



咨询通告

中国民用航空局飞行标准司

编 号:AC-121-FS-2018-65-R1

下发日期:2018年1月4日

航空器结构持续完整性大纲

航空器结构持续完整性大纲

1、依据和目的：

本咨询通告依据 CCAR-121 部第 121.363 条及附件 J 制定，目的是通过对航空器结构持续完整性大纲及其相关要求的说明，为航空运营人保持航空器结构持续完整性提出要求和指导。

2、适用范围：

本咨询通告适用于 CCAR-121 部的航空运营人。

3、撤销：

自本咨询通告颁发之日起，2005 年 8 月 10 日颁发的 AC-121-65 “航空器结构持续完整性大纲”撤消。

4、说明：

随着航空器使用经验的积累、科学技术的发展以及公众对航空器安全要求的提高，航空业对运输类航空器结构完整性的要求和标准也不断提高。为了配合新修订的 CCAR-121 部中增加的关于航空器持续适航和安全改进要求的贯彻、落实，本咨询通告进行了修订。

1991 年，美国国会颁布了老龄飞机安全法案 (AASA)，要求 FAA 制定相应的规章对服役时间达到或超过 14 年的飞机及其维修记录进行检查及审查。尽管国际航空业界也通常将在役日历时

间达到或超过 14 年的航空器界定为“老龄飞机”，但并不是人为意义上将航空器的持续适航划定一个安全节点。从航空器持续适航和维修工程管理的角度来说，“老龄飞机”的维修管理是航空器持续适航和维修工程管理的一个阶段，其与航空器自投入使用后的前期管理是一个密不可分的整体。准确的说，“老龄飞机”问题分为两个层面，第一、是飞机本身在设计上存在的先天缺陷，而这方面的缺陷只能通过设计改进来解决，最典型的例子就是飞机结构的设计标准从“破损安全”改进到“损伤容限”；第二、是航空器进入到该机型设计使用寿命中后期易于发生的问题，这些问题通过设计是无法彻底解决的，只能是通过持续、有效的检查、维护和监控管理来保持航空器处于持续适航状态，最典型的例子就是金属结构的疲劳。换句话说，所谓“老龄飞机”问题实质上就是航空器的持续适航和安全改进，但并不意味着飞机进入到该机型设计使用寿命中后期就不再适航，或无法安全运行。

当前，航空运营人需要清楚认识到飞机进入设计使用寿命中后期发生的结构腐蚀、疲劳、线路老化、系统及其零部件性能衰退等问题是与日历时间、飞行小时、循环以及前期的持续适航和维修工程管理密切相关的。就飞机结构而言，航空器结构持续完整性管理是运输类飞机整个运行生命周期安全运行的根本保证之一。特别当航空器进入其设计使用寿命中后期，航空器结构持续完整性的问题更为突出，因此，航空器结构持续完整性管理工作将涵盖航空器从设计、制造到使用整个生命周期。因此，航空运营人应从

维修工程管理的角度出发,对航空器制定出完整、有效的结构完整性大纲并严格落实。

需要特别说明的是,保持飞机结构的持续完整性是一项复杂的技术管理工作,技术标准和安全管理要求的提高对航空运营人提出了更高的要求,尤其是发生结构修理和改装时不仅要考虑保持结构持续完整性的因素,还需要考虑对现有适航指令、基础结构维修项目等方面的影响,这也是结构持续完整性管理工作的重点与难点。另外,做好航空器的结构持续完整性管理工作需要航空器制造厂家以及其他设计批准书持有人、航空运营人和民航当局的共同努力和配合。总而言之,飞机结构持续完整性的管理是飞机从引进投入使用直到最终退役的全生命周期的系统化管理,是航空器实现持续适航和安全运行的关键。

5、定义

5.1、设计批准书持有人(DAH):是指包括型号合格证(TC)、型号认可证(VTC)、补充型号合格证(STC)、补充型号认可证(VSTC)、零部件制造人批准书(PMA)、技术标准规定项目批准书(TSOA)、改装设计批准(MDA)等设计批准的持有人。

