期维修记录，则5个循环内清洗发动机滑油油路。(包括更换2个油滤，送检发动机滑油回油滤进行非铁磁性材料称重)
- 4) 清洗滑油系统包括更换油滤后监控发动机滑油压力趋势，如果滑油压力回升，则证实滑油系统污染。如果滑油压力没有变化，则排除滑油系统污染。

监控流程图：



### 六、滑油压力监控案例 (阻断滑油系统持续污染)



2024年11月29日触发滑油压力报警

监控发现B-15XX机右发从2024年11月26日开始出现了一次滑油系统快速污染，到11月29日触发设置的滑油压力波动报警，11月29日调整15XX的航班至基地航后，更换滑油供、回油滤，2024年11月30日数据显示滑油压力逐步恢复，见滑油压力波动阻断趋势图：



B-15XX右发阻断滑油系统污染的滑油压力趋势图

从2024年11月21日航后因其他原因更换了一次滑油回油滤到2024年11月29日航后第2次更换发动机滑油回油滤之间共飞行72H。油滤化验结果显示仅72H该滑油回油滤就积累118.59mg的碳粉污染，证实了一次滑油系统的快速污染事件。也说明使用发动机滑油压力监控推断滑油系统污染时可行的。



实验室检测结果

### 七、总结

- 1) 每日发动机滑油压力参数监控所需时间在10分钟左右。
- 2) 从2024年11月14日至2025年2月，40余架B737NG飞机机队，7000余条计算数据，产生过二次报警实例，一次证实为滑油系统真实污染，一次为更换发动机润滑组件导致滑油

压力基准改变，截止到2025年2月该参数设置误报率低且没有漏报滑油系统污染。

CFM56-7B发动机滑油污染是困扰CFM56-7B发动机维修单位的一个难题，频繁更换发动机油滤会增加维修成本和增加一线机务人员的工作负担，本文探讨使用滑油压力监控的方法来判断滑油系统污染避免发动机不安全事件的发生。目前证实该方法有方便快捷、准确率较高的特点，目前CFMI尚无滑油污染监控上线，该文为总结本机队开展CFM56-7B发动机滑油压力监控判断滑油系统污染进行的一次探索。▲▲

# A330飞机空调系统旁通活门故障工程分析

广州飞机维修工程有限公司 李春

## 摘要:

论文阐述了空客A330飞机空调系统旁通活门典型故障案例、活门的部件工作原理与活门故障模式；针对旁通活门主要故障模式的故障性质、故障影响、故障风险防控策略以及健康监测可行性展开综合论述。

## 1、空调旁通活门故障案例、工作原理与故障模式

### 1.1故障案例

某航司一架空客A330飞机在地面出现AIR PACK 1 OVHT（左空调组件过热）驾驶舱警告，左空调组件出口温度高达102度，故障现象稳定。机组反映飞机在空中未出现左空调组件过热警告。ECS（环境控制系统）系统测试结果给出空调旁通活门的维护信息，PFR（航后故障报）亦有旁通活门故障信息PACK 1 BYPASS VALVE，引气系统页有旁通活门打开的三角形指示，接近空调舱检查发现活门位置指示器在开位。人工操作将旁通活门限动在关位后测试左空调组件，空调组件出口温度降至4度，过热警告消失，判断空气循环机ACM可正常工作,造成空调组件地面过热的故障原因经分析应同旁通活门有关(活门失效在开位)，更换活门后故障排除。

### 1.2 空调旁通活门部件工作原理

A330飞机空调旁通活门有完全打开和完全关闭两个位置。活门由作动器和活门体两部分构成，作动器上的手柄可人工操作改变活门位置，活门体设计有蝶形阀与指示活门位置的指示器。

空调旁通活门正常应处于关闭位。当ACM失效(例如内部轴承卡阻)后，旁通活门便会打开，引气从热交换器通过旁通活门直接到达混合器组件而不再流经再加热器、冷凝器、水分离器和ACM,空调组件工作在旁通（仅热交换器冷却）模式，

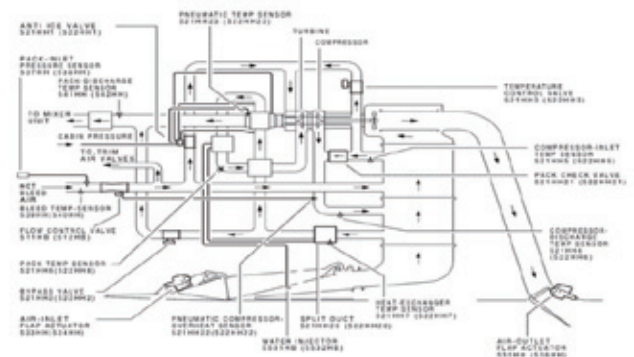
由热交换器来降低热引气温度。

### 1.3 空调旁通活门故障模式

A330飞机空调旁通活门的主要故障模式为活门失效在开位与活门失效在关位。

空调旁通活门失效在开位，引气会旁通ACM而使ACM无法正常工作（非ACM本身故障所致）。飞机在地面时，ACM不能正常工作，热交换器的冷却能力不足，空调组件过热故障产生并触发驾驶舱警告（空调组件出口温度达到95度以上会触发过热警告），导致受影响空调组件不可用。飞机在空中时，由于热交换器冷却气流足冷却效果好，因此空调组件出口温度不会过高,空调组件过热故障及驾驶舱警告不会产生，受影响空调组件依然可用。

空调旁通活门失效在关位，如ACM未失效则受影响空调组件仍可正常工作，飞机会在驾驶舱产生维护状态信息CAB TEMP（客舱温度）。当ACM失效（ACM失效后会触发空调组件调节故障的驾驶舱警告）需旁通活门打开而活门却不能打开时，旁通活门失效在关位的故障便会产生影响。



A330飞机空调组件原理图

## 2、空调旁通活门故障模式的故障性质与故障影响分析

如果飞机发生的故障在机组人员履行其正常职责时能够被发现或者说是明显的，则故障为明显故障。空调旁通活门失效在开位，飞机在地面会产生空调组件过热警告且机组人员可从引气系统页发现活门打开的三角性指示，飞机另会产生维护状态信息CAB TEMP，由于故障对于机组人员而言明显可见（故障无隐蔽性），因此该故障模式为明显故障。失效在开位的旁通活门在地面会造成活门所在的空调组件过热，然而单空调组件失效却是可MEL保留项目；此外，在下次飞行前也可对故障的旁通活门办理MEL保留，在确保ACM工作正常的条件下将旁通活门解除工作在关闭位后放行飞机，受影响空调组件仍可正常工作。飞机在空中时，即使旁通活门失效于开位，受影响的空调组件还可降级工作，运营中断事件并不会发生。综上，旁通活门失效在开位的故障模式无安全性影响或严重的使用性影响。

空调旁通活门失效在关位，由于该故障模式会产生维护状态信息而被机组人员察觉，因此该故障模式也属明显故障。旁通活门失效在关位的故障模式作为独立故障单独产生后并不会影响活门所在空调组件的工作，但当ACM失效的独立故障相继产生（需旁通活门打开）后，因旁通活门已失效在关位，所以受影响的空调组件便不能工作在旁通模式。若旁通活门失效在关位和ACM失效两个独立故障先后出现（故障并发），则单空调组件失效的多重故障便会发生。多重故障是由连贯发生的两个或多个独立故障所组成的故障事件，这些独立故障共同作用，致使多重故障会造成其中任何一个独立故障单独所不能产生的后果，多重故障的故障后果又分为安全性影响和非安全性影响。飞机双套空调系统的冗余设计使单空调组件失效无直接的安全性影响或严重的使用性影响，风险等级尚属可控。旁通活门失效在关位亦属可MEL保留项目，MEL要求活门需解除工作在关闭位且受影响空调组件的ACM需工作正常，在对已确认故障的旁通活门办理MEL保留后，飞机带故障运行的时间越长，则潜在风险和事态不确定性越高，为防范多重故障发生的风险，应在保留期限内尽早实施排故工作。

## 3、空调旁通活门故障风险防控策略分析

### 3.1 活门失效在开位故障风险防控分析

空调旁通活门失效在开位属明显故障，由于故障既无安全性影响，也不存在严重的使用性与经济性影响，因此不必作为重要维修项目（MSI）来设立预定维修任务。明显故障不同于隐蔽故障，对于后者，由于机组人员无法察觉到已发生的隐蔽故障，因此应定期执行“发现隐蔽故障”的检测（维修）工作，而前者因为能够被及时发现和报告，所以也就没有实施“发现故障”的维修工作的必要性。针对旁通活门失效在开位的故障模式，在故障风险防控策略上，可采用MSG-2“状态监控”维修方式。“状态监控”属事后维修方式，适用于明显故障和随机故障（故障应无安全性影响），可待故障出现后再行排故而不必事先做预防性维修工作或仅需执行简单的工作。对于采用“状态监控”的项目，航司需对项目进行故障原因和故障趋势分析并持续监控项目的可靠性水平，必要时可转换被监控项目的维修方式（例如转为“视情方式”或“定时方式”）。“状态监控”维修方式在维修经济性上具有显著优势，但它对航司的工程管理能力有较高要求，航司工程技术部门应对飞机系统和部件的状况进行高质量的可靠性水平监控并视情采取优化与改进措施。

空客公司并未专门针对旁通活门故障推荐计划性维修MPD（维修计划文件）任务，此分析决断结果也能间接表明“状态监控”对于旁通活门失效在开位故障的风险防控而言是合适的维修方式。

### 3.2 活门失效在关位故障风险防控分析

空调旁通活门失效在关位的故障发生后，如前文所述，一旦同一空调组件的ACM失效的故障相继发生，多重故障事件“单空调组件失效”便会产生。尽管单空调组件失效没有直接的安全性影响，但如果另一空调组件随后也突发失效的话，则“双空调组件失效”事件就会影响飞机座舱增压。潜在安全风险的存在使局方和航司不得不对多重故障风险防控予以高度重视，多重故障被纳入航司重要故障管控项目清单内。

根据MSG-3逻辑决断分析方法可知，如果故障后果为非安全性影响，则预防性维修工作是“宜做”而非“必做”，况且针对旁通活门失效在关位的故障模式，也无适用、有效、实用且经济的维修工作可供选择。“旁通活门失效在关位”的故障模式作为明显故障实则依然可采用MSG-2“状态监控”的维修方式。

当旁通活门失效在关位的故障产生后，飞机维修人员需

执行ECS系统测试以确认活门故障，而后再行排故。“旁通活门失效在关位”故障（故障发生带有突发性和不可预测性）允许其发生，但需尽早采取事后维修措施使故障得以排除。

“事后维修”是对已发生的独立故障采取修复性维修的维修方式，对于独立故障而言，“事后维修”不属于预防性维修，但对于同独立故障相关联的多重故障来讲，针对先发独立故障的“事后维修”可视为防范多重故障发生风险的预防性维修措施。事实上，及时排除先发的独立故障对于多重故障而言即是有效的故障风险防控办法。

#### 4、空调旁通活门健康监测

预测性维修作为新兴的航空维修模式与先进的事前维修策略，近年来被国内航司推崇并将预测性维修（健康监测）理念积极应用于航空工程管理和维修实践。健康监测可视为一种特殊的预防性维修方式，用于实现故障风险防控及故障后果防范的目的；健康监测对于保证飞机运行安全和提升运营可靠性具有积极意义。

