

从事故角度浅谈飞机结构设计理念及规章

徐陈斌^{1*} 孙 兰²

(1. 金鹏航空股份有限公司, 上海 201323; 2. 中共上海市浦东新区委员会党校, 上海 201210)

摘 要:

2017 年交通部发布了《CCAR121 大型飞机公共航空运输承运人运行合格审定规则》R5 版本, 其中维修体系的主要变动为附件 J: 持续适航和安全改进, 民航局审定司同时发布/修订了 8 个相应咨询通告。其中重点规章为《AC-121-FS-2018-71 修理和改装的损伤容限检查要求》。通过民航史上关键事故, 介绍并阐述规章和咨询通告中“安全寿命”、“损伤安全”和最终发展为“损伤容限”的历史及落实到附件 J 和咨询通告的相应条款, 为业内人员提供借鉴, 加深对于飞机结构安全设计理念和规章理解。

关键词: 安全寿命; 损伤安全; 损伤容限; CCAR-121R5; 持续适航和安全改进

中图分类号: V215

文献标识码: A

OSID:



0 引言

2017 年 9 月 8 日, 中国民航局于在规章层面印发了《CCAR121 大型飞机公共航空运输承运人运行合格审定规则》^[1] (对应的 FAA 规章 Subpart AA Continued Airworthiness and Safety Improvements) 和相应咨询通告 (对应 FAA AC 120-84 CHG 1 Aging Aircraft Inspections and Records Reviews^[2] 等)。其中作为主要内容的《AC-121-FS-2018-71 修理和改装的损伤容限检查要求》^[3] 明确提出了“损伤容限”的相应要求。

虽然 FAA 规章 Subpart AA 早在 2007 年已经生效, 但由于运营人所需的检查或改装方案一般先经 OEM 设计审定, 再由运营人在交付后完成, 所以 CAAC 规章也存在从生产至运营的先后实施顺序, 即适用厂家的 CCAR-26《运输类飞机的持续适航和安全改进规定》^[4] 于 2011 年 12 月 7 日施行并在 2016 年再次改版, 而适用运营单位 CCAR121R5 则于 2017 年 10 月 10 日施行, 而维修专业新增的附件 J 工作又给予已取证的 121 单位审定缓冲期至 2019 年 12 月 31 日。

笔者作为 121 航司维修从业人员参与完成了 CCAR121 单位的维修专业审定, 工作中发现虽然 CAAC 对应修订较晚, 但业内已经在多年前积累了实例并明确航空器结构安全的要点。为更好理解规章和了解规章制定背后的意图, 本文通过列举民航史上发生过的三起典型事故, 以此回顾航空器结构安全理念的三个阶段以及目前 CAAC 现行规章的相应条款。

1 安全寿命 Safe Life—“以退役保障安全” Safety-by-Retirement

民用航空运输业在发展之初就引入了安全寿命 (Safe Life) 的理念, 即“Palmgren-Miner 累积损伤准则” (Palmgren-Miner accumulated fatigue damage rule); 在实验中对材料施加不同的负载获取 S-N (应力-周期) 曲线, 以预测其结构疲劳寿命。

以英国航空公司“彗星 1”客机 (Comet 1) 为例, 其在设计和取证之初应用了安全寿命的理念, 但在运行中该航空器仍然发生多起机毁人亡的事故, 其中最为典型是坠毁在意大利的“彗星 1”事故。通过分析报告, 人们发现“安全寿命”理念中所存在的

* 通信作者. E-mail: x_c_b@foxmail.com

引用格式: 徐陈斌, 孙兰. 从事故角度浅谈飞机结构设计理念及规章[J]. 民用飞机设计与研究, 2019(4): 107-113. XU C B, SUN L. On the Source of Aircraft Structure Design Regulations From the Perspective of Accident[J]. Civil Aircraft Design and Research, 2019(4): 107-113 (in Chinese).

