

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

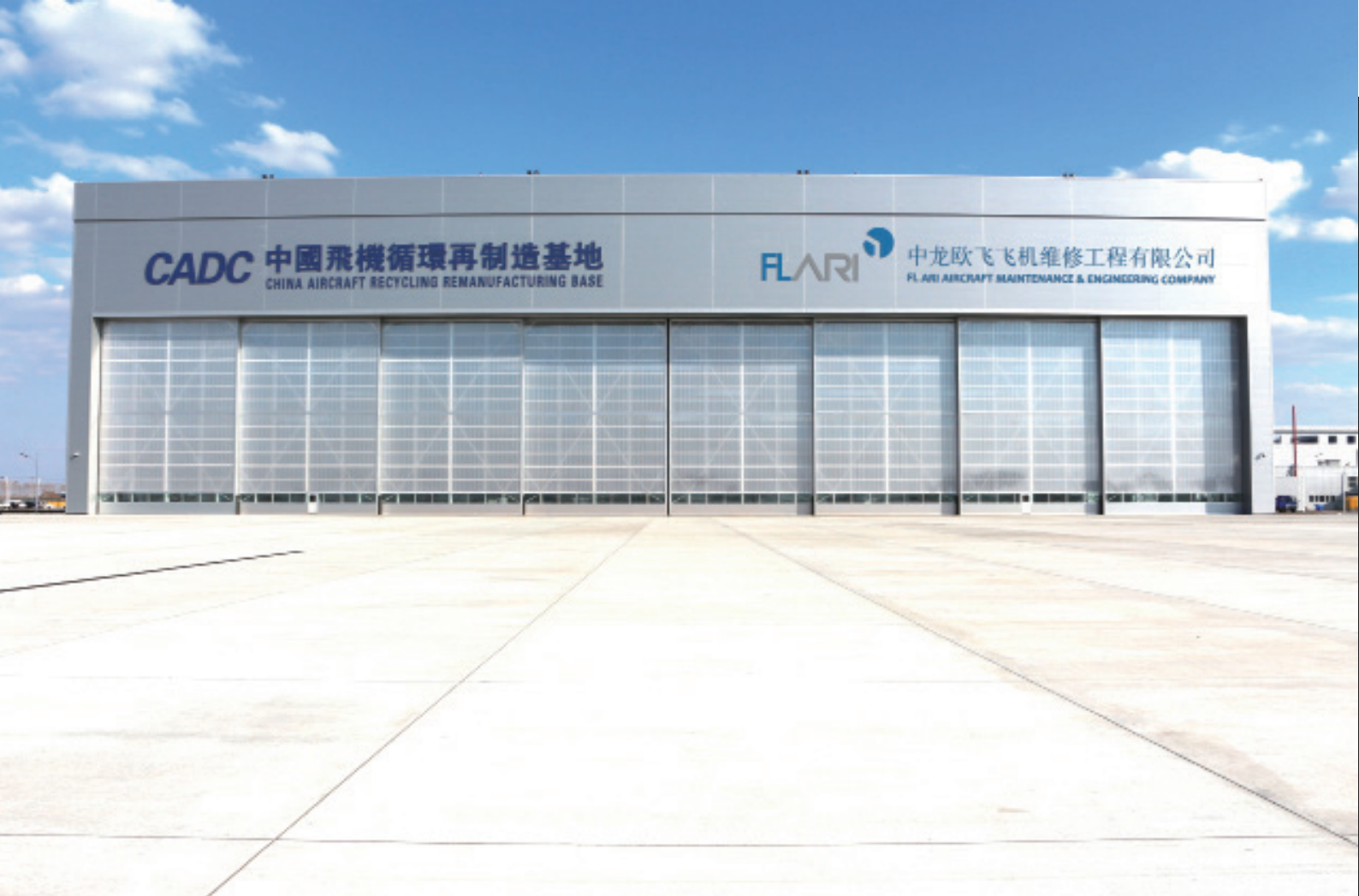
CAMAC

2026

4



增材制造技术在机务维修人员实作培训中的应用研究
提升南航B737NG飞机A检间隔利用率研究分析



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

增材制造技术在机务维修人员
实操培训中的应用研究

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
谢世伟 Xie Shiwei
赵宝林 Zhao Baolin

吴榕新 Wu Rongxin
李勇军 Li Yongjun
李 飏 Li Biao

宋绍昆 Song Shaokun
肖坤洲 Xiao Kunzhou
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

CONTENTS • 目录



适航与维修

06	增材制造技术在机务维修人员 实作培训中的应用研究	19	智能安检机器人： 民航机场安检系统的革命性变革
10	提升南航B737NG飞机A检间隔利用率研究分析	22	浅谈A320飞机刹车温度传感器的可靠性管理
14	飞机重心位置对燃油消耗的影响	24	发动机试车记忆内容优化研究
17	ICAO-FOS工作法 ——构建航空安全风险管理的 全流程闭环	26	飞机燃油箱点火源防护适航审查要点分析



29 A321客改货飞机非标方案开发与研究
基于MRO工程实践的结构与电子系统改装策略

34 心理学在安全管理体系中的应用

36 空客NEO飞机自主遇险追踪系统（ADT）浅析

38 关于A320飞机刹车温度差值大的统计与分析

40 基于Frenet建模和ANSYS分析的
救援绞车钢索“鸟笼”故障研究

47 QAR数据在EDP液压油渗漏中的预警应用

49 TB0：重塑空中交通管理格局的变革力量

52 航空公司维修放行人员向质量审核
工程师角色转换的路径与策略研究

新闻资讯

55 匠心首突破 品质赢赞誉
——Ameco飞机大修产品事业部圆满完成
土库曼斯坦首架B777客机客舱整新

56 阿特拉斯航空订购20架空客A350F货机
成为该机型全球最大客户

57 Eve eVTOL原型机圆满完成飞行演示
飞行测试取得新进展



增材制造技术在机务维修人员 实作培训中的应用研究

东航技术培训部云南培训中心 李茂云

摘要:

机务维修从业者的培训成效与飞行安全紧密相关，而实作属于培训的重要部分。在较长时间里，机务培训教具的匮乏以及成本高昂很大程度上限制培训的质量和规模。3D打印（增材制造）技术的成熟，为解决这一难题提供全新的技术路径。本文从机务维修实操培训的主要意义着手，分析传统教具供应模式的难点，阐释3D打印的基本原理、发展状况以及主要材料的分类与特性。同时结合民航领域成功的创新实践案例，证实3D打印技术在提高培训效率、减少培训综合成本、提高培训质量、丰富教学场景等方面的积极作用。

一、引言

机务维护人员的专业技术能力直接关乎航空器的适航状况。在机务人员培养方案里，实操训练是把理论知识转变为实际操作能力的重要部分，其成效直接影响着学员正式工作后的工作质量。但是在较长的时间里，民航机务培训领域面临着一种结构性的矛盾：一方面实作培训对真实飞机的部件、系统装置存在刚性的需求；另一方面航空器及其部件的购置成本非常高昂，并且真机部件用于培训还存在磨损损耗、资源占用等状况。这一冲突使得众多培训机构巧妇难为无米之炊，只能重理论轻实操，培训成效大幅降低。

而3D打印技术（增材制造）作为一项全新的数字化制造工艺，近些年在航空航天、医疗、汽车等行业显示出强劲的应用潜能。在机务培训领域，3D打印也开创新的机遇。它能够实现复杂教具的低费用、小批次、迅速制造。本文将根据机务培训的现实需求，研究3D打印技术在化解机务培训教具

匮乏难题、提高实作培训效率方面的积极作用。

二、机务维修人员培训中实作培训的重要意义

2.1 技能形成的内在规律要求“做中学”

根据职业教育在做中学的原理，学员要理解航空器系统，需历经观察、操作、思考、吸收这一过程。仅通过课堂讲解与PPT展示，学员较难形成对部件空间关联、线束布局、管路走向等实操要点的精准认识。以紧固件的拆装为实例，学员需在实操里体会不同工具的运用角度、螺栓的紧固触感、力矩工具的操作窍门，这些都难以凭借语言完整传达，只能在实操中感受与领悟。

2.2 民航安全的极致要求决定培训必须“贴近实战”

民航领域对安全方面的要求非常严苛，不少维修差错都可能导致严重后果。这表明机务人员在正式上岗之前，需要拥有足够贴近实际工作的操作技能。国际民航组织（ICAO）与中国民航局相关规章都对维修人员实际操作训练给出明确要求。实践培训的主要价值在于，它可在低风险的情境里让学员体验完整的维修程序，包括故障排查、部件装卸、系统检测等步骤，让学员在踏入真实工作环境前，就养成规范的操作习性，树立良好的风险意识。

三、机务实作教具的缺乏与成本困境

3.1 真机教具的获取成本极高

飞行器及其组件属于高价值的资产。即便为退役飞机，其购买、运输、存放以及维护的费用也颇为可观，并且退役

飞机的系统配置通常和现役机型存在代差，培训的针对性受到限制。比如当下主流机型是737NG和737MAX，而目前国内的机务培训机构所购置的，基本都是737-CL，许多系统差异较大，导致培训项目和实际应用严重脱节。

3.2 消耗性培训需求与部件获取之间的矛盾

实操培训里，项目均具备消耗性特征。比如学员在进行保险丝打保险、管路接头拆装、密封胶施工等技能练习时，因为拆装次数多且学员刚开始操作不够规范，会给部件带来较大的损耗。对于价格高昂的真机部件来说，这样的损耗是难以接受的——培训机构既没有能力承担频繁替换部件的费用，也不想让高价值的教具因教学而加快磨损甚至报废。该矛盾使得众多实际操作培训项目仅能浮于表面，学员难以获取充足的练习频次来熟练掌握。

3.3 教学需求的多样性与教具供给的单一化

不同机型、不同体系、不同故障情形的教学需求对应教具的支撑。不过在传统教具采购方式中，单个部件的研发周期长、改型费用高，难以符合教学内容的动态变化。在新机型引入、新系统投入使用之际，配套的教具常常存在严重的滞后情况。另外针对一些非标准但是教学过程中必需的部件（例如特定损伤样式的叶片、模拟发生故障的传动件），市场上完全没有现成的产品，只能进行定制研发，成本更为高昂。

四、3D打印技术原理与发展现状

4.1 3D打印的基本工作原理

3D打印其学名为增材制造，是和传统减材制造差异明显的加工方法。传统机械加工（像车、铣、磨）是从坯料里去除多余材料，而3D打印是基于材料逐层叠加的形式建立物体，其过程和堆雪人类似——从零开始，一层一层堆叠成型。

详细来说3D打印的作业流程包括三个主要步骤：其一为三维建模，基于计算机辅助设计软件或者三维扫描仪来获取物体的数字化模型；其二是切片操作，把模型沿着某一轴向切割成成百上千个薄层，生成含有每层路径信息的打印指令；其三是逐层打印，设备根据切片数据，运用激光烧结、熔融挤出、光固化成形等方法，将材料逐层堆叠，最终塑造出实体。

4.2 技术演进与行业应用现状

3D打印工艺的源头能回溯到1984年，它的进步得益于喷墨打印工艺的启发。近些年随着信息技术、材料科学、精密机械共同发展，3D打印进入快速发展阶段，3D打印已从初期的原型制作延伸至直接制造领域。

3D打印技术最早在航空航天领域的应用。经统计空客的3D打印飞机部件超1000种，美国GE公司基于3D打印把燃油喷嘴的零件数目从20个减为1个，重量减少25%，成本降低30%。在民航维修领域，激光增材制造工艺已应用在发动机的涡轮叶片、燃烧室这类核心构件的精密修复。

五、3D打印材料分类与特点

5.1 常用塑料类材料

塑料是3D打印里应用最广泛的材料类型，主要包括以下几种：

PLA（聚乳酸）：PLA为从玉米淀粉这类可再生资源里提取的生物可降解材料，具备环保、无异味、打印温度低（约180-220℃）、成型精度高、翘曲变形小等特性，是入门级3D打印颇为受欢迎的材料。它的不足是耐热能力欠佳（大约60℃便开始软化），韧性处于一般水平，不适用于长期承受力或者高温的环境。在培训教具领域内，PLA可用于外观造型、不受力部件、教学展示件等情形。

ABS（丙烯腈、丁二烯、苯乙烯共聚物）：ABS具备不错的韧性、抗冲击性以及耐热性（热变形温度大致在90-100℃），为工程塑料的典型示例。其不足之处在于打印时需较高温度（喷头大概220-250℃，热床大概80-100℃），并且收缩率较大，容易出现翘曲变形，打印难度比PLA高。ABS可用于制造具备一定机械强度要求的功能部件，像夹具、外壳、结构件这类物品。

PETG（聚对苯二甲酸乙二醇酯-1，4-环己烷二甲醇酯）：PETG同时具备PLA的便捷打印特性和ABS的机械性能，拥有强度较高、韧性良好、透明度出色、耐化学腐蚀等优势，在打印过程中气味微弱、翘曲现象较少。它于强度、韧性以及打印难度方面实现良好的平衡，十分适宜制作透明或者半透明的功能部件、展示部件与轻量结构部件。

5.2 增强复合材料

碳纤维增强材质：在尼龙、PETG等基础材料里添加短切

碳纤维，能够明显提高材料的刚度与尺寸稳定性，并且维持较低的密度。碳纤维增强材料适宜制造高刚性的支架以及无人机零部件等对强度与重量有特定要求的部件。在机务培训工作中，能够用来制作承受特定载荷的系统模拟部件。

5.3 金属材料

金属3D打印属于工业级增材制造的主要方向，包括钛合金、不锈钢、铝合金等各类材料。其中钛合金具备轻质且高强度的特性，可用于航空航天以及医疗植入等领域；不锈钢抗腐蚀、强度较高，适宜机械制造与工具生产；铝合金导热性能佳、密度较低，适合散热结构和轻质构件。金属打印的装备与材料费用较高，不过在培训领域，可以用于制造需要真实重量感和金属质感的零件，例如接头、壳体等。

六、3D打印在机务维修实作培训中的应用与价值

6.1 按需制造：破解教具短缺难题

3D打印的主要优势在于去模具化制作——只要具备三维模型，不用开模、不用进行产线调整，便能够直接生产。该特性很好地符合培训教具小批量、多品种、个性化的需求特征。更为重要的是，3D打印让按需生产、即时制造成为了可能。当培训有特定部件需求时，教员能够随时调取数字模型来进行打印。

6.2 降本增效：显著降低培训成本

3D打印在成本管控方面的成效十分明显。统计表明基于组装3D打印机、自行绘图、自行打印教学用具，维护费用降低到正常费用的十分之一。这表明原本要花费数十万元去采购的教学用具，如今只需数万元便能够实现。

从材料成本角度来看，普通PLA线材每千克只需几十到一百多元，一个中等规格的部件材料成本通常在一百元以上。就算运用工程塑料或者复合材料，其成本也远低于传统的加工模式。在打印流程里材料的利用率能够达到95%以上，进一步让综合成本得以降低。

6.3 成功应用案例：帮助教学内容不断优化

民航技术更新换代速度较快，新型号飞机、新系统以及新工艺持续涌现。培训内容应紧密贴合行业的发展动态，教具的开发同样要同步进行更新。

东航研发中心：运用3D打印工艺，实现C919机型客舱应急培训所需要的便携式氧气瓶、灭火器、应急定位发射器、

扩音器等装备的研发制作。

东航技术有限公司：组建增材制造实验室，制造并装配超300个客舱内饰部件，成为国内首个把3D打印的客舱内饰件运用到商用客机里的航空公司。在培训工作中，实验室把3D打印技术和维修培训相融合，使维修人员参与到3D打印部件的设计、制造与安装流程中，提高维修人员的创新能力和综合技术水准。例如安排维修人员参与客舱座椅扶手、门把手盖板、行李架锁扣等部件的3D打印及安装工作，维修人员不但掌握这些部件的维修办法，还知晓部件的设计和生产工艺，提高维修人员的整体技术水平。

东航技术培训部云南培训中心：把3D打印件应用于基本技能标准线路施工实操里，取得了较好的培训成效，大幅降低教具制作的成本与周期。

海航技术：海航技术重庆维修站点设立创新工作室，运用3D打印工艺制造航空器维修期间使用次数多且容易损坏的工具，像襟翼手柄锁、跳开关夹子等。在培训应用领域，把3D打印的维修工具当作培训教具，使维修人员在实操培训里运用和实际工作中毫无差异的工具，加强培训的真实性和实用性。

6.4 培育数字化能力：符合智慧民航发展走向

民航领域正加快朝着数字化、智能化方向转型。《十四五民用航空发展规划》把智慧民航列为战略核心要点。在这样的背景状况下，维修工作人员不但要掌握传统的维修技能，而且要具备数字化方面的素养。把3D打印融入机务培训，本身具备能力培养的溢出效果。学员通过体验3D打印，可知晓数字化设计与制造的基础流程；部分培训组织还成立3D打印技术攻坚小组，培育自主绘图与设计的能力。这些能力可帮助学员更优地适应未来智能维修、数字化机务的工作情境。

七、结语

3D打印技术于民航机务维修人员实作培训里的运用，并非单纯的工具替换，而是培训模式的深化改革。它突破传统教具买不起、等不及、用不上的难题，让培训机构能够以可负担的成本，获取贴近实战、按需定制、快速更新的教学资源。3D打印于民航培训领域开拓出新的可能性。放眼未来随着多材料打印、大尺寸成型、高效率制造等技术不断发展，

还有金属粉末、高性能复合材料成本进一步降低，3D打印于机务培训里的应用会更为广泛且深入。能够预计未来的机务培训中心会配备数字化设计和制造的能力，教员能够根据教学需求随时打印教具，学员能够在亲自拆装3D打印部件的过程中加深系统认知。增材制造工艺会成为培育高素质机务维护人才、确保民航飞行安稳的主要支撑。▲▲

提升南航B737NG飞机A检间隔利用率研究分析

南航工程技术分公司 王世民

摘要:

IATA相关领域专家曾在2010年3月协同南航工作组对南航机务维修系统开展了一次机务运行成本缩减项目的评估调研，双方针对南航目前A检计划运行中方案间隔与实际维修间隔的差异展开调研和讨论。在最终的项目报告中，IATA专家认为南航在A检维修间隔的利用上有一定优化空间，建议通过集中计划、建立KPI机制、采用中央信息系统及改善单位协调效率等方面提高A检间隔实际使用率。

1、背景

南航机务系统生产部门依据各机型维修方案中定义的A/C检间隔，并结合考虑飞机使用和维护过程中的各类约束条件制定定检维修计划，力求在确保安全运行的前提下最大程度利用方案所允许的维修间隔，降低维修成本。

目前南航机队由18个分公司/基地执管，各单位均具备所执管机型A检维修能力。按照现有运行模式及管理分工，分公司/基地负责所执管飞机航线及A检维修任务的具体实施，并负责与此相关的121部管理职能，包括A检以下航线维修工作（广州基地由MCC负责）的制定及控制。

由于对维修资源要求的特殊性，C检维护计划由机务工程部生产计划统筹控制、计划并协调在具备C检及大修能力的维修单位（GAMECO、沈阳维修基地、乌鲁木齐维修基地、河南/湖北/湖南/吉林/汕头/海口/深圳等维修厂）实施。其中GAMECO、沈阳维修基地、乌鲁木齐维修基地为较为成熟、完备的C检维修单位，设有专门的C检/大修车间及生产线，其余分公司维修厂未设立专门的C检生产线，由定检车间负责所执管机队

A检及工程部根据其生产线状况统筹分配的C检任务（以完成本单位执管飞机C检为主）。

2、数据统计

考虑到南航执管机型较繁杂，为更集中高效的做好项目分析，在此，仅对目前规模较大、执管分布较广泛的B737NG系列机队数据作统计分析，目前该机型数量达178架，占南航机队总数约26%，执管分布涵盖9个分公司/基地。

统计算法：

IATA采用Check Yield概念评估定检计划对于定检维修间隔的利用程度，其基本算法为：

实际使用间隔/方案间隔*100%

由于目前各机型定检大都采用三个参数间隔(日历/飞行小时/飞行循环)先到为准的原则控制，实际控制中对于某一次定检一般仅有一个先到的参数起决定性作用，因此，在对Check Yield概念的使用上也应采用先到的参数Yield值作为相应定检的Check Yield，即多个参数Yield值最大的一个，在此称为综合间隔使用率。

A检：B737NG系列

B737NG系列机型维修方案中定义A检间隔为600FH/400FC/70Day，实际采用MTOp中均衡后的A检间隔：300FH/200FC/35Day。

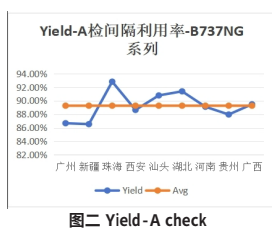
根据2021年至2023年统计

B737NG 系列 A 检间隔利用率				
维修单位	日历	飞行小时	飞行循环	Yield
广州	86.68%	57.85%	47.83%	86.68%
新疆	86.54%	75.59%	50.55%	86.54%
珠海	92.83%	68.13%	49.83%	92.83%
西安	88.65%	63.84%	47.32%	88.65%
汕头	90.79%	67.34%	55.87%	90.79%
湖北	91.40%	61.49%	57.00%	91.40%
河南	89.12%	61.56%	47.62%	89.12%
贵州	87.97%	64.99%	50.71%	87.97%
广西	89.48%	63.44%	49.59%	89.48%
ALL	89.27%	64.91%	50.70%	89.27%

图一 A检间隔利用率

数据，计算结果见图（图一、图二）。

对于南航B737NG机群航线结构，A检间隔三个参数利用率差别较大，日历参数为主导，即南航B737NG飞机基本以日历参数控制A检。



图二 Yield-A check

从数据可以看出，综合间隔使用率接近90%，折合每个A检平均有约3.5天的提前，对比期限，相当于提前3个飞行日执行A检。

按执管单位，湖北、珠海间隔使用率较高，广州和新疆基地使用率较低。

3、数据分析

根据统计结果，南航主力机队B737NG目前A检平均间隔使用率在86%–92%，距离95%的目标尚有一定差距；同时，不同执管单位间的使用率差异较为明显，最高差距达6%。

根据对具体案例的深入了解及分公司生产单位调研，我们认为，影响A检间隔使用率的主要客观原因可大致归纳如下：

1、普遍性（系统性）原因

a)安全控制边际：

因安全考虑，不允许计划性对维修项目使用偏离，为避免飞机外站故障、天气、流控等原因导致的无法按计划回基地执行A检而造成维修项目超期，正常情况下，各生产单位安排A检计划时一般至少留有1–2天的余地，按照南航机队普遍日利用率，此操作一般会导致4%的使用率损失；

b)生产线能力

考虑资源均衡，南航各维修单位承担A检任务的车间（分公司定检车间或GAMECO航线）一般只具备一条A检线能力，即同一晚只能执行1架飞机A检。由于飞机执行航班串日利用率有差异，客观上会存在不同飞机A检同时到期的情况（理论上，可以通过灵活的航班安排尽可能避免，但实际中由于飞机限制等原因难以完全做到），此时，只能将其中一架提前安排，当机队规模达到10架甚至20架以上时，这种冲突会频繁甚至链式发生，可能导致多架飞机A检提前执行。