在本通告中,如果没有特别说明,设计批准书持有人(DAH)是指型号合格证(TC)、型号认可证(VTC)、补充型号合格证(STC)、补充型号认可证(VSTC)、和改装设计批准书(MDA)的持有人。

5.2、相关术语和名词解释请参见本通告的附录2。

6、总则

6.1、航空器结构持续完整性大纲包括补充结构检查大纲、服务通告评估和改装的要求、腐蚀预防和控制大纲、机身增压边界修理评估、修理和改装损伤容限评估、广布疲劳损伤预防等六个方面。

注：由于相应规章现阶段暂未纳入有效性限制的要求，因此本咨询通告中也未纳入相关的要求和说明。

6.2、航空器结构持续完整性大纲的目的是针对影响结构完整性的两大核心问题“腐蚀”与“疲劳”提出相应的管理要求，因此航空运营人应当在其维修工程管理系统下建立针对结构持续完整性大纲的维修工程管理要求、技术标准、实施程序和方案，以切实落实航空器结构持续完整性的管理要求。

6.3、在相应规章生效后，航空运营人必须对疲劳关键结构件上的结构修理或改装进行损伤容限评估，疲劳关键结构包括疲劳关键基准结构和疲劳关键改装结构。相应的评估还必须包括修理或改装对原结构区域已有适航指令的影响或替代，以及对该区域相关维修方案的影响，确定是否涉及到原维修/检查方案的变更等。

6.4、对于在相应规章生效前已经发生的修理或改装，则应参考咨询通告 AC-121-FS-2017-70“机身增压边界的修理损伤容限评估要求”或 AC-121-FS-2017-71“修理和改装的损伤容限评估要求”在规定的时限完成相应的损伤容限评估，如果航空运营人

无法确认符合本文 6.3 段规定的状况,则必须采取补救措施(如重新修理或改装等)并按需开展损伤容限的评估。

6.5、结构维修记录是证明航空器结构完整性状况的主要手段。因此,航空运营人应当对结构维修记录进行全面、有效的管理,以便实时掌控飞机结构构型状况并开展结构可靠性的管理,从而实现对结构完整性的动态监控与完善。具体要求参考咨询通告 AC-121-59R1“飞机维修记录和档案”。

6.6、航空器结构完整性大纲是航空运营人开展结构工程管理工作的基本指导。由于航空器结构适航性工程管理工作从飞机初始交付开始到退役结束贯穿整个寿命周期的各个环节,并且涉及制造偏离、修理改装、腐蚀预防与控制、结构损伤管理、结构可靠性管理等各个方面。航空运营人应建立健全结构工程技术管理人员的培养机制和资质控制体系,确保结构工程管理各方面工作得到有效落实。

7、补充结构检查大纲(针对疲劳关键基准结构的补充检查要求)

7.1、根据 CCAR-121 部附件 J 的要求,按照 CCAR-121 部实施运行的航空器,其疲劳关键基准结构必须有基于损伤容限要求的补充结构检查,目的是通过补充结构检查将结构上的疲劳损伤控制在规定的安全范围内以确保疲劳关键基准结构的持续完整性。因此航空运营人需要制定补充结构检查大纲并切实予以执行。

7.2、航空运营人应当在相应机型的机队中最高小时数或最高

起落数飞机达到其设计使用目标的一半之前获取或制定针对该机型的补充结构检查基准大纲以备补充结构检查大纲的编制。

7.3、航空运营人不得超出补充结构检查门槛值继续运行航空器,除非在补充结构检查开始之前就已经获得经局方批准的由设计批准书持有人(TC/VTC Holder)提供的补充结构检查文件并纳入到维修方案,或自行制定补充结构检查大纲并获得局方的批准。

7.4、对于设计批准书持有人(TC/VTC Holder)针对补充结构检查中存在的问题而对补充结构检查文件、服务通告和其它文件进行的修订或改版,以及局方因此单独颁发的适航指令,航空运营人应及时评估并根据适用情况予以采纳。