缺陷。

通过机身残骸的收集,事故报告判定主因是位于 ADF 天线角落处的蒙皮裂纹。经过分析,调查人员认为该机型在结构上存在两大缺陷:

(1)当时增压舱属于新颖设计。对于承受舱压的蒙皮结构,飞机在其开口设计上采用了矩形开口设计,导致矩形角落处的应力快速集中,如图 1 所示。

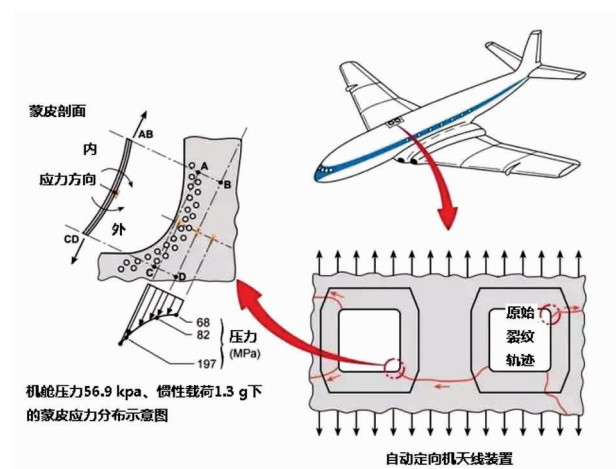


图 1 “慧星 1” ADF 蒙皮应力示意

(2)经过多次起降,飞机增压区舱体结构反复承受增压和减压,舱体产生了额外的金属疲劳,致使舱体结构在到达安全寿命前就产生了裂纹。

这起事故昭示了飞机设计初期,实验室中材料静强度试验得出的“安全寿命”存在不足:被实验材料都处于“精挑细选”的完美状态,但航空器实际制造时却无法避免初始裂纹的预先存在,而在制造后又无法预计其使用情况。同时在材料实验中,产生初始裂纹(Crack Initiation)的周期占据全部裂纹“生长”(安全寿命周期)的 90% 以上。这些原因致使实验室得出的静强度材料安全寿命无法单独作为飞机结构安全的寿命依据。

虽然“以退役保障安全”的理念无法作为飞机特别是疲劳关键结构的主要设计理念,但“安全寿命”的概念目前仍应用在具体规章中。

1963 年 FAA 发布了民用航空条例 CAM (Civil Aeronautics Manual, 以下简称 CAM) 4b. 270 (a)^[5] 和 FAA 现行的规章 FAR 25. 301^[6], 提出航空器在设计寿命内需满足一定的结构强度。CCAR-25R4 第 25. 571 条则以适航标准的形式,要求航空器在服役寿命期(DSG/LOV 设计使用目标/有效性限制)

内能够承受预期的变幅重复载荷作用,且没有可察觉的裂纹(WFD 广布疲劳损伤)。

以现代波音飞机为例。在 1988 年发生阿罗哈航空波音 737-200 型飞机事故后,波音厂家发布了 MOM-MOM-15-0470-01B(R1)^[7],明确相应航空器在超出 LOV 后,现有维护和检查方案不能够可靠地排除结构中存在着的广布疲劳损伤,波音也不再为超过 LOV 值的相应飞机提供支持。该 MOM 信息也加入了波音“AIRWORTHINESS LIMITATIONS (AWLs) AND CERTIFICATION MAINTENANCE REQUIREMENTS (CMRs)”。

故而,作为普适性要求,“安全寿命”目前被留存下来,用于整体机身的使用限制以保障机身上的结构部件不产生大变化的期限数据。

持续适航理念认为航空器没有寿命限制,但在叠加广布疲劳因素及经济性的概念后,超过一定寿命的航空器,其持续适航需要付出难以预期和控制的后续维护成本。正因如此,2018 年《AC-121-FS-2018-71 修理和改装的损伤容限检查要求》^[3]中明确:除非获得局方认可,否则航空公司不得超出 LOV/DSG 继续实施航空器运行。以当前我国的民航监管和技术环境,该数值实质上成为了安全寿命的限制。