由于空调旁通活门失效在开位的故障会导致受影响空调组件的出口温度在空中时偏高，因此可将空调组件出口温度作为健康监测关键参数，利用飞行数据译码平台和健康监测技术手段对空调系统的健康状况实施持续监测，当空调组件出口温度偏高的预警报文产生后，旁通活门可能已失效在开位（旁通活门是导致空调组件过热的故障原因之一），航司工程技术人员应及时进行故障诊断并采取必要的应对措施。

空调旁通活门失效在关位后，若ACM不发生失效，则受影响的空调组件仍可正常工作，空调系统参数不会出现异常表现，健康监测不具有可行性，为此依然需要利用传统的维修方式来防范故障风险。

#### 5、结论

本文结合空客A330飞机空调旁通活门故障案例，分别对旁通活门两种主要故障模式的故障性质、故障影响、故障风险防控策略以及健康监测进行了综合论述，故障风险防控工程思维在论文中有所体现。

民航飞机维修工程技术人员可通过本文了解故障性质和故障影响的分析逻辑，还可从故障风险防控策略分析的工程思维中拓展认知与获得启示。▲▲

# ADS-B 技术在民航机场建设施工中的应用剖析

北京京航安机场工程有限公司 卢春文 杜忠良

## 摘要:

ADS-B 技术作为先进监视手段在民航领域广泛应用。本文深入剖析其在民航机场建设施工中的应用,重点阐述在助航灯光安装和空管设施建设阶段的作用,针对应用挑战提出应对策略,为合理运用提供参考。

## 一、引言

民航业作为现代交通运输体系的重要组成,近年发展势头强劲。ADS-B 技术凭借卫星定位和数据通信特性,能实时、精准提供飞机位置、速度、高度等信息,具有自动化程度高、覆盖广、信息更新快等优势。将其引入民航机场建设施工,对提升机场性能和运行效率意义重大。因此,深入探讨其在助航灯光安装和空管设施建设阶段的应用,具有重要现实意义。

## 二、ADS-B 技术概述

### (一) ADS-B 技术的原理

基于全球卫星导航和数据链通信,飞机获取自身信息并广播,实现实时监视,核心是飞机自主传输状态信息,提高监视效率与准确性。

### (二) ADS-B 技术的特点

自主性强,降低对地面雷达依赖;实时性好,高频更新信息;覆盖广,支持广阔空域监视;数据丰富,助于全面了解飞机状态。

## 三、ADS-B 技术在民航机场建设施工中的应用

### (一) 在助航灯光安装阶段的应用

**精准调试与参数优化:** ADS-B 技术为助航灯光系统的调试提供了极其精确的飞机位置信息。在灯光系统安装完毕后,技术人员通过接收 ADS-B 信号,能够实时监测飞机在不同灯光条件下的飞行路径和确切位置。基于这些精准的数据,技术人员可以对灯光系统的亮度、颜色、照射范围等关键参数进行精细入微的调整和优化。例如,依据飞机在不同进近阶段对灯光亮度和角度的具体需求,精确调节灯光的强度和方向,确保助航灯光系统能够为飞机提供准确、清晰、符合标准的引导,极大地提高了飞机在复杂气象条件下或夜间起降的安全性。在美国某大型机场的助航灯光安装项目中,应用 ADS-B 技术后,通过对灯光参数的精准调整,使得飞机在夜间和恶劣天气条件下的起降安全性得到了显著提升。

**智能协同提升安全:** ADS-B 技术与助航灯光系统实现了深度的数据共享和协同工作,为飞行安全提供了更为可靠的保障。根据 ADS-B 提供的飞机飞行意图信息,助航灯光系统能够实现智能化的自动调整。比如,当飞机即将进入跑道时,灯光系统可自动增强跑道边灯和中心线灯的亮度,同时调整灯光的闪烁频率,以突出跑道的轮廓和方向,为飞行员提供更清晰明确的视觉引导。此外,灯光系统的状态信息,如灯泡的工作状态、故障预警等,也可以通过 ADS-B 及时反馈给飞机,使飞行员能够实时了解灯光系统的运行情况,提前做好应对准备,进一步提升了飞行安全水平。在欧洲的一些机场,通过 ADS-B 技术与助航灯光系统的智能协同,因跑道灯光故障导致的飞行安全隐患显著降低。

### (二) 在空管设施建设阶段的应用

**科学布局空管设备:** ADS-B 技术为空管设施的布局提供了全面、准确的数据支撑。通过对 ADS-B 数据的深入剖析,

空管部门能够清晰明确不同区域的飞机监视需求和通信需求。例如，在飞机流量较大的区域，合理增加雷达设备的部署密度，以提高监视的精度和覆盖范围；在通信信号较弱的区域，优化通信设备的布局，确保信号的稳定传输。通过科学合理地布局雷达、通信设备等空管设施，能够有效提升空管设备的整体性能，满足机场日益增长的运行需求，保障空中交通的有序运行。在繁忙机场的空管设施升级项目中，如果依据 ADS-B 数据对空管设备进行重新布局，将使得雷达的监视精度和通信信号的覆盖率得到显著提升。

深度推进智能化升级：ADS-B 技术的应用是推动空管系统智能化升级的关键驱动力。通过整合 ADS-B 数据与其他空管信息，如雷达数据、气象数据、航班计划数据等，空管系统能够实现了对飞机的全方位、智能化监视和管理。例如，利用 ADS-B 数据和气象数据，空管系统可以实时预测飞机在不同气象条件下的飞行性能，提前发出精确的预警信息，帮助飞行员和管制员做出科学合理的决策。同时，结合航班计划数据，空管系统能够实现了对航班的智能调度和优化，提高航班的准点率和运行效率，使空管系统更加智能、高效、安全。在新加坡樟宜机场，通过 ADS-B 技术与其他空管系统的深度融合，航班的运行效率得到了大幅提升，准点率显著提高。

#### 四、ADS-B 技术在民航机场建设施工中的应用面临的挑战及解决策略

##### （一）技术兼容性问题

1.挑战：在民航机场建设施工中，存在着多种不同类型、来源各异的设备和系统，其技术标准和接口存在较大差异，这使得 ADS-B 技术与现有设备和系统的兼容性面临严峻挑战。例如，部分老旧的空管设备无法直接接收和处理 ADS-B 信号，需要进行升级或改造，这不仅增加了技术实施的难度，还带来了成本和时间上的压力。

2.解决策略：在机场建设施工前，应全方位、深入地考量 ADS-B 技术与现有设备和系统的兼容性。制定统一、规范的技术标准和接口规范，严格要求设备供应商依照规范进行设备的设计和制造。对于老旧设备，应制定科学合理、切实可行的升级或改造方案，逐步实现与 ADS-B 系统的无缝对接，确保系统整体稳定性和兼容性。

##### （二）数据安全与隐私保护问题

1.挑战：ADS-B 技术传输的飞机位置、航班号等信息涉

及飞行安全和乘客隐私，在数据传输和处理过程中存在数据泄露、篡改等安全风险。随着网络技术的飞速发展，ADS-B 系统面临着日益严峻的网络攻击威胁，一旦数据被非法获取或篡改，将对飞行安全和国家安全造成极其严重的影响，同时也可能严重侵犯乘客的隐私权益。

2.解决策略：强化 ADS-B 系统的数据安全管理，采用先进、高效的加密技术对数据进行加密传输和存储，有效防止数据泄露和篡改。建立严格、完善的数据访问控制机制，明确数据访问权限，只有经过授权的人员才能访问和处理 ADS-B 数据。加强对数据处理人员的安全培训，切实提高其数据安全意识 and 保密意识。同时，积极推动相关法律法规的制定和完善，规范 ADS-B 数据的使用和管理，切实有力地保护乘客的隐私权益。

##### （三）人员培训与技术支持问题

1.挑战：ADS-B 技术作为一种新型监视技术，对相关人员的技术知识和操作技能提出了较高要求。然而，目前在民航机场建设施工领域，部分人员对 ADS-B 技术的了解和掌握程度不足，缺乏实践经验，这可能会影响其在建设施工中的应用效果，导致操作失误或无法充分发挥技术优势。

2.解决策略：加大对相关人员的培训力度，制定系统、全面的培训计划，涵盖 ADS-B 技术的原理、操作方法、维护管理等内容。通过理论培训、实践操作、案例分析等多种形式，切实提高人员的技术水平和操作能力。建立健全完善的技术支持体系，为施工人员和运营人员提供及时、高效、有效的技术支持和服务，如设立技术咨询热线、在线技术支持平台等，及时解决人员在使用 ADS-B 技术过程中遇到的问题。

#### 五、结论

ADS-B 技术在民航机场建设施工中具有广阔的应用前景和重要的应用价值，特别是在助航灯光安装阶段和空管设施建设阶段，能够显著提升机场的安全性、高效性和智能化水平。尽管在应用过程中面临技术兼容性、数据安全与隐私保护、人员培训与技术支持等挑战，但通过采取科学合理、切实有效的解决策略，这些问题能够得到妥善解决。未来，随着 ADS-B 技术的不断发展和完善，以及相关配套技术和标准的逐步健全，ADS-B 技术在民航机场建设施工中的应用将更加深入和广泛。▲▲

# 基于“申请民用航空器特许飞行” 相关流程及内容探讨

青岛航空股份有限公司 黄守帅

## 摘要：

某航空公司一架A320型飞机由于主起落架下扭力臂和滑动内筒下部损伤，超出手册修理要求，由于公司无该损伤的修理能力，公司通过咨询起落架厂家，厂家回复需对损伤区域执行打磨、磁粉探伤、渗透探伤、巴克豪森探伤检查，然后对损伤区域执行喷丸、刷镭、刷漆等步骤后，可执行无商业运行（调机飞行）2个航段，该航司经过评估决定，计划按照厂家要求执行临时修复后，调机到沈阳某MRO执行彻底修理工作。由于此时飞机虽然执行临时措施，但仍然不符合适航要求，故需要申请特许飞行证来执行调机工作，什么是特许飞行证，如何申请，笔者以上述事件为背景，对特许飞行证做详细介绍。

## 一、特许飞行证的相关要求

### （一）依据

特许飞行证的依据来源为CCAR-21R5《民用航空产品和零部件合格审定规定》以及AP-21-AA-2023-51R1《民用航空器适航批准审定程序》。

### （二）适用范围和分类

对于尚未取得有效适航证或目前可能不符合有关适航要求，但在一定限制条件下能够安全飞行的航空器可申请特许飞行证。特许飞行证分为第一类特许飞行证和第二类特许飞行证。

1.从事下列飞行之一的尚未取得有效适航证的民用航空器，应当取得第一类特许飞行证：

（a）为试验航空器新的设计构思、新设备、新安装、新操作技术及新用途而进行的飞行；

（b）为证明符合适航标准而进行的试验飞行，包括证明符合型号合格证、补充型号合格证和改装设计批准书的飞行、证实重要设计更改的飞行、证明符合标准的功能和可靠性要求的飞行；

例如：某航空公司飞机上需要加装无线WIFI相关设备，实现空中上网功能，需要通过改装完成，改装方案需要通过STC（补充型号合格证）的形式被局方批准，要想通过STC的批准，需要通过空中试飞来验证其满足适航标准和相关功能，此种情况下需申请此类特许飞行证来执行试飞验证工作。