2、特殊原因

a)航班结构

南航航班运行存在较多外站（非执管基地）过夜甚至连续过夜情况，且由于航班衔接较为紧密，常常难以通过正常方式调换回来航后。为了不致飞机A检在外站超期，如有即将到期的A检工作，一般需要在过夜前提前完成，此操作一般会导致2天以上的提前，相当于5%左右的使用率损失。

b)旺季保障

旺季期间为确保飞机运行，一般需尽可能减少A检工作安排，通常会将机队A检工作集中在旺季前完成，此操作会带来较多A检提前执行，对于需要停场执行的A检尤为突出。

c)结合其他任务

当飞机有其他到期的单独维修项目时，如工程指令、保留工作、排故等，如下次A检期限较近，为避免短期内多次停场，并节省停场时间，常将A检提前结合执行。

d)生产线任务冲突

生产线临时出现更换发动机、APU或排故等计划要求优先级较高的重点项目时，A检计划在作出相应调整时可能需提前执行。

e)参数使用不平衡

参数使用不平衡指由于特殊原因造成限制A检间隔的多个参数中某一个或几个明显提前于其他参数到期。严格来讲，由于其中一个参数已临近到期，从方案角度来看，这种情况不属于A检提前，但因其余参数间隔远未得到充分利用，从维修经济性角度考虑，这也是一直较大的浪费。其原因主要如下：

i.飞行训练

飞行训练会在短期内（2–3天）产生大量连续起落，导致A检循环数间隔很快到期，而飞行小时和日历间隔使用率往往不足10%。

ii.飞机C检/大修

由于日历时间的不间断性，飞机执行C检/大修期间，A检等维修项目控制的日历参数将持续计时，如两次A检之间发生停场时间较长的C检/大修，后者将出现显著的日历先到情况，飞行小时和起落参数间隔产生较多浪费。

鉴于数据统计结果中体现了较为明显的执管单位使用率水平差异，有理由认为，计划人员及维修单位对于A检维修计划控制和组织实施的精益程度和主观能动性也是影响A检间隔使用率的重要主观原因，甚至在某种程度上超过了上述所列的客观原因造成的影响。这其中主要包括：

1、责任心和重视程度

A检计划精细化控制一般会伴随着管理负荷的加重和超期风险的增加，需要计划员具有对维修成本高度敏感的意识和对工作高度的责任心；同时，由于A检间隔利用率带来的维修经济性影响较为隐蔽，从维修单位角度往往认识不够，也一直未能得到足够的重视。

2、控制方法和能力

A检计划的预测和控制需要计划员具备较强的分析、预测、数据处理及沟通协调能力，在生产计划工作目前仍主要依赖人工手段为主的条件下，对计划员个人能力的要求相对较高，这点往往得不到重视；同时在管理方法或习惯上很多单位仍在沿袭使用以往长期形成的管理模式，仅以安全控制和实施便利为主要导向，未能均衡对于维修成本控制的要求。

3、组织实施及协调上的困难

计划的制定需要依据并配合人力等资源状况，由于计划部门与实施单位在组织架构上往往处在两个不同环节，且管理上处于相对弱势，故计划人员对于计划的主导会受到相对的制约。

当然，各执管单位的固有特点，如机队结构、人员结构、航线结构、地域特点等也可能带来控制效果上的差异，上述分析不能一概而论，需要对各单位做更细致的了解和比较才能更加科学合理。

4、建议

综上，A检计划控制中存在一些客观上的约束及主观上的不足，建议采取以下措施加以改善，（其中各方面的具体措施基本均遵循从短期行为到长期规划、从临时应对到系统改善的顺序，相应的资源投入也相应递增）：

1、航班方面

a)加强机务与运力部门的沟通，强化运力部门统筹全公司航班安排的力度，合理调配飞机利用率，尽可能减少同一执管单位短期日利用率波动，力求为机务部门提供相对准确、有效的航班及日利用率计划，以便机务部门实现参照计划要求和限制灵活派遣飞机、精确控制日利用率；

b)优化航班结构，提供更多灵活衔接、调度航班的机会，提高对航班意外情况的应对裕度，减少航班运行对既定A检计划的影响；

2、管理方面

a)提高各维修单位生产线容量及效率，尝试特殊条件下在各单位同时执行两架A检的可能性；

b)统筹调配维修资源，借矩阵管理及三步走战略，突破执管基地的限制，有控制的实现维修单位交叉执行A检的运作模式。事实上，广州和深圳已有上述运行的先例，但由于涉及到与承修单位自身A检生产线任务的协调安排，尚未形成大范围较为常规化的模式（实际运作中也有遇到冲突返回原单位执行的情况）；

c)开发IT系统平台，做好维修计划数据与航班数据的动态对接，提高计划预测控制管理水平，使计划员能在统一的平台上，基于方案要求的数据，根据航班需求情况，安全、科学、合理制定计划并协调实施。

d)在政策、维修单位、支援保障及系统支持的前提下，进一步探讨根据维修资源状况，统筹分配A检维修任务的可能。全面实现飞机到哪，维修保障到哪。

3、考核方面

a)开展经验交流及技能培训活动，推广控制效果优秀单位的经验，并力求统一生产系统A检计划管理的原则和方法；

b)将A检间隔使用率纳入工作效能考核的标准之一，根据现有数据对各单位各机型设立A检间隔使用率控制目标；

c)各单位对于A检间隔低使用率的案例做好记录、列明原因并定期汇总总结以供不同单位间交流提高。

4、其他方面

a)充分利用现有的训练机进行飞行训练；改善营运机队飞机训练的流程，以实现均衡使用飞机；

b)加强各级维修质量，控制保留项目及重复性故障，减少非计划性工作对A检维修计划的冲击和影响。

5、结论

综上所述，南航可以通过借鉴波音公司的成功经验，结合自身的实际情况，采取：a).合理优化调整飞机定检维修计划，通过最大化使用规定的维修间隔，从而提高A检间隔的利用率，实现经济性和可靠性的最佳平衡。

b).利用先进的优化工具进行精密实施飞行时间控制等策略，来提高B737NG飞机A检间隔的利用率，从而实现经济效益和安全性的双重提升，波音公司在这方面已经取得了显著的成果，通过开发包含可靠性模型和成本模型的基于统计分析的维修优化系统（SASMO），对B737NG飞机的维修任务进行分析，在保证安全性和可靠性的前提下，优化了飞机的维修工作量。这种系统和方法可以应用于南航的B737NG飞机，通过精确的数据分析和优化，实现A检间隔利用率的提升。▲▲

飞机重心位置对燃油消耗的影响

北京飞机维修工程有限公司 苏 鹏 赵 勇

摘要:

在民航复苏背景下,降低航油成本对提升航空公司经济效益意义重大。本文聚焦飞机重心位置与燃油消耗的关系,通过理论分析和实际数据验证,发现飞机重心越靠后越省油,但需在安全范围内调整,为航空公司节油提供了一种思路和方法。

前言

后疫情时代,随着民航客/货运的复苏,航油成本成为航空公司运营成本的关键,其占比高且油价波动大。同时,应环保要求促使民航飞机节能减排,因此,探索有效节油方法迫在眉睫。改变飞机重心位置被视为一种潜在的节油途径,值得深入研究。

1、飞机重心相关知识

1.1 重心表示与计算方法

飞机重心(CG)是重力着力点,对飞行极为关键。常用BA(基准参照法)和%MAC(空气动力弦参照法)表示其位置如图1-1。%MAC通过计算LeMAC至重心在MAC上投影点的距离占MAC的百分比得出如图1-2。计算飞机重心多依据杠杆原理和合力矩定理,通过测量力臂、计算力矩、汇总力矩和重量,最终得出重心位置。

1.2 重心对飞机操纵性和安全范围的影响

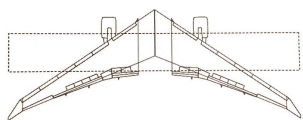


图 1-1 平均空气动力弦

$$\%MAC = \frac{X_{CG}}{c^{\text{MAC}}} \times 100$$

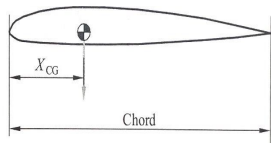


图 1-2 %MAC

重心位置显著影响飞机操纵性。重心前移,会增加稳定速度,降低规定空速,增大机翼升力和俯仰稳定力矩,减小俯仰振动幅度,但会损害机动性,增加拉杆力和升降舵偏转角;重心靠后,稳定力矩减小,纵向稳定性降低,飞机可能过于灵敏,甚至失去俯仰稳定性。同时,重心超出安全范围会带来严重安全隐患,如重心过于前倾,可能导致爬升、着陆困难,增加失速速度;重心过于靠后,可能导致飞行失速、坠毁等,所以飞机重心必须在规定范围内。

2、飞机平衡原理

2.1 俯仰平衡与稳定性

飞机平衡需满足全部力和力矩之和为零,研究重心影响时主要关注俯仰平衡,即所有俯仰力矩之和为零,此时飞机不绕重心偏转,迎角不变。机翼升力、水平尾翼负升力和重力共同维持俯仰平衡。飞机俯仰稳定性主要由水平尾翼实现,它能产生俯仰稳定力矩和阻尼力矩,促使飞机在受扰动后恢复平衡。且只有当重心位于焦点之前时,飞机才具有俯仰稳定性。如图2-1

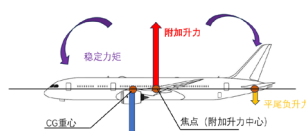


图 2-1

2.2 飞机配平原理

飞机配平旨在消除不平衡力矩和巡航时操纵杆反驱动力。俯仰配平通过改变水平安定面安装角度实现,中大型飞机使用可配平水平安定面THS(Trimable Horizontal stabilizer)通过驾驶舱配平手轮(钢索)或者电子配平开关(电马达)驱动丝杠来改变俯仰角度。图2-2。

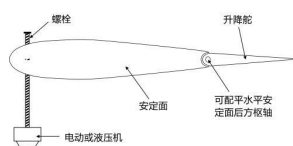


图 2-2

3、重心位置对燃油消耗的影响论证分析

3.1 理论分析

通过物理模型受力分析，发现重心后移时，重力低头力矩减小，水平安定面负升力减小，空气阻力降低，从而推断出飞机重心越靠后越省油。数学推导基于飞机巡航状态，得出重心前移时，水平安定面负升力和大翼升力变化导致迎风面积改变，进而影响飞行阻力的结论，即重心越靠前，燃油消耗越大。

飞机在飞行过程中的受力情况以及各参数通过以下形式表示：

重力G（Gravity），重力作用于重心点（CG）上，垂直向下。

升力L（Lift），升力作用于平均压力中心，或称作升力中心（CP）。

推力T（Thrust），发动机作用于机身的向机头方向的推力。

阻力D（Drag），飞机机体所受到的空气阻力、阻力方向作用于机尾方向。

一般情况下，民航飞机的重心（CG）即重力作用点在飞机的升力中心（CP）即升力作用点之前，为的是使飞机先有一个低头力矩，之后再通过水平安定面（THS）产生的竖向下负升力进行配平，产生一个抬头力矩，使得整个飞机受力系统属于力矩平衡状态。这种构型的优点是能够使飞机达到一个静稳定（Static Stability）状态，即飞机始终趋向于返回原先的稳定状态，使飞行更加平稳安全，如图3-1所示。

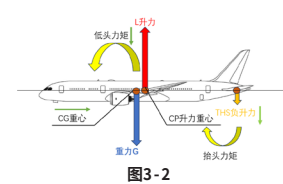


图3-1

当重心位置向后发生移动后，会发现这时重力所产生的低头力矩减小，而为了保持飞机的稳定性，对于小型飞机就要适当的调节配平片，对于大型飞机就要调整THS的配平数值，要使THS所产生的负升力减小，使得飞机的整体实现力矩平衡。如图

3-2所示。

通过物理模型受力分析，发现重心后移时，重力低头力

矩减小，水平安定面负升力减小，空气阻力降低，从而推断出飞机重心越靠后越省油。数学推导基于飞机巡航状态，得出重心前移时，水平安定面负升力和大翼升力变化导致迎风面积改变，进而影响飞行阻力的结论，即重心越靠前，燃油消耗越大。

3.2 实际数据验证

在空中客车公司官网中给出了关于重心位置与燃油消耗的实验统计数据，位于

《Getting to Grips with Weight and Balance》之中，同时也验证了“重心越靠后，飞机越省油”这一观点。

如图3-3所示，以1000海里为单位的燃油增加量统计。35%MAC 与20%MAC重心位置在起飞过程中平均燃油消耗增量。

飞机型号	平均燃油增加量 (kg)
A318/A319/A320/A321	可忽略不计 Negligible
A330	220
A340	380
A310	250
A300-600	230

图3-3

波音工程部门向我所在的航空公司的飞行计划部门提供的关于 747-400F的WBM手册参考数据，如图3-4所示。

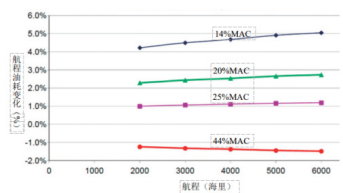


图3-4

如图 3-4所示，包含了重心位置对燃油消耗量以及飞行中受到的空气阻力的变化影响等数据，其中横坐标单位为海里，纵坐标为燃油变化率。

结合图4.2进行分析，其中该飞机的重心前限为 14%MAC，重心后限为 44%MAC，标准重心位置为 30%MAC，总重量 $2.37 \times 10^6 \text{ lbs}$ ，马赫数0.84。

航程 (海里)	2000	3000	4000	5000	6000	7000	8000
14%MAC	4.19%	4.52%	4.72%	4.93%	5.07%	5.25%	5.41%
20%MAC	2.31%	2.41%	2.53%	2.62%	2.73%	2.81%	2.91%
25%MAC	0.99%	1.03%	1.09%	1.15%	1.18%	1.22%	1.23%
44%MAC	-1.26%	-1.35%	-1.40%	-1.46%	-1.50%	-1.55%	-1.61%

图3-5

如图 3 - 4和图3-5中给出的数据分析得出：重心位置的不同对燃油消耗的变化有着相当可观的影响。其中在以2000海里为基准条件下，重心前限14%MAC与重心后限44%MAC的燃

%MAC	Δ Trim Drag(%)
14	2493
20	2476
25	1077
44	-1358

图3-6重心位置14%—44%MAC重心位置对飞行阻力的变化率影响

油消耗之差达到5.45%左右，并且燃油消耗差值随着飞行里程的增加还在不断增大。当航程增加到6000海里时，其燃油消耗差值率达到了7.07%。

通过图3-6发现重心位置的变化对飞行阻力的影响非常可观，通过实际数据得以验证通过数学推导得出的结果。证实重心位置对飞行阻力的影响，且当重心位置改变位置偏向前侧后，燃油消耗率也出现了大幅度的升高。这也使得在理想状态下飞行阻力越大，燃油消耗率越高的假设成立。

3.3 B747-400F货机不同重心位置燃油实际消耗量统计

本人所在的航空公司数架B747-400F货机的TLB（技术日志Technical Log Book）的数据，其中包括航班实际配载重量、重心位置、燃油消耗量等数据。通过横向对比这一个月内的每条航线的各个数据，计算出每条航线的数据极差值，并将极差值乘以该月内的总航班数，模拟出重心改变在一个月之内的节油效果。

航线	平均航程 (km)	平均耗油量 (kg)	重心最前值 (%MAC)	重心最后值 (%MAC)	重心平均变量 差值 (%MAC)	燃油消耗差比	油耗差值 (kg)	月均航班数	模拟耗油差值总量 (kg)
AMS-PVG	5254	100207	27.030	28.514	1.484	0.353%	354	26	9201
CTU-AMS	4235	80356	28.602	30.231	1.629	0.161%	129	27	3485
ORD-PVG	5450	95671	27.276	27.969	0.693	0.165%	158	22	3471
PVG-ANC	3569	68303	30.244	31.519	1.275	0.126%	86	37	3177

图3-7 747-400近期航班重心与油耗数据统计

通过收集所在航空公司数架B747 - 400F货机的TLB（技术日志Technical Log Book）数据，包括航班实际配载重量、重心位置、燃油消耗量等，横向对比一个月内各航线数据，计算数据极差值，并乘以该月总航班数，模拟重心改变在一个月内的节油效果。结果表明，实际飞行中虽然重心前后变化范围不大，但由于单个航班单月执行数量多、航程长，模拟得出的燃油消耗量差值较为可观。

综上所述，空客公司实例数据、B747 - 400F货机的WBM手册数据以及所在航空公司B747 - 400F货机的实际航班数据，均验证了飞机重心越靠后越省油的观点。航空公司若将改变飞机重心作为一种主观节油方法，有望提高经济效益，实现节能减排目标。

4、结束语

本文通过物理模型受力分析和实际数据验证，明确了在确保飞行安全的前提下，飞机重心位置与燃油消耗的关系：重心越靠前越费油，越靠后越省油。航空公司可在重心安全范围内合理调整重心位置，以实现节油、提高经济效益和节

能减排的目的。未来研究可进一步探索重心位置与燃油消耗的函数关系，确定最优重心位置，为航空公司提供更精准的节油方案。▲▲

ICAO-FOS工作法

——构建航空安全风险管理的全流程闭环

海航航空技术有限公司 陆文

摘要:

本文创造性地提出了ICAO-FOS工作法,旨在构建一个全面的航空安全风险管理体系。该框架涵盖了风险识别(I)、协作沟通(C)、方案论证(A)、指令发布(O)、执行反馈(F)、持续优化(O)以及经验总结(S)七大核心环节。基于空客技术文件、全球机队数据及工程实践经验,通过运用标准化工具(如故障树分析法、风险矩阵等)实现对潜在风险的精准定位与根因追溯。同时,依托多维协同机制(FAIR-ISP平台、TR技术沟通等)确保各方对技术的理解保持一致。希望这一工作法能够为机队复杂风险场景的闭环管控和安全运行提供一套科学化、可复制的解决方案。

一、ICAO-FOS工作法关键要素分析

1. 风险识别(Identification)

●目标:通过深入分析TFU、ISI、OIT等关键厂家文件,精准识别出可能对机队安全和运行构成的潜在风险源,确保风险管控的精准性与前瞻性。

●步骤:

(1) 确定受影响的机型范围。基于厂家提供的文件和历史维护数据,明确哪些机型可能受到潜在风险的影响。

(2) 确认受影响的系统或部件。在确定了受影响的机型后,识别具体受影响的航空系统或部件,并考虑其故障模式与影响分析。例如,是发动机、航电系统还是其他关键部件。

(3) 分析风险源的起因。对已识别的风险源进行深入

分析,探究风险源的根本原因,包括设计缺陷、制造工艺偏差、操作程序漏洞等,形成风险矩阵。

(4) 制定短期缓解措施和最终缓解方案。根据风险分析的结果,制定临时措施以降低当前风险,并设计长期解决方案以彻底消除风险。

(5) 将风险源作为工程项目进行管控。对每个识别出的风险源进行项目管理,确保所有相关活动都在控制之下,并按照既定计划推进。

2. 协作沟通(Communication)

●目标:构建多维信息共享网络,确保技术理解一致性与措施协同性。

●外部沟通:

(1) 通过空客网FAIR-ISP等平台了解全球机队对风险源的理解和管控情况,以便借鉴和应用。

(2) 通过TR与空客沟通具体的技术问题,结合系统或部件的工作原理,与空客确认技术细节,确保对风险源的技术理解一致。

(3) 通过邮件与厂家技术代表深入探讨部件级工作原理,以便更好地识别和解决潜在问题。

(4) 与其他国内航空公司沟通讨论管控措施,吸取经验。

●内部沟通:

(1) 与相关章节工程师对初步管控措施进行分析讨论,评估初步管控措施的可行性和有效性。

(2) 编写详细的汇报材料,并在部门安全会议上进行讨

论，收集各方面的意见和建议。

（3）与相关支持单位沟通落实管控措施的技术细节。确保所有相关部门和单位都清楚了解并同意实施的管控措施，以便协调一致地推进工作。

3. 方案论证（Argumentation）

●目标：通过多维度模拟验证管控方案的全面性与可操作性。

●步骤：

（1）结合人机料法环五个维度，模拟实施过程。从人员、机器、材料、方法和环境五个方面全面模拟实施过程，以确保方案的全面性和可行性。

（2）采用故障树分析法，识别实施过程中的潜在风险点和困难，制定预防性措施。

（3）初版管控方案可适当偏于保守，以确保安全裕度，通过实际反馈收集数据，迭代优化至最优方案。

4. 指令发布（Order）

●目标：将管控方案进行拆分，细化目标。

●步骤：

（1）发布明确且相互关联的工程文件集，确保各环节均能得到明确的指导和支持。

5. 执行反馈（Feedback）

●目标：建立动态监控机制，确保措施有效性与适应性。

●步骤：

（1）对外方面，跟踪其他受影响航司的风险管控情况，了解其措施的时效性，以便及时调整自身策略。

（2）对内方面，跟踪工程文件的执行情况，挖掘执行过程中的衍生问题，确保管控措施得到准确落实。

（3）新风险源考察。重点考察是否因方案实施引发新的潜在风险源，以及对商业航班运行的影响。

6. 持续优化（Optimize）

●目标：通过反馈环节，收集并处理实施过程中的问题。

●步骤：

（1）在必要时，与空客和厂家进行进一步的技术沟

通，寻求更多的技术支持和解决方案。

（2）综合考量所有反馈信息与数据，进行深入分析和研判。根据研判结果，对管控方案进行必要的调整与优化，确保其更加符合实际需求与标准。

7. 经验总结（Summarize）

●目标：回顾项目管理过程，积累技术经验，固化流程。

●步骤：

（1）问题分析。回顾初版方案发布时可能存在的疏漏和问题，总结经验教训。

（2）经验积累。将此次风险源管控过程中的经验教训、技术创新与最佳实践进行整理归纳，为后续风险源管控工作积累宝贵的技术经验。

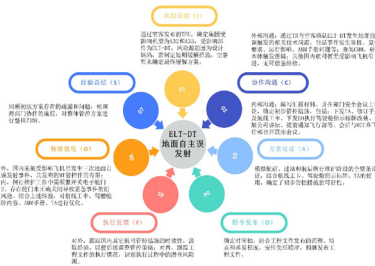
二、案例展示

1.背景：

EASA和ICA0规定（CCAR 121 R8已加入相关要求），自2024.1.1起取得适航证的飞机强制安装ELT-DT，以替代传统的固定式ELT。依据空客TFU 31.39.00005，因ELT-DT存在设计缺陷，导致飞机在维修和运行的整机通断电期间可能发生地面自主误发射事件。据空客统计，2023.4-2024.12期间，