2 损伤安全 Fail Safe—“以设计保障安全” Safety-by-Design

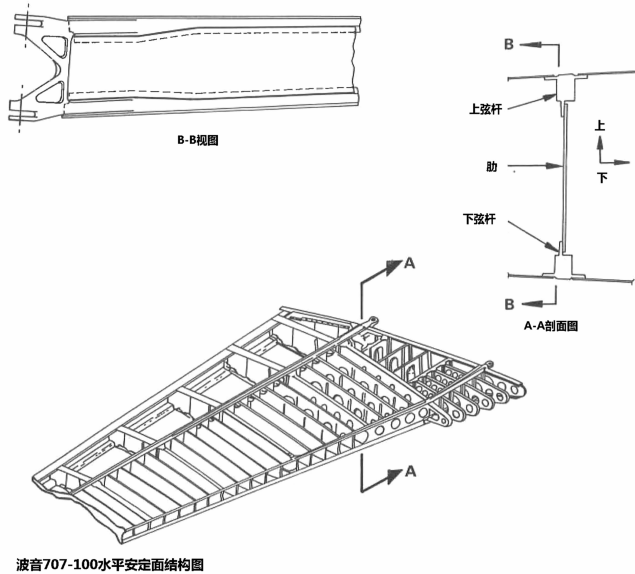
基于“安全寿命”的不确定性,FAA 在 1953 年 12 月 31 日发布的 CAM 4b. 270(b)中提出,在结构强度的设计理念中,提供另一种对飞机结构的设计评估方式,即“损伤安全”(Fail Safe)”。其内容为,对于主要结构元件(principal structural)发生意外而失效后,飞机其余结构应当能够承受相应的飞行载荷(静载荷乘以相应系数)。

这类“损伤安全(Fail Safe)”的设计理念,在后续进一步推行至飞机其它系统:FAA1988 年发布系统设计和分析 AC 25. 1309-1A 条款,对于飞机上“故障后妨碍持续安全飞行和着陆的系统”,要求通过设置冗余或备份系统(Redundant or backup systems)以保障安全。至此,业内明晰了“以设计保障安全 Safety-by-Design”的设计理念。

然而不安全事故继续发生。1977 年,注册号为 B-BEBP 的一架波音 707-321C 货机由伦敦起飞,经停罗马和内罗毕后计划在卢萨卡(赞比亚首都)国

际机场降落。但在降落时右水平安定面和舵面突然分离,飞机坠毁在跑道附近3 660 m处,机组人员全部遇难。

调查时发现,这架飞机于1963年出厂,坠毁时总飞行16 723 CYs,总飞时47 621 FH,机龄虽然达到14年,但并没有超过飞机的设计使用目标(机型DSG为20 000 CY)。最终调查报告^[8]指出,右水平面的一系列不完善的设计理念导致了事故的发生。



首先发现的是“损伤安全”在设计理念上的过度理想化:

作为波音707-300的前身,波音707-100的设计中已体现了“损伤安全”(多余度)设计理念:后梁使用了“上下双连接销 attachment pins”设计,如图2所示。试验迹象表明哪怕在动态飞行中上连接销突然失效的情况下,下连接销和前梁依然能够承载本次降落所需的负荷。

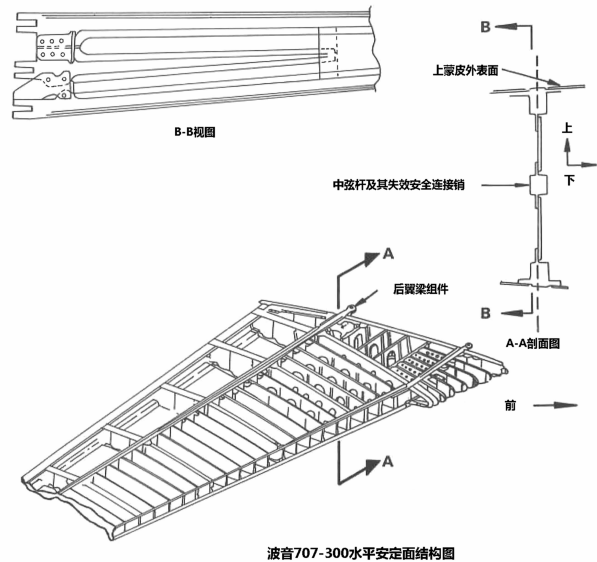


图2 波音707-100及波音707-300的上下双连接销结构

波音707-300延续了这一设计,但由于机身负载增大,为了继续满足上连接销失效后的“余度设计”,波音707-300的安定面增加了中弦杆(centre chord)。由于中弦杆是在上连接销破损状态下的应急使用,所以为了保障在正常状态下该备用结构不承受载荷(防止提前产生裂纹),设计方为此调节了上下弦杆的松紧配合以实现这一设计理念。