（c）新航空器的生产试飞；

（d）制造人为交付或者出口航空器而进行的调机飞行；

（e）制造人为训练机组而进行的飞行；

（f）为航空比赛或者展示航空器的飞行能力、性能和不同寻常特性而进行的飞行，包括飞往和飞离比赛、展览、拍摄场所的飞行；

（g）为航空器市场调查和销售而进行的表演飞行；

（h）交付试飞；

（i）局方同意的其他飞行。

2.从事下列飞行之一的尚未取得有效适航证或者目前可能不符合有关适航要求但在一定限制条件下能安全飞行的航空器，应当取得第二类特许飞行证：

（a）为改装、修理航空器而进行的调机飞行；

该案例属于此类情况，由于该航司不具备此损伤的修理能力，需要调机到有能力的维修单位执行修理，该调机飞行需申请二类特许飞行证。

- (b) 营运人为交付或者出口航空器而进行的调机飞行；
- (c) 为撤离发生危险的地区而进行的飞行；
- (d) 局方确认必要的其他飞行。

通过上述分析，通常情况下一类特许飞行证一般为主机厂申请（特殊情况除外），二类特许飞行证一般为航空营运人申请。

**（三）特许飞行证的基本要求和限制：**

- 1.依据特许飞行证运行时，航空器上应随时带有特许飞行证，并且其原件应置于航空器内明显处；
- 2.尚未进行国籍登记的航空器做特许飞行前，应当向局方申请临时登记标志并获得临时登记证书；
- 3.申请人应当按照规定在该航空器的外表上制作局方指定的临时登记标志；
- 4.取得特许飞行证的航空器不得用于以营利为目的的运输或者作业飞行，不得因补偿或出租而载运人员和货物；
- 5.做特许飞行的航空器应当由持有局方颁发或者认可的相应执照的飞行机组人员驾驶，并且不得载运与该次飞行作业无关的人员；该航空器的飞行机组成员和其他有关人员应当确知该次特许飞行的情况和有关要求与措施；
- 6.特许飞行应当遵守相应的飞行规则，并且应当避开空中交通繁忙的区域、人口稠密地区以及可能对公众安全造成危害的区域；
- 7.特许飞行应当在飞行手册所规定的性能限制以及局方对该次特许飞行所提出的其他限制条件下进行。若特许飞行涉及境外飞行（如在境外发生航空器维修调机），局方在提出限制条件时，应充分考虑各涉及国家对于禁止航空器继续飞行所提出的所有限制（如有），并在需要时与国外当局进行协调；
- 8.除非得到飞越国的同意，否则不得使用特许飞行证飞越该国领空；
- 9.特许飞行证有效期由局方评估后给定，有效期不超过一年。对于基于临时国籍证颁发特许飞行证的，特许飞行证的有效期不应超过临时国籍证的有效期。

**二、特许飞行证获取流程**

特许飞行证获取流程主要包括申请——受理——缴

费——适航检查——颁证，下面以背景中的案例，详细阐述特许飞行证的申请流程。

（一）申请：申请人一般为民用航空器的所有人或占有人，此案例的申请人航空营运人，需向民航地区管理局提交申请，并准备以下申请材料：

**1.《民用航空器特许飞行证申请书》表-21-525**

申请人需从局方AMOS（适航审定运行管理系统）系统中填写相关申请信息，例如航空器状态、发动机相关信息和状态、现阶段不符合适航要求的方面、采取的限制措施（主要指后续特许飞行证颁发后，飞行时的飞行限制，如限制高度，不增压，不载客，一个起落，不在雨天飞行等）、特许飞行的时间地点等，填写完成后，从AMOS系统中打印申请表，并由公司法人或授权人员签字，盖公司公章后，完成申请书的准备；将申请书扫描件上传至AMOS系统申请页面附件中。申请书需按照真实情况填写。下图1为AMOS系统中的申请页面，图2为特许飞行证申请书样例：



图2-1 AMOS系统特许飞行证申请页面



图2-2 特许飞行证申请书样例



图2-3 航空器技术状态评估报告样例

2.航空器技术状态评估报告，可使用AP-21-AA-2023-51R1中推荐的样例图3，也可按照公司的发文模版，但至少应包含该架航空器的基本技术状态，适航指令、维修方案等项目的执行情况，状态偏差项目及其采取的限制措施，使用限制说明情况。

3.《关于申请委派委任代表执行XXX飞机特许飞行检查并颁发特许飞行证的请

求书》

示》文件（由于现阶段局方一般会授权公司委任代表执行特许飞行前检查，并签署特许飞行证日期、有效期等），故需提前编写请示文件，并上传至AMOS系统；

4.同时还需要提交公司的营业执行、喷涂方案以及厂家要求的临时措施等文件资料。

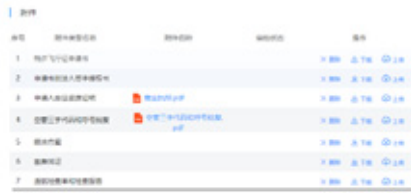


图2-4 AMOS系统中特许飞行证申请页面需上传附件清单

将上述准备的文件上传至AMOS系统申请页面的附件中，完成申请。

(二) 受理

民航地区管理局适航审定处从AMOS系统中收到申请人提交的申请书及相关材料后进行审核，对于申请材料不齐全或者不符合格式要求的，局方应当在收到申请之后的5个工作日一次性书面通知申请人需要补正的全部内容。申请材料齐全或者申请人按照局方的通知提交全部补正材料的，局方应当受理申请，并向申请人发放受理申请通知书。申请人应当按照受理通知书的要求，缴纳相关费用。不予受理的，局方应通知申请人，并说明理由，告知申请人享有依法申请行政复议或者提起行政诉讼的权利。



图2-5 特许飞行证受理通知书样例

(三) 缴费

局方会将缴费码以短信形式发送至公司AMOS账号联络人，公司应按照受理通知书上的审查金额和缴费码，缴纳费用，公司完成缴费后，需将缴费回执从AMOS系统上传，同时按照要求，联系开具收据，局方审核完成缴费后，会流转至委任代表执行特许飞行检查，同时需联系局方打印并领取空白日期的特许飞行证。

(四) 适航检查

1.经授权的公司委任代表应完成下列检查工作：

(a) 对航空器进行必要的检查；

主要检查厂家要求的临时措施，是否全部按照执行，是否执行到位，损伤部位是否均得到处理，在该案例中，委任

代表对照厂家要求执行的临时修理方案，逐项检查，并核对探伤报告，同时对喷丸、刷镀铬等工艺项目进行现场检查，确保所有的措施均已完成，并满足要求。现场检查时，发现有一处损伤点公司未进行评估，委任代表立即要求公司对该损伤点进行探伤评估，在探伤完成，确认不影响安全飞行后，才允许特许飞行。同时委任代表还需要检查该架飞机执行的适航指令情况，维修方案情况，故障保留情况是否影响该次调机飞行，维修记录是否签署清晰、准确、完整。

(b) 确认申请人为保证航空器安全运行所采取的各项措施已得到正确实施；

(c) 评估申请人提出的使用限制建议是否准确、全面；

(d) 核实申请人所做的各项检查、试验工作已正确记录；

(e) 检查结束后，委任代表需完成《民用航空器评审和检查记录单》（特许飞行证）（表-21-526），同时对《民用航空器特许飞行证申请书》检查结论部分进行填写。

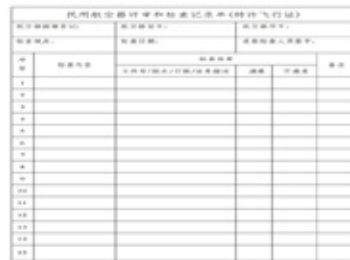


表2-1 《民用航空器评审和检查记录单》样例

(五) 颁发证件

完成适航检查，确认航空器处于安全可用状态后，委任适航代表即可完成《民用航空器特许飞行证》，并在证件上签署日期、有效期，并对使用限制予以明确。当证件失效后，应及时将证件交还局方。



图2-6 特许飞行证样例

(六) 存档

公司委任代表应在特许飞行证签发后10个工作日内，将下述文件上传至AMOS系统，并跟踪关闭该流程：（1）《民用航空器特许飞行证》（表-21-527）；（2）《民用航空器评审和检查记录单》（特许飞行证）。

对于文件存档局方特别关注，根据《适航审定工作手册》的要求，委任代表未及时报告完成的工作并提交相关资料，可能会造成委任代表的委派和授权的暂停或终止。

### 三、结束语

特许飞行属于飞机适航状态的一种偏离，不允许载客运行，要采取相应的措施并进行相应的限制。根据飞机特许飞行的目的，需按照规章要求申请不同类别的特许飞行证，并及时跟民航地区管理局适航审定处进行沟通和汇报。▲▲

# 浅析维修单位等效替代工具设备的管理

AMECO华北航线中心 张 芳

## 摘要:

本文基于民用航空规章CCAR145部的要求、以质量管理原则和检测技术为依据，航空公司维修单位从事民用航空器及部件的维修工作，建立文件化管理手册体系作为维修工作的基本准则，按要求具备合格的厂房设施人员、工具设备、器材，适航性资料和质量、技术、生产、记录。

CCAR145部允许维修单位使用与适航性资料要求或工具设备具有同样功能的替代工具设备，替代工具设备可以是维修单位自制或购买的等效工具设备。本文论述对等效替代工具设备对比分析，规范生产工具设备等效替代评估工作流程，达到工作标准清晰、有效的管理。文中不足之处，请指正。

## 1、飞机维修工具设备的定义

飞机维修工具设备是指在飞机维护和修理过程中使用的各种工具和设备，它们用于检测、修理和保养飞机及其部件，确保飞机的安全性和可靠性。这些工具和设备根据其功能和用途可以分为不同的类别，每类都有其特定的应用场景和技术要求

## 2、飞机维修工具设备分类

### 2.1 第1类工具设备:

飞机维修规定的一般（通用）工具设备。这类工具包括商业购买（货架产品）和维修资料中没有指定件号的工具设备，用于维修辅助的通用工具或物件部影响项目适航性。如：螺丝刀、扳手、锄头等。

### 2.2 第2类工具设备:

用于完成特定任务的一般（通用）工具设备，包括:

a) 商业购买（货架产品）的工具设备，

b) 具有以下特性的其他工具设备：有确定件号或有明确图纸或有物理参数的工具设备。

### 2.3 第3类工具设备:

维修资料有足够技术信息的特殊工具设备。这类工具设备是针对完成特定维修任务单独设计的。如：TCAS专门的信号发生器。ATE验收测试装置，拆卸和安装设备，传动装置和测量装置等。

### 2.4 第4类工具设备:

维修资料中没有足够技术信息的工具设备。这类设备是指在完成特定维修任务时，资料中没有充分信息指出任务要求或工具设备性能的一般（通用）或特殊（专用）工具设备。

## 3、等效替代工具设备的评估原则

原则上，适航指令强制使用CDCCL（标识在飞机运营寿命内）中要求使用的特定工具，持续适航性资料中有明确要求不得使用等效替代工具设备的工具设备，允许进行等效替代；如使用等效工具设备必须获得局方批准。

### 3.1 第1类等效工具设备等效替代批准，直接使用。

3.2 第2类等效工具设备需进行评估确保等效替代品在特定的任务中能够达到与被替代工具设备同样的效果。如：万用表、千分尺、力矩扳手、信号发生器、挤压工具（例如夹线钳）。