世界范围的空客机队已发生1033起ELT-DT地面自主误发射事件，对真实的险情搜救产生了严重干扰。

2.ICA0-F0S工作法实施过程



结束语

ICA0-F0S工作法通过信息整合、技术协同与闭环管理，不仅能够有效降低机队运行风险，更通过知识积累与流程固化推动安全管理的纵深发展。未来，随着航空技术的迭代与运行环境的复杂化，可持续依托本框架的动态优化机制，结合人工智能、预测性维护等新兴技术，进一步提升风险预判与响应能力，为航空安全管理工作的可持续发展奠定坚实基础。▲▲

智能安检机器人： 民航机场安检系统的革命性变革

北京京航安机场工程有限公司 卢春文

摘要：

本文深入探讨智能机器人在民航机场安检系统中的应用。开篇点明科技发展背景下，智能机器人给民航安检带来颠覆性变革。接着从行李安检（智能识别与高效分拣）、人员安检（全面检测与智能预警）阐述其工作模式及优势，包括提升安检效率、准确性，优化旅客体验等。随后分析应用面临的技术、成本、人员管理挑战及应对策略。最后展望未来，智能机器人将推动民航安检向高效、精准、安全发展，助力民航业高质量发展。

前言

在科技浪潮以汹涌之势澎湃向前、日新月异的当下，民航机场作为全球交通网络中至关重要的核心节点，宛如一座日夜运转的庞大枢纽，每日有条不紊地承载着海量旅客与行李的往来穿梭。安检工作的高效与精准程度，不仅如同细腻丝线般深切影响着旅客的出行体验，更似坚固锚链，牢牢维系着航空安全这条绝不容有丝毫闪失的生命线。智能机器人正以锐不可当、排山倒海之势，全方位、深层次地融入民航机场安检系统，为传统安检模式带来一场具有里程碑意义的颠覆性变革。

一、行李安检：智能识别与高效分拣

传统的行李安检，主要依赖安检人员凭借肉眼识别 X 光图像中的各类物品。然而，这种方式犹如在荆棘丛中摸索，存在诸多弊端。在机场安检口人潮如织、喧嚣繁忙的高峰时段，安检人员长时间目不转睛地紧盯屏幕，高强度工作极易

使眼睛产生疲劳感。即便经验丰富，面对源源不断、堆积如山的行李安检任务，长时间的视觉疲劳也会导致注意力难以持续高度集中，疏漏在所难免。

智能机器人的横空出世，恰似一道耀眼曙光，彻底改写了这一局面。它搭载先进且精密复杂的图像识别算法，宛如拥有一双洞察秋毫的“火眼金睛”。无论是常见的液体、刀具、电池，还是经过不法分子精心伪装的违禁品，在智能机器人强大的图像识别能力面前，都无所遁形，能够被精准无误地识别出来。一旦检测到疑似违禁物品，机器人便会迅速行动，即刻在屏幕上以醒目的颜色标记，并同步发出清晰响亮的警报声，这一举措大大降低了漏检与误检的概率，为航空安全增添了一道坚不可摧的保障。

在大型民航机场，行李流量堪称巨大，宛如汹涌澎湃的潮水，源源不断地涌入安检区域。传统的人工分拣方式，不仅效率低下，耗费大量时间，而且需要投入巨额人力成本。智能机器人在此场景下尽显独特优势。它能够依据行李的安检结果，有条不紊、井然有序地对行李进行自动分拣。凭借精准的识别能力，机器人可以快速且准确地识别出通过安检的行李，并引导它们顺畅地进入相应的传送带，高效完成后续运输流程；同时，对于那些需要进行二次检查的行李，机器人也能将其精准无误地送至指定区域，方便安检人员进行进一步细致检查。更为出色的是，部分功能强大、性能卓越的机器人还具备搬运大件、重件行李的能力，它们宛如不知疲倦的大力士，轻松搬运那些人工搬运较为吃力的大型行李，极大地提升了行李安检的流转效率，显著减轻了安检人员的工作强度，使整个行李安检流程变得更加高效、流畅。

二、人员安检：全面检测与智能预警

在人员安检环节，智能机器人配备毫米波雷达、高分辨率摄像头等一系列先进传感器，对旅客进行快速、便捷且无接触式的全身检测。以往的安检模式中，旅客在安检时往往需要接受人工近距离的细致检查，这一过程不仅繁琐耗时，而且可能会给旅客带来一定程度的不适与尴尬。如今，智能机器人的应用彻底改变了这一局面。它通过快速的扫描操作，瞬间就能精准识别旅客身上是否携带金属物品、液体等违禁品，整个检测过程快速高效，极大地提升了旅客的安检体验，让旅客在安检过程中感受到更多的便捷与舒适。

同时，智能机器人可与机场现有的身份核验系统实现无缝对接，宛如精密齿轮般紧密咬合。借助先进的人脸识别技术，它能够快速、精准地核实旅客身份，并将获取的相关信息与数据库中的海量数据进行细致比对，确保旅客身份真实有效，从源头杜绝身份冒用等安全隐患。更值得着重一提的是，智能机器人凭借其强大的数据分析能力，宛如一位经验丰富的心理专家，能够实时监测旅客的行为和表情。当发现有旅客神情紧张、行动举止异常时，机器人会立即敏锐地将其列为重点关注对象，并迅速通知安检人员。这一智能预警功能，犹如为机场安全增添了一双时刻警惕的“眼睛”，有助于及时发现潜在的安全威胁，如那些试图携带危险物品逃避安检的人员，为机场安全构建起一道坚不可摧的防线。

三、智能机器人带来的显著优势

智能机器人的广泛应用，宛如为机场安检工作注入了一剂强心针，大幅提升了安检效率。以行李安检为例，在传统的人工安检模式下，每件行李的检查可能需要数十秒的时间，这在繁忙的机场安检工作中，效率显得相对低下。而智能机器人借助其先进的算法和强大的硬件设施，能够在短短数秒内完成初步检查，速度之快令人惊叹。这一显著的效率提升，使得整个安检流程得以加速，如同高速运转的机器，极大地减少了旅客的排队等待时间，让旅客能够更加顺畅地通过安检，同时也显著增强了机场的吞吐能力，使机场能够在单位时间内处理更多的旅客和行李，提升了机场的运营效率和服务质量。

在准确性方面，基于先进算法的智能机器人，犹如一位精准无误的裁判，极大地减少了因人为因素导致的漏检、误检情况。在人员安检过程中，机器人对于违禁物品和异常行

为的精准识别能力，进一步提升了安检工作的可靠性，有效降低了航空安全风险，为每一次航班的安全起降保驾护航。它以其高度的精准性和稳定性，弥补了人工安检的不足，让航空安全得到了更为坚实的保障。

从旅客体验来看，智能机器人所采用的无接触式安检方式、高效快捷的安检流程以及与旅客之间的友好互动，全方位、多角度地优化了安检过程。旅客不再需要在安检口长时间排队等待，漫长的排队队伍和焦急的等待情绪成为过去式，旅途的疲惫与焦虑感也随之明显减轻。他们能够真切地感受到更加便捷、高效的服务，使整个出行过程变得更加轻松愉悦，提升了旅客对机场服务的满意度和认可度。

四、面临挑战与应对策略

当然，智能机器人在机场这种复杂多变、充满挑战的环境中的应用并非一帆风顺，而是面临着诸多难题。在技术层面，机场内复杂的电磁环境干扰、旅客行李种类的丰富多样性和复杂性，都如同隐藏在暗处的“绊脚石”，可能对机器人的检测精度和运行稳定性产生不利影响。例如，机场内众多电子设备产生的电磁信号，可能会干扰机器人传感器的正常工作，导致检测结果出现偏差；而旅客行李中各类新奇、特殊的物品，也可能超出机器人现有算法的识别范围。为此，科研人员如同英勇无畏的战士，持续加大研发投入，夜以继日地不断优化机器人的算法，增强其对复杂环境的抗干扰能力。同时，建立完善的定期维护与校准机制，如同为机器人打造了一个“健康体检站”，确保机器人时刻保持最佳性能状态，能够在各种复杂环境下稳定、可靠地运行。

成本也是一个不容忽视的重要问题。智能机器人的研发、采购及后期维护成本相对较高，这无疑给机场的资金投入带来了较大压力，犹如一座沉甸甸的大山压在机场运营者的肩头。为了应对这一挑战，机场积极主动地与科技企业深度合作，共同开展适合机场实际需求的定制化研发项目，通过双方的优势互补，降低研发成本；在采购环节，机场采用批量采购、设备租赁等灵活多样的方式，巧妙地削减采购成本；在后期维护方面，构建科学完善的维护体系，如同精心呵护一件珍贵的艺术品，延长机器人的使用寿命，从多个维度有效控制维护成本，让智能机器人在成本可控的前提下，更好地服务于机场安检工作。

在人员管理方面，随着智能机器人在机场安检系统中的

引入，对安检人员进行专业技术培训变得至关重要，这犹如为安检工作的顺利开展装上了“助推器”。安检人员需要熟练掌握机器人的操作与维护技能，实现人机之间高效、默契的协同工作。机场通过组织专业培训课程，邀请行业内资深的技术专家进行授课，为安检人员传授最新的技术知识和操作技巧；同时，制定规范、详细的管理制度，明确机器人与人工安检各自的职责分工，使安检工作流程更加清晰、有序。通过这些举措，推动安检工作朝着更加高效、智能的方向发展，充分发挥智能机器人与人工安检的优势，为机场安全提供更加可靠的保障。

展望未来，随着技术的不断创新与应用的持续深化，智能机器人必将在民航机场安检系统中发挥更为重要、不可替代的作用，宛如一颗璀璨的明星，照亮民航安检发展的道路。它将推动民航安检朝着高效、精准、安全的方向不断迈进，为全球民航业的高质量发展注入源源不断的强大动力，助力民航业在新时代的浪潮中蓬勃发展，开创更加美好的未来。▲▲

浅谈A320飞机刹车温度传感器的可靠性管理

青岛航空股份有限公司 王建新 季晨

摘要:

可靠性管理过程贯穿于飞机的全寿命周期,当前,国内各航空公司均已开展可靠性管理工作。本文首先简要介绍了航空公司开展可靠性管理的依据和意义,其次以A320刹车温度传感器为例介绍了可靠性管理过程。

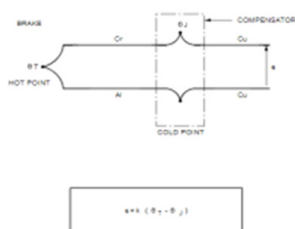
引言

近些年来,可靠性管理过程贯穿于飞机的全寿命周期,在设计、制造、使用、维修到退役全过程通过可靠性管理,提供飞机的安全性、可靠性和可用性。飞机使用、维修阶段的可靠性管理,重点在于收集部件或系统的使用数据,结合厂家技术文件、送修报告和运行环境,优化对部件或系统的维护动作,平衡安全性与经济性,动态地制定符合各航司运行特点的管控措施,优化飞机的维修和保养活动,提高飞机的可用率和签派可靠度。

此外民航规章CCAR 121要求运营人也建立可靠性管理体系来持续监控维修方案的有效性。

1、刹车温度传感器工作原理

A320刹车温度传感器利用镍铬-镍铝产生电压与镍铬-镍铝两种不同导体端头存在的温差与电势差成正比关系(塞贝克效应)输出电压信号,刹车温度监控组件(BTMU)通过一定的补偿方法计算刹车温度。



2、安全性分析

若出现刹车传感器故障,驾驶舱将系统显示页面对应位置的刹车温度显示为"XX",机组无法判断刹车的真实状态。在刹车过热的情况下继续使用刹车,会造成刹车性能下降,刹车距离边长,更严重会造成机轮起火冒烟。

3、可靠性分析

自开航至2025年3月,某航司刹车温度传感器非计划拆换68次,报废33个。其中新件报废率为42.6%,送修件报废率为71.4%。

返修件装机后再次故障占比87.5%。

刹车温度传感器故障造成7次航班延误(平均延误60分钟),其中返修件造成4次延误。

刹车温度传感器不可分解,修理厂通常清洁后进行检测,如检测不通过直接报废。

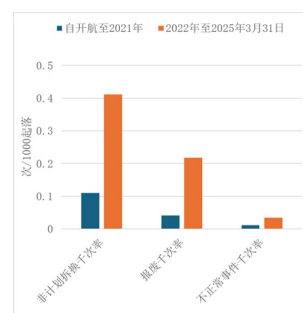
针对刹车温度传感器故障,2021年某航司先后采取3项措施。

1)夏秋换季清洁刹车温度传感器探头和电插头(2021年4月实施)。

2)刹车送修期间,清洁刹车温度传感器(2021年11月实施)。

3)对两次检测为NFF的刹车温度传感器直接报废(2021年10月实施)。

以2022年为节点对比措施实施前(2022年之前)和实施



后（2022年及以后）故障数据，如下表。对比显示以上措施执行效果不佳。

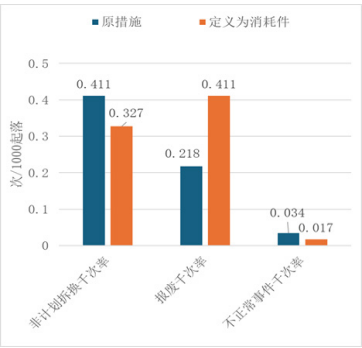
如将刹车温度传感器定义为消耗件，预计2025年：

- 1)非计划拆换率下降0.084，减少3次拆换。
- 2)报废率上升0.193，增加6次报废。

3)不正常事件千次率下降0.017。减少1次延误。

4、经济性分析

航线维修工作者通常按照MEL刹车过热项目放行飞机，此放行条目需解除相关传感器并遵守刹车冷却时间。刹车冷却时间因飞机着陆重量、接地速度、场压、场温、地面风、跑道坡度等数据不同有所差异，某航司A320飞机刹车冷却时间约为1-2小时。



以返修件非计划拆换千次率、报废千次率、不正常事件千次率、刹车温度传感器采购费用和检测费用测算，如将刹车温度传感器设为消耗件，2025年全年增加费用不超过10000元，经济成本未明显增加。

5、结语与建议

将刹车温度传感器设为消耗件，不会明显增加成本，但会减少返修件造成的不正常事件（航班延误），提高飞机的签派可靠度，保障航班的正常性。措施还需提交至可靠性管理委员会表决，措施实施后需可靠性管理工程师持续监控刹车温度传感器运行表现，当温度传感器出现进一步恶化时，需进一步采取缓解措施。▲▲

发动机试车记忆内容优化研究

浙江长龙航空股份有限公司 赵继红 刘建军 王鹏飞 马晓辉

摘要：

针对发动机试车过程中因应急处置延迟导致的发动机损伤问题，本研究基于认知心理学理论及实际操作需求，提出标准化试车记忆内容优化方法，旨在缩短试车人员的应急响应时间。通过筛选关键记忆内容并区分立即动作与后续流程，显著降低认知负荷，提升应急处置效率。

1、引言

发动机试车是航线维修与定检维修的核心环节，其目的是验证发动机状态或确认故障排除结果，直接关系到飞行安全与运行效率。然而，试车过程中可能出现的超温、喘振、滑油压力过低等高风险状况，要求应急处置程序必须精确到秒级响应。若操作不当，会导致发动机送修甚至报废的严重后果。当前试车人员普遍面临理论知识碎片化、关键操作记忆模糊等问题，易引发认知超载与决策失误。因此，基于认知心理学理论优化记忆内容，对提升应急处置效能具有迫切意义。

2、认知心理学基础理论简介

认知心理学通过研究人类信息加工机制如感知、记忆、决策等，为复杂任务执行提供理论支持。本研究主要依据以下理论：

- 1) 信息加工理论：强调注意力对关键信息的优先提取能力；
- 2) 认知负荷理论：指出人脑资源有限，需通过信息结构化降低无效负荷；
- 3) 双系统理论：提出决策依赖直觉系统（快速、无意识、经验驱动）与分析系统（缓慢、逻辑驱动）的协同作用。

识、经验驱动）与分析系统（缓慢、逻辑驱动）的协同作用。

3、发动机试车记忆内容优化

以CFM56-5B/LEAP-1A发动机为例，其试车应急程序涵盖热启动、失速/喘振、着火等10类场景，每条应急情况都有对应的处置程序，部分应急处置程序触发条件是发动机参数超限，各航司及维修单位对于发动机试车参数和应急处置程序内容未明确哪些是记忆内容，未区分哪些是立即动作还是后续流程，都要求全部记住，但对于试车人员是很难做到的，即就是记住了出现应急情况时也很难在最短的时间内精准处置。如图一为发动机外部着火且风扇整流罩在闭合状态的应急处置程序内容，共10条，基于认知心理学三大基础理论，对其进行优化，对图一中10条应急程序内容进行分级，前4条是立即动作将作为记忆内容，需要强化训练形成快速、无意识动作，后6条为后续流程，记不住还有时间来查看试车手册，因此不作为记忆内容。发动机试车记忆内容还包括涉及应急处置中立即动作判定条件的参数如超温涉及到的EGT温度，除此之外还有发动机正常启动参数。为了方便记忆，在每条应急情况标题后增加了是否要立即关车还是先慢车的决策提示。经过内容分级、参数整合及决策提示优化后的发动机试车记忆内容，包括参数值和应急处置程序两大部分，参数值仅保留了起动参数和一些超限参数值，这些超限参数是相关应急处置的判断条件，使用虚线箭头将应急处置和对应的超限参数连接起

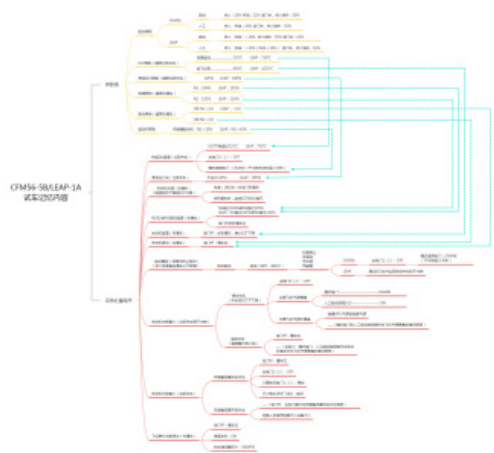
发动机外部着火（有火警）， 风扇整流罩闭合状态：		
项次	项目	动作/位置/指示
1	油门杆	慢车位
2	发动机主电门1（2）	OFF
3	火警按压电门1（2）	预位
4	灭火器 AGENT1和2	按压
5	发动机主电门2（1）	OFF（关断另1台发动机）
如果火警仍然存在：		
6	打开整流罩	使用地面灭火设备灭火
7	试车人员	报告MCC
8	飞机	拖离其它飞机
9	电瓶电门	关断
10	试车人员	撤离飞机

图一 发动机外部着火应急程序

来，应急处置程序仅保留了立即动作，优化后的试车记忆内容如图二所示。

4、发动机试车记忆内容评估方案

发动机试车记忆内容是否熟记直接决定试车人员应急情况时的反应时间，因此要对每位试车人员进行初始评估及年度持续评估。记忆方法可参考《艾宾浩斯曲线规律在民航维修人员培训中的应用》。发动机试车记忆内容评估可参考某司的经验，初始评估分理论和实作两个模块，持续评估只做实作模块。理论评估采用填空题和简答题，满分才可通过，也可适当降低难度如将记忆内容的考题改为选择题放入选择题库中，但抽到的记忆内容的考题必须回答正确，如有任意一道记忆内容考题回答错误考试结果为不通过。实作评估是在模拟机上随机设置3道应急情况进行处理，每一个立即动作步骤操作时间不得超过2秒，并且全部正确才可通过。实作评估通过后才可获得发动机试车工作授权。



图二 优化后的发动机试车记忆内容

5、结束语

本研究通过标准化发动机试车记忆内容，显著降低试车人员认知负荷，使其在应急状态下快速触发直觉反应。优化后的记忆体系可缩短处置延迟，减少发动机损伤风险，为民航安全运行提供有效支持。▲▲

飞机燃油箱点火源防护适航审查要点分析

东航技工程部西安分中心 尹 雁

摘要:

可能存在于油箱内燃油蒸汽里的电弧和电火花,是油箱防护设计的主要考虑因素之一。以FAA适航要求为基础,研究咨询通告给出的符合性方法,分析了燃油箱内防止出现点火源的方法。预防燃油箱系统出现点火源,主要从油箱结构设计、燃油泵、布线、静电、燃油箱维修5个方面进行分析并给出适航审查要点,为飞机燃油系统适航审定提供参考。

引言

为了防止在飞机正常工作和失效情况下燃油箱出现点火源而造成灾难性的燃油箱爆炸事故,FAA制定了运输类飞机适航标准25.981条款,对飞机燃油箱可燃性暴露和点火源防护提出了要求。2001年6月6日FAA发布25-102号修正案,将25.981条款改为“燃油箱点燃防护”,并新增加了(a)(3)款来要求进行燃油箱安全性分析。2008年9月19日FAA发布25-125号修正案,新增25.981(d)款,要求运输类飞机的运营人和制造商采取措施大幅减小灾难性的燃油箱爆炸事件发生的可能性,并建立了以性能为基础的一系列要求,这些要求或者在最易爆炸的油箱内设定了可接受的可燃性暴露值,或者要求在受影响的燃油箱内安装点火源预防措施。目前我国缺少燃油箱结构防点火源设计指南。本文依据FAA燃油箱防爆适航要求,开展燃油箱防点火源防护适航审查方法研究,提炼出结构设计关键技术,保障飞行安全。

1、油箱结构防点火源设计

1.1 油箱的连接结构

燃油箱系统设计应使点火源达到最少的可接受设计方案,结构设计应尽量减少油箱内的紧固件。图1给出了蒙皮与

梁的连接设计方法,将紧固件设计在燃油区外部,避免在燃油区域产生电弧。图2给出了蒙皮与梁的连接采用整体式设计可减少点火源的产生。

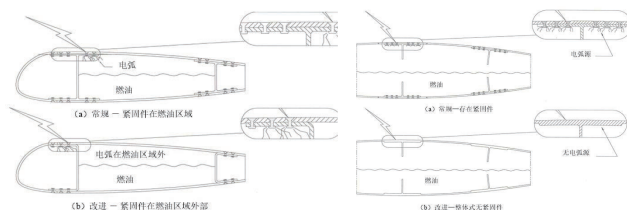


图1 减少点火源的蒙皮-梁的连接设计

图2 消除点火源的整体式设计

1.2 电弧的封锁设计

如果复合材料油箱的翼肋采用不导电复合材料(玻璃纤维复合材料或芳纶纤维复合材料),也可有效地消除接合面和紧固件处的点火源。

当电流强度足够大时,即使电接触面处的电阻非常低,仍可在紧固件与结构件的接触面处产生电弧或火花。因此,应采取密封措施,封锁电弧,使它们不能接触到燃油蒸汽。应当指出,采用密封措施,不能消除电弧,只能使电弧不接触燃油蒸汽。还需要指出:由于采用了密封措施,减少了电接触面处产生腐蚀和污染的可能性,这也就降低了电接触面产生电弧或火花的可能性。