在这一载荷传递路径设计模型上,波音707-300的加强蒙皮承载了额外的弯曲载荷后,由于中连接销和下连接销的存在,波音707-300产生了和波音707-100完全不同的载荷传递和局部应力行为。在“卢萨卡”707-300的飞机上,上连接销并未直接失效,而是先产生了变形。基于这种变形,中连接销和下连接销提前开始承受额外载荷。在这样的高负载环境下,紧固件没有达到应有的“高剪切”强度要求,以至于最终产生了裂纹。

根据材料分析推断,在事故发生前相关部件带裂纹飞行了约7 200次,这条“提前出现”的裂纹,如

图3所示。最终导致“多余度”的设计中冗余或备份系统(Redundant or backup systems)和主要结构元件(principal structural)在相对应的维修项目到期前提前共同失效。



图3 B-BEBP上失效的连接销

其二,调查人员认定事故又一原因是波音 707-300 在设计认证流程上存在缺陷。

在波音 707-100 的原始设计机型取证数据中,后翼梁的上弦(upper chord)安全寿命为 240 000 次飞行循环。机型疲劳试验表明,在相应的安全寿命内,即使在后翼梁的上弦失效的情况下,其余结构仍能够承载飞行载荷。该处损伤将在按 MP 实施下一次维修项目时被检查发现而不影响飞机飞行安全,从而得出波音 707-100 飞机设计能够满足设计和使用要求的结论。

同时,由于在波音 707-300 设计前期,波音更新了安定面翼梁端头的一体化延展设计工艺以避免截面的突变,因此设计人员普遍认为此部位性能已得到一定改善。到了设计后期,由于波音 707-300 较波音 707-100 机型载重更大,初始实验中发现额外的载重导致安定面扭转刚度(torsional stiffness)不足。在基本的静强度分析后,工程师将上下蒙皮进一步改为不锈钢材质以弥补这一问题。

在调查报告^[8]中,调查人员认为两个机型的载重差异最终产生了骨牌效应:设计人员没有意识到材质的改进在提高静强度的同时,却降低了整体的疲劳强度,即加强的蒙皮结构导致较高的表面蒙皮载荷,致使紧固件的载荷升高,最终转移至后翼梁根部,影响了安定面的安全和稳定性。

通过该案例,我们了解到航空器设计厂家的设计方案和理念对航空器安全会带来关键影响。现阶段规章中,生产阶段适用的 CCAR-25《运输类飞机适航标准》、CCAR-26《运输类飞机的持续适航和安全改进规定》,这两部规章均是在生产设计厂家的初始设计阶段明确了相应要求;而本次下发的适用于运营阶段的《AC-121-FS-2018-71 修理和改装的损伤容限检查要求》^[3],则是一方面强调生产厂家持续技术支持重要性的同时,也是明确运营人在保障航空器整个寿命周期结构安全中的重要性。

在航空器交付之后,为了能持续落实设计时各项要求(如 MRBR、燃油箱持续适航、EWIS 等),保障航空器的安全责任重心从厂家设计向下延伸到运营单位。因此,本次 CCAR121R5 持续适航和安全改进的主要内容,也是在“损伤容限 damage tolerant”设计理念的基础上,进一步对运营人提出了明确的持续检查要求。

3 损伤容限 damage tolerant—“以检查保障安全” Safety-by- Inspection

在一系列历史航空事故后,人们发现,无论是基于“安全寿命”还是“损伤安全”,都太依赖于原始设计中的分析和判断。例如“卢萨卡”事故的调查人员同样发现,当时的维修检查项目已经存在针对该部位的检查,但没有明确的检查要求,该缺失也被判定为事故次要原因之一。

在这样的大背景下,业内提出基于“以检查保障安全 Safety-by-Inspection”的“损伤容限 damage-tolerant”理念。

在这一理念中,承认材料是不完美的。无论是出厂就存在的裂纹或在运营中产生的裂纹,都应当评估相应部件在使用负荷下裂纹的生长速度、计算裂纹生长到临界点的相应时限(Inspection Threshold),并安排人员实施检查及后续重复检查(Repeated Inspection Interval),如图 4 所示。