7.5、在执行补充结构检查大纲过程中,当发现任何 CCAR-121 部要求的重要结构项目或其相邻结构的疲劳裂纹时,应当按照相应规章的要求向局方报告。

7.6、当达到补充结构检查门槛值时,如果航空运营人仍无法获得局方批准的补充结构检查大纲,相应航空器不得继续实施运行。

8、服务通告评估和改装的要求

8.1、在航空器早期其结构裂纹发生的概率相对低,仅通过执行维修方案的结构检查项目就作为保持结构完整性的有效措施之一,但随着航空器进入设计使用寿命中后期,裂纹发生的概率及数量会增大,一些原有的检查方案将不再有效,因此有必要实施额外的服务通告检查和改装以减少裂纹的发生。

8.2、航空运营人应当建立起服务通告的评估机制,并在必要的时候及时、有效地执行可能影响到航空器结构持续完整性的服务通告,并及时向局方报告在服务通告执行过程中发现的问题。

8.3、航空运营人应当建立起服务通告的执行效果回顾机制,以便将以下情况及时反馈给厂家:

(1)、实施困难或在实施过程中发现异常缺陷的信息;

(2)、SB 执行后达不到预期目标。

8.4、航空运营人应当建立起服务通告的重新评估机制,至少每 2 年对适用但评估后不执行或仅部分执行的服务通告重新进行评估。

8.5、针对历史上的 11 种机型:A300、BAC1-11、B707/720、B727、B737、B747、DC-8、DC-9/MD-80、DC-10、F28、L-1011 系列航空器,局方针对这些机型存在的结构问题已经颁布了一系列适航指令,这些适航指令强制要求执行相关的服务通告,也就是强制改装方案,目的主要是为了确保飞机结构完整性而进行的终止性改装。强制性改装主要根据以下特定的条件展开:

(1)、结构裂纹问题已明确存在;

(2)、问题带来的后果是灾难性的;

(3)、裂纹通过常规的方法很难检测到;

(4)、检查区域很难接近;NDT 检测方法不适用;人为因素影响裂纹检查结果,导致检查结果不可信。

8.6、对于上述 11 种机型以外的其他机型,一旦设计批准书持

有人针对存在的结构问题提出了终止改装的建议,则航空运营人应当尽快进行评估,对于影响到飞机结构持续完整性的问题,及时完成相应的改装工作;对于局方针对发现的结构问题通过适航指令提出的强制性改装要求,则航空运营人必须在规定的期限之前完成要求的改装工作。

9、腐蚀预防和控制大纲

9.1、航空运营人可参照腐蚀预防和控制基准大纲(CPCP)的要求制定自己的腐蚀预防与控制大纲,主要由基本检查任务、任务区域、腐蚀等级定义以及任务执行的时限及间隔等内容组成。航空运营人可以自己或联合其他航空运营人根据相同或类似机型的使用经历和数据直接制定腐蚀预防与控制基本大纲,但必须提交局方批准。腐蚀预防和控制大纲的目标是将航空运营人的航空器主要结构(Primary Structure)和 FCS 上的腐蚀控制在 1 级及更好。

9.2、航空运营人还应当通过开展结构可靠性管理持续改进及优化腐蚀预防与控制大纲,确保航空运营人的腐蚀预防与控制大纲根据实际情况动态调整以保证其有效性。

注:腐蚀预防与控制大纲的具体要求详见附录 1。

10、机身增压边界修理的评估要求

10.1、依照 CCAR121 附件 J 的要求,对于 A300 系列(-600 除外)、英宇航 BAC 1-11、波音 707、720、727、737 或者 747,麦道 DC-8、DC-9/MD-80 或 DC-10、福克 F28、或洛克希德 L-1011 等型号的飞机,航空运营人需对其机身增压边界(机身蒙皮、门蒙皮和增

压隔框腹板)的修理进行基于损伤容限要求的评估,目的是将上述机型相应修理所导致的对机身增压边界疲劳特性的不利影响控制在规定的范围,确保机身增压边界修理相关结构的持续完整性。

10.2、对于上述机型,航空运营人应当及时获得设计批准书持有人提供的经局方批准的修理评定指南(如 RAG)或其他等效文件,并建立相应的修理评估大纲。

10.3 对于上述机型机身增压边界及其改装结构的修理,如若设计批准书持有人不能提供相应的修理方案,修理评定指南(如 RAG)或其他等效文件,航空运营人可以采用其他经局方批准的方案进行评估。