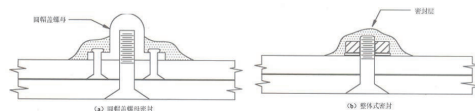


图3 紧固件的电弧封锁设计

随着密封层厚度增加,它封锁电弧的效力也增加。因为密封层增加了飞机重量、成本和工时,所以,对于密封剂的使用量有限制。紧固件的密封层必须均匀,不能存在任何空隙和较薄的涂层区域。

2、燃油泵点火源防护

2.1 电功率

电功率方面需要考察油箱外线路和故障保护的强间歇电流。故障保护的强间歇电流又包括泵室烧蚀保护和电弧/接地故障线路保护。

如果可行的话，应将油泵的电源布置在油箱外。这样的话，电源的失效不会在燃油箱内产生灼热点或电弧。在为油泵供电电路布线时，要消除电弧直接进入油箱或者加热油箱表面的潜在可能。失效分析应该考虑对电路保护装置的需求。例如，油泵电接头的电弧可能会引起不可控的燃油渗漏，形成点火源和造成燃油箱外的不可控起火。需要考虑该失效模式以及泵的任何电失效（例如，泵内部电路失效，泵的线圈起弧等）。如果导线设置在燃油箱中金属套管内，则对于套管还需要采用额外方法来防止套管内导线的电弧进入到燃油箱中。做到这一点的一种可行方法是为导线提供绝缘套并且提供一套独立的方法。例如，接地故障断路器（发现电源接地断路，并且切断电源的装置，用GFI表示）或电弧失效断路器。不能采用单层绝缘，需提供多层绝缘套。通常磨损不会破坏多层保护。

2.2 叶轮/入口

叶轮/入口主要考察辅助油箱和主供油箱，尤其检查供油泵的入口是否被覆盖。若辅助油箱泵进口被覆盖，主要影响除水引射泵和马达驱动除水泵里的火焰抑制器。

需要预防的失效模式是泵进口组件（如，导流轮，紧固件）失效进入泵的叶轮，造成碎片进入燃油箱。另外还需注意泵进口壳体老化，使得泵进口单向活门接触叶轮片。

3、燃油系统布线预防点火源设计

3.1 高电能导线的布线

布线时，不应使导线靠近进入燃油箱的金属管路或者靠近燃油箱表面，以防磨损。不适当的维修或其它失效/磨损状态可导致导线与管路或金属燃油箱表面之间引起电弧，从而在燃油箱内形成点火源。如果采用金属或者其它导电材料，应该考虑到会发生导线对管路、临近燃油箱表面或结构起弧的失效。此外，应设计电路保护特征或其它特征，防止油箱内形成点火源。用来处理可预见失效状态的方法是采用电路保护特征。例如，双重电缆套管，厚壁电缆套管和/或接地故

障断电装置（GFI）的电路断路器。

在燃油箱内，沿金属管路布线，当电路短路时，会形成高的表面温度或沿管路产生电弧。应该对将超过真正安全水平的电力送入燃油箱内或穿过燃油箱的导线（例如，油泵供电）进行评估。除非提供了失效-安全特征，评估时应假定会对临近表面（例如，金属管路或机翼表面）起弧。绝缘层磨损、开裂、破损或绝缘强度降低，在没有耗散足够的能量引发电路保护装置启动的情况下，会导致间歇或持续电弧。

3.2 导线的物理分离

25.1707条款指出：必须通过分开一定的距离或采用绝缘措施（提供与分开一定距离等效的保护措施）实现足够的物理分离。当设计和安装电气电路互联系统（EWS）时，物理距离是实现所需分离的首选方法。这是因为绝缘措施本身可引起EWS组件损坏（例如，电缆套管内的擦伤），并可能产生维修差错（例如，维修过程中将绝缘隔离物拆下，无意中并没有装上绝缘隔离物）。它们还可干扰对EWS的目视检查。

如果采用绝缘措施实现所需的分离，25.1707条款要求，绝缘措施应能提供至少与物理距离可实现的同等防护水平。这意味着，在决定选择采用绝缘措施时，应考虑如电介质强度，最高和最低工作温度和机械强度等因素。

4、燃油系统防静电设计

4.1降低燃油流动速度

当液态碳氢化合物相对于壁面（如加油软管，过滤器，管嘴，燃油箱结构和飞机管道）运动时，液态碳氢化合物中会产生静电荷。飞机加油时，燃料通过油罐车或从机场加油栓系统充入。燃料的流动（特别燃油过滤时）可以产生电荷。燃料中电荷的积累量是许多因素的函数。

在燃油进入含空气的飞机燃油箱之前应有足够的时间来将电荷转移走，需要降低燃油向油箱的流动速度，并将输油放泄口设置在油箱底部。依据NEPA和ASTM的抗静电设计指南，加油口被燃油覆盖后，6至7米/秒的燃油流速是可以接受的。该指南还指出，加油口被燃油覆盖前，流速应保持小于1米/秒。采用多个输油口可以满足该准则。使用皮科洛管将流动分散，进而减缓流速，并将其设置在燃油箱的底部或靠近底部，减少燃油的喷溅（燃油的喷溅是静电荷产生的主要成因之一）。

4.2燃油箱蒸汽空间惰性化

如果燃油箱蒸汽空间是非易燃的（因为没有足够的燃油蒸汽或氧气），就不会引起燃油箱引燃问题。将蒸汽空间的氧气量降至低于9%容积的水平，静电放电不会引燃蒸汽空间的惰性气体。可以选择各种惰化方案，例如使用氮气或消耗空气中的氧气，降低蒸汽空间的氧含量。

4.3消除燃油的雾化和晃动

油箱内燃油蒸汽的易燃性明显地受燃油的搅动、晃动、喷溅或雾化的影响。这些过程增加了燃油的扩散面积，提高了蒸汽空间内的燃油分子浓度。为了使易燃性达到最小，设计时应加入降低燃油搅动、晃动、喷溅和雾化的设计措施。得到验证的设计例子包括在油箱内安装足够的挡板来降低晃动，将用于冷却油泵的燃油回流到油箱底部等。SAE文件AIR1662给出了一些使易燃蒸汽最少的措施，包括：

- 1)靠近油箱底部低速加入燃油，使进油口在加油或输油过程中及早被燃油覆盖。
- 2)将燃油直接流向接地导电表面，减少静电荷的积累。
- 3)采用平衡分配系统，以确保所有油箱隔舱都能加到同等水平的燃油，以降低燃油流速（这可使得有足够的电荷松弛时间，并且形成雾化最少）。

5、燃油系统关键设计构型控制限制

5.1关键设计构型适航性限制（CDCCL）

在飞机改装和更改进程中，以及在修理和维护过程中，有可能改变燃油箱内阻止形成点火源的关键构型设计特征（包括燃油系统关键构型设计参数和易燃性降低系统关键构型设计参数）。这些关键构型设计特征发生改变，可能会形成点火源，产生不安全状态。将关键设计构型控制限制确定为适航性限制（AWL）的目的是确保在飞机改装和更改以及修理和维护过程中，关键构型设计特征不会发生改变。

对于不同的油箱类型、燃油系统和相关安装、燃油类型以及油箱系统所采用的易燃性降低方法和引燃缓解方法，其关键构型设计特征存在较大差异。甚至，关键构型设计特征可能存在于燃油箱系统以外的其它一些系统中，即这些系统的失效会与燃油系统相互作用，使燃油箱系统产生不安全状态。另外，导致形成点火源的维修差错也可列为CDCCL。

5.2燃油泵的维修控制

在燃油泵进行大修时，可能会存在潜在的维修差错。燃油泵的设计含有若干个预防引燃措施（即，火焰阻挡装置，热熔断路器，材料、导线保持措施等）。A320/319/321型飞机燃油系统适航性限制中指出：修理或更换燃油泵必须依照组件维修手册（CMM）实施。如：在泵马达叶轮端头盖和结构之间安装两条搭铁带，确保马达叶轮和结构之间的搭接电阻不大于0.4毫欧姆。

在油箱内部，燃油泵与它的外壳之间，以及在油箱外部，燃油泵导线与易燃液体泄漏区域结构之间，存在潜在的电弧或火花。因此，应设置相应的关键设计构型特征，以防止出现点火源。A320/319/321型飞机燃油系统适航性限制中指出：确认按照相应OEM故障排除程序对断路器进行复位是安全的。在复位之前，必须隔离和纠正导致断路器跳闸的故障。

5.3燃油箱的维修控制

在雷击事件中，中央翼油箱储油槽中的放油活门与下壁板之间的交界面处存在潜在电弧或火花。应当设置关键设计构型特征，预防产生点火源。B777-200型飞机燃油系统适航性限制中指出，如果需要拆卸/安装放油活门，必须按照AMM 28-11-06维修，确保：

- 1)在储油槽放油活门的油箱内侧具有酚醛树脂垫片；
- 2)油箱的内侧燃油泵和电连接器需要密封；
- 3)确认口盖最外围边缘处存在与油箱内侧机翼蒙皮相贴合的酚醛条带，检查编织铝合金网状垫圈的可使用性，并在需要时，要在其两侧涂抹油脂或防腐化合物；
- 4)在口盖外表面和机翼蒙皮之间安装编织铝合金网状垫圈，将紧固件拧紧到AMM规定的扭矩；
- 5)对于有通风口的均压油箱检查口盖，确认上管道与口盖之间安装了搭接线，其电阻为0.010欧姆或更小。

6、结语

飞机燃油箱点火源防护适航审查重点关注系统设计应使点火源达到最少的可接受设计方案，同时应使飞机燃油箱内其失效会导致形成油箱内点火源的组件和系统数量达到最少。预防燃油箱系统出现点火源，主要从油箱结构设计、燃油泵、电子部件及布线、静电、燃油箱维修等方面进行分析，为飞机燃油系统适航审定提供参考依据。▲▲

A321 客改货飞机非标方案开发与研究

基于 MRO 工程实践的结构与电子系统改装策略

四川飞机维修工程有限公司 李 玄 蒋 慧 许 强 杨松涛

摘要:

随着航空货运市场的快速增长, A321 客改货项目成为航空公司或者物流公司对于货运运输飞机的一种选择。除飞机拆解外, 客机改货机也是老旧客机发挥其剩余价值的重要途径。本文结合 MRO (飞机维修改装企业) 在客改货领域的工程实践, 针对改装过程中结构部件安装冲突、紧固件选型优化、线路布局干涉等核心技术难点, 系统阐述非标方案的开发逻辑与实施路径。通过空客结构维修经验的迁移应用、模块化设计理念的引入及同方案提供方(STC HOLDER)配合的验证, 提出基于现有构型的零部件重构方案与电子系统兼容性改进策略, 为同类机型改装提供理论参考与工程借鉴。

一、引言

1.1 研究背景与意义

随着经济全球化的趋势愈加明显, 在近年来快速发展的电子商务与快递业, 以及制造业结构布局调整的多重因素的作用下, 航空货运市场一直保持着较好的发展势头。FTK (Freight Tonne-kilometer) 从2012年开始每年均保持了4~5%的增长率(除2019年受贸易摩擦影响, 全球FTK在当年出现了3.3%的下降)。A321作为空客主力窄体机型, 其客改货飞机因载货量高(根据改装后情况以及飞机最大起飞重量等数据影响, 理论可达27吨左右)、航程适中, 有机会成为航空公司转型货运的选择机型。然而, 客改货涉及机身结构重构、货舱系统集成、电子线路改造等复杂工程, 现有标准方案难以覆盖所有改装需求, 非标方案的开发能力成为MRO企业核心竞争力的体现。同传统飞机维修不同, 一般修理过程中的问题维修厂家可以通过损伤报告的形式提交给飞机厂

家, 最终由厂家给出全套技术解决方案。客改货需要维修厂家自行根据改装情况, 设计全套技术解决方案并提交至厂家进行计算和适航批准, 设计方案的可行性准确性将直接影响整个改装项目的推进进度。

二、A321客改货非标方案开发的核心技术难点

2.1 结构改装的非标需求分析

2.1.1 零部件安装冲突

客改货需拆除客舱座椅、行李架等设施, 安装货舱地板梁、导轨及集装箱固定装置。实际操作中常出现新部件与原有结构(如机身框架、货舱支撑立柱)空间干涉, 例如某项目中货舱导轨支架无法按原设计安装于隔框腹板, 因该处存在原厂的立柱结构同方案上的尺寸以及安装方法有差异。大门改装区域的结构因装配关系导致部分安装需要用的连接板无法按方案要求进行安装等。

2.1.2 紧固件适配难题

标准方案在开发的过程中会根据已有的或者飞机初始构型结构对安装件的装配和紧固件安装设计方案, 但是实际上, 对于需要进行的改装飞机, 因生产制造以及知识产权等问题往往会出现需进行装配的区域紧固件排布同原方案有差异(紧固件颗数/紧固件类型/紧固件直径等)。方案中需使用的紧固件型号可能无法在原区域进行安装。当面对已加大的紧固件孔时需选择更大直径的紧固件或改用强度更高的高锁螺栓。

2.1.3 结构补强的差异化需求

不同使用年限的飞机结构状态差异显著: 服役年限的长

短以及运营场景的不同，飞机结构损伤以及出现腐蚀的情况也不相同。当相关改装区域出现损伤后，因基础结构强度的要求和未来改装的计算模型的不同，以往飞机提供的结构修理方案将不再适用。MRO企业将根据该位置改装方案的本身执行情况，以及在该区域可能的修理方式对修理方案进行再设计，最终利用方案方的校核模型通过计算最终获得适航当局的批准。

2.2 电子系统改装的干涉风险

2.2.1 线路布局与现有构型冲突

货舱改装需新增烟雾探测器、飞机大门区域操作系统器等线路，但客舱原有线束（如客舱照明线）常沿机身侧墙敷设，导致新线路需绕行或跨区域穿越。某些系统的线路走向因飞机加装其他系统或者构型调查时对飞机本身线路调查的不到位，会出现部分线路无法按方案走向进行改装，或者线路拆除不完整等情况。对后续飞机改装完成后的营运带来安全隐患。

2.2.2 残留系统的兼容性隐患

客舱拆除的娱乐系统可能遗留未完全移除的导线束或控制模块，若未彻底排查，可能引发短路风险。例如某案例中，改装后货舱出现异常电流波动，经排查发现原客舱 PA 系统接地线缆未拆除，与新安装的货舱管理计算机形成环路干扰。原线路拆装完成后未考虑飞机 ECIDS 系统的情况，导致线路安装和改装后出现“飞线（线路未按 ESPM 要求进行固定）”等情况。

2.3 系统部件改装的时出现的构型差异

A321 不同批次机型的飞机系统架构存在差异，早期飞机的系统管路以及空调等系统的排布会在部分飞机上进行应用。随着飞机的进一步更新迭代，新的飞机水系统/空调系统以及厨房厕所系统都会进行升级，非标方案需考虑新飞机构型对于管路部件改装的改变以达到最终完成改装通过测试的目的。

三、基于 MRO 经验的结构非标方案开发策略

3.1 空客结构维修经验的迁移应用

3.1.1 损伤容限设计理念的延伸

结构改装在整个客改货过程中占据较大的比例，涉及大量的原厂结构件的切割、拆除、修整，以及大量的新的改

装部件与原结构之间的装配工作，其范围主要包括蒙皮、隔框、桁条、横梁、座椅导轨以及货舱立柱等。新部件的装配涉及了大量的配孔工作。对于全新的配孔，通常在图纸上会给出明确的尺寸或者以新的改装部件上的引导孔为准。其配孔原则与空客结构修理的原则基本相同，通常紧固件边距约 2D，紧固件间距依情况通常在 4-5D 或 4-6D 之间。对于涉及了需要引用飞机原有结构上的孔的配孔工作时，有时可能会出现无法满足常规的配孔原则的情况。根据通过计算所能接受的方案来看，若边距满足至少 1.5D，或者间距满足至少 3D 的情况，可以尝试通过接受该现状的方式来处理该类偏离情况。

3.1.2 典型修理方案的模块化改造

在客改货的过程中，通常会进行大量的接近工作。由于不同飞机在改装前的存放状态或维护状态的不同，偶尔在改装区域会出现发现损伤的情况，或者改装区域涉及了之前执行过原厂改装 SB 的情况。对于改装区域的修理，原则上应尽量减小改装受影响的程度和范围，即在保证了能恢复原厂结构的同时，使得相关区域的改装部件能得以继续使用/安装。对于一些需要采取加强方式进行修理的损伤，其修理方案通常需要基于空客的修理原则进行设计，当涉及到需要制作修理件时，修理件应兼顾到改装后的飞机构型以确定相关尺寸、外形以及覆盖的紧固件区域。对于执行过原厂改装 SB 的改装区域，原则上应尽量维持与 SB 一致，尤其是对于涉及了 AD（适航指令）的 SB；若实在无法维持一致，应当同实际改装工作所涉及区域，依后续运营要求，灵活选择处理方式。

3.2 零部件安装冲突

3.2.1 根据飞机实际情况改变原安装件的尺寸

在执行改装方案的过程中，经常会出现图纸与飞机原始结构不符，或者改装零部件与飞机原始结构不匹配的情况。出现这些情况，往往是由于飞机在制造的过程中，本身存在制造公差范围内的差异，以及客观上方案在设计过程中无法穷尽所有飞机构型或者方案的设计仅满足了原型机的飞机构型而造成的。常见的偏离情况之一是当涉及需要将飞机原始结构上的紧固件孔引用到改装部件上时，可能会出现紧固件会错位在改装部件的倒角区域，或者在改装部件上出现边距不够的情况等。针对这类问题，可以通过安装适当厚度的倒角填片以使得紧固件安装在平整面上，或者通过改变改装部

件外形/尺寸以获得充分的边距。另一种常见的偏离情况是改装部件本身与飞机原始结构无法匹配，如部件上的铣削台阶厚度不合适导致部件之间产生的间隙过大，从而导致部件之间无法贴合、紧固件无法夹紧的情况。遇到上述类型的问题，往往可以考虑通过安装适当厚度的填片或者通过改变零部件局部厚度等方式以解决问题。

四、电子以及其他系统非标方案的开发与验证

4.1 线路布局优化以及残留系统的全面清查与处理

4.1.1 基于改装飞机实际情况的线束规划

客改货飞机除了要删除部分不再需要的系统外（如客舱娱乐系统，旅客氧气系统，应急逃生系统等），还需要加入新的主货舱烟雾探测系统，货舱整体照明系统和机组警告系统等，由于飞机上的线路布局是复杂多变的，执行客改货的飞机常常是运行了多年的客机，在漫长的客机生涯期间往往因执行了结构修理或第三方厂家改装方案，实际的线路布局和出厂时有了很大的变化，改装厂家设计方案时的构型调查做得不彻底则很容易会导致插钉位置被占用无法安装，实际布线路径需重新规划等等问题。对待受影响的线束安装，我们会从实际出发结合SB（Service Bulletin）改装与飞机修理记录，绕过受影响区域确保路径最优化与EMC（Electro Magnetic Compatibility/电磁兼容）风险最小化的平衡重新规划线束布局。

4.1.2 设计完成后的电磁干扰验证与方法

设计改装施工完成后，除对新增/改进系统的功能测试外，还需执行EMI/RFI（Electro Magnetic Interfere电磁干扰/Radio Frequency Interfere无线电频率干涉）测试，目的是评估和证实其对飞机的功能和操作无干扰。在运行其他系统测试的同时，借助专用测试仪器持续监控设计改装运行时是否会对飞机原有系统的运行产生不良影响，从而进行电磁兼容性评估。

4.2 飞机机械客舱系统的升级与方案干涉

在客改货改装中，除了后区厕所需要移除之外，“厨房组件”在功能上也会进行必要的改进，如移除水系统的相关部件，去掉餐车以及其他餐食上的功能，大大减少了厨房替代品——货机储物组件的结构及尺寸。但是由于“厨房组件”由部件供应商设计开发，难免在整机的功能验证上做到完美

匹配。如果待改进的项目无法从飞机层面进行优化，就只能转向部件层级，重新对部附件进行改动。反之，如果新的部件（如货机天花板）在设计过程中对密封或防火等性能进行了严格的验证，一旦实际安装过程中产生了困难，如需优化该方案，就只能保留部件设计层面的基本理念，从机体层面入手。

五、工程实践案例：某 A321-200 客改货项目

5.1 结构非标方案实施

案例

某架飞机在改装时发现在机身切割改装区域发现了结构损伤，因该损伤直接位于改装区域，以前飞机的相应标准已不适用。面对此问题需要MRO根据实际情况自行设计一套修理方案以支撑飞机改装的继续进行。

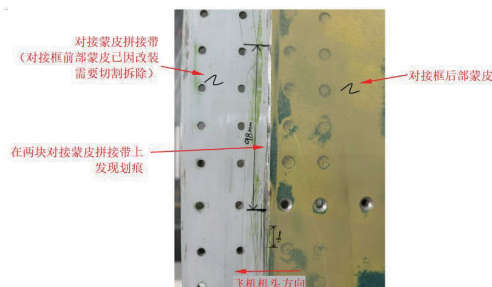


图1 蒙皮拼接带上的划痕损伤

对于划痕损伤，典型的修理方式为：

a. 对损伤进行打磨；b. 打磨完成后利用无损探伤手段判断损伤是否完全去除；c. 测量飞机剩余厚度；d. 计算剩余厚度是否满足飞机未来运营的强度要求。

如果要采用该方式进行偏离处理，首先要考虑的就是结构接近，从上图可以很容易发现如果需要接近则需要考虑进一步分离对接框后蒙皮。蒙皮的分离涉及大规模的紧固件拆除，且拆除后飞机整体结构是否会有影响无法评估，同时打磨后也存在剩余厚度无法满足结构强度要求的可能性，进而需要调整至其他方案。

综合考虑后，并结合日常客机后部类似区域的修理经验，最终决定采用切割补偿的方式对该区域损伤进行一次性修理。

同日常客机偏离方案的处理流程不同，客改货需要MRO的工程部门自行设计非标偏离的处理方案。对于此案例难点

在于：1. 因所有结构件尺寸都属于飞机设计厂家的知识产权，MRO无法获得飞机损伤区域结构件的准确尺寸（如拼接过渡带的弧度变化量、内部连接结构的具体尺寸）；2. 合理的切割位置和补强方式；3. 原始材料以及厚度选取；4. 补强紧固件的件号的选取以及尺寸确定。

面对以上几个问题MRO利用自行开发的3D喷涂绘图技术对飞机相应区域弧度进行模拟，对所需要的修理结构件外形的尺寸进行确定。同时结合以前的修理经验敲定切割区域以及补强方式，材料按照飞机结构修理手册相应厚度和材料选取原则进行设计，紧固件采用高级别螺栓作为补偿，并在方案方严格校核计算的配合下反复修改，最终设计出了该区域的修理方案。