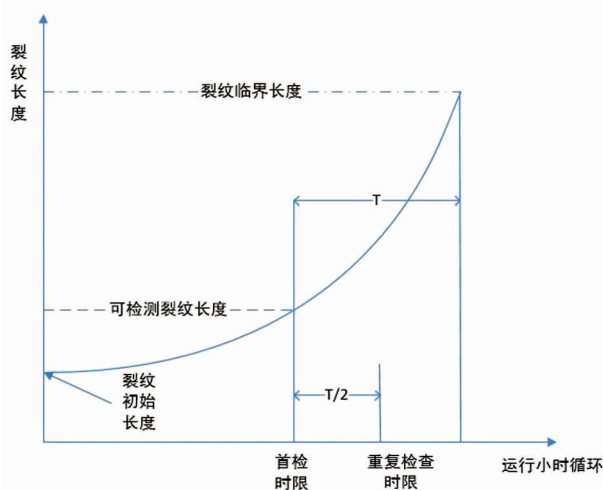


图 4 损伤容限检查时限示意

而《AC-121-FS-2018-71 修理和改装的损伤容限检查要求》^[3]主要内容是要求运营人在发现航空器损伤后,需要完成损伤容限分析,对适用的修后部件提供检查期限和具体方案,并将检查要求落实到运营人维修方案,并获得局方的批准。

虽然已经将保障安全的节点从设计方延伸到了运营和维修单位,但在这样的理念下,还是发生了华航 CI611 航班波音 747-200 的事故。

2002 年华航 B-18255 在执行定期航班 CI611 时发生高空解体坠毁,事件主因是 1980 年某次降落时

擦尾损伤的修理未严格按照 SRM 手册完成。修理的不规范导致该部分产生了金属疲劳裂纹,如图 5 所示。

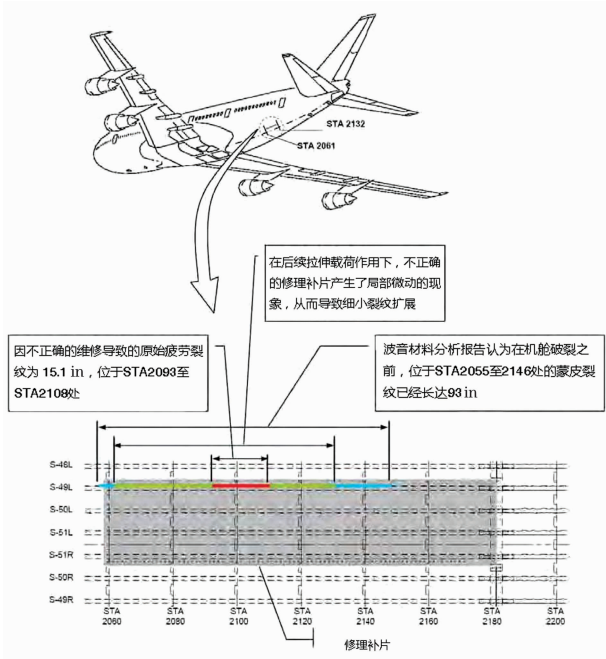


图 5 B-18255 机身下部不规范的修理

但根据 B-18255 事故报告^[9]的分析和判断,在 1980 年首次不规范修理之后,该修理的重复检查人员和公司工程管理同样存在过错。

在 1988 年阿罗哈航班之后,波音颁发了对于机身增压区域的额外检查要求,内容包括 CPCP 检查和 SIP 检查。而事故飞机实际上分别在 1993 年、1998 年完成了 CPCP 检查并覆盖了该区域,而遗憾的是检查人员未能发现该隐患。

除了未能直接发现损伤,检查员还发现这架飞机在维护上存在的工程管理问题:

(1)如图 6 所示,该架飞机的维修方案 CPCP53-12-01 对于舱底的检查所要求的间隔为 4 年,但在上一轮检查推迟了 13 个月,诧异的是适航当局也并没有批准过该推迟计划;

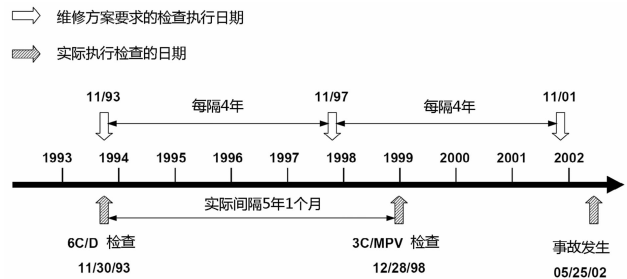


图 6 B-18255 飞机未经批准的 CPCP 项目延期

(2)飞机维修记录上标明了部分部件被更换,但没有标明部件的件号和其它记录;机械师报告了一些损伤项目,但并没有标明损伤项目具体数量;