3.3 第3类等效工具设备是按照OEM（原始设备制造商）技术信息来设计的。等效替代是基于满足OEM的维修任务要求，将等效工具设备产生的记过与OEM要求的结果，按照OEM维修资料中的维修任务对工具设备的功能、效能、精度等各

项指标进行对比评估。

3.4 第4类等效工具设备是基于航空公司或修理站的指导出的技术信息进行设计的。等效替代符合知道出的技术信息的要求，并需将等效替代工具设备产生的结果与OEM要求的结果进行对比评估。

#### 4、EASA（欧洲航空安全局）等效替代工具设备的要求

4.1 维修资料明确表明允许使用等效工具设备

4.2 等效工具设备与制造厂家推荐的工具设备在完成特定维修和任务方面，功能应等同于或高于制造厂家推荐的工具设备。工作技术资料是等效性评估的基础：维修资料（AMM,CMM等）已经包括资料（如制造图纸、技术参数、制造程序等），或维修单位从相关制造厂家（可以是相应的TCH，STCH,OEM或预维修的产品或附件的维修资料中指定的工具制造厂家）获得了额外的资料（如制造图纸等）。

如果不具备工具技术资料，仍然使用等效工具，并通过逆向工程的方式进行工程判断。但是由于可能存在的风险，它仅限于使用等效工具对维修任务的内容和顺序不会产生影响的情况，并且，要评估等效工具的使用对全部维修工作风险很低。低风险评估需要通过具体的工程分析予以证明并记录。

4.3 当维修资料没有明确声明可以使用等效工具设备

4.4 使用等效工具在某种限制条件下可能仍然可以接受。评估这种选择的实用性，主要是受基于风险的方法所推动，针对具体问题进行具体分析。这种选择限于使用等效工具对维修任务的内容和顺序不会产生影响的情况。并且，要评估等效工具的使用对于全部维修风险很低。低风险评估需要通过具体的工程分析予以证明并记录。同时，应通知持有人关于使用等效工具的情况。

#### 5、等效替代工具设备清单

批准等效工具设备要加入等效替代工具设备清单，并公布下发通知到工具设备替代的申请人。

#### 6、已批准等效替代工具设备的取消

6.1 在维修生产活动中，如生产部门工程师发现由于参考技术手册的改版、等效替代使用的飞机或附件不存在或其他原因导致已批准的等效替代应被取消，使用发文申请将已批准的等效替代取消。

6.2 相关构型信息管理人员按照批准的要求更新“工具设备等效替代清单”，在清单中标识出取消的等替代工具设备和取消日期。等效替代评估表一并存档。

#### 7、等效替代的取消流程

7.1 如发现参考技术手册的改版、等效替代项目适用的飞机或附件不存在或其他原因导致已批准的等效替代项目被取消，使用申请取消。

#### 8、存档

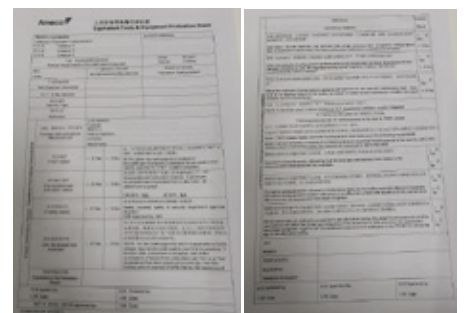
8.1 所有等效替代相关的文件，包括等效替代申请单原件和相关的支持性文件、等效替代试验委托单及试验鉴定报告以及生产厂家答复等文件存档，保存期至少为该等效产品不再用于等效替代候2年。如运营人（客户）或适航当局要求，这些资料应予以出示。

#### 9、飞机维修工具设备的清点

在航空维修领域，飞机维修工具的清点工作至关重要。它旨在确保工具的数量与编号与清单保持高度一致，以防止工具遗留在飞机上，进而引发差错或事故。

#### 10、总结

作为工具设备管理部门，我们要时刻关注市场动态变化，寻求高质量、优质地新型工具设备按手册要求做好等效替代工作，赋能维修生产一线，减轻维修人员的劳动负担，高效地提升工作效率。▲▲



工具设备等效替代评估表

# B737-8飞机引气HPSOV故障分析

深圳航空公司维修工程部 李贵生

## 摘要:

本文系统分析波音B737-8飞机引气高压关断活门 ( High Pressure Shutoff Valve, HPSOV ) 工作原理, 结合典型故障案例, 深入探讨HPSOV失效对发动机防冰和引气供给等关键系统的影响机制。通过实证研究提出MEL故障保留操作关键步骤和风险点, 提高HPSOV故障排除和IASC系统抑制状态恢复的效率。

## 一、引言

相较于传统B737CL/NG飞机的机械式引气控制系统, B737-8飞机采用基于综合空气系统控制器 ( Integrated Air System Controller, IASC ) 的电控气动复合控制架构。IASC通过引气活门扭矩马达控制活门作动, 调节引气压力; 通过引气传感器反馈的压力和温度, 发出活门指令和监控活门工作状态。IASC功能强大, 与飞机多个系统交联, IASC自身还有故障锁定功能, 探测到引气系统部件故障时, 不但引气系统功能受影响, 飞机其他系统功能也会受限。统计数据显示, HPSOV相关故障占B737-8引气系统故障的37.6% ( 2020-2022年FAA维修数据 ), 其失效将直接触发IASC的保护性逻辑, 导致发动机防冰抑制 ( EAI INHIBIT ) 和引气系统跳开 ( BLEED灯点亮 )。因此, 建立科学的HPSOV故障处置流程对保障运行安全具有重要工程价值。

## 二、HPSOV工作原理

### 2.1 HPSOV工作

B737-8飞机选用LEAP-1B发动机, 发动机引气系统来源于高压压气机HPC 4级和10级, HPSOV控制和调节HPC 10级引气。HPSOV电控气动调节活门, 弹簧力保持在关闭位, 由IASC

根据级间引气压力PI、总管引气压力PM、总管引气温度TM、燃烧室引气压力PS3进行控制 ( 注: 图一 )。发动机低功率, 或者HPSOV工作在气动调节模式, IASC控制HPSOV的扭矩马达电流为0MA, HPSOV调节引气压力30-65PSI; HPSOV工作在电动调节模式, IASC输出HPSOV扭矩马达控制电流, HPSOV调节下游引气压力为45PSI。正常IASC根据PS3信号控制HPSOV打开/关闭; 当PI压力超过170PSI持续5秒, 或者PM压力超过75PSI持续5秒, 或者TM温度超过490° F持续20秒, 或者引气调节关断活门PRSOV失效在开位, IASC控制HPSOV保护性关闭。HPSOV无位置反馈电门, IASC使用HPSOV扭矩马达电流和PI压力用于HPSOV位置指示。当IASC探测到双发引气电门ON位, 发动机防冰EAI打开, 气压高度低于22500英尺, 空气总温TAT小于50° F, 高度变化率小于200FT/MIN, 指令HPSOV进入气动调节模式; 当IASC探测到自身故障, 或者IASC 主空气供给控制卡故障, 或者PI传感器失效, 或者同时失去压气机出口压力PS3和温度T3数据, 或者HPSOV扭矩马达失效, IASC控制HPSOV保护性进入气动调节模式。

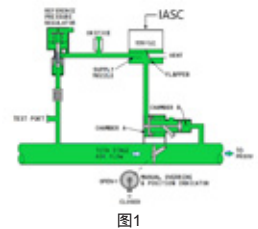


图1

### 2.2 HPSOV飞机系统交联

#### 2.2.1 发动机整流罩防冰

发动机整流罩防冰引气来源于级间引气, HPSOV相关故障直接影响级间引气供给, 发动机整流罩防冰功能受限。当IASC探测到主备用控制卡失效, 或者PI传感器失效, 或者HPSOV失效, 或者导致HPSOV工作在气动调节模式的失效, IASC输出EAI抑制信号, 通过机翼防冰控制面板点亮琥珀色ENG ANTI-ICE灯, 并抑制发动机整流罩防冰活门打开; 发动机整流罩防冰电门ON位, 防冰活门失效在关闭位, 将导致琥珀色COWL VALVE灯点亮。备注: IASC相关引气故障, 导致的发动机

ENG ANTI-ICE灯点亮，发动机整流罩防冰功能不可用，飞机不能在结冰条件下运行。

### 2.2.2 发动机引气

HPSOV失效在开位，IASC探测到PI压力大于170PSI持续5秒，IASC指令PRSOV保护性关闭，点亮空调引气面板琥珀色BLEED灯，发动机引气不可用。

## 三、HPSOV故障探测

### 3.1 HPSOV扭矩马达故障

HPSOV工作在电动调节模式，IASC通过控制HPSOV扭矩马达电流调节HPSOV开度，当HPSOV扭矩马达及相关线路开路，IASC监控HPSOV扭矩马达无电流，或者HPSOV扭矩马达及相关线路短路，IASC监控扭矩马达电流过大超限，IASC触发状态信息BLEED HPSOV CTRL L/R，记录故障代码36-11010/36-11011 IASC探测到HPSOV扭矩马达电流超限，HPSOV工作在气动调节模式，输出EAI抑制信号，相应发动机琥珀色ENG ANTI-ICE灯点亮，飞机落地后维护灯点亮（注：图二）。状态信息BLEED HPSOV CTRL L/R参考MEL36-11-04-02，可以将HPSOV失效在关闭位进行保留处理放行飞机，执行M项维护工作切记需要拔出P6-5板上相关的发动机防冰IASC EAI INHIBITS OUT L/R跳开关，解除IASC发动机防冰EAI抑制输出，熄灭发动机ENG ANTI-ICE灯。



图2

### 3.2 HPSOV失效在关闭位

飞机运行在结冰包线22500FT以下并且不是下降模式，同时发动机防冰EAI电门ON位，IASC指令扭矩马达电流小于2MA，HPSOV工作在气动调节模式，IASC探测PI压力小于45PSI，或者IASC指令扭矩马达电流小于2MA，HPSOV指令打开，发动机正常运转PS3压力大于25PSI，PI压力低于16PSI，触发状态信息BLEED HPSOV L/R，记录故障代码36-11020/36-11021 IASC探测到HPSOV不在指令位，MAINT DATA PGS-AIR SUPPLY可以查看到HPSOV处于FAIL CLOSED状态（注：图三），飞机落地后维护灯点亮。状态信息BLEED HPSOV L/R参考MEL36-11-04-01，可以将HPSOV失效在关闭位进行保留处理放行飞机。

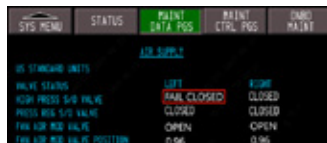


图3

### 3.3 HPSOV失效在打开位

IASC探测PI压力有效，指令扭矩马达电流大于110MA，HPSOV指令关闭，当PS3压力大于45PSI时，PI压力不小于PS3压力20PSI，触发状态信息BLEED HPSOV L/R，记录故障代码36-11020/36-11021 IASC探测到HPSOV不在指令位，MAINT DATA PGS-AIR SUPPLY可以查看到HPSOV处于FAIL OPEN状态（注：图四），并且IASC输出EAI抑制信号，相应发动机琥珀色ENG ANTI-ICE灯点亮，飞机落地后维护灯点亮。IASC探测PI压力有效，PI压力大于170PSI超压，触发状态信息BLEED HPSOV L/R，记录故障代码36-11020/36-11021 IASC探测到HPSOV不在指令位，MAINT DATA PGS-AIR SUPPLY可以查看到HPSOV处于FAIL OPEN状态（注：图四），并且IASC输出EAI抑制信号，相应发动机琥珀色ENG ANTI-ICE灯点亮，同时IASC指令PRSOV保护性关闭，点亮空调引气面板琥珀色BLEED灯，飞机落地后维护灯点亮。状态信息BLEED HPSOV L/R参考MEL36-11-04-01，可以将HPSOV失效在关闭位进行保留处理放行飞机，执行M项时需要完成手册AMM36-00-00-860-807 LRU Replacement Test - Pneumatic Engine Off测试两次，第一次交互测试时不考虑HPSOV活门状态，直接应答YES，以便于IASC解除HPSOV故障