10.4、航空运营人应当在规定的完成时限前按照修理评定指南(如 RAG)或其他等效文件开展对机身增压边界结构修理评估,并将产生的补充检查任务纳入到运营人的维修方案中。如果航空器超过了修理评定指南规定的完成时限,则运营人应在下个 C 检或等同级别的定检中落实修理评定指南的要求。

10.5、运营人也可应用本文第 11 段中修理评估指南(REG)中适用要求对以上机型的机身增压边界修理进行评估,其产生的补充检查任务可视为符合本段的评估要求。

注:机身增压边界结构修理评估的具体要求请参见 AC-121-FS-2017-70。

11、修理和改装损伤容限的评估要求

11.1、根据 CCAR-121 部附件 J 的要求,按照 CCAR-121 部实施运行的航空器,运营人必须对其疲劳关键结构上的任何修理和改装进行损伤容限评估,并将对疲劳关键结构造成不利影响的修理和改装的损伤容限检查信息加入其维修方案中,目的是通过基于损伤容限的检查将疲劳关键结构上与修理和改装有关的疲劳损伤控制在规定的安全范围内,确保航空器结构修理和改装有关的持续完整性。因此航空运营人需要制定关于结构修理和改装的损伤容限评估要求。

11.2、为了确保疲劳关键结构上所有的修理和改装满足损伤容限要求,航空运营人应当根据设计批准书持有人的符合性文件(包括 REG)或其他被局方批准的文件来制定具体的实施计划(即运营人实施计划(OIP)),并获得局方的正式批准。

11.3、航空运营人应当执行相应的实施计划并获取疲劳关键结构上修理和改装的损伤容限检查信息,将其加入维修方案中,完善并保存相应的记录,并根据需要向局方报告有关情况。

注 1:需要说明的是本文第 11 段的适用性包含第 10 段中所列出的机型,这些机型机身增压边界上发生的修理,可参照第 10 段给出的补充结构检查作为满足本段的损伤容限要求。

注 2:修理和改装的损伤容限评估要求详见 AC-121-FS-2017-71。

附录 1

腐蚀预防与控制大纲

1、腐蚀预防与控制大纲制定的要求

1.1、航空运营人应当根据设计批准书持有人提供的持续适航文件(如维护手册、防腐手册、活物运输手册、维修计划文件、腐蚀预防与控制基准大纲等)制定自己的腐蚀预防与控制大纲。腐蚀预防与控制大纲中应当至少包括航线腐蚀预防与维护、腐蚀检查任务与区域、腐蚀等级的确定、确定腐蚀等级后的典型工作、涉及到适航指令的腐蚀、腐蚀预防与控制大纲的执行、腐蚀预防与控制大纲的改善、腐蚀损伤的记录与报告等内容,其中腐蚀检查任务与区域可结合在航空器维修方案中。

注:设计批准书持有人提供的腐蚀预防与控制基准大纲可以是单独的文件,也可以结合在整体的结构检查方案中。

1.2、航空运营人对没有根据 MSG-3 逻辑决断方法制订维修计划文件的航空器,应当根据设计批准书持有人提供的腐蚀预防与控制基准大纲制定自己的腐蚀检查任务与区域。

1.3、在没有设计批准书持有人提供的腐蚀预防与控制基准大纲的情况下,航空运营人可以自己或联合其他航空运营人,或根据相同或类似机型的使用经历直接制定腐蚀预防与控制基本大纲,并提交局方批准。

1.4、航空运营人制定的腐蚀预防与控制大纲应当提交局方批准。

2、腐蚀预防与控制大纲的执行

2.1、当航空器产生可能发生腐蚀的运行环境和腐蚀性货物运输的情况时,航空运营人应当有明确规定的渠道获得相关信息并通知相关的维修控制部门,并且在完成腐蚀预防与控制大纲规定的任务后才能继续投入运行。

2.2、对于腐蚀预防与控制大纲生效时超过首次检查门槛值的航空器,航空运营人应当在生效日期起一个月内制定一个执行检查任务的计划,在经主管民航地区管理局批准后按照计划完成检查任务。