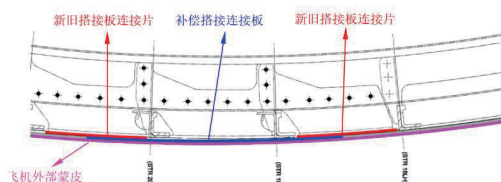


图2 蒙皮拼接带的补强修理



图3 为修理设计的隔框连接件

5.2 电子改装优化创新

案例

某客改货飞机执行改装时需要拆除所有厨房和厕所（除前厕所保留）和相关清水/污水管路以及相应管路加热元器件等，然而厂家没有考虑到串联加热元器件以及其在飞机上具体的位置（从水箱出来先经过某厕所后再沿清水供水管往前），若直接删除加热元器件等，则部分区段的清水供水管将失去加热功能，有导致结冰的隐患；若保留加热元器件，虽然下游的管道加热功能得以保障但是由于加热元器件本身是依附于供水管道的，当管道拆除后加热导线和元器件失去固定安装点，散落的导线和元器件在飞机运行时很可能与周围结构摩擦导致破损漏电，而失去隔热保护的导线本身也是热源有引发火情的可能。经过设计评估后将受影响加热元器件等同供水管道一起删除，然后75DW加热件和76DW加热件共用一个splice(VS)进行串联从而保障了水管加热功能，优化了现有加热系统。

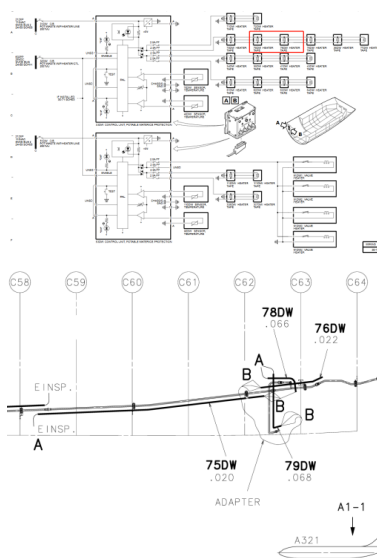


图4 - 清水管路加热系统原理图

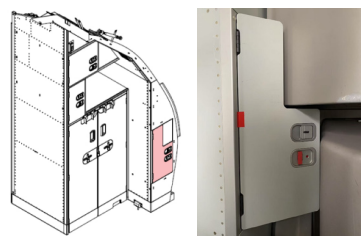


图5 FSU

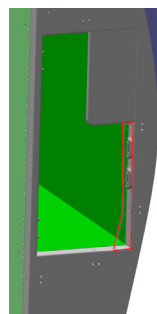


图6 储物箱门改装方案

5.3 系统变更后的改装措施

案例

新的货机储存组件（FreighterStowageUnit）将代替前厨房重新安装。当右前登机门处于关闭状态，右下侧的小储物箱门如果需要打开，将会与滑梯包保护罩产生干涉，导致储物箱无法正常使用。

滑梯包属于应急设备，在客改货方案中左右两侧的前登机门都做了保留，无法对其进行改动。并且储物柜左侧邻近转角，不能直接将箱门在水平方向上进行位移。因此只能通过改变箱门的尺寸大小，来规避与滑梯包保护罩的干涉。

将储物箱门锁扣一侧的面板进行裁剪，减小储物箱门打开范围的扇形面积，避免右前登机门在关闭情况下与滑梯保护罩的干涉。同时根据裁剪尺寸，整体移动储物箱门的锁扣，从而匹配改动之后箱门的开关。

六、结论与展望

6.1 研究结论

因受知识产权限制和飞机构型多变的影响（特别是飞机运营后可能存在的各种改装），飞机大型加改装均会涉及到各种非标改装情况的研究和处理。

MRO 企业的结构修理经验是客改货非标方案开发的核心

资产，通过损伤容限设计、模块化修理方案迁移，可显著提升改装和设计效率。电子以及机械系统改装的干扰冲突主要产生原因为飞机上系统和线路的构型同原始设计出现偏差，出现比如线路布局、遗漏改装部件以及其他系统部件使用上的干涉。

针对三个专业可能出现的问题，如果没有丰富的相关机型经验，MRO设计出的方案在可行性、系统融合性以及干扰等方面将达不到最终计算校核的要求从而无法通过最终的批准，反复修改会严重耽误改装的进度从而影响整个项目的推广。

未来可以考虑建立客改货非标方案的知识管理系统，将MRO企业的隐性经验转化为结构化数据，促进技术传承与创新。进一步加强同设计方的合作，对于重复性问题积极推动其修改初始设计数据，进而减少非标方案的设计量提高改装效率。

心理学在安全管理体系中的应用

中国南方航空股份有限公司 徐海涛

摘要:

民航维修工作中,由于工种专业繁多,工况复杂,工作时段不定和气象环境等诸多因素,导致航空维修工作的安全风险一直很高。并且,安全管理中各环节最重要的一环就是人为因素,传统的研究都是针对统计学原理进行的讨论,即对员工个体心理特征和倾向进行模糊化或者模版化,基本使用客观的数理分析对事件完成分析研究。本文主要是讨论心理学在安全管理体系中的应用,即运用心理分析,针对员工行为的倾向性进行探讨,试图探索一种方法,辅助安全管理工作的开展和实施。

引言

2024年,国际民航组织(ICA0)安全报告显示,维修相关事故占航空事故总量的51.7%,其中83.4%涉及人为因素。中国民航局(CAAC)近五年数据显示,维修差错导致的航班不正常事件年均增长12.3%,直接经济损失超8.7亿元。也就是说,飞机维修事故中,民航维修安全现状与人为因素相关的经济损失非常高。

一、民航维修业的现状

安全工作是作为民航维修行业的重中之重,放到第一的位置。每次发生不安全事件,涉事单位乃至兄弟单位都会立即制定相关的预防应对措施,避免类似情况发生,所谓一人生病,全家吃药。出现一次事故,则全行业都在拟定预防措施,避免后续此类情况的发生。但是,我们所有维修单位都忽略了一件事情-安全措施对工作人员的心理影响,即安全措施也可能有副作用,应该对安全措施的可行性进行评估,本质上来说,所有的措施都应该有可行性评估。这个道理就像

病人吃药,必须考虑药的副作用。

二、案例分析

人为因素中心理评估,举例来说,某维修基地丢失了工具,安全管理部门就制定安全措施,增加清点工具的次数。但是员工在重复清点的过程中会逐渐厌烦,后续不认真清点,反而造成每次清点都流于形式,还不如原来一次认真的清点。每次清单都流于形式,就造成工具管理中各个环节都被突破,工具丢失后,还长时间没有发现。

案例1:某航司的APU维修工作完成后,APU吊具的部分零件,没有从吊舱中拆下,归还时候都没有整套清点,导致APU吊具的零件长时间在APU吊舱中,飞机带工具飞行,直到再次使用吊具时,才发现有APU吊具部分零件不在工具室。

这个案例中,在完成工具“三清点”后,仍然出现工具失控,至少突破了以下人员:工作者、检验员、飞机放行人员、工具归还人、工具管理员,这些人都应该发现工具不在位,这说明:重复清点工具这个安全措施已经失效。原因是员工的执行意愿并不强烈,安全措施没有被彻底执行,在这种情况下,多次的重复作用就不大,并且还有负作用。就是互相都认为已经完成工具清点,不再认真清点。因为心理学中有注意瞬脱现象,即在重复完成某件事情后,出现感知盲区,比如在完成300个螺栓安装后出现感知盲区,对反复完成工作没有感知,出现错误也没有反应。

案例2:某航司在发动机试车的时候,将工具放置于发动机前方地面,导致工具吸入发动机,最终发动机报废。调查结论是该情况违反工具不落地的要求,意思是如果入盆,则监护人员可以看到工具盆,能够避免这次事故。但是实际上此工具是有红色醒目飘带的,如此显眼的飘带,只要观察

了，都能看得。没有看到，说明没有完成试车前的检查。在这次事故中，员工认为，没有盆就没有工具，导致观察不够细致。至少工具入盆的措施，在此次不安全事件是有误导作用的。

以上两个案例，都说明安全措施是有副作用的，制定时候应该谨慎。

三、合格优秀的安全措施

合格优秀的安全措施，必须具备两个要素：1. 能够降低风险出现的概率；2. 能够坚决彻底的被执行。大多数的措施，都把重点放在第一条，如何降低风险概率上了。其实第二条也非常重要，即彻底执行。要彻底执行，就包含两个方面，第一是监管力度，这里就包含管理成本，简单说就是投入多少人进行安全监督；第二是员工主动执行，即零管理成本的执行安全措施，本文倡导的就是制定让员工接受的安全措施，零管理成本的执行安全措施。其中比较合理的做法就是无处罚的自我汇报体系，即让员工完成安全漏洞的汇报，提出安全建议，并且在主动汇报的情况下，不进行处罚。让员工和企业安全融为一体，避免了上报的顾虑。

四、评估方法

在评估安全措施前，必须强调一个事实：人的精力是有限的。在精力消耗过大的情况下，员工的出错概率上升。这里对安全措施的评估基本方法，就是安全措施的实际工时和实施频率，评估方法可以用下表来进行：

用发生频率与需要的工时乘积，获得一个系数，再将这个系数乘以反复的次数，这里取名叫负担指数。即：负担指数=发生频率*工时*反复次数。把这个指数作为一个安全措施能否让员工接受的指标，这个指数如果小于0.5，那么还能够接受，在0.5和1之间就容易引发副作用，如果指标大于1则会严重影响员工的执行意愿，让员工有逆反心理，即使执行，也是敷衍了事，即起不到作用。要注意，这里并不是指一项安全措施，我们之前制定的安全措施，都在持续执行，这里的需要

	0.5	1	2	3	4
发生频率 需要工时					
每天发生 (1)	0.500	1.000	2.000	3.000	4.000
每周发生 (1/7)	0.071	0.143	0.286	0.429	0.571
每月发生 (1/30)	0.017	0.033	0.067	0.100	0.133
每半年发生 (1/180)	0.003	0.006	0.011	0.017	0.022

负担指数计算表格

的工时是需要累计的，就是统计所有附加安全措施，汇总求和。

人的精力是有限的，当工作中要注意的事情过多，每件事情所消耗的精力被分散，出错概率则会大大增加。其实，各类安全措施，也会分散员工的精力，安全措施，也不是越多越好。措施过多，就会有执行率降低的情况，曾经有航司因为丢失工具，每次工作前后要点五六遍工具。可以预想，工作者每次清点必然会草草点过。重复的工作太多，就会让人麻木，对周遭的事物不敏感，这样的措施，就会起到反向效果。并且，员工反感，在草草状态下执行规定后，员工会对规章产生习惯性违章，而为了保证员工必须执行规章，就要付出更多的监察人员，大大加重的安全监察部门的工作负担。

五、总结

安全管理，是一门学科，应该用客观科学的态度来分析问题，简言之就是应该分析所有与安全工作相关的要素。本文强调的是对主观意愿，即心理因素进行分析。应当考虑措施能够被主动执行，并且不影响正常的工作。不能把安全措施当成政治运动，制定措施，下发执行，然后汇报了事。事故当事人是应该承担大部分责任，但是不应该是全部。因为所有当事人都不希望事故发生，但是这事情还是发生了，某种程度上说明工作流程有漏洞，没有考虑周全，员工不愿意实施，或者措施效果不好。优秀的安全措施，是在不增加员工负担的情况下，对工作流程的优化，对职责的明确，这样还可以减轻工作负担。

翻开我们的安全措施，再评估一次，加上员工心理意愿的进行评估。▲▲

空客NEO飞机自主遇险追踪系统（ADT）浅析

海航航空技术有限公司 陈 鹏 连志林 陆 文

摘要：

本文介绍了A320NEO和A330NEO系列飞机上安装的自主遇险追踪系统（ADT）的工作原理，核心部件，系统维护要求等。通过对该系统的分析，旨在为航空公司提供参考和借鉴，以确保飞行安全并降低管理和维护成本。

1、引言

马航MH370和法航AF447两起航班事故凸显了国际航空体系在迅速识别和追踪遇险航空器方面存在的不足，为应对这一挑战，国际民航组织（ICAO）制定了一系列规定[1]，其中ICAO Annex 6, Part I, 6.18.1要求2024年1月1号之后取得适航证的飞机必须安装自主遇险追踪系统（ADT）[2]，以满足ICAO对遇险飞机4D信息（经度、纬度、高度及时间）的追踪要求。

本文将围绕ADT的机载框架、工作模式、编码方式和系统维护等方面进行说明，从而帮助同行全面了解ADT系统，并提供实用的维护经验。

2、ADT系统介绍

该系统包括了机载系统、全球卫星搜救系统、卫星搜救系统地面站、任务及搜救中心（如图1），尽管总体上与传统的ELT目的相同，即机载系统在遇险时发射应急搜救信号以便于救援定位，但该系统的核心部件ELT-DT在原理上与传统的ELT存在显著差异，

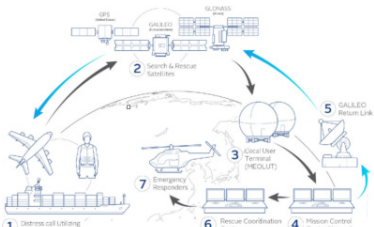


图1

以下将从机载框架、工作模式、编码方式、系统维护等方面进行详细介绍。

2.1. 机载框架

与传统ELT不同，ELT-DT不再是一套独立的系统，而是与飞机的DMC（显示管理计算机）进行交联（如图2）。DMC搜集飞机的各类参数并根据相关算法计算自主遇险触发信号，通过429总线的202标签发给ELT-DT激活自主遇险追踪功能。同时，ELT-DT也通过429总线的201标签将其状态信息发给DMC，再由DMC转发至FWC（飞行警告计算机）用于生成ELT-DT警告信息COM ELT FAULT。如果在ECAM（飞机电子集中监视系统）中出现该警告信息，则代表ELT-DT存在故障，需要根据相关排故手册进行排故。

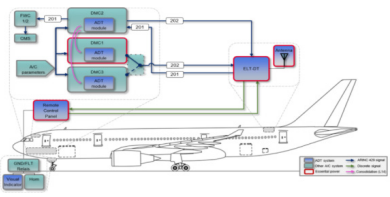


图2

2.2. 工作模式

ELT-DT有手动模式、自动模式和自主模式三种工作方式。手动模式可通过驾驶舱中的ELT-DT控制面板开启，开启后，ELT-DT在121.5MHz和406MHz上发送应急搜救信号。自动模式在ELT-DT的碰撞传感器测量加速度的G值达到一定阈值时自动触发，此时ELT-DT在121.5MHz和406MHz频率上发送应急搜救信号。ELT-DT的自主模式相较于传统ELT，是一个全新的概念，其算法逻辑嵌入在DMC中，当飞机出现异常的飞机姿态、与地形的异常碰撞速度、所有引擎的推力丢失、异常的能量状态或客舱高度过高且未实施紧急下降时，DMC将触发ELT-DT进入自主模式，并在只会在406MHz上发送应急搜救信号。

ELT-DT的手动模式和自动模式可以通过控制面板上的ON/

ARMED/TEST/RESET电门或ELT-DT本体上的CANCEL/TEST电门取消。如果要通过控制面板上的电门取消发射，需将电门拨到TEST/RESET位保持2秒然后松开，如果要通过ELT-DT本体取消发射，则需要将电门拨到CANCEL位并保持2秒然后松开。在取消发射的过程中，ELT-DT本体或者控制面板上的LED指示灯将闪烁100秒。值得注意的是，ELT-DT的自主模式无法人工取消，只有DMC中的触发逻辑消除后，自主模式才会自动取消，例如飞机从异常的飞机姿态恢复后。

2.3. 编码方式

ELT-DT采用的是15位16进制数字进行编码，不再允许按飞机注册号的方式进行编码，只允许按照ICAO 三字代码（或营运人三字代码）+飞机24位地址码、ELT厂家所给的序列号、ICAO 三字代码+序列号（001-511）三种方式编码，其中仅ICAO 三字代码（或营运人三字代码）+飞机24位地址码这种编码方式满足ICAO组织所建立的全球航空器遇险库的要求，以便可以实时追踪遇险飞机。编码信息体现在飞机识别模块（AIM）的标牌上（如图3）。区域2中，identification Number代表24位地址码，CSN（Cospas-Sarsat number）代表国际搜救卫星号，Beacon identification code代表15位16进制编码。区域3中，AOD代表营运人三字代码，24-bit代表24位地址码，SN代表序列号，3LD代表ICAO 三字代码，选择了相应的方式编码后，相关的方框中会被标上“X”。如果是按3LD编码，左侧的3LD的方框中还会标出具体的ICAO三字代码。区域4中，registration making代表飞机注册号，MSN代表飞机的序列号。

编码信息存储在AIM中，安装ELT-DT时，编码信息会从AIM读取到ELT-DT中，这意味着AIM不能随意安装，而是需要根据其编码方式限制在不同的飞机或营运人机队中安装。如果AIM是按照24位地址码编码，则该AIM只能安装在该地址码的飞机上，如果AIM是按照AOD编码，则该AIM只能安装在对应的营运人机队中，如果AIM是按照序列号编码，则该AIM可以安装在任意飞机上。

2.4. 系统维护

2.4.1. ELT-DT的持续适航维护要求

CAAC CCAR91.205

条对机载应急定位发射机有持续适航的检查要求，需要在每12个日历月内对应急定位发射机的安装情况、电池的腐蚀情

况、控制和碰撞传感器的操作以及天线是否有足够发射信号的能力进行检查。然而对于ELT-DT而言，赛峰（Safran）只允许将ELT-DT返回原厂或者授权的第三方进行内场维护工作（包括电池腐蚀检查，碰撞传感器操作以及天线发射信号能力的测试），并且需要使用专门的台架测试仪器和软件[3]。因此，除非获得赛峰的授权并购买相关测试仪器及软件，否则需要每12个月将ELT-DT从飞机上拆下，送回赛峰或其授权的第三方单位进行CAAC CCAR91.205条所要求项目的检查。

2.4.2. ELT-DT误触发问题

ELT-DT的自主模式设计在飞行阶段激活，但是由于空客设计逻辑存在缺陷，导致飞机在地面时可能出现误触发情况。截至2024年12月，全球ELT-DT的自主模式误触发已达1176起[4]。为此，空客也在积极查找根本原因，并在过渡期间内识别可能导致自主模式误触发的AMM项目并修订这些AMM项目加入说明。执行相关工作前，需先解除ELT-DT的跳开关，完成AMM工作后再恢复ELT-DT的跳开关。

自空客首架安装了ADT系统的飞机投入运行以来，空客收到了各个国家不同营运人对ADT系统的使用反馈，某些营运人给空客报告在拆换显示管理计算机的工作时，如果没有解除ELT-DT跳开关，将导致ELT-DT自主模式误触发。某些营运人给空客报告在拆换主起落架固定整流罩的工作时，如果没有解除ELT-DT的跳开关，将导致ELT-DT自主模式误触发。空客核实确认之后，都会在相关的AMM拆除工作中加入解除ELT-DT跳开关的步骤，以及在相关AMM的安装工作中加入恢复ELT-DT跳开关的步骤。此外，根据一些国内航司的经验，在地面进行维护工作时，当飞机出现意外断电并重新上电时，如果没有拔出ELT-DT的跳开关，也可能导致ELT-DT自主模式的误触发。

因此，营运人可以整合空客所列出的具体AMM以及国内航司的实际使用经验，制定相关工程文件，规范ELT-DT跳开关的操作方式，以避免ELT-DT自主模式误触发。

3、总结

综上所述，本文介绍了ADT系统的原理框架、工作方和维护要求。航空公司应及时了解并掌握这些系统的知识，以确保运行过程中的安全性和可靠性，从而降低管理和维护成本。▲▲

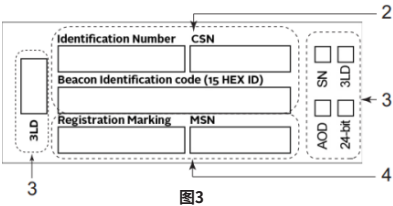


图3

关于A320飞机刹车温度差值大的统计与分析

四川航空股份有限公司 杨 星

我司近期经常遇到机组反馈刹车温度差值大，航后检查一般未发现任何异常，据此情况进行统计分析，找出刹车温度差值的原因。方便以后遇到类似情况，高效处置。

1、总体数据统计

新件号刹车在2021.3.12首次完成拆装。因此数据统计自2022年以来的，每年刹车温度差异大的次数情况见图1。

年份	2022	2023	2024	2025
排故次数	17	34	32	14

图 1 刹车温度差异大的排故次数

先看A319/320飞机的情况。如图 2，在81条数据中，排除未明确哪个刹车温度高、部件故障引起的温度异常共计12条数据。剩余69条有效数据，其中3次反映新件号(C20780000)刹车温度低(间接表明老件号刹车温度高)，40次反映老件号(C20225510)刹车温度高，2次反映新件号刹车温度高。同侧起落架刹车件号一致，还在反映刹车温度差异大的24次。

分类	故障次数
未明确	10
14GG导致	1
风扇转动卡阻	1
本机唯一新件号刹车温度低	3
同侧起落架不同件号刹车，老件号温度高	40
同侧起落架不同件号刹车，新件号温度高	2
全机刹车件号一致	18
同侧起落架刹车件号一致	6

图2 A319/320刹车温度差异大的原因统计

从图 3可以发现，高达62%的情况是因为刹车件号不一致造成的，且老件号刹车温度高。当然还有35%的情况同侧起落架刹车件号一致但还是反映温度差异大。

我们再看A321飞机的情况，通过图 4统计发现，对于A321刹车温度差异大，两种件号的刹车并无明显区别，证明不是刹车件号不一致造成

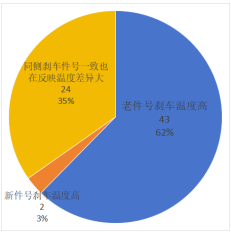


图 3 不同情况占比

的。而且总体数量15起，明显比A319/320系列的少。

分类	故障次数
全机刹车件号一致	8
同侧起落架不同件号刹车，4100件号温度高	2
同侧起落架不同件号刹车，4300件号温度高	2
同侧起落架刹车件号一致	3

图 4 A319/320刹车温度差异大的原因统计

2、A319/320新旧件号刹车温度差异

A319/320刹车温度差异大，有高达62%的情况是刹车件号不一致造成的，且绝大多数是老件号刹车温度比新件号刹车温度高。图 5是此类情况刹车温度差值，可以看出差值一般在100-200度之间。在出现该情况后多次使用温枪直接测量刹车温度，测得老件号刹车温度确实比新件号的高。两种件号刹车的温度传感器件号一致。

温度差值	40	70	80	100	125	130	154	190	200	209	220
出现次数	1	1	1	3	1	2	1	1	3	1	1

图 5 A319/320新旧件号刹车温度差值及次数

综上所述，出现指示温度差异的原因为刹车真实的温度不一致。新件号刹车也叫长寿命刹车，热包进行了升级，改变了热包的比热容，导致吸收同样的能量，新件号刹车温升小一些。

3、放气不彻底导致刹车温度差异大

统计发现，在所有刹车温度差异大的96条记录中，有12次是换完刹车10天以内报告的，其中又有5次是刚好换完某刹车十天后就反映该刹车温度高。

不管是A321反应刹车温度差异大，A319/320 35%的情况同侧起落架刹车件号一致但还是反映温度差异大，还是前述部分飞机换完刹车十天内反映的刹车温度高。再结合很多时候是对相应刹车完成放气才排除的故障，说明换完刹车后放气不彻底是一部分故障原因。