图4

锁定，熄灭BLEED灯和ENG ANTI-ICE灯；第二次交互式测试考虑HPSOV活门状态，应答NO，以便于IASC记录HPSOV FAIL CLOSED状态。

## 四、HPSOV典型故障处理

### 4.1 HPSOV失效在开位故障

某航飞机起飞后机组报告左发整流罩防冰电门OFF位，左发ENG ANTI-ICE灯点亮，航路有结冰条件，执行QRH检查单返航，落地后头顶板维护灯点亮；检查OMF故障代码36-11020 IASC左探测到左发HPSOV不在指令位，拆下HPSOV检查蝶形阀驱动轴锈蚀（注：图五），更换HPSOV后故障排除。长时间封存



图5

停放飞机，引气管路中水蒸气在活门附近冷凝积水，导致活门驱动轴锈蚀，活门动作时卡滞或者失效，IASC锁定故障信息。

### 4.2 IASC瞬时故障

某航飞机落地后维护灯和右发引气灯点亮，状态BLEED HPSOV R，当前故障代码36-11021 ENGINE-2 HPSOV IS NOT IN COMMANDED POSITION；完成手册AMM36-00-00-860-807 LRU Replacement Test - Pneumatic Engine Off测试，解除HPSOV锁定故障，测试正常；译码数据分析右发HPSOV、PRSOV、PI、PM和TM参数均不正常（注：图六），判断为IASC瞬时故障。

发动机引气参数							
高度	N2	HPSOV_R	PRSOV_R	PI压力	引气压 力 PM	引气温 度 TM	主警告
FT	%RPM	-	-	PSIG	PSIG	DEGF	-
35102	103.88	INVALID	INVALID	0	0	0	OFF
35103	103.88	INVALID	INVALID	0	0	0	OFF
35103	103.88	INVALID	INVALID	0	0	0	OFF
35104	103.88	INVALID	INVALID	0	0	0	OFF
35104	103.88	INVALID	INVALID	0	0	0	OFF
35104	103.88	INVALID	INVALID	0	0	0	OFF
35104	103.88	INVALID	INVALID	0	0	0	OFF
35103	103.88	INVALID	INVALID	0	0	0	OFF

图6

## 五、结论

1) 长期停场封存飞机，引气系统部件需要拆下在库房中隔离，或者定期运转发动机进行引气系统部件功能测试。

2) 排除HPSOV故障，更换HPSOV相关部件后，仍然需要解除IASC计算机故障锁定状态。

3) HPSOV失效参考MEL故障保留时，机械锁定HPSOV关闭，还需要解除IASC计算机故障锁定状态，解除对飞机其他系统的抑制。▲▲

# B737机型培训中对内封补偿原理教学的思考

南航工程技术分公司培训部 胡仲才

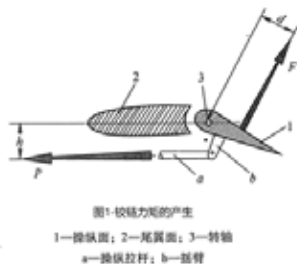
## 摘要：

波音737系列飞机采用钢索控制和液压助力的方式实现副翼、升降舵、方向舵等主要舵面的操作。飞机在高速飞行时，操纵舵面偏转会产生较大的铰链力矩，铰链力矩的大小影响到飞机的杆力特性和助力器功率。因此在飞机设计阶段厂家已经采取了必要的措施对铰链力矩进行补偿，以获得合适的操纵力矩使飞机具备良好的操纵性。

## 一、铰链力矩的产生

如图1所示，作用在舵面上的气动力对舵面转轴的力矩称为铰链力矩用 $M_1$ 表示。由图可得出： $M_1 = F \times d$ ，偏转舵面时必须用传动杆力 $P$ 对转轴形成的力矩来克服铰链力矩。克服铰链力矩使舵面偏转的力矩称为操纵力矩，用 $M_2 = P \times h$ 表示，由图可以得出要使舵面偏转必须满足： $M_1 \geq M_2$ ，即 $P \times h \geq F \times d$ ，因此杆上的力 $P \geq (F \times d) / h$ 。

在无助力系统或有回力的助力系统中，力 $P$ 要按一定比例传递到驾驶杆（盘）上，这正是驾驶员操纵驾驶杆（盘）的力。随着飞机飞行速度的提高和飞机尺寸、质量的增加，铰链力矩很快加大，驾驶员操纵驾驶杆（盘）的力也随之增大，这样就加重了驾驶员的劳动强度。气动补偿的目的就是要减少铰链力矩，减轻驾驶员操纵飞机的劳动强度。



## 二、内封补偿原理

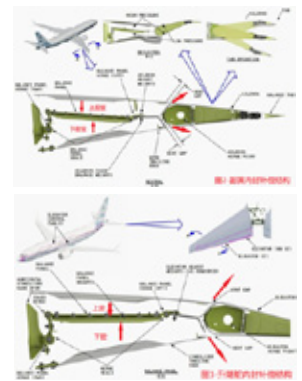
内封补偿是气动补偿的一种形式，为了减小操纵面的铰链力矩使驾驶员操纵飞机时省力，按照空气动力学的原理

对操纵面设计所采取的一种气动补偿措施。内封补偿分为密封布式和平衡板式两种，它是利用固定翼面后部和舵面前缘之间的空腔，在空腔中安装有摆板、平衡板（平衡板式）或气密玻璃纤维布（密封布式），将空腔分成两个不连通的腔室。当操纵舵面克服铰链力矩向下偏转时将上腔室打开下腔室封闭，上腔室内空气随气流沿通气间隙流走形成负压，上下腔室压力差形成的气动力矩与舵面上气动力对转轴的力矩相反，减小了铰链力矩起到气动补偿的作用。当操纵舵面克服铰链力矩向上偏转时上腔室封闭下腔室打开，下腔室内空气随气流沿下通气间隙流走形成负压，上下腔室压力差形成的气动力矩与舵面上气动力对转轴的力矩相反，同样起到气动补偿的作用。

## 三、内封补偿在B737NG和737MAX机型操纵系统的应用

B737的副翼和升降舵驱动采用的是有回力的液压助力系统（这一部分的原理本文不再赘述），为使驾驶员感受到飞机速度和高度变化，要将舵面上的空气动力载荷通过“回力杆”部分传回到驾驶杆上去。

这一部分力又不能大到增加驾驶员的劳动强度，所以设计了内封补偿减小铰链力矩。副翼内封补偿原理如图2所示，平衡板及其封严将机翼后部和可操纵舵面之间的空间分为上下两个腔室，没有横滚输入操纵时平衡板上下压力相同使副翼保持在中立位。当操纵副翼向下偏转时，上腔室通气间隙打开与外界连通，外界空



气流速大导致上腔室空气沿上通气间隙流走压力减小；下腔室封闭压力不变，压力差作用在平衡板上对副翼偏转轴产生力矩，减小了作用在副翼面上的气动力矩使操纵变的省力。当操纵副翼向上偏转时同理。升降舵力矩补偿原理和副翼基本相同如图3所示。

内封补偿的补偿面积可以达到舵面面积的50%，能够得到足够补偿有效降低铰链力矩，减小驾驶员的劳动强度。舵面上下偏转时均不露出主翼面，能保持较好的气动外形降低阻力，也不会主翼面和舵面之间形成大的间隙造成气流紊乱降低舵面效率，这也是从B737NG到B737MAX系列飞机一直沿用这种补偿形式的原因。

#### 四、内封补偿原理的教学建议

飞行操纵系统的内封补偿原理无论是在R2版基础执照的《空气动力学》模块还是R3版执照《航空概论》模块都有讲述，但都是偏重理论而缺少具体的机型应用实例。而B737机型手册上在讲述这部分内容时又少了内封补偿的背景知识和原理。所以无论是基础执照课程还是机型课程，如果各自独立的去讲述这两部分内容都会造成知识的碎片化，不能形成完整的知识体系、不便于学员的理解。建议授课教员在讲述这部分内容时把基本原理和机型应用实例联系起来，使学员认识到书本上的知识在机型上是有实际应用的，而不是仅限于书面理论，降低学员对枯燥理论的抗拒心理。通过理论结合实例的教学，让学员在机型培训时认识到飞机设计者是遵循书本上的基本原理在设计飞机，既提高了学习兴趣又加深了对原理的理解，培训效果和质量会更上一个台阶。▲

# 记一次“出诊经历”

四川航空股份有限公司 李逸然

远行之人，最惧他乡染疾。面对陌生的医院、陌生的医者，心中难免惴惴不安。而若此时，一位熟识已久的医生悄然出现在你身旁，轻拍你的肩头，轻声问道：“嘿，哪里不适？我来瞧瞧？”那份心安，自不待言。

在四川航空航线分部，就有那么一群“跟机医生”，他们经常跟着飞机一起出远门，在异地他乡保护着飞机的安全，虽然“在异地他乡生病”是一个小概率事件，但他们仍需提高警惕，以备不时之需。

瞧，这位医生凌晨4点过就起床准备开始他的工作了。今天他要去的目的地是新疆博乐，不过他的搭档B-323L却是第一次执飞博乐航班，登机前他发现机轮正在补充气压，仿佛听到了飞机正在对他诉说：

“医生，今天是我第一次出远门到博乐，感觉有点紧张，我没有问题吧？”

他只是莞尔一笑，拍了拍机轮做出回应：

“一定没问题的，我会一路保护你的安全。”

在第一缕晨光的照耀下，这位跟机医生已经完成了对飞机的航前检查。他仔细查看了飞行记录本和故障保留本，确保飞机符合安全标准。跟机医生深知，飞机的安全检查不仅关系到机组人员，更关系到每一位乘客的生命安全。正如飞机的定期检查流程所揭示的那样，这些细致入微的检查确保了飞机的每一个部件都严格符合安全标准，从而有效地预防了任何潜在的故障发生。在确认无误后，他向机组人员报告了检查结果，并与他们进行了详细的沟通，确保他们对飞机的状态了如指掌。

飞机缓缓滑行至跑道，准备起飞，他耳朵倾听着飞机的每一个声响。他深知，飞机在起飞和降落阶段是最为关键的时刻，任何微小的异常都可能成为安全隐患。他时刻准备着，一旦发现任何不妥，立即采取措施。

落地博乐后，他开始绕机工作，当检查到雷达罩时，赫然发现有一摊血迹，这是鸟击的痕迹。

“医生，我受伤了，怎么办？”