2.3、对于腐蚀预防与控制大纲生效时正在基地维修或存储状态的航空器,如超过首次检查的门槛值,应当在投入运行之前完成所有累积的腐蚀检查任务。

2.4、由于计划的意外而造成不能在检查间隔内执行重复检查任务时,重复检查的间隔不能超过原间隔的 10%(同时满足相应 CAD 的延期限限制及参照维修方案的偏离时限管理)。

2.5、对于新引进使用过的航空器,除非原航空器的维修方案符合本文件的要求并有记录表明已执行了其中规定的腐蚀检查任务,在投入运行前应当完成所有已到期的腐蚀检查任务。

3、腐蚀预防与控制大纲的改善

3.1、航空运营人应当通过开展结构可靠性管理持续改进及优

化腐蚀预防与控制大纲,以保证腐蚀预防与控制大纲的有效性。
至少在下列情况下,需要对腐蚀检查任务进行改善:

3.1.1、如果对一个腐蚀检查任务区域进行首次门槛值检查过程中发现腐蚀超过了允许的极限,则应当对腐蚀预防与控制大纲进行相应的评估,并根据评估结果在必要的时候调整相应的首次检查门槛值;

3.1.2、如果在检查中出现 2、3 级腐蚀,应当对腐蚀预防与控制大纲进行相应的评估并按照 3.2 的要求进行必要的改善,并且不能推迟对 2、3 级腐蚀的处理;

3.1.3、在执行非腐蚀预防与控制大纲的维修任务时发现腐蚀,应当对腐蚀预防与控制大纲进行相应的评估并根据评估结果按照 3.2 的要求进行必要的改善;

3.1.4、在运行环境的改变和执行改装涉及到腐蚀预防与控制大纲规定的检查任务和区域时,航空运营人应当对腐蚀预防与控制大纲进行相应的评估并根据评估结果按照 3.2 的要求进行必要的改善。

3.2、腐蚀检查任务的改善包括但不限于:

- (1) 缩短检查间隔;
- (2) 多次进行防腐处理;
- (3) 附加排水装置。

4、腐蚀损伤的记录与报告

4.1、除在工作单卡中记录每项腐蚀检查任务的检查结果和处

理措施外,航空运营人还应当建立每架航空器专门的腐蚀损伤记录单。腐蚀损伤记录单中应当至少记录任何发现的腐蚀损伤的检查日期、任务号、腐蚀损伤的级别、原因分析(2级腐蚀及以上)、修理情况和为完善腐蚀预防与控制大纲所作的必要的修订(当需要时)。腐蚀损伤记录单应当与航空器单机档案一同保存。

4.2、在下列情况下,航空运营人应当在72小时内向相应的民航地区管理局报告事件基本情况,报告中应当至少包括下述4.3段中(1)、(2)、(4)条要求的内容以及初始判断的腐蚀损伤级别/类别:

(1) 在首次检查门槛值检查时发现超过厂家允许的损伤标准或3级腐蚀;

(2) 在任何重复检查时发现2、3级腐蚀;

(3) 在任何检查时发现蔓延腐蚀;

(4) 在执行非腐蚀预防与控制大纲规定的维修任务时发现腐蚀。

航空运营人应当在完成事件基本情况报告后的3个月内向局方提交4.3段规定的详细报告。

4.3、航空运营人向相应的民航地区管理局提交的详细报告中应当至少包括下述内容:

(1) 机型、国籍注册和登记号、使用时间(包括日历时间、飞行小时和循环)和检查日期;

(2) 任务号和检查方法;

- (3) 最终判定的腐蚀损伤级别/类别；
- (4) 腐蚀损伤的具体部位；
- (5) 腐蚀损伤的原因分析；
- (6) 腐蚀损伤的修理情况描述。

4.4、航空运营人应根据需要将 3.1 段所述的任何情况同时通报设计批准书持有人。

附录 2

相关术语和名词解释

1、损伤容限 (DT: Damage Tolerance) :