建议更换完刹车后，放气要尽可能彻底。手册要求至少放出0.5L的油，且放到没有气泡。但实际经验很难放到完全没有气泡，建议放到都是细密的小气泡，而不能有大的气泡。其次做好放气的培训，放气的时候一定要踩紧刹车，不排除部分新员工由于经验欠缺或不理解原理，在放气时没有紧紧踩住刹车。

4、手册分析

TSM明确在以下三种情况才需要排故：

1.同起落架刹车，温度差值超过150℃且任一刹车温度超过600℃。

2.同起落架刹车，温度差值超过150℃且任一刹车温度低于60℃。

3.左起落架刹车温度均值与右起落架均值,差值超过200℃且最后10个航段反映3次及以上。

可以发现手册要求排故的门槛还是比较高的，飞机正常运行后极少有刹车温度值低于60℃或高于600℃的情况，严格按照手册是无需排故的。

5、总结

1.从前文可知刹车温度差异大很大部分原因是刹车件号不一致导致的固有现象，加之TSM有明确说明，建议严格按照TSM标准确认是否需要排故。如果未超TSM标准，只需完成刹车外观检查，检查刹车风扇能正常工作，依据AMM 32-47-00-710-001完成刹车温度系统的操作测试即可，避免过渡排故。

2.换完刹车后，一定要确保放气彻底，不然后续运行可能就会出现刹车温度差异大的情况。如果机组同时反馈某个刹车偏软，可对相应刹车完成放气。

如果反映刹车温度不一致的情况，建议维修记录上填写最大差值时温度值，便于如果后续再出，分析是否需要采取进一步措施。▲▲

基于Frenet建模和ANSYS分析的救援绞车钢索“鸟笼”故障研究

交通运输部东海第一救助飞行队 朱桐斌 顾钦杰 郑晓锋 肖志承 张守荣
武汉航达航空科技发展有限公司 江 黎

摘要：

目前，电动绞车已成为救援直升机的标配，能够快速高效安全地完成海上救生任务，钢索是绞车中的最终执行部件，发挥着至关重要的作用，直接关系到救援人员和被救人员的生命安全。在日常使用中，钢索通常会存在“鸟笼”、断丝、磨平、缩颈、磨损等故障现象，而“鸟笼”是直升机救援绞车钢索最常见、发生频率最高的故障，据绞车维修厂家和运行单位统计，非计划性更换钢索的原因中90%是“鸟笼”，钢索“鸟笼”故障严重影响到钢索受力、称重能力绞车运行安全、钢索使用寿命。

本文根据Frenet标架法建立绞车钢索三维模型，再使用ANSYS有限元软件分析“鸟笼”发生的机理，同时使用有限元软件验证改进制造工艺、调整维修措施后的对钢索受力的影响，降低“鸟笼”发生的概率，提高钢索使用安全性和使用寿命。本文对今后救援绞车维护水平的提升和钢索生产工艺的改进提供一定的帮助，进一步提高电动绞车的可靠性，提升直升机救援的成功率和安全性，同时能够降低维修成本，具有较高的经济价值和实用价值。

1、研究的背景和意义

随着我国经济和科技的快速发展，人民的生命和财产安全越来越引起国家的重视。而我国地域辽阔，重大自然频发，使我国海上、陆地人命和财产救助面临严重挑战。直升机作为旋翼航空器的一种，具有搜救范围广、能悬停救助、适应性强、无需跑道即可进行起降等优势，使其在抢险救灾方面起到举足轻重的作用。

在直升机上安装专用救援设备，已成为应急救援的主流。目前，我国救援直升机装备绞车的机型主要包括海豚式直升机、S-76C系列、S-76D、EC225、AW189等中大型直升机，参与执行并完成了多项抢险救灾工作。数据显示，仅2015年，直升机电动绞车参与救援1067次、总共工作时长7585小时，执行救助任务922起，2024年则完成应急救援时长3万余小时。可见，直升机电动绞车在我国海陆救援方面发挥着举足轻重的作用。

1.1.直升机电动绞车简介

直升机绞车通常与机体之间通过支架安装，并且采用快卸的连接方式。绞车在直升机上通常是以液压或电机驱动，通过缠绕钢索来提升载荷，本文主要以美国GOODRICH公司生产的型号为44316-10-104/106、42325-18系列电动绞车，图1为44316-10-104型号，安装于AW189救援直升机。直升机电绞车系统主要由电动马达、控制单元以及绞盘、钢索、货钩等部件组成，如图1所示。

钢索作为绞车最终执行部件，是电动绞车最重要的部件。不同型号的钢索结构组成、材料、捻绕方式一样，主要区别在于长度。本文以型号为44316-10-104的电动绞车所安装的型号为42325-298的钢索为例，钢索参数为，长88m，直径为4.80至4.90mm，根据美军标MIL-DTL-83140制成的不锈钢、预成型、抗旋转钢索，最大承重3300磅。

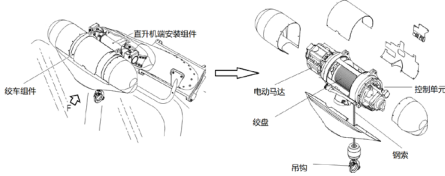


图 1.1 直升机电动绞车

1.2.钢索“鸟笼”的发生机理

“鸟笼”现象定义为外层股线出现的松散状态。当钢索处于完全伸展状态时，若相邻外层股线间可见明显缝隙（图2），即判定为鸟笼现象。该现象属于永久性结构变形，必须更换救援绞车钢索。

“鸟笼”的原因：一是由于设计缺陷造成。绞盘（图1）的设计旨在确保钢索绞盘与放索点之间始终保持张力，以实现钢索在卷筒上的正确分层排列。因此，当空载收索时，钢索外层在夹紧轮的挤压下会向吊钩端推移。经过多次无负载或低负载提升后，外层钢丝会在吊钩端积聚形成松散股束。若未能及时发现，可能导致钢索出现“鸟笼”状损伤，最终需要更换整条钢索；二是使用过程产生。绞车使用过程中，在直升机下洗气流影响、或被吊人员及货物进出舱门、或空中风力影响等情况时，钢索容易出现较大幅度摆动、旋转等现象。此时，钢索以较大的偏角卷入绞车进口导轮，钢索首先接触滑轮槽边缘或绞盘入口夹紧轮，然后向下挤压到钢索末端，导致钢索出现“鸟笼”。



图 1.2 “鸟笼”

1.3.钢索“鸟笼”故障数据分析

1.3.1.钢索监控参数介绍

绞车循环（Cycle）：在飞行状态或陆地作业状态下，钢索的延伸及随后的回缩动作达到或超过16英尺（5.0米）行程时，即视为一个循环，与载荷重量无关。

钢索使用循环（Cycle）：循环计数逻辑与绞车循环相同，绞车循环针对的是绞车设备总的循环数，而钢索循环针对的该钢索单独的循环数，可以理解为绞车总循环=所有钢索使用循环的和。

钢索使用时间（Hour）：新钢索更换上后，记录的绞车电机运行时间（即钢索收放时间）。

GOODRICH绞车钢索寿命：1500Cycles或55Hour,先到为准。

1.3.2.钢索“鸟笼”故障数据选择

本文的故障统计数据从交通运输部救捞系统四个飞行队约30台GOODRICH绞车监控数据，由于部分数据记录不全或登记有误，从中只挑选近70次的钢索更换数据，详见表1.1。从

表1.1可以看出，钢索由于“鸟笼”更换时的使用循环和使用时间均为达到设计寿命，造成较大的经济浪费。

绞车 循环	钢索 使用 循环	钢索 使用 时间	绞车 循环	钢索 使用 循环	钢索 使用 时间	绞车 循环	钢索 使用 循环	钢索 使用 时间	绞车 循环	钢索 使用 循环	钢索 使用 时间	绞车 循环	钢索 使用 循环	钢索 使用 时间
432	386	13	710	561	14	1294	452	18	1954	423	13	2650	384	10
438	452	15	721	543	13	1338	412	13	1998	582	15	2681	485	18
450	396	14	750	560	15	1382	652	16	2042	612	16	2701	1209	28
480	486	14	779	482	14	1426	880	19	2086	397	15	2705	485	13
482	542	13	808	369	18	1470	541	15	2130	462	13	2765	597	15
490	550	16	837	864	21	1514	532	16	2174	842	18	2785	452	13
510	602	18	866	814	20	1558	482	13	2218	628	15	2802	374	16
512	778	19	900	451	10	1602	496	13	2262	534	13	2951	621	16
514	256	17	929	364	12	1646	365	21	2306	541	12	2842	584	14
550	462	15	958	780	25	1690	278	7	2350	456	13	2847	563	13
585	387	13	987	440	23	1734	754	15	2394	1032	22	2932	541	13
610	356	14	1016	660	16	1778	452	13	2438	469	13	2941	489	14

表 1.1 绞车钢索故障（“鸟笼”）更换数据节选

1.3.3.故障原始数据处理

首先利用图表处理软件OriginLAB 2024版对表1.1中的绞车钢索故障“鸟笼”数据进行初步数据处理，将“绞车总循环（Cycle）”作为横坐标，“钢索使用循环（Cycle）”、

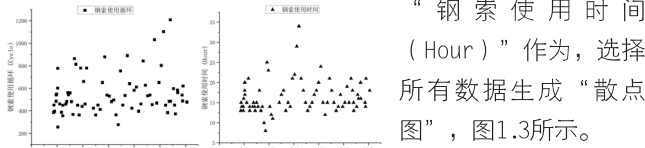


图 1.3 绞车总循环—钢索使用循环&钢索使用时间

“钢索使用时间（Hour）”作为，选择所有数据生成“散点图”，图1.3所示。由于收集的样本数数据不多，本文采用Origin较为简单方便的数据处理方式——线性拟合[8]。在 Origin 软件中进行线性拟合时，使用的核心公式是最小二乘法（Ordinary Least Squares, OLS）拟合的直线方程，其标准公式为：

$$y = a + b * x$$
 公式 1.1

其中：

y是因变量（Y轴数据）；

x是自变量（X轴数据）；

b是斜率（Slope）：表示当x变化一个单位时，y平均变化多少；

a是截距（Intercept）：表示当x=0时，y的预测值。

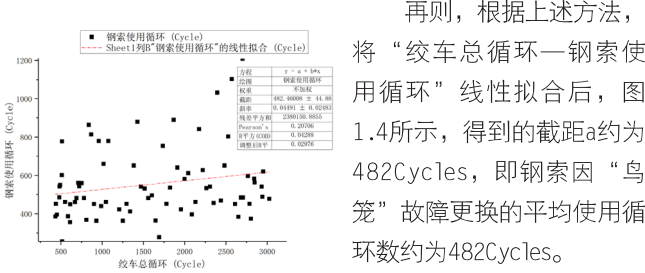


图 1.4 绞车总循环—钢索使用循环线性拟合图

再则，根据上述方法，将“绞车总循环—钢索使用循环”线性拟合后，图1.4所示，得到的截距a约为482Cycles，即钢索因“鸟笼”故障更换的平均使用循环数约为482Cycles。

再根据上述方法，将

“绞车总循环—钢索使用时间”线性拟合后，图1.5所示，得到的截距约为482Hours，即钢索因“鸟笼”故障更换的平均使用小时数约为15.2Hours。

引用设备寿命达成率的计算方式对钢索进行经济价值评估。设备寿命达成率 (Equipment Life Achievement Rate, ELAR) 用于评估设备实际使用寿命相对于设计寿命的完成程度，核心公式如下：

$$ELAR_i = T_{ai} / T_{di} \times 100\% \quad \text{公式 1.2}$$

其中：

$ELAR_i$ 为寿命达成率 ($ELAR_c$ 为循环寿命达成率, $ELAR_h$ 为小时寿命达成率)；

T_{ai} 为实际使用寿命 (如 T_{ac} 为实际使用循环数, T_{ah} 为实际使用小时数)；

T_{di} 为设计使用寿命 (如 T_{dc} 为设计使用循环数, T_{dh} 为设计使用小时数)。

将绞车钢索的最大更换标准1500Cycles和55Hours，作为设计使用寿命，将图1.4和图1.5中的截距a (482Cycles, 15.2Hours) 作为实际使用寿命，代入公式1.2，可得出：

$$ELAR_c = 32.13\%, ELAR_h = 27.63\% \quad \text{公式 1.3}$$

由此可得，绞车钢索因“鸟笼”故障仅完成设计寿命3成，按每根钢索6万采购价，30台绞车每年更换26根计算，直接经济损失高达110万，算上人力成本和更换调飞费用，最终损失约200万，如果再因钢索故障造成救援直升机的不适航而影响救助，甚至因钢索故障造成救援人员和被救人员的生命危险，所带来的损失将不可估量。因此，通过本文研究钢索“鸟笼”故障发生机理，同时改进生产设计、调整维护方案和规范使用方法，将直接产生客观的经济价值，同时对提高直升机适航率和救援成功率带来较大的帮助。

2、基于Frenet标架法进行三维建模

绞车钢索是按一定规律分布的螺旋状钢丝的集合体，其良好的承载特性得益于钢索特殊的空间螺旋几何结构。对钢索几何结构的三维建模是研究其力学性能、保障其使用可靠性与优化设计的前提，这将为后续的ANSYS有限元分析提供良好的基础。本节基于Frenet标架法推导了钢索内各钢丝质心线的参数方程，在此基础上生成了完整捻距的阻拦钢索三维实体模型。

2.1.绞车钢索的捻制概念

钢索是由钢丝螺旋状地缠绕在中心钢丝 (或股芯钢丝) 上捻制而成。在捻制过程中，侧丝沿中心钢丝轴线旋转一周绕过的轴向距离称为钢丝的捻距 p ，即侧丝在钢丝绳轴向的直线距离。直绳状态下钢丝绳的长度为 l_r ，侧丝的螺旋半径为 r_r ，如图2.1所示。

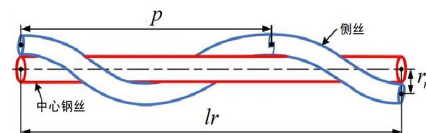


图 2.1 钢索捻制示意图

将钢索的任一侧股沿股芯的轴线展开，再把侧股侧丝沿股芯钢丝展开可得到如图2.2所示的钢丝绳几何尺寸关系。图中绳芯的长度 (即钢丝绳整绳长度)、侧股股芯钢丝的展开长度、侧股侧丝的展开长度分别用 l_r 、 l_s 、 l_{w1} 表示； θ_r 和 θ_{s1} 分别表示侧股股芯钢丝绕钢丝绳芯捻过的角度和侧股侧丝绕股芯钢丝捻过的角度。 β_r 、 β_{s1} 分别表示侧股股芯钢丝在绳中的捻角和侧股侧丝在股中的捻角， r_r 和 r_{s1} 表示侧股股芯钢丝和侧股侧丝的螺旋半径，也可称为捻制半径。

侧丝捻角 β_{s1} 由下式求得：

$$\beta_{s1} = \arctan \frac{l_{z0}}{2\pi r_{s1}} \quad \text{公式 2.1}$$

式中， l_{z0} 为单个捻距下侧股股芯钢丝的展开长度，由下式可得：

$$l_{z0} = \frac{p}{\sin \beta_r} \quad \text{公式 2.2}$$

根据式2.1和式2.2可分别求得钢丝绳侧股内各钢丝的捻角以及螺旋半径。

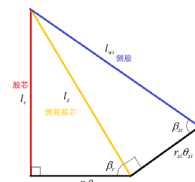


图 2.2 钢索尺寸关系

2.2. 绞车钢索的几何结构

绞车钢索为 19×7 的布局，由2层钢丝股组成，内层钢丝束由7股组成的股芯，每股含7根钢丝，共计49根钢丝，采用左同向捻制而成，外层钢索由12股钢丝束，每股含7根钢丝，共计84根钢丝，采用右交互捻方式，总计133根钢丝，如图2.3所示。根据图2.2，可以转化成如下捻制方式：7根钢丝捻制成股芯，内层钢丝股由6股7根钢丝捻制成的钢丝股围绕股芯左向捻制成“新的股芯”，外层钢丝股由12股7根钢丝捻制成的钢丝股围绕“新的股芯”右向捻制。在股芯中间缠绕纤维丝，提供储存油脂的作用。

根据测量，内层钢丝股捻距 P_1 为19.76mm，外层捻距 P_2 为29.68mm，钢索总半径 R_1 为4.40mm，内层钢丝股 R_2 为1.52mm，股芯半径 R_3 为0.60mm，外层、内层钢丝半径 R_4 为0.15mm，股芯钢丝半径 R_5 为0.18mm，外层、内层钢丝股半径 R_6 为0.96mm。根据公式2.1和2.2计算出，内层钢丝股捻角为 61.32° ，外层钢丝股捻角为 63.51° 。

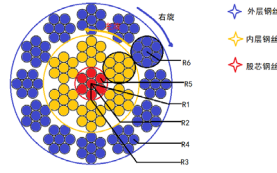


图 2.3 绞车钢索截面

2.3. 绞车钢索的三维参数方程

基于Frenet标架法推导并建立钢丝质心线参数方程，能够较为精确的建立钢索的三维模型，特别有助于二次螺旋钢索的几何建模。Frenet标架是微分几何空间曲线论的基本公式，用于描述 Euclid 空间中微粒在连续可微曲线或曲面上运动的参数方程，更具体的说，Frenet标架描述了曲线的切向、法向、副法方向之间的关系，通过Frenet标架能够准确描述钢丝质心线在空间中的几何表达。建立全局坐标系 O_1-XYZ 与相对坐标系 O_2-nbt ，即Frenet标架，如图2.4所示，坐标原点 O_1 （固定）位于股芯的圆心位置；坐标轴Z与股芯的轴线重合且指向上方；坐标平面 XO_1Y 与Z轴垂直，用于测量钢丝的旋转角 θ ；X轴正方向可在绳芯横截面内自行选定，只要保证其与一次螺旋线相交于正半轴，Y轴由右手定则确定。

原点 O_2 （移动）位于侧股股芯钢丝的质心线上，即一次螺旋线上， n 、 b 、 t 分别为该点的单位主法向量、从（副）法向量以及切向量。一次螺旋线上的某点A在全局坐标系中用向量 R 表示，与点A位于同一平面内的二次螺旋线上某点B用向量 Q 表示，B点与全局坐标系原点 O_1 连线构成的向量用 P 表示， θ 为点A在 XO_1Y 平面内的投影点 A_1 与X轴的夹角。通过联立三个空

间向量的几何位置关系即可得到全局坐标系 O_1-XYZ 与相对坐标系 O_2-nbt ，即Frenet标架之间的转换关系。在求解钢丝质心线参数方程时需要将侧股侧丝的二次螺旋线参数方程建立在相对坐标系 O_2-nbt 上，此时侧股侧丝的参数方程在Frenet局部坐标系中的形式为一次螺旋线，随后求解建立在侧股股芯钢丝质心线上的Frenet标架转换矩阵，通过转换矩阵便可得到侧股侧丝的二次螺旋质心线在全局坐标系下的表达形式。

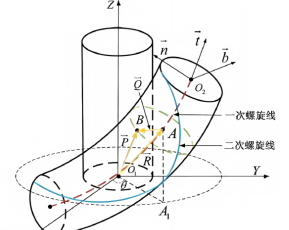


图 2.4 钢丝螺旋线的全局坐标系和Frenet局部坐标系

假设内、外层钢丝股芯钢丝的参数方程 $R(\theta)=[r_r \cos \theta, r_r \sin \theta, r_r \theta \tan \beta_r]^T$ ，其中 r_r 和 θ_r 分别为内、外层钢丝（一次螺旋线）的螺旋半径和旋转角， β_r 为股芯钢丝的捻角。对 $R(\theta)$ 分别求一阶导和二阶导，得到一次螺旋线上的Frenet标架坐标为：

$$\begin{cases} \vec{t} = \frac{R'(\theta)}{|R'(\theta)|} = \begin{bmatrix} -\sin \theta \sin \beta_r \\ \cos \theta \sin \beta_r \\ \sin \beta_r \end{bmatrix} \\ \vec{b} = \frac{R''(\theta) \times R'(\theta)}{|R''(\theta) \times R'(\theta)|} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \beta_r \\ \sin \theta \cos \beta_r \\ \sin \beta_r \end{bmatrix} \\ \vec{n} = \vec{b} \times \vec{t} = \begin{bmatrix} -\cos \theta \\ -\sin \theta \\ 0 \end{bmatrix} \end{cases} \quad \text{公式 2.3}$$

将Frenet标架坐标用矩阵T表示：

$$T = \begin{bmatrix} \vec{t} \\ \vec{b} \\ \vec{n} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\cos \theta_r & -\sin \theta_r & 0 \\ \sin \theta_r & -\cos \theta_r \sin \beta_r & \cos \beta_r \\ -\sin \theta_r \cos \beta_r & \cos \theta_r \cos \beta_r & \sin \beta_r \end{bmatrix} \quad \text{公式 2.4}$$

Frenet标架内二次螺旋线的投影形状为圆心在原点 O_2 的圆，设内、外层钢丝上的任意某点在此Frenet标架内的坐标为 $[r_{s1} \cos \theta_s, r_{s1} \sin \theta_s, 0]^T$ ，其中 r_{s1} 和 θ_s 分别为内、外层钢丝（二次螺旋线）的螺旋半径和旋转角，则具有二次螺旋空间几何结构的侧股侧丝质心线参数方程在全局坐标系 O_1-XYZ 下的表达式为：

$$\begin{bmatrix} x_{s1} \\ y_{s1} \\ z_{s1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_s \cos \theta_s \\ r_s \sin \theta_s \\ r_s \theta_s \tan \beta_s \end{bmatrix} + T^{-1} \begin{bmatrix} r_r \cos \theta_r \\ r_r \sin \theta_r \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_s \cos \theta_s - r_r \cos \theta_r \cos \theta_s + r_r \sin \theta_r \sin \theta_s \sin \beta_r \\ r_s \sin \theta_s - r_r \sin \theta_r \cos \theta_s + r_r \cos \theta_r \sin \theta_s \sin \beta_r \\ r_s \theta_s \tan \beta_s + r_r \cos \beta_r \sin \theta_s \end{bmatrix} \quad \text{公式 2.5}$$

为了使钢丝在捻制层内均匀分布，引入系数 n 限制钢丝的旋转方向：

$$n = \frac{\theta_{s1}}{\theta_r} = \frac{r_r}{r_{s1} \tan \beta_{s1} \cos \beta_r} \quad \text{公式 2.6}$$