(3)调查未能查阅到部分超过 20 年的维修记录,而按照法规这些记录在被覆盖前应当是被保存的;

(4)2001 年,维修单位 CAL 对这架飞机的外部结构修理进行了一次评估。评估结果显示,在该补片下可能存在结构损伤(an indication of a possible hidden structural damage beneath the doubler)。但可能是由于维修记录不完整的原因,该次评估未能让维修单位注意到可能存在的风险并采取措施。

针对以上问题,事故调查人员认为,运营人和维修单位对于该起事故同样存在相应责任。在本次附件 J 和相应支持性咨询通告的条款中,我们可以发现对于以上问题的逐条要求:

针对类似华航偏离维修方案的情况,《AC-121-FS-2018-65-R1 航空器结构持续完整性大纲》^[10]附录 1 2.4 明确对于 CPCP 项目不超过 10% 的延期限制。

针对类似华航提供的维修记录模糊的情况,《AC-121-FS-2018-59-R1 飞机维修记录和档案》^[11]附录对结构维修记录提出了具体要求,运营人应当对损伤位置、损伤情况、修理依据做出详尽记录并作为单机档案予以保存。

针对运营人虽然注意到不规范修理,但由于维修记录不完整导致无法全面评估的情况,《AC-121-FS-2018-71 修理和改装的损伤容限检查要求》^[3]附录 2 要求对于涉及可能不满足最低要求的修理,运营人必须在发现后的首次飞行前采取纠正措施。

针对工程技术标准变化导致的历史遗留问题,《AC-121-FS-2018-69 AC-121-FS-2018-69 飞机检查和记录审查》^[12]5.1 和 5.2 要求,运营人必须在首次检查之后,每隔 7 年完成一次航空器检查和记录审查,以确保和证明运营人对于飞机的维护是充分与及时的。

4 结论

基于事故链理论,所有事故都不是单一问题的失效产生的。但对于事故进行分析,我们仍然能够

找到最脆弱、最关键的环节,并通过分析予以最有效的改善。

飞机结构的安全保障一开始基于“以退役保障安全”的“安全寿命”设计理念,而在发生了“彗星 1”事故后,人们认识到“安全寿命”是建立在完美的材料上,并不能体现航空器制造和使用过程中不可避免的缺陷和偏差,从而决定以增加余度的方式提高安全性。

在“以设计保障安全”的“损伤安全”理念实施后,人们又从“卢萨卡”事故中得到教训,发现多余度的设计理念在实际运行时,应当作为备份结构的部件可能达不到预期的作用,甚至在极端状态下,备用结构反而可能影响维修人员在结构损伤窗口期发现问题。

目前,推广的“以检查保障安全”的“损伤容限”理念,即本次 121 附件 J 及其相应规章的主要内容,要求运营人应用设计和检查相结合的方式,从设计方获取损伤容限的检查点,由维修单位实施检查工作。

这一理念是目前已知的保障航空器结构安全的最有效理念。但在实施过程中,华航 B-18255 事例警示我们,“维护中的检查工作是否有效”将承担极大的压力,昭示这一理念客观存在的忧患。

在 FAA 政策中,检查人员在执行结构非破坏性检查时,需要满足“95%、90%”的要求:检查人员对 100 件裂纹样本检查时,应当至少能够检查出 90 件;同时在 100 次这样的试样中,达到上述检出率的次数不低于 95 次。

中国民航局冯正霖局长多次召开安全工作会议所提出的“三基”建设要求民航从业人员无论是什么单位,都应当在基层、基础、基本功上真正下功夫^[13]。归结到航空器结构设计理念 and CCAR-121R5 规章要求上,当获得检查的机会和要求,却由于检查方式落后或检查人员的能力不足,导致运营人错失发现和纠正问题的机会,这样的教训值得警醒。

业内除了关注 121 运营人如何在工程管理方面满足局方规章的要求,后一步更需要关注如何根本扎实提升 145 维修单位维修人员的能力,研究如何将工程管理要求通过维修管理落实在航空器结构安全工作中。规章中的“持续适航和安全改进”相关内容,既是 121 单位在 R5 审定中需要注意的要点,