耳边仿佛传来飞机的呼唤，他眉头一紧，立即将情况报告给了机组与双流TMC，随后便推来工作梯，迎着零下3摄氏度的刺骨冷风，开始检查是否损伤超标。

幸运的是，损伤并未超出安全范围。他继续细致地检查，逐一排查可能存在的隐患。放下襟缝翼，他仔细审视是否有二次损伤；打开雷达罩，他认真检查是否有分层现象。确认一切无恙后，他长舒一口气，轻轻拍了拍雷达罩，仿佛在安慰一个历经风雨的孩子，给予它最温柔的关怀。

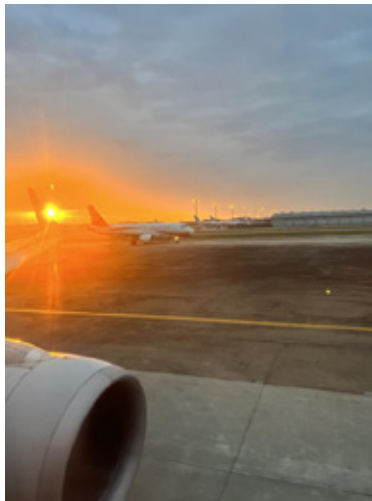
“只是一个小擦伤而已，没事，我帮你清理一下就可以了。”

“我可以继续飞吗？”

“当然可以，你放心地飞吧。”

“谢谢医生！”

飞机从博乐腾空而起，平稳飞向双流，夜幕



悄然降临。医生倚座小憩，梦中或许有片刻宁静，却被不经意间头碰窗板的声响唤醒，仿佛是飞机的呼唤，提醒他归途未尽。

“医生，今天谢谢你为我疗伤，我也没有什么东西能作为答谢，就把窗外这份美景当作我的谢礼吧！”



“跟机医生”的目光投向窗外，夕阳余晖如画卷般铺展，与记忆中那清晨初升的阳光遥相呼应，仿佛时间在这一刻交织，他心中的疲惫瞬间被这份温暖所融化。

“谢谢你，这份礼物太珍贵了，可不是时时刻刻都能看到的！”

当飞机最终平稳降落在双流机场，他长舒了一口气。虽然旅途漫长且充满挑战，但对他来说，能够确保飞机和乘客的安全，就是最大的成就。他整理好证件和任务书，满怀期待地准备迎接下一次的“飞行诊疗”。他知道，每一次飞行都是新的开始，每一次飞行都承载着无数人的期望和信任。

“跟机医生”的出诊可不分白天黑夜，只要飞机还在执行航班任务，作为工程师就一定要坚守岗位，哪怕是在飞机上跨年，哪怕是在飞机上过除夕夜，都必须站好最后一班岗。

一张飞行任务书，就代表一次出诊经历，这次博乐之旅，只是这位“跟机医生”出



诊经历的冰山一角而已。尽管他的工作充满了不确定性，但每次成功帮助一架飞机安全起降，都是对他职业精神的最好回报。他将这些珍贵的记忆深藏于心，如同宝藏般熠熠生辉，成为他未来面对风雨、勇往直前的无尽动力。▲▲

# 浅析如何运用大数据智慧分析 发动机试车台运行故障

北京飞机维修工程有限公司 魏庆庆 白家鹏 贺文

## 摘要:

发动机试车台作为民航客机动力装置链条中的核心验证单元,承担着性能标定、可靠性考核与缺陷排查的重任。其在运转阶段会持续生成海量涵盖振动、热工、力学参数的时序数据。传统运维模式下的故障判别,主要依赖技术人员的经验积累与固定阈值的报警逻辑,这种模式存在明显的滞后性,且在面对设备早期微弱劣化信号时,极易出现漏判或误判。随着工业智能技术的迭代,以数据驱动为核心的人工智能分析方案,正逐步成为破解试车台运维瓶颈的关键。本文立足于试车台的实际故障演化规律与数据结构特性,探讨了大数据与AI技术在全流程故障管理中的应用逻辑,梳理了技术落地时的核心痛点,并提出了针对性的优化路径,旨在为试车台健康管理体的智能化升级提供实践参考。

## 一、引言

在民用航空等高端装备领域,发动机试车台是连接设计蓝图与实际产品的重要桥梁。其主要功能是模拟发动机各种工况,全面校验推力、油耗、振动特性等核心指标,并验证机械传动、燃油供给、滑油循环及测控系统的协同稳定性。鉴于试车台系统构成的高度复杂性与运行环境的严苛性,长期高负荷运转极易引发部件疲劳、传感单元漂移、流体管路渗漏及控制指令失准等问题。此类故障若未能及时处置,不仅会造成试验数据失效、进程中断,更可能引发重大设备安全事故。

传统的故障诊断体系高度依赖人工经验,诊断逻辑多基于单一参数的超限报警,缺乏对多源异构数据的全局关联分析能力。对于那些渐进式发展的隐性故障或多因素耦合的复杂故障,传统方法往往难以实现精准溯源。在工业4.0背

景下,大数据存储与人工智能算法的成熟为解决这一难题提供了可能。通过构建智能化分析框架,对试车台全生命周期数据进行深度挖掘,能够实现故障的超前预警、精准定位与趋势预判,推动运维模式从传统的“被动抢修”向“主动预防”跨越。本文围绕这一技术路径展开系统性分析,对提升试车台的试验保障能力具有重要的工程价值。

## 二、发动机试车台故障模式与数据属性

### (一) 试车台典型故障谱系

发动机试车台的故障呈现出多维度、强耦合的特点,根据发生部位可划分为四大类:其一为机械传动系统故障,具体表现为转子动平衡失效、轴承滚道磨损、联轴器同轴度偏差及基础结构松动等;其二为测控采集系统故障,包含传感器零点漂移、数据采集卡丢包、通讯总线中断及执行机构响应滞后等;其三为流体循环系统故障,例如滑油压力失稳、冷却回路堵塞、燃油雾化不良及管路微漏等;其四为动力加载系统故障,主要有测功机输出扭矩波动、驱动电机过载及电气保护误动作等。这些故障往往由初始的局部异常逐步蔓延,且不同系统间的故障会相互诱发,形成连锁反应,增加了传统诊断的难度。

### (二) 试车台运行数据的核心特征

试车台在试验过程中产生的监测数据,具备典型的工业大数据“4V”特征。首先是异构性,数据来源横跨振动加速度计、热电偶、压力变送器等多种硬件,同时包含结构化的操作日志与非结构化的故障报告;其次是高维时序性,关键振动信号的采样频率可达千赫兹级别,形成了海量的连续时间序列,记录了设备状态的动态变迁;再次是强非线性,各监测参数间存在复杂的耦合关系,单一参数的变化往往是多

因素共同作用的结果；最后是样本不平衡性，在整个数据集中，正常工况数据占据绝对主导，而真实的故障样本极为稀缺且标注成本高昂。这些数据属性决定了必须采用智能化算法，才能有效挖掘数据背后的故障规律。

### 三、基于智慧大数据的试车台故障分析体系构建

为实现试车台故障的智能化分析，需搭建一套“数据集清洗—特征挖掘融合—模型训练推理—决策反馈优化”的全链路技术架构，确保数据价值能够高效转化为诊断结论。

#### （一）全维度数据采集与预处理

数据采集是整个体系的基石，需构建覆盖发动机本体、台架设施、辅助系统及环境参数的全维度采集网络。针对原始数据中普遍存在的噪声干扰、数据缺失、时标错位等质量问题，需采用数字滤波、插值拟合、孤立点检测等算法进行预处理。此外，由于不同传感器的量纲与量级差异显著，还需进行标准化与归一化操作，消除量纲影响，为后续的算法建模奠定高质量的数据基础。

#### （二）故障敏感特征的挖掘与筛选

特征工程是决定诊断精度的核心环节。针对试车台的时序信号，需从时域、频域、时频域三个维度进行特征挖掘。时域上提取均值、均方根、峭度等统计量以反映信号能量分布；频域上通过傅里叶变换提取主频、边频带等信息，用于识别旋转机械的故障特征；时频域上则利用小波变换等方法处理非平稳信号，捕捉瞬态故障信息。在此基础上，通过特征重要性评估算法剔除冗余特征，筛选出对故障最敏感的核心特征集，以提升模型的运算效率与泛化能力。

#### （三）多模型协同的智能诊断引擎

结合试车台故障样本稀缺与工况复杂的特点，宜采用多模型协同的诊断策略。在故障样本未知的场景下，采用自编码器、孤立森林等无监督算法实现异常行为的早期捕捉；针对已发生过的典型故障，利用梯度提升树、支持向量机等有监督算法构建故障分类器，实现故障类型的精准识别；对于关键部件的寿命评估，则引入长短期记忆网络（LSTM）等深度学习模型，对时序数据进行趋势预测。同时，融合数字孪生技术，构建虚拟台架模型，通过虚实数据的偏差分析，进一步提升故障定位的精度。

#### （四）可视化监控与闭环决策系统

为实现诊断结果的有效落地，需依托边缘计算与云平台构建实时监控体系。通过可视化交互界面，将设备健康度、参数趋势、故障概率热力图等信息直观呈现给运维人员，并建立“预警—告警—紧急停机”的三级响应机制。同时，构建故障知识图谱，将每次的诊断结果、处置方案及维修经验进行结构化存储，形成反馈数据用于模型的迭代训练，最终构建起“分析—决策—优化”的智能闭环。

### 四、智慧大数据技术的工程化应用场景

#### （一）设备早期劣化的预警

利用无监督异常检测算法对实时数据流进行在线监测，能够敏锐捕捉到诸如轴承初期点蚀、密封件轻微磨损等引起的微弱信号变化。在故障尚未形成实质性破坏的潜伏期发出预警，为运维人员争取宝贵的处置时间，从根本上杜绝恶性事故的发生。

#### （二）故障根源的快速定位

面对试车台复杂的故障现象，智能诊断模型能够基于特征匹配，快速锁定故障源部件与具体类型。例如，针对振动异常，系统可直接判定是转子不平衡还是联轴器不对中，并给出置信度，大幅缩短了人工逐一排查的时间，显著提升了维修保障效率。

#### （三）关键部件的寿命预测

通过对涡轮叶片、主轴承等易损件的运行数据进行长期跟踪，利用预测模型分析其性能劣化趋势，能够科学计算出部件的剩余使用寿命（RUL）。基于此制定的预测性维护计划，有效避免了定期维护带来的过度维修问题，降低了全生命周期运维成本。

#### （四）耦合性故障的关联分析

借助大数据关联挖掘技术，能够打破系统间的数据壁垒，识别出传统方法难以发现的跨系统耦合故障。例如，精准识别出因冷却系统效率下降导致的发动机热端部件故障，实现了从单点诊断向系统级诊断的跨越。

### 五、技术落地的挑战与优化策略

#### （一）面临的核心挑战

在工程实践中，该技术的落地仍面临诸多瓶颈。部分存

量老旧试车台的传感网络布局不完善，导致数据采集的覆盖面与精度不足；故障样本的稀缺性依然是制约监督学习模型性能的关键因素；不同型号、不同工况下的模型迁移能力较弱，通用性不足；此外，试车台对实时性的严苛要求，对算法的推理速度提出了巨大挑战。

## （二）针对性优化策略

针对上述挑战，可采取以下优化措施：首先，对老旧台架进行传感系统升级改造，建立标准化的数据采集规范；其次，利用数字孪生仿真生成虚拟故障样本，结合迁移学习、半监督学习等算法，缓解样本不平衡问题；再次，引入领域自适应算法，提升模型在跨工况、跨设备场景下的泛化能力；最后，采用“边缘计算预处理+云端深度分析”的混合架构，通过边缘端的快速计算满足实时性要求，云端则负责复杂的模型训练与知识沉淀。