随后将 θ_r 用 n 和 θ_{s1} 来表示，代入公式2.5得到内、外层钢丝在全局坐标系下的参数方程：

$$\begin{bmatrix} x_{s1} \\ y_{s1} \\ z_{s1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} r_s \cos \frac{\theta_{s1}}{n} - r_r \cos \frac{\theta_{s1}}{n} \cos \theta_{s1} + r_r \sin \frac{\theta_{s1}}{n} \sin \theta_{s1} \sin \beta_r \\ r_s \sin \frac{\theta_{s1}}{n} - r_r \sin \frac{\theta_{s1}}{n} \cos \theta_{s1} + r_r \cos \frac{\theta_{s1}}{n} \sin \theta_{s1} \sin \beta_r \\ r_s \frac{\theta_{s1}}{n} \tan \beta_{s1} + r_r \cos \beta_r \sin \theta_{s1} \end{bmatrix} \quad \text{公式 2.7}$$

当钢丝的捻制方向为右捻时钢丝的旋转角 θ_{si} 为正,左捻为负。

综上,内、外层钢丝的一次螺旋曲线与代表内、外层钢丝股的二次螺旋曲线的参数方程推导完成,根据此方程代入不同钢丝绳型号的几何参数(捻距、捻角、螺旋半径以及相位角等)即可建立钢索各钢丝的质心线参数方程,为三维建模软件建立钢索模型奠定了基础。

2.4.钢索三维实体建模

本文三维建模选用Spaceclaim建模师软件,SpaceClaim是一款三维实体直接建模软件,它为工程和工业设计人员提供了充分的自由和空间以轻松表达最新的创意。设计人员可以直接编辑模型而不用担心模型的来源,同时可以为CAE分析、快速原型和制造提供简化而准确的模型,与下文有限元仿真软件ANSYS快速衔接。

应用三维原件Spaceclaim建模师绘制钢索,结合2.2节钢索的机构和尺寸参数,对钢索基本几何体进行编辑和修改,准确地模拟19*7绞车钢索的复杂结构。再利用Spaceclaim软件的笛卡尔坐标系,将2.3节的三维参数方程转化为笛卡尔坐标系,完成曲线的导入。最后对钢索的空间曲线,钢索每层的空间局部进行拉伸,最后螺旋扫描,完成整根钢索的创建图2.5、2.6分别为钢索端面的三维模型和整段钢索的三维模型。

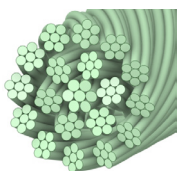


图 2.5 端面三维实体模型

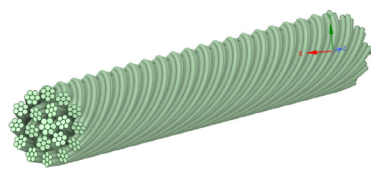


图 2.6 钢索局部段的三维实体模型

3、基于ANSYS有限元受力分析

有限元分析是基于结构力学分析迅速发展起来地一种现代计算方法。它是50年代首先在连续体力学领域——飞机结构静、动态特性分析中应用地一种有效地数值分析方法,随后很快广泛地应用于求解热传导、电磁场、流体力学等连续性问题。有限元分析软件最流行地有:ABAQUS、ANSYS、MSC三个比较知名比较大公司。由于绞车钢索受力较为复杂,传统的力学模型受力分析误差较大,而借助有限元仿真软件可以较为精确分析钢索的应力和应变变量,本文借助ANSYS软件进行模拟仿真分析。

3.1.钢索螺旋结构等效简化

由于绞车钢索具有二次螺旋结构,几何结构复杂,无法直接获得其力学响应,因此必须做出适当的简化等效,首先将钢丝绳视为具有一次螺旋结构的简单绳股,即将每根侧股视为一根外层钢丝。其次,根据1.2节的钢索“鸟笼”故障统计,“鸟笼”几乎只发生在外层钢丝束,因此,利用Spaceclaim建模师软件将图2.5、2.6的三维模型进行简化,即每一小股的钢丝束简化成一股,如图3.1、3.2所示。

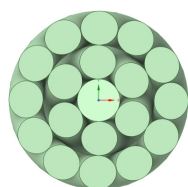


图 3.1 端面三维简化模型

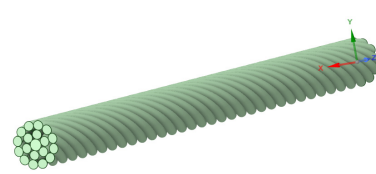


图 3.2 钢索局部段的三维简化模型

3.2.有限元软件建模

将Spaceclaim三维模型导入ANSYS中,利用ANSYS的接口技术将已经画完的钢索模型导入,设置材料属性,弹性模量为 20×10^6 MPa,泊松比0.3,设置节点数量为138456,单元数量为97512,三元类型为六面体单元,得到如下网格划分模型,如图3.3和图3.4。

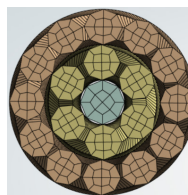


图 3.3 端面有限元模型

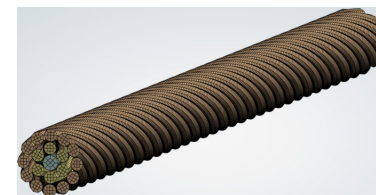


图 3.4 钢索局部段的有限元模型

3.3.有限元软件仿真分析

根据实际需求,对钢索施加外载荷,本文主要考虑钢索力学特性,主要承受拉伸载荷,为了方便计算,将模型一端断面固定,另一端施加面载荷,模拟钢索拉伸过程。按照绞车钢索日常使用最大受力550磅,由于钢索基本处于垂直受力,所受拉伸载荷 F 为 $550 \times 0.45359 \text{ kg} \times 9.8 \text{ N/kg} = 2452 \text{ N}$,润滑良好的层间摩擦系数为 $\mu_1 = 0.05$,润滑不充分的层间摩擦系数为 $\mu_2 = 0.10$,计算结果如下:

3.3.1.载荷 $F = 2453 \text{ N}$,摩擦系数 $\mu_1 = 0.05$

应力结果,如图3.5、3.6所示。

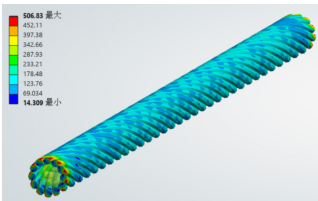


图 3.5 外层钢索应力图

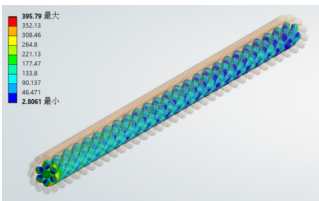


图 3.6 内层钢索应力图

应变结果，如图3.7、3.8所示。

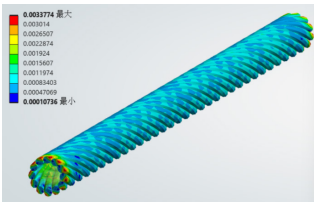


图 3.7 外层钢索应变图

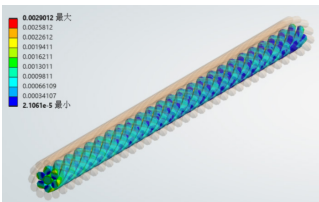


图 3.8 内层钢索应变图

3.3.2. 载荷F=2453N，摩擦系数 $\mu_2=0.10$

应力结果，如图3.9、3.10所示。

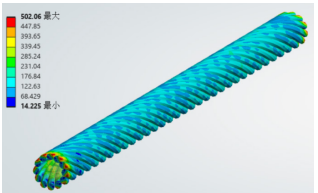


图 3.9 外层钢索应力图

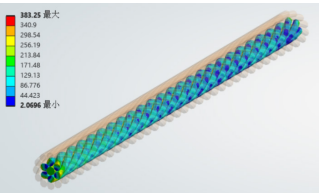


图 3.10 内层钢索应力图

应变结果，如图3.11、3.12所示。

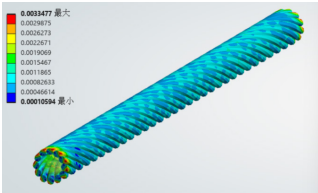


图 3.11 外层钢索应变图

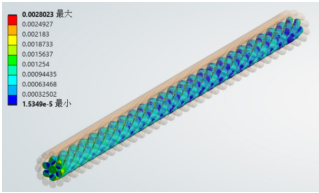


图 3.12 内层钢索应变图

3.3.3. 计算结果统计及比较

根据3.3.1和3.3.2节的有限元仿真分析，将各计算结果进行统计，如表3.1所示。

2452N	外层钢索				内层钢索			
	最大应力 (MPa)	最小应力 (MPa)	最大应变	最小应变	最大应力 (MPa)	最小应力 (MPa)	最大应变	最小应变
0.05	506.83	14.309	0.0033774	0.00010736	395.79	2.8061	0.0029012	2.1061e-5
0.10	502.06	14.225	0.0033477	0.00010594	383.35	2.0696	0.0028023	1.5349e-5

表3.1 绞车钢索ANSYS有限元分析结果统计表

由表3.1可以得出以下结论：

（1）在相同载荷拉伸作用下，外层钢索所受的应力和应变比内层钢索大，摩擦系数的大小没有引起内外层钢索

应力和应变的大小关系。以摩擦系数 $\mu_1=0.05$ ，比较最大应力和应变为例，外层钢索最大应力为506.83MPa，内层钢索最大应力为395.79MPa，差值为111.04MPa。外层钢索最大应变为0.0033774，内层钢索最大应变为0.0029012，差值为0.0004762，以绞车钢索平均使用60m的长度为应变基数，外层较内层多拉伸长度为34.506mm。这是造成外层钢索比内层钢索的变形量更大的主要原因，也是“鸟笼”的主要原因；

（2）在相同载荷拉伸作用下，层间摩擦系数越小，各层钢索的应力差变小，应变差变小。因此，当钢索润滑越充分，摩擦系数越小，应变差越小，是由于层间摩擦变小后，外层更能克服层间静摩擦力，更好地将应变分散到整根钢索上去，因此造成应力差和应变差变得更好。另外，绞车钢索空载收上时，需要提供90N的拉力载荷，以便在润滑不充分的情况下，更好地引起内外层的应变差，以克服层间静摩擦力。这是钢索需要充分润滑和需要加力空载收上钢索的主要原因。

4、钢索“鸟笼”故障解决方案

4.1.加强维护保养，改进维护措施。一是严格按照S76、EC225、AW189直升机维修方案和GOODRICH绞车CMM手册要求做好日常航前航后维护工作，特别是钢索海上运行之后，航后需用清水充分清洗去除盐分，并用标准为MIL-PRF-23699的润滑油进行润滑，起到防腐和降低外层钢丝束与内层钢丝束的摩擦力；二是优化维修方案，在6个月300循环定检中增加新的项目——拆下钢索整体浸泡在MIL-PRF-23699的润滑油中，充分润滑钢索内层钢丝束，起到防腐、填充内部纤维丝的滑油储备，起到长效润滑，降低摩擦力的作用；三是加强夹紧轮的检查和监控，确保钢索收放路径上对钢索外层松股钢索的下挤效果，避免在吊钩端产生“鸟笼”情况，同时能够有利于钢索在拉伸应力的作用下，将外层松股钢丝束更好地均匀到整根钢索长度上。

4.2.避免错误的钢索操作。一是钢索吊运期间，避免摆动角度过大，尽量控制在 $\pm 30^\circ$ 内，避免引起钢索外层钢丝束摩擦到引导轮；二是避免空载或者低载荷收上钢索，从有限元分析中可以看出，低载荷下，钢索拉应力不足，无法克服内外层钢丝束的静摩擦力，导致外层松股无法均匀到整根钢索长度上。

4.3.改进钢索设计方案。一是在不影响钢丝韧性的前提

下，提高外层钢丝束钢丝的刚度，减少拉伸作用下钢丝的应变变量，减少运行中外层钢丝束的松股，以及最终的“鸟笼”现象；二是提高钢索内层的纤维材质，一方面提高纤维的抗氧化能力，避免因时间长氧化而导致钢索捻绕中的卡滞和摩擦力，另一方面提高纤维束的储油能力，能吸收更多的油脂，为内层钢丝提供更好的润滑，从而降低层间摩擦力；三是改进钢索内层油脂。目前选用的是生物基润滑剂，可以在生产中选择含纳米添加剂的润滑油脂，可进一步降低钢索层间摩擦力。

5、总结

本文主要针对救援直升机绞车钢索“鸟笼”故障进行研究。首先，通过统计交通运输部救捞系统30余台的绞车钢索“鸟笼”数据，分析钢索的寿命达成率，明确论文研究的价值；其次，通过测量钢索数据建立钢索的几何结构，再基于Frenet标架法建立钢索的三维参数方程，并用建模师Spaceclaim软件进行三维建模；再次，根据三维模型，基于ANSYS有限元仿真软件，对钢索的各工况进行仿真受力分析，得出钢索外层应变较大于内层的结论，明确了钢索“鸟笼”故障的主要原因；最后，根据论文的研究结果，明确了今后针对钢索“鸟笼”故障的改进措施：一是增加钢索维修项目，改进钢索维修方式；二是改进绞车收放钢索操作程序，避免低载收上钢索；三是改进钢索设计方案，提升外层钢丝材质、改进内层油脂特性、优选内层储油纤维。▲

QAR数据在EDP液压油渗漏中的预警应用

南航技术分公司 戴怀军 焦 武

摘要：

本文针对一起波音B777飞机 EDP严重的液压油渗漏故障进行分析，研究EDP漏油的故障根源和模式，通过QAR数据监控EDP壳体回油温度等参数，提前预警EDP内部磨损状况，避免过度磨损导致的部件报废和液压压力丢失等严重的故障后果，节约维修成本和保障飞机安全运行。

引言

波音B777飞机作为一款广泛使用的宽体客机，液压系统对于飞机的安全运行至关重要。然而，在实际运营过程中，EDP(发动机驱动泵)漏油，甚至漏光时有发生，给飞行安全带来潜在威胁。因此，深入分析EDP故障，应用QAR数据建立故障预警模型，对于提高飞机的安全性和可靠性具有重要意义。

1、液压系统原理

B777飞机的主液压系统由左、中、右液压系统组成。其中的左和右液压系统包含一个发动机驱动泵EDP（主泵）和一个交流电动泵ACMP（需求泵），中液压系统包含2个交流电动泵ACMP（主泵）和2个空气驱动泵ADP（需求泵）。

液压系统使用磷酸酯基阻燃液压油，其额定工作压力为3000 Psi，为以下液压用户提供液压压力和流量的需求：

飞行控制（副翼、襟副翼、升降舵、水平安定面、方向舵、扰流板、襟翼、缝翼）

起落架收放

前轮和主轮转弯

机轮刹车

发动机反推

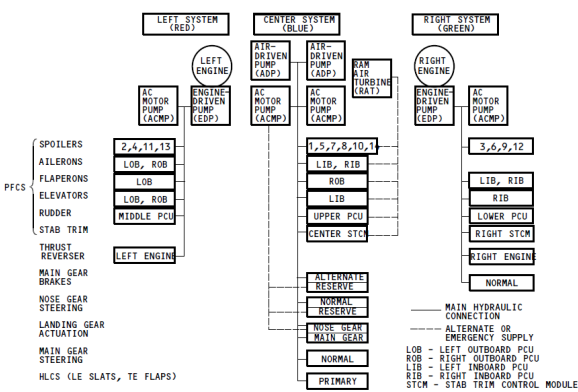


图1 液压系统原理及分配

2、事件背景

某航司一架B777飞机执行航班时，飞机爬升至FL110时，出现“HYD OVERHEAT PRI R”（右液压主泵过热）EICAS信息，机组按照检查单处置关闭右液压系统主泵，大约15分钟后又出现“HYD QTY LOW R”（右液压油量低）EICAS信息，液压油量指示由0.94快速下降为0。机组做好后续风险评估和故障处置预案后继续飞行，持续监控右液压系统压力，飞机正常落地。



图2 EDP的渗漏位置

地面检查发现右发EDP本体结合面漏油，清洁EDP附近区域，参考AMM更换右发EDP，检查其接头包括本体都有大量黑色淤泥状物，接头封严破损。

3、原因调查

EDP送车间修理，打开壳体发现其内部存在大量粘稠的液压油泥，应为液压油漏光，附件齿轮箱带动EDP干转导致。

进一步分解发现：EDP进口涡轮卡死，涡轮轴啮合凸台断裂，涡轮轴根部和端部与衬套之间有明显的沟槽状磨损（不是光滑磨损），应为外来物卡在涡轮轴和衬套之间导致，涡轮卡死导致涡轮轴断裂。

EDP油缸滚珠轴承破损，且损坏法兰壳体内壁，分析认为进口涡轮轴断裂和磨损的金属销污染滚珠轴承，导致滚珠轴承磨损，产生大量热量，引起EDP过热，高温导致壳体封严失效，出现油液渗漏，同时，随着滚珠轴承摩擦增加或卡阻，输入轴的负载增大导致剪切断裂。



图3 EDP车间分解调查

4、QAR数据分析

译码此次航班的QAR数据发现，飞机起飞后爬升至6918英尺时右EDP温度开始上升，11033英尺时出现超温（EDP超温触发条件：温度超过105摄氏度且持续2秒），触发HYD OVERHEAT PRI R信息，持续高温导致EDP结合面封严失效，出现油液渗漏，触发HYD QTY LOW R信息。机组关闭主泵，ACMP接替，使用油箱剩余液压油提供液压压力。

译码此次航班的前一航班的QAR数据发现，此航班左右EDP最大温差超过26摄氏度，远超过正常10摄氏度的范围。也就是说，液压泵内部磨损是一个过程演变，可以通过对EDP壳体回油温度监控，识别泵体的磨损状态，及时采取维护措施避免严重的故障后果。



图4 此次航班的QAR译码数据

5、应用QAR数据建立预警

液压泵属于高速旋转的机械部件，长时间高速旋转，磨损和漏油是液压泵主要

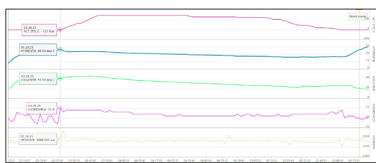


图5 前一航班的QAR译码数据

的故障模式。根据飞机液压系统的工作原理和QAR参数，可以建立飞机液压系统工况和QAR参数的表征关系。

选取关键参数，并通过对过去三年的运行数据回跑分析，建立趋势分析健康监控模型，通过监控软件来实施液压系统EDP工况健康度的监控。监控模型如下：左HYSLENTM和右HYSRENTM相差 >15 ，单边 >60 ，触发caution信息，需要检查EDP壳体回油滤确认EDP内部是否存在磨损；左HYSLENTM和右HYSRENTM相差 >20 ，单边 >65 ，触发warning信息，持续译码并视需更换EDP。

6、结束语

本文提供了应用QAR数据监控EDP健康度，以提前发现EDP漏油等机械故障，标志着飞机液压系统维护从被动响应转向主动预测。通过深度挖掘QAR高频参数（如EDP出口压力、供油流量、壳体回油温度等），结合机器学习算法对异常模式的自动识别，实现对液压系统微渗漏的早期预警，达到故障预判精准化、运维成本最优化和安全裕度体系化。▲▲

TBO：重塑空中交通管理格局的变革力量

北京京航安机场工程有限公司 卢春文

一、引言

在全球航空运输业迅猛发展的当下，空中交通流量持续攀升。传统空中交通管理模式在这日益增长的需求面前，逐渐力不从心。基于轨迹的运行（Trajectory - Based Operations，简称 TBO）应运而生，为空中交通管理带来意义深远的革命性变革。TBO 打破传统基于固定航路和间隔标准的运行模式，以飞机精准轨迹为核心构建全新管理体系，有望从根本上提升空中交通的安全性、效率与灵活性。

二、TBO 的核心概念与原理

（一）轨迹定义与生成

在 TBO 理念里，飞机轨迹是其在三维空间（经度、纬度、高度）及时间维度的精确路径。这并非简单飞行路线，而是综合飞机性能、气象、空域限制、机场运行等因素生成的动态规划。从起飞前滑行阶段起，飞机轨迹就由机载设备与地面空管系统共同规划监控。机载设备依据自身性能参数、飞行计划及实时气象信息生成初步轨迹建议；地面空管系统则基于空域态势、其他飞机轨迹及机场跑道使用计划，对其优化协调，确定实际运行轨迹。

（二）数据驱动的运行模式

TBO 高度依赖大量数据交换共享。飞机通过数据链与地面空管系统实时交互信息，包括实时状态数据与预飞行及过程中的数据。地面空管系统整合这些数据，运用先进算法和模型，对空域内飞机轨迹综合分析优化。比如通过预测多架飞机轨迹，提前协调间隔，避免冲突，实现高效空中交通流管理。

三、TBO 带来的革命性变化

TBO 的出现，犹如一场及时雨，为解决空中交通管理的难题提供了创新思路，在多个方面带来了显著的变革。

（一）提升运行效率

优化飞行路径：传统模式下，飞机沿固定航路飞行，难以灵活调整。TBO 则允许飞机依据实时气象、空域拥堵等因素规划更高效路径。例如在跨洋飞行中，飞机能借助高空急流优化轨迹，节省时间与燃油。此外，在极地航线，因地理环境特殊，传统航路规划受限，TBO 可结合极地磁场、气象条件等，为飞机规划更合理路径，缩短航程。对于繁忙空域下的短距航班，TBO 可避开拥堵区域，选择更直接路线，减少飞行时间。据统计，采用 TBO 后，部分航班航程可缩短 5% - 15%。

减少等待时间：在机场进近和离场阶段，TBO 凭借精确轨迹规划协调，大幅减少飞机等待时间。传统模式因缺乏精准预测协同，飞机常在空中盘旋等待。TBO 让空管系统提前安排进近和离场顺序，确保飞机按优化轨迹运行。以繁忙枢纽机场为例，采用 TBO 后，飞机进近和离场平均等待时间可缩短 10 - 15 分钟，提升机场运行效率。

（二）增强安全保障

精准冲突预测与避免：TBO 利用实时轨迹数据与先进算法，能提前精准预测飞机冲突。相比传统基于固定间隔标准的方法，TBO 预测更动态精确。一旦检测到潜在冲突，空管系统及时指令飞机调整轨迹。研究表明，TBO 可将空中冲突风险降低 30% - 50%，提高空中交通安全性。

提高应急响应能力：面对突发情况，如飞机故障、恶劣天气，TBO 的轨迹优化协同能力为飞机提供灵活应急方案。空管系统依据飞机实时状态和空域情况规划新轨迹，引

导飞机安全降落或避开危险区域。例如，当某区域突发严重天气，TBO 系统迅速调整周边飞机轨迹，保障整体交通有序，提升航空运输应急响应能力。

（三）提升空域资源利用率

灵活空域划分：传统空域划分固定，难以适应流量变化。TBO 打破此模式，根据实际需求动态灵活划分空域。高峰时段，将部分空域设为密集运行区域，通过精准轨迹管理容纳更多飞机；低谷时段，扩大飞机活动范围。这种方式充分利用空域资源，提升空中交通系统容量。

支持新型运行模式：TBO 为新型空中交通运行模式发展提供可能，如低空无人机物流配送、城市空中交通。这些模式飞行特点需求与传统客机不同，传统管理模式难以应对。TBO 凭借精准轨迹规划协同，为其在复杂空域提供运行保障，推动航空运输创新发展。