也将会是日后 145 单位及业内推进“三基”建设的切入和落脚点。

参考文献:

- [1] 交通运输部. CCAR-121R5 大型飞机公共航空运输承运人运行合格审定规则[S]. 北京:交通运输部, 2017.
- [2] 罗洪兵. 浅析 CCAR-121-R5 附件 J 中的结构检查[J]. 航空维修与工程, 2019, 1: 36-38.
- [3] 中国民用航空局飞行标准司. AC-121-FS-2018-71 修理和改装的损伤容限检查要求[S]. 北京:中国民用航空局飞行标准司, 2018.
- [4] 中国民用航空局. CCAR-26 运输类飞机的持续适航和安全改进规定[S]. 北京:中国民用航空局, 2017.
- [5] Federal Aviation Agency. Civil Aeronautics Manual 4b [S]. Washington, D. C.: Federal Aviation Agency, 1963.
- [6] Federal Aviation Administration. AC 25-21 certification of transport airplane structure[S]. Washington, D. C.: Federal Aviation Administration, 1999.
- [7] Boeing. MOM-MOM-15-0470-01B(R1) [S]. Chicago: Boeing, 2015.
- [8] UK department of trade accidents investigation branch. G-BEBP boeing 707 lusaka [R]. London: Her majesty's Stationery Office, 1977.
- [9] Aviation safety council. In-flight breakup over the Taiwan strait northeast of makung, Penghu Island, China Airlines flight CI611 Boeing 747-200, B-18255 [R]. AVIATION SAFETY COUNCIL, 2002.
- [10] 中国民用航空局飞行标准司. AC-121-FS-2018-65-R1 航空器结构持续完整性大纲[S]. 北京:中国民用航空局, 2018.
- [11] 中国民用航空局飞行标准司. AC-121-FS-2018-59-R1 飞机维修记录和档案[S]. 北京:中国民用航空局, 2018.
- [12] 中国民用航空局飞行标准司. AC-121-FS-2018-69-R1 飞机检查和记录审查[S]. 北京:中国民用航空局, 2018.
- [13] 刘波. 加强“三基”建设工作 提升安全监管能力 [N]. 中国民航报, 2019-6-20(6).

作者简介

徐陈斌 男,本科。主要研究方向:质量保证、标准管理。
E-mail: x_c_b@foxmail.com

孙 兰 女,硕士,讲师。主要研究方向:管理学。E-mail: sunlanpddx@126.com

On the source of aircraft structure design regulations from the perspective of accident

XU Chenbin^{1*} SUN Lan²

(1. Suparna Airlines Co., Ltd., Shanghai 201323, China;

2. Party Institute of Pudong New Area Committee of CCPC, Shanghai 201210, China)

Abstract: In 2017, the Ministry of Transport issued the R5 version of the *CCAR121 Large Aircraft Public Air Transport Carrier Operational Certification Rules*. The main changes in the maintenance system exist in Annex J: Continuous Airworthiness and Safety Improvement. Department of Aircraft Airworthiness Certification of Civil Aviation Administration of China also issued or revised 8 corresponding advisory notices. Among them, the “Injury Tolerance Inspection Requirements for AC-121-FS-2018-71 Repair and Modification” is the key one. This paper introduces and expounds the history of “safety life”, “damage safety” and the final development of “damage tolerance” in regulations and advisory notices through key accidents in civil aviation history, and partially implements the corresponding provisions of Annex J and advisory circulars, which could provide reference for the designers and the professional personnel and deepen the understanding of the aircraft structural safety design concept.

Keywords: safe life; fail safe; damage tolerance; CCAR-121R5; continued airworthiness and safety improvements

更 正

《民用飞机设计与研究》2019年第2期 p59 ~ p60, 论文《压力分布传感器在飞机尾翼上黏接安装工艺研究》一文中的参考文献序列号更正如下:

- 1) 删除原文小标[1];
- 2) 将原文小标[2]改为[1];
- 3) 将原文小标[3-6]改为[2,4];
- 4) 将原文小标[7-9]改为[3,5-8];
- 5) 将原文小标[10]改为[9];
- 6) 将原文小标[11]改为[10]。

特此更正。

《民用飞机设计与研究》编辑部

* Corresponding author. E-mail: x_c_b@foxmail.com