## 六、结论

将人工智能与大数据技术深度融合于发动机试车台的故障分析中，是动力装备测试领域数字化转型的必然趋势。该技术能够有效破解传统诊断模式在处理海量复杂数据时的局限性，实现从异常预警、故障定位到寿命预测的全流程智能化管理，显著增强了试车台运行的安全性与可靠性。相较于传统的人工经验驱动模式，数据驱动的智能诊断体系具有响应迅速、判断精准、具备自学习能力等显著优势。

展望未来，随着数字孪生、知识图谱与工业互联网技术的进一步融合，发动机试车台的故障诊断将朝着自主化决策、全域化感知、可视化呈现的方向持续演进。在工程实践中，相关单位应结合自身台架的实际工况，循序渐进地推进数据基础设施建设与智能算法的落地应用。通过持续的技术创新与工程实践，推动试车台故障管理模式完成从“经验驱动”向“数据驱动”的根本性转变，为我国高端发动机的自主研发与高质量生产筑牢坚实的测试基础。▲▲

# 关于采用逻辑图进行排故定位的新方法

海航技术维修 刘磊

## 摘要:

当前民用航空器排故主要依据 Trouble Shooting Manual (TSM), 但对于间歇性故障, TSM 往往难以快速定位故障点。本文提出一种基于逻辑图的新型排故方法, 通过结合逻辑图分析、参数IP地址识别与译码数据分析, 实现对间歇性故障的精准定位, 并同时大幅度压缩空中间歇故障的排故周期。以某A320飞机“AUTO FLT RUD TRIM FAULT”故障为例, 详细阐述了该方法的应用过程, 验证了其高效性与准确性。

## 一、引言

随着航空电子系统日益复杂, 间歇性故障的排故难度显著增加。传统的TSM排故方法依赖于故障现象的重现, 对于偶发性故障往往效果有限。本文提出的逻辑图排故法, 通过系统结构逻辑分析与飞行数据译码相结合, 能够在不复现故障的情况下, 快速缩小故障范围, 提升排故效率。

## 二、逻辑图排故法概述

### 1. 逻辑图的定义与作用

逻辑图是以系统功能逻辑为基础, 构建的故障传播路径图。它反映了各子系统之间的控制关系、信号流向及故障传递机制, 是故障定位的重要工具。

### 2. 与TSM方法的对比

特性	TSM 方法	逻辑图法
排故范围	故障现象重现	系统逻辑结构
适用范围	稳定性故障	间歇性、偶发性故障
数据需求	较少	依赖飞行数据译码
定位精度	粗略	可定位至线缆连接地点
排故周期	较长	显著缩短

## 三、方向舵配平系统简介

方向舵配平系统主要由两部FAC计算机控制, 方向舵配平指令来自方向舵配平选择器或者FMGC, 通过方向舵配平作动器来控制方向舵。方向舵配平包括: 人工配平; 自动配平, 当自动驾驶仪接通时有发动机失效补偿功能。方向舵配平可以人工通过中央操纵台上的旋钮调节, 也可以计算机控制, 正常的偏航可以由计算机和人工控制, 在正常情况下都是控制电马达, 在失去电马达的情况可以用机械钢索来超控。

方向舵配平功能有: 1、执行飞行员用人工配平旋钮输入的配平指令; 2、当 AP 接通时: 执行来自 FMGS的配平指令; 在所有飞行引导方式中对单发改出提供帮助(长期偏航补偿); 当方向舵脚踏的偏移超过配平 $10^{\circ}$  时, 断开自动驾驶仪。

方向舵配平控制有两个通道, 方向舵配平作动器内部有两个28V直流电马达, 分别驱动通道1和通道2。正常情况下, 两部FAC 都接通时FAC1 控制的通道1具有优先控制权, 因为没有优先权的FAC不提供控制信号, 且两个直流马达是独立工作的, 所以备用一侧的方向舵配平作动器马达不工作。两个电马达给人工感力组件定位并对方向舵进行配平。在正常工作时, 1号马达(FAC1控制)为配平提供动力, FAC2 控制的2号马达作为备份保持同步。

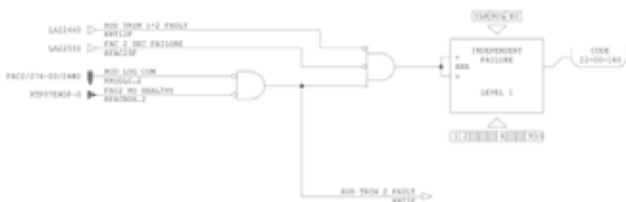
## 四、案例分析: AUTO FLT RUD TRIM FAULT

### 1. 故障现象

某A320飞机间歇性出现“AUTO FLT RUD TRIM FAULT”警告, 地面检查无法复现, 飞行数据初步译码未见异常, TSM排故多次更换部件无效, 排故周期长达数月。

### 2. 逻辑图构建与分析

根据ELSD手册，找到故障信息对应系统逻辑图如下：



分析系统逻辑图架构，故障与以下信号因素有关：

- FAC自身健康状态
- RUD TRIM 1+2 FAULT监控信号
- FAC SEC FAILURE信号
- 方向舵配平逻辑监控信号
- 接地回路完整性

3. 参数识别与译码分析

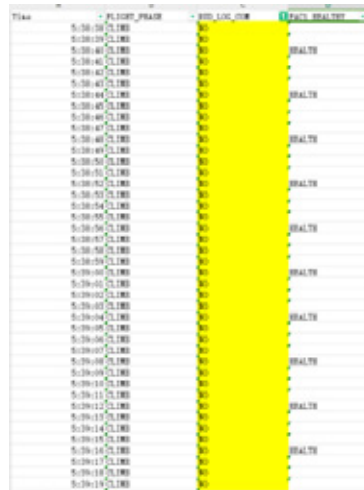
日常排故做译码分析，发现FAC自身健康状态，RUD TRIM 1+2 FAULT监控信号，SEC FAILURE信号，方向舵配平逻辑监控信号都没有异常，但无法找到接地回路完整性的信号。

日常译码或者做其他工作需要译码时候，基本对接地信号都不译码。因为TSM手册如果不提及，大部分不会考虑这个因素，第二是逻辑图不常用，对内部逻辑不清楚，对关键信号不清楚，接地信号是否在这个逻辑架构中是否起到关键性作用不太清楚，此外译码时候接地信号参数名称千奇百怪，未必能在译码软件中直接搜索出来。最后结果就是实际排故如果TSM没有提到，译码参数平常接触不到，就把这一大块从整体上忽略，导致空中间歇故障排故时间长达数月。

具体方法简介如下：在逻辑图上对应的标记为RUD LOG COM，借助这个名称进行全部或者部分搜索，看译码软件是否可以发现这个参数。如果发现不了，还可以替代方法，根据提供的IP地址FAC2/274-00/#24D，这是一个混合IP地址，而不是标准IP地址，直接用肯定用不成，其中FAC2是设备号，274-00/#24D是IP地址一部分，通过如下方式转换标准IP格式，查询FAC2设备对应EQIP是00A，如果是FAC1，那么标准IP的前面部分就是00A.1。如果是FAC2，那么标准IP的前面部

EQ IP	SYSTEM
00A	FAC 1 & 2
01B	SRCC 1 & 2
023	GPWS
029	FWC 1 & 2
04E	SDC (master)
07A	SCB AFU
07B	EXP 1 & 2
08C	FCDC 1 & 2
094	ADIRU (RS PART) 1 & 2 & 3
096	ADIRU (AC PART) 1 & 2 & 3
097	FMGC (FC PART) 1 & 2
09E	FMGC OVRV C/BALANCE (FMGC PART) 1 & 2
0ED	ZONE CONTROLLER
09E	PACK CONTROLLER LH/RH
09C	PRESSURE CONTROLLER 1 & 2
09F	BMC 1 & 2
025	DRAC 1 & 2
05A	FQC
09D	LOCKU 1 & 2
029	SOAC 1 & 2
037	FORU

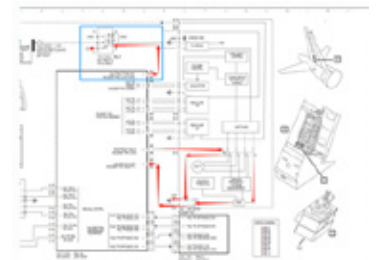
分就是00A.2.，后面274-00加进来，就变成了00A.1.274.00 和 00A.2.274.00，这就是我们的标准IP地址。



根据标准IP地址00A.1.274.00 和 00A.2.274.00，在译码软件寻找对应参数名称，将新找到的译码参数名称导入译码，发现历次空中间歇性故障，发现故障瞬间FAC健康信号都是良好的，但对应接地信号都是NO，表明接地状况不佳，存在空中瞬时接地异常的间歇性情况。

4. 线路定位与实地验证

根据ASM手册，该信号对应FAC计算机AE插头的11C销钉，为一接地确认信号，经过继电器7CC及接地点971VG。结合线路图（下图），最终将故障范围缩小至接地回路的其中一小部分，极大缩小了范围。



检查发现接地点971VG存在接触不良，更换后故障彻底消失。



五、方法总结与推广建议

1. 方法步骤总结

- 步骤一：构建或获取系统逻辑图，识别关键信号路径；
- 步骤二：确定关键参数及其IP地址；
- 步骤三：通过译码软件提取历史数据，分析异常特征；

步骤四：对照线路图，定位物理故障点；

步骤五：实地检查并验证修复效果。

## 2. 推广建议

建议将该方法纳入维修人员培训体系，结合数据译码工具与逻辑图分析，提升排故人员对间歇性故障的应对能力。未来可结合大数据分析 with 智能诊断系统，实现故障预警与自动定位。

## 六、结语

本文提出的基于逻辑图的排故方法，能够有效弥补TSM在间歇性故障处理中的不足，显著提升排故效率与准确性。通过系统逻辑分析与飞行数据深度挖掘相结合，故障定位不再依赖现象重现，为现代航空维修提供了新思路。▲

## 今冬初雪至，Ameco机务人以雪为令护平安



12月12日，华北地区迎来了今冬首场降雪，Ameco各单位直面风雪挑战，提前谋划、精准部署、高效执行，用专业素养与责任坚守保障航班安全。

12月11日，Ameco华北航线中心（北京地区）结合机场、公司对冬季除防冰工作的各项具体要求，连续组织定点除冰指挥小组人员开展两轮次全流程除冰演练，涵盖现场指挥调度、除冰车辆补给/应急处置等内容，确保除冰工作各岗位人员熟练掌握工作开展流程。

12日11时，首都机场开始出现明显降雪天气，Ameco华北航线中心按计划启动定点除冰工作。本次除冰工作共投入除冰车36辆，采用“慢车+二/四车”除冰模式，在飞机不关闭发动机的情况下，由多辆除冰车同时对航空器进行除冰作业，除冰作业更加高效、精准，确保冰雪天气下航空器平稳起降、旅客顺畅出行。