四、TBO 实施面临的挑战与应对策略

尽管 TBO 前景广阔，但在实施过程中，诸多挑战犹如拦路虎，横亘在其广泛应用的道路上。只有积极应对这些挑战，才能让 TBO 真正发挥其变革性作用。

（一）技术与基础设施挑战

数据通信与处理能力：TBO 对数据通信要求严苛，需实时、准确、可靠。现有航空数据通信系统如同老旧公路，需全面升级以满足 TBO 海量数据快速传输需求。同时，地面空管系统和飞机机载设备的数据处理能力亟待提升，以应对复杂轨迹计算和优化任务。

应对策略：大力推广高速可靠的航空数据链技术，如卫星通信技术，为数据传输搭建高速通道；全面升级空管系统和机载设备硬件设施，采用先进处理器和数据存储设备，增强数据处理能力；开发高效数据处理算法，提高数据处理效率，确保 TBO 运行中数据顺畅流通与高效处理。目前，行业内也在探索新型数据通信技术，如 5G 在航空领域的应用，有望进一步提升数据传输性能。

导航精度与可靠性：精确导航是 TBO 关键。当前，全球定位系统（GPS）是主要导航手段，但在某些特殊情况下，GPS 信号可能像失灵的钥匙，受到干扰或精度下降。为确保 TBO 稳定可靠运行，需采用多种导航技术融合方式，将惯性导航、卫星导航、地面增强导航等有机结合，提高导航精度

和可靠性。此外，建立完善的导航信号监测与备份机制，确保飞机在任何复杂情况下都能准确获取自身位置信息，保障飞行安全，为 TBO 可靠运行奠定基础。一些科研团队正在研发新型导航增强技术，通过多源数据融合和智能算法，进一步提升导航精度和抗干扰能力。

（二）法规与标准挑战

法规适应性调整：TBO 实施需对现有航空法规和运行标准进行适应性调整。传统法规标准多基于固定航路和间隔标准制定，不适用于 TBO 以轨迹为核心的运行模式。例如在飞机间隔标准、空域使用规则、空管指挥程序等方面，都需重新制定或修订。

应对策略：由国际民航组织（ICAO）牵头，组织各国航空管理部门、航空公司、航空制造企业等相关利益方，共同研究制定适应 TBO 的法规和标准体系。制定过程充分考虑技术可行性、安全性以及全球航空运输的统一性和协调性。

安全评估与认证：TBO 作为全新运行模式，需建立专门安全评估与认证机制，确保实际运行安全。这包括对 TBO 系统设计、开发、测试及运行过程全面安全评估，对相关设备和技术严格认证。

应对策略：制定科学合理的安全评估与认证标准和流程，成立专业安全评估机构，对 TBO 系统全面深入评估认证。只有通过认证的系统和设备才能投入实际运行。

（三）人员培训与组织变革挑战

人员培训需求：TBO 实施对空管人员、飞行员及相关技术支持人员知识和技能提出新要求。空管人员需掌握 TBO 系统操作管理方法，运用先进轨迹规划和协同工具指挥交通；飞行员需熟悉 TBO 飞行程序和操作要求，与空管系统高效交互协同飞行。

应对策略：制定系统人员培训计划，开发专门培训课程和教材，采用线上线下结合的培训方式，对相关人员进行全面培训。鼓励人员参加国际交流与培训活动，学习先进经验。

组织变革与协同：TBO 实施涉及航空公司、空管部门、机场等多组织协同合作，需优化现有组织架构和 workflows。如航空公司需建立专门 TBO 运行管理部门，负责与空管协调及内部飞行计划调整；空管部门需重新设计指挥流程和职责分工。

应对策略：加强各组织沟通协作，建立跨组织协调机

制，共同制定 TB0 实施计划和方案。推动各组织内部变革，优化工作流程，提高协同效率。

五、结论

TB0 作为空中交通管理领域的革命性变革，为解决当前航空运输业挑战提供有效途径。通过以飞机轨迹为核心的运行模式创新，TB0 在提升运行效率、增强安全保障、提高空域资源利用率等方面潜力巨大。然而，其实施面临技术、法规、人员等多方面挑战。全球航空业各方需共同努力，通过技术创新、法规完善、人员培训及组织变革等措施，推动 TB0 顺利实施与广泛应用。随着 TB0 技术发展成熟，它将为未来空中交通管理带来更安全、高效、灵活的运行环境，推动全球航空运输业迈向新高度。▲▲

航空公司维修放行人员向质量审核工程师角色转换的路径与策略研究

长龙（杭州）航空维修工程有限公司 陈晓彬

摘要：

本文聚焦航空公司维修放行人员向质量审核工程师的角色转换，通过分析两者的职能定位、能力要求差异，探讨角色转换过程中面临的挑战，提出针对性的转换路径与策略。研究发现，角色转换不仅涉及知识体系的更新，更需要思维模式、工作方法的转变。通过合理规划学习、实践路径，加强沟通与管理能力培养，能够有效实现角色的顺利转换，为航空公司质量管控体系注入新的活力，提升航空维修整体质量与安全水平。

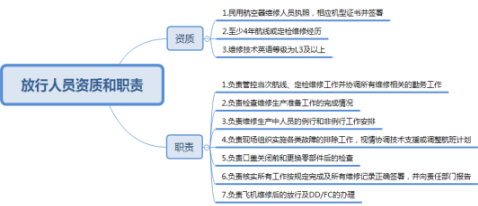
一、引言

在航空业高速发展的背景下，航空公司对维修质量与安全的要求日益严格。维修放行人员和质量审核工程师作为保障航空维修质量的重要岗位，在航空维修体系中发挥着关键作用。维修放行人员主要负责航空器维修后的技术检查与放行工作，确保航空器符合适航标准；而质量审核工程师则侧重于对维修流程、体系的监督与审核，保障维修工作的规范性与质量稳定性。随着行业发展和个人职业规划需求，越来越多的维修放行人员选择向质量审核工程师角色转换。然而，这一转换过程并非简单的岗位变动，涉及到知识、技能、思维等多方面的调整。深入研究角色转换的路径与策略，对于帮助维修放行人员顺利转型，提升航空公司质量审核工作水平具有重要的现实意义。

二、航空公司维修放行人员与质量审核工程师的职能与能力要求分析

（一）维修放行人员的职能与能力要求

维修放行人员是航空器维修过程中的关键环节，其核心职能是依据维修手册、适航标准等相关规范，对完成维修的航空器进行全面检查与测试，确保航空器各项系统、部件性能符合安全运行要求，并签署放行文件。这一工作要求维修放行人员具备扎实的航空维修专业知识，熟悉航空器结构、系统原理，能够熟练运用各种检测设备和工具进行故障诊断与排除。同时，维修放行人员需要具备较强的责任心和严谨的工作态度，能够在复杂的维修环境下准确判断航空器的适航状态，及时发现潜在安全隐患。此外，良好的沟通能力也必不可少，以便与维修团队、技术支持人员等进行有效的信息交流与协作。



（二）质量审核工程师的职能与能力要求

质量审核工程师的主要职能是建立、实施和维护航空公司的质量审核体系，通过定期或不定期的审核活动，对维修单位的维修流程、人员资质、设备管理、文件记录等方面进行全面检查，评估其是否符合相关法规、标准和公司内部质量要求。质量审核工程师需要具备深厚的质量管理知识，如参加内审员培训，获取内审员证书，熟悉国际航空质量管理体系标准（如 ISO 9001、AS9100 等）和民航行业相关法规。在技能方面，除了具备数据分析、报告撰写等能力外，还需

要掌握审核技巧，能够准确识别质量问题，提出有效的改进建议。与维修放行人员相比，质量审核工程师更强调系统性思维和全局观念，需要从宏观层面把控维修质量，推动维修体系的持续改进。同时，较强的沟通协调和组织管理能力也是质量审核工程师必备的素质，以便协调各方资源，确保审核工作的顺利开展和审核结果的有效落实。



三、角色转换面临的挑战

（一）知识体系的更新挑战

从维修放行人员到质量审核工程师，知识体系的侧重点发生了明显变化。维修放行人员的知识主要集中在航空器技术层面，而质量审核工程师则需要掌握大量的质量管理理论、法规标准和审核方法。例如，质量审核工程师需要深入理解质量管理体系的 PDCA 循环（计划、执行、检查、处理），熟悉风险评估、过程控制等管理工具的应用。维修放行人员在转换角色时，需要花费大量时间和精力学习这些新知识，构建新的知识框架，以适应质量审核工作的需求。此外，民航规章、咨询通告(AC)、管理程序（AP）和明传电报不断更新，如《AC-120-FS-058合格的航材》版本由R4变更至R5、《CCAR-121大型飞机公共航空运输承运人运行合格审定规则》版本由R7变更至R8，质量审核工程师需要及时了解并掌握这些变化，这也给角色转换带来了一定的难度。

（二）思维模式的转变挑战

维修放行人员的工作思维模式通常以技术问题解决为导向，注重对具体维修任务的完成和航空器适航性的判断。而质量审核工程师则需要具备系统性、批判性思维，从整体角度审视维修流程和质量体系的有效性。在进行审核工作时，质量审核工程师需要跳出具体的维修技术细节，关注维修过程中的流程漏洞、管理缺陷等问题，提出系统性的改进方案。这种思维模式的转变对于长期从事技术工作的维修放行人员来说并非易事，需要在实践中不断培养和锻炼。例如，在审核过程中，维修放行人员可能更倾向于关注某个部件的维修质量，而质量审核工程师则需要考虑该部件维修流程是

否合理，是否存在安全隐患。

（三）工作方法与人关系的调整挑战

维修放行人员的工作主要集中在维修现场，与维修技术人员、机组人员等直接接触较多，工作方法侧重于实际操作和技术检查。而质量审核工程师的工作则更多地涉及文件审查、数据分析和组织协调，工作方法更加多样化和综合化。此外，质量审核工程师在工作中需要与不同部门、不同层级的人员进行沟通协作，包括技术服务部、飞机大修部、航线维修部、生产支援部、航空安全管理部等，人际关系更为复杂。维修放行人员在转换角色后，需要适应新的工作方法，学会运用各种管理工具和手段开展工作，并建立良好的人际关系网络，以确保审核工作的顺利进行。例如，在进行质量审核时，质量审核工程师需要与被审核部门进行有效的沟通，获取真实准确的信息，同时还要协调各方资源推动问题的整改，这对其沟通协调能力提出了更高的要求。

四、角色转换的路径与策略

（一）知识体系构建路径与策略

1. 系统学习质量管理知识：维修放行人员在决定转换角色后，应制定详细的学习计划，系统学习质量管理相关课程。可以通过参加专业培训课程、在线学习平台等方式，学习质量管理理论、航空质量管理体系标准、民航法规等知识。例如，参加民航管理学院组织的民航法规、安全管理、事件调查等质量相关的培训课程，深入了解质量管理体系的框架和要求；学习民航行业法规，掌握航空维修质量监管的相关规定。同时，阅读质量管理领域的专业书籍和文献，拓宽知识面，加深对质量管理知识的理解。

2. 结合实践深化知识理解：在学习理论知识的同时，要注重将知识与实际工作相结合。可以主动参与公司内部的质量审核项目，在实践中学习审核流程、方法和技巧，积累审核经验。通过实际操作，加深对质量管理知识的理解和应用，将理论知识转化为实际工作能力。例如，在参与审核项目时，学习如何编制审核计划、收集审核证据、撰写审核报告等，逐步掌握质量审核工作的核心技能。

3. 关注行业动态与知识更新：航空行业发展迅速，法规标准和质量管理理念不断更新。维修放行人员在角色转换过程中，要保持对行业动态变化的敏感性，及时了解新知识、

新方法。可以通过参加行业研讨会、阅读行业期刊、关注民航管理部门的官方网站等方式，如中国民用航空局网站、适航与维修等，获取最新的行业信息，不断更新自己的知识体系，确保自身能力与行业发展要求相适应。

（二）思维模式转变路径与策略

1.培养系统性思维：维修放行人员可以通过学习系统工程、流程管理等相关知识，培养系统性思维能力。在日常工作中，尝试从整体角度分析问题，关注维修过程中各个环节之间的关联和相互影响。例如，在参与质量审核项目时，不仅仅关注某个具体问题，而是思考该问题对整个维修流程和质量体系的影响，提出系统性的改进建议。同时，学习运用思维导图x-mind、流程图VISO等工具，梳理维修流程和质量体系，帮助自己更好地把握全局，提高系统性思维能力。

2.加强批判性思维训练：批判性思维是质量审核工程师必备的思维能力。维修放行人员可以通过参加案例分析、小组讨论等活动，锻炼自己的批判性思维能力。在分析问题时，要敢于质疑，不盲目接受现有观点和做法，从多个角度思考问题，寻找潜在的质量风险和改进空间。例如，在审核维修流程时，思考流程是否存在冗余环节、是否可以优化，提出合理的改进意见。此外，还可以学习逻辑推理、数据分析等方法，提高自己分析问题和解决问题的能力。

3.参与管理实践：积极参与公司内部的质量管理项目和团队协作活动，积累管理经验，培养管理思维。在参与项目过程中，学习如何制定项目计划、协调资源、控制进度等管理技能，逐步实现从技术思维向管理思维的转变。例如，担任质量改进项目的负责人或小组成员，通过实际参与项目管理工作，提升自己的管理能力和思维水平。以下为本人主导的实践案例，该案例为供应商准入条件的优化。



（三）工作方法与人际关系调整路径与策略

1.学习多样化工作方法：维修放行人员要学习质量审核工作所需的各种工作方法和工具。例如，学习文件审查技巧，掌握如何从大量的维修文件中提取有效信息；学习数据

分析方法，能够运用统计工具对维修数据进行分析，发现潜在的质量问题。同时，了解项目管理、流程优化等方面的知识和方法，提高工作效率和质量。可以通过参加培训课程、向有经验的质量审核工程师请教等方式，学习和掌握这些工作方法，并在实践中不断运用和完善。

2.建立良好的人际关系网络：积极主动地与公司内部不同部门、不同层级的人员建立良好的沟通关系。在日常工作中，加强与航线维修部、飞机大修部、民航地区管理局PMI（主任维修监察员）等的交流与合作，了解各方需求和工作特点，为开展质量审核工作创造有利条件。例如，定期与航线部、大修部进行沟通，了解维修工作中的实际问题和困难，以便在审核过程中更好地理解和评估维修工作；与民航地区管理局PMI保持良好的联系，及时了解法规政策的变化，确保公司的质量审核工作符合局方监管要求。此外，还可以参加行业交流活动，向行业内的前辈请教，学习借鉴其他航空公司的先进经验。如，结合岗位参加广干院组织的各类培训。

3.提升沟通协调与组织管理能力：通过参加沟通技巧培训课程、管理能力培训课程等方式，提升自己的沟通协调和组织管理能力。在工作中，注重沟通方式和方法，学会倾听他人意见，表达自己的观点，能够有效地协调各方资源，推动问题的解决。例如，在组织质量审核工作时，要能够合理安排审核人员和时间，协调被审核部门的配合，确保审核工作的顺利进行；在发现质量问题后，要能够与相关部门进行有效的沟通，推动问题的整改落实。

五、结论

航空公司维修放行人员向质量审核工程师的角色转换是一个复杂的过程，涉及知识体系更新、思维模式转变和工作方法与人际关系调整等多个方面的挑战。通过系统学习质量管理知识、培养系统性和批判性思维、学习多样化工作方法并建立良好的人际关系网络等路径与策略，可以有效实现角色的顺利转换。成功的角色转换不仅有助于个人职业发展，还能够为航空公司的质量管控体系注入新的活力，提升航空维修整体质量与安全水平。▲▲

匠心首突破 品质赢赞誉

——Ameco飞机大修产品事业部

圆满完成土库曼斯坦首架B777客机客舱整新

近期，Ameco飞机大修产品事业部（0A）重点攻坚国际三方项目，顺利承接并完成土库曼斯坦航空（以下简称“土库航”）波音777远程宽体客机4C高级别定检深度停场维修和整机客舱整新任务。这是Ameco首次承接土库航波音777客机客舱整新工作，也是0A客舱大修及喷漆车间首度攻坚土库航差异化高标准客舱专项整新，具有重要意义。



面对首次整新的OEM（原始设备制造商）件供货周期压力及严苛标准，0A专项对接客户，逐区域、逐工序对标客舱毫米级整新验收标准，逐条目与客户敲定施工工艺方案。针对PMA适航件适配短板，0A和多家PMA厂家技术支援团队，加急推进专用非标PMA器材图纸核验、工艺定型、民航适航审批全流程，全天候双线对接客户，同步同频答疑核验。整机交付节点前，全机客舱整新合规PMA器材综合使用率突破70%，创下同机型海外客舱整新PMA件适配应用的全新标杆。整机出厂多轮全域复盘验收中，客户对客舱工艺细节、适配度及长效运维安全性能进行全面验收检查，一次性全优通过。



土库航客舱多数部件为专属定制，其全套工艺标准、软装配套规范、安全合规细则均与国内及常规国际航司客舱部件存在显著差异，内饰组件也均采用定制化特殊选型物料，无通用现货储备。同时，客户要求全机客舱耗材、装配辅材要适配土库航PMA（零部件制造人批准书）适航替代件，极大提升了现场施工统筹难度。

验收收官现场，土库航运维首席代表现场专程致谢，高度认可0A的专业攻坚能力与极致匠心品质，并正式表达了后续多架同机型客舱维保长期战略合作意向。此次项目的成功实施，助力Ameco有效筑牢中亚航空维修市场布局基础，进一步提升国际化维修服务的竞争力及品牌影响力。▲▲

（文：徐锟 图：徐锟、刘凯琦）

阿特拉斯航空订购20架空客A350F货机 成为该机型全球最大客户



2026年3月17日，法国图卢兹——总部位于美国纽约的全球航空货运物流领导者阿特拉斯航空全球控股公司（以下简称“阿特拉斯航空”）确认订购20架空客A350F货机。这一里程碑订单是这款新一代、高效的空客A350F货机迄今为止获得的最大单笔订单，阿特拉斯航空也成为该机型的全球最大客户。

空客A350F货机将用于支持阿特拉斯航空的业务增长。作为领先的委外运营航空物流公司，阿特拉斯航空拥有独特的优势，能够将空客A350F的新一代性能带给全球不同业务模式和市场的运营商。

阿特拉斯航空全球控股公司首席执行官Michael Steen表示：“我们非常荣幸能够成为空客A350F货机的最大客户，并锁定了这款下一

代宽体货机的早期交付机位。该笔订单反映了我们致力于维持行业更现代化、更高燃油效率宽体货机机队的承诺，从而更好地服务全球范围内的新老客户。空客A350F货机是一个能力极强且可靠的飞机平台，在业载和航程方面具有显著优势，并拥有出色的环保表现。我们很高兴将空客和罗尔斯-罗伊斯公司纳入我们的供应商体系，这将为我们提供更多选择，助力我们的全球运营及持续增长。”



空客民机业务首席执行官万乐思（Lars Wagner）表示：“我们非常激动地欢迎全球航空货运业领导者阿特拉斯航空加入空客大家庭。阿特拉斯航空选择新一代空客A350F货机，暨该机型在美国获得的首份订单，标志着一个关键时刻，巩固了空客A350F货机作为全球最严苛的货运运营商首选的

真正全新一代货机的地位。我们非常期待看到身披阿特拉斯航空涂装的空客A350F货机翱翔天际。”

空客A350F货机拥有业界更大的主舱货舱门，其机身长度和容量针对行业标准托盘和集装箱进行了优化，其机身由超过

70%的先进材料构成，起飞重量比竞争机型轻46吨。此外，空客A350F货机也是唯一一款完全符合将于2027年生效的最新国际民航组织（ICAO）增强二氧化碳排放标准的货机。▲▲

Eve eVTOL原型机圆满完成飞行演示 飞行测试取得新进展

专注于开发城市空中交通（UAM）解决方案的Eve Air Mobility（下简称“Eve”）在巴西加维昂佩绍图的巴航工业试飞基地，成功向巴西政府进行了其全尺寸eVTOL原型机的飞行演示。巴西总统卢拉亲临现场观摩。此次演示飞行也标志着Eve在其电动垂直起降飞机飞行测试及后续取证进程中迈出了坚实一步。

Eve的飞行测试计划正稳步推进。自2025年12月成功首飞以来，其原型机已完成35次飞行，累计飞行时长近1.5小时。飞机已爬升至距地高度140英尺（约43米），达成项目新里程碑，并在各项测试条件下展现出稳定的飞行表现。

初步结果显示，推进系统与电池新能均超初始预期，效率有所提升，噪音水平则保持在预测范围内且显著低于传统直升机。

截至目前开展的飞行测试主要集中于低速运行（最高15节，约28公里/小时），以验证控制律、旋翼气动效率、热特性及推力模型。Eve将继续推进测试计划，逐步扩展飞行包线，开展更高速度的飞行验证。

Eve首席执行官约翰·波尔戴（Johann Bordaïs）表示：“我们正以严谨而稳健的节奏推进飞行测试计划，持续降低风险，为后续取证飞行奠定基础。自2025年12月首飞以来，短短数月所取得的成果，进一步增强了我们对飞机的信心，也坚定了我们为城市空中交通市场提供安全、高效且可扩展解决方案的能力。”

除飞行测试外，Eve还完成了地面测试及相关准备工作，

包括用于测量飞行中气动载荷的传感器校准等。这些工作为飞机飞行包线的进一步扩展提供了支撑，预计在不久的将来即可实现最高30节（约56公里/小时）的飞行速度。

巴航工业总裁兼首席执行官弗朗西斯科·戈麦斯·内托（Francisco Gomes Neto）表示：“巴航工业在飞机研发与取证领域拥有超过五十年的深厚积淀。将这一经验应用在Eve项目上，是我们践行创新承诺、推动可持续航空未来的重要体现。我们看好全球城市空中交通市场的巨大潜力，并坚信Eve完全有能力成为这一行业的领军者。”

飞机的最终取证仍需完成相关技术里程碑，并获得适航当局的批准。

在技术推进的同时，Eve还将继续支持城市空中交通监管与制度框架的建设。上周，公司参与了由巴西港口与机场部牵头开展的巴西国家城市空中交通政策公众咨询的启动仪式。

Eve还得到了巴西国家经济社会发展银行（BNDES）与研究项目融资机构（FINEP）的支持。自2022年以来，BNDES已为Eve提供超过14亿雷亚尔的融资，Finep则已批准最高9000万雷亚尔的资助，以加速Eve在数字创新与可持续航空领域的项目进程。

公司持续推动先进空中交通解决方案产品组合的发展，包括城市空中交通管理软件Eve Vector，以及售后服务和运营支持平台Eve TechCare，同时积极与监管机构及公私合作项目保持沟通，为飞机投入运营及市场规模化发展构建其所需要的生态系统。▲▲

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，明确标题、简明摘要；要求标明文字引图号码与所配图片号码相对应；要求插图清晰度高、分辨率300dpi以上，以满足杂志印刷要求；注明文章作者姓名、所属单位、联系电话、地址、邮箱等，以便及时与您取得联系。

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