截至12日18:15，Ameco华北航线中心在首都机场累计完成107架次航班定点除冰工作。同时，华北航线中心积极做好

后勤保障工作，为保障人员及时供应除冰餐、酸辣汤、热水等物资，确保各岗位人员保持良好工作状态，以“首战就是决战”的态度高质量完成今冬首场降雪的保障工作。

北京竞飞提前研判雪情，启动应急响应机制，全面完成人员备勤、设备检修及融雪物资调配等备战工作，严阵以待。在作业现场，各部门结合实时雪情优化除冰雪方案，明确网格化责任分区，统筹调度除雪车辆与作业人员，重点保障航班机位、滑行通道等关键区域。

呼和浩特自12日凌晨开始出现降雪天气，Ameco华北航线中心呼和浩特分公司机务人员结合C909飞机除防冰工作特点，靠前准备各类除防冰工装设备，细致认真完成各项除防冰工作，确保每一架次C909飞机都能以良好的状态投入航班运行工作。截至15:30，华北航线中心呼和浩特分公司已完成25架次各型号飞机的除防冰工作。

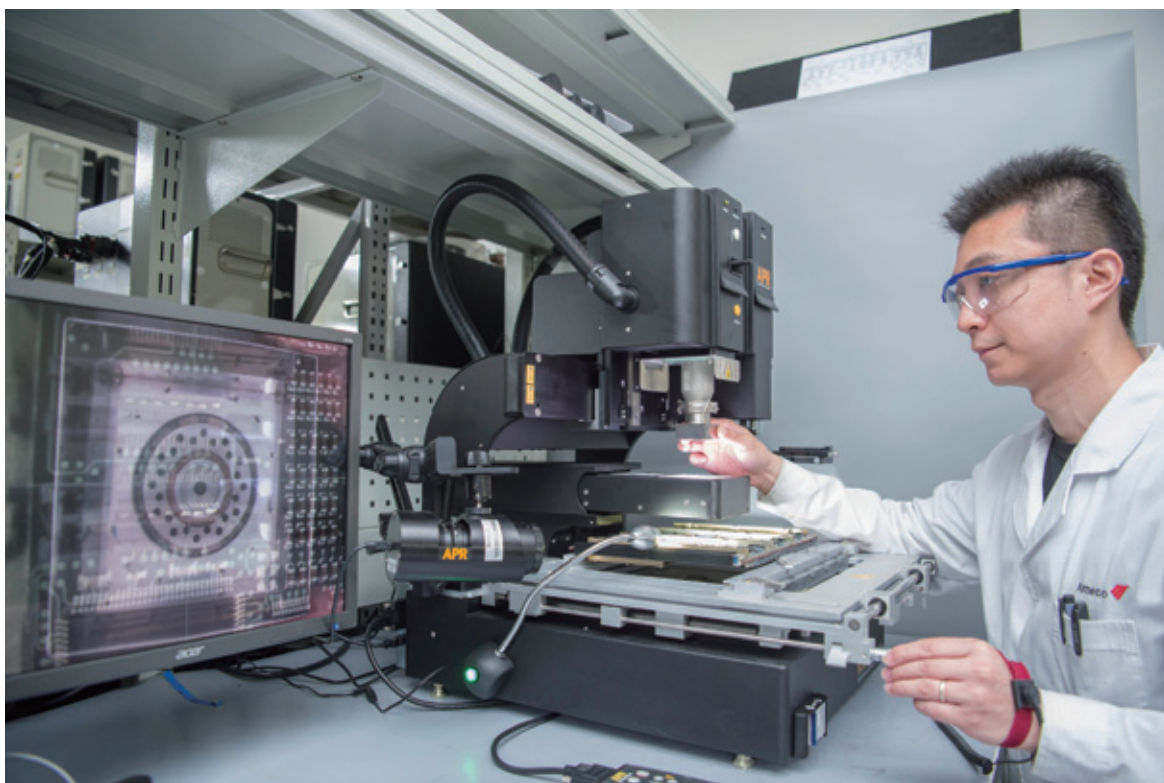
面对冬天的第一场风雪严寒，机务人坚守在除冰一线，全力保障航班安全运行，向每一位在风雪中守护安全的人致敬。▲▲

文/Ameco华北航线中心 陈佳旺  
Ameco党委工作部 张梓萌  
北京竞飞 张丹



## 数智赋能新生态 数领维修新征程

### Ameco附件/起落架大修产品事业部以“四化建设” 绘就全面数字化转型蓝图



在全球民航业数字化转型与国家“数字中国”战略深度融合的背景下，推进“智慧维修”已成为航空维修企业提升核心竞争力的关键路径。作为航空维修产业链的重要环节，Ameco附件/起落架大修产品事业部持续探索并实践“智慧维修”，以“生产自动化、管理信息化、经营数字化、分析智能化”为核心方向，紧密围绕公司发展战略，系统推进数字化建设，致力于打造航空维修领域的数字化转型标杆。

#### 生产自动化：信息化与工业化深度融合的标杆工程

飞机机轮装配与充气是航空维护的关键环节，其质量直接影响飞行安全。传统人工作业存在效率低、一致性难保障等问

题。为此，Ameco附件/起落架大修产品事业部将飞机机轮全自动总装生产线列为“智慧维修”优先工程，组建跨领域专家组成的专项研发团队，整合机器人高精度装配、智能视觉识别定位、充气压力精确控制等核心技术，成功攻克狭小空间多零部件协同装配难题，实现多种主流窄体飞机机轮装配到充气工序的全流程自动化，计划于2025年底正式投产。

该生产线投用后将大幅提高装配质量和效率，降低人工成本和安全风险，填补国内飞机机轮全流程自动化技术空白，并达到国际先进水平，增强Ameco在国际市场的竞争力。未来，Ameco附件/起落架大修产品事业部将持续拓展全流程自动化应用场景，逐步实现机轮维修全流程覆盖，真正实现“无人工

厂”的构想，并带动起落架衬套加工等其它产品向自动化生产转型，构建起完整的自动化生产线一体化布局。

### 管理信息化：信息化协同管控的核心支撑

Ameco附件/起落架大修产品事业部积极推进维修管理系统的深度整合与自主开发，着力破解多基地协同难题。通过近年来优化AMMIS 3.0系统与自主研发起落架信息管理系统等附件维修信息化管理系统的开发与应用，Ameco附件/起落架大修产品事业部实现了工程标准、维修质量、生产控制与客户界面的“四统一”，以及电子化处理大修文件与客户改装要求，显著提升工卡编写与执行效率，实现跨区域资源共享与高效协同。

Ameco附件/起落架大修产品事业部将逐步扩展信息化管理系统功能，推进送修管控比价、供应商管控等业务流程信息化，打破地域限制，提升生产管控效率，为精益化管理提供坚实的信息化支撑。

### 经营数字化：激活数据驱动的决策引擎

Ameco附件/起落架大修产品事业部依托公司SAP HANA 运营管控一体化平台，组建青年研发团队自主开发“多宝格”航空附件维修全流程数据可视化平台。该平台涵盖维修流程、生产支援、经营管理、通用支持、质量管理五大业务板块，已部署八个类别50余种可视化看板、数百张动态报表，实现数据实时更新，彻底取代人工统计。同时，还推广到了财务、纪检、人力等企业管理领域。

以此为基础，Ameco附件/起落架大修产品事业部全面推行“阿米巴”经营管理体系，建立五级成本利润中心，将数据精准下沉到基层生产单元，不仅大幅节省人力成本，更推动跨



区域管理与会议模式变革，为Ameco附件/起落架大修产品事业部成本管控、产能优化与战略决策提供了实时、精准的数据支撑，真正实现数据驱动的精益运营。

### 分析智能化：引领预测性维修技术前瞻性探索

针对传统故障后维修模式导致的高成本、高风险问题，Ameco附件/起落架大修产品事业部联合高校研发了基于AI的航空附件预测性精准拆换监控平台。该平台融合机队实时在翼数据、OEM 附件可靠性数据及历史维修数据，通过机器学习算法构建高精度故障预测模型，基于AI模型深度挖掘附件运行状态与故障间的潜在关联，实现故障诊断、智能检索、维修成本监控等多功能集成，支持实时数据流更新与交互式操作。

以电子发动机控制组件（EEC）为试点，该平台可显著降低电子发动机控制组件非计划拆换率与备件库存成本，推动维修模式从“被动响应”向“主动预测”转型，突破国外技术壁垒，提升战略产品核心竞争力与市场占有率。

Ameco附件/起落架大修产品事业部通过“生产自动化、管理信息化、经营数字化与分析智能化”四大方向的持续投入与技术创新，系统破解管理瓶颈与效率壁垒，逐步形成“数据驱动、技术赋能、精益管理”的发展模式。未来，Ameco附件/起落架大修产品事业部将进一步融合人工智能、区块链、物联网等前沿技术，拓展数字化应用场景，加强行业合作与技术输出，以数字化转型持续完善智慧维修生态体系，为保障民航安全和公司高质量发展注入新动能。▲

文/Ameco附件/起落架大修产品事业部 刘梦柯

图/Ameco 党委工作部 李开颜



# 适航与维修

AIR WORTHINESS & MAINTENANCE

尊敬的各位读者：

《适航与维修》杂志是由中国民用航空局主管、中国民用航空维修协会（下文简称“协会”）主办的国内民航维修系统的核心刊物。目前《适航与维修》杂志的发行面已覆盖民航局（包括各地区管理局和监管局）、国内航空公司及各分子公司和维修基地、维修机构、制造企业、科研院所和院校等单位。

《适航与维修》杂志始终秉承“服务维修行业、服务机务人”及“业内资讯与服务会员并重”的办刊宗旨和理念，其内容涵盖了新闻资讯、专题报道、维修管理、技术交流、先进集体或个人事迹等多个板块，并得到了各界领导及广大读者的帮助、信任和肯定。

《适航与维修》杂志，自创刊至今的20多年间，经过不懈努力，已经成为民航维修业内最专业、最权威的期刊。在民航局和各民航单位的支持下，文章专业性得到了行业充分认可，在政策解释、维修管理、排故方法、技术介绍、市场分析和行业数据等方面，具有较高的专业水准和借鉴作用，为行业交流和知识推广，提供了平台，是行业内最有影响力的杂志。

《适航与维修》与时俱进，在纸质传媒的基础上，积极推广网络传媒，通过网站和微信，及时将行业信息和行业知识，发送给全行业和社会，对行业的舆论宣传发挥着积极的引导作用。

2026年，《适航与维修》将选择刊登最优秀的精品文章，突出杂志“专业性和权威性”的行业定位，深入报道行业的先进管理理念、行业发展动态和机务人员的感人故事，进一步推广维修排故经验、新技术和新材料的运用等。希望各位读者关注和参与《适航与维修》的创新和改进，让我们借助这个平台，相互交流、相互促进，共同为中国民航维修业的健康发展增砖添瓦。在此还希望各位同仁对办好《适航与维修》杂志多提宝贵意见和建议，踊跃投稿本刊。

投稿要求：

投稿字数掌握在3000-5000字左右，标题准确、简明扼要，要求标明文字引图号码与所配图片相对应，插图清晰度高，分辨率300dpi以上，以满足杂志印刷要求。稿件请注明作者姓名、所属单位、联系电话、地址、邮箱等，以便编辑部及时取得联系。

投稿请至：

中国民用航空维修协会《适航与维修》杂志

联系人：杨苑

电话：010-64299525

传真：010-84254819

邮箱：yy@camac.org.cn

地址：北京市朝阳区西坝河西里28号英特公寓B座18B

邮编：100028