是指一种用于保证安全的结构设计特征。它允许结构在受到疲劳、腐蚀、偶然或离散源损伤后仍然能在一定时期内保持必要的剩余强度。损伤容限基于的原则是结构疲劳损伤的产生和发展可以在足够精确预测的前提下,在裂纹达到临界尺寸之前允许通过检查可靠地发现。损伤容限的评估必须考虑以下原则:

- (1) 航空器结构中最易于产生疲劳裂纹的部位预测;
- (2) 在航空器结构载荷的重复作用下裂纹增长速度预测;
- (3) 预定超出结构强度限制的损伤尺寸或临界尺寸;
- (4) 损伤发展情况检查的潜在机会分析。

2、损伤容限检查 (DTI: Damage Tolerance Inspection) :

是指根据损伤容限评定结果制定的检查。损伤容限检查包括检查的对象、区域、检查的方法、检查的程序,包括接受与否准则、门槛值以及和这些检查相关的任何重复间隔。

如若修理或改装还需要更换或者改进,损伤容限检查会给定相应的时限。如果损伤容限评定的结论认为基于损伤容限的补充结构检查是不必要的,则损伤容限检查应包含对该结果的声明。

3、损伤容限评估 (DTE) :是指用于决定是否采取必要的维修

措施以检查或预防可导致灾难性失效的疲劳裂纹的程序。对于适用于修理和改装的损伤容限评估,它包括对修理或改装以及被修理或改装所影响的疲劳关键结构的评估。

4、损伤容限资料 (Damage Tolerance Data) :

包括损伤容限评定文件和损伤容限检查。

5、基准结构 (Baseline Structure) :

是指依据机型的初始型号合格证/型号认可证或型号合格证/型号认可证更改进行设计的飞机结构。

6、疲劳关键基准结构 (FCBS: Fatigue Critical Baseline Structure) :

是指航空器上属于疲劳敏感的基准结构,是属于疲劳关键结构的基准结构。

7、疲劳关键结构 (FCS: Fatigue Critical Structure) :

是指航空器上易产生疲劳裂纹从而导致航空器重大故障的结构,是按照 CCAR-25 部第 25.571 条所确定的可能导致灾难性破坏的疲劳敏感的飞机结构。疲劳关键结构还包括这样的结构,如果它被修理或改装,则容易产生疲劳开裂并导致灾难性破坏。这类结构可以是基准结构或改装结构的一部分。因此,疲劳关键结构(FCS)包括疲劳关键基准结构(FCBS: Fatigue Critical Baseline Structure)及疲劳关键改装结构(FCAS: Fatigue Critical Alteration Structure)。

8、主要结构 (PS: Primary Structure) :

是指主要承受飞行、地面或增压载荷的结构,主要结构包含重要结构 (PSE/SSI) 及其它结构。

9、结构重要项目 (SSI: Structural Significant Item) :

是指那些承受飞行、地面或增压载荷,并且其失效会导致灾难性后果的结构项目,是重要的主要结构。主要在 MSG-3 结构维修任务分析中使用。

10、修理评定指南 (RAG : Repair Assessment Guideline) :

是指由设计批准书持有人提供的,用于指导航空运营人针对机身增压边界(机身蒙皮、门蒙皮或增压隔框腹板)修理制定满足损伤容限检查要求的方法或程序。

航空器运营人可依据该指南在规定的期限内完成对具体修理的检查、分类并根据损伤容限准则制定后续检查要求。因此该指南是航空运营人在其维修方案中制定机身增压边界结构修理评估方案的主要依据及技术参考资料。修理评定指南在使用前必须确认获得局方的批准或认可。

11、修理评估指南 (REG: Repair Evaluation Guideline) :

是指针对航空器疲劳关键结构上发生的修理,由设计批准书持有人提供的对影响疲劳关键结构的修理建立满足损伤容限检查要求的方法或程序,具体的评定方法或评定结果将通过设计批准书持有人提供的持续适航依据文件(如结构修理手册、相关服务通告、修理评定指南等)获得或直接由设计批准书持有人提供。

12、基本区域检查 (BZI : Baseline Zonal Inspection) :

是型号合格证持有人假定大多数航空器运营人执行的典型维护检查间隔。

基本区域检查是用来确定修理是否需要补充检查的基础,只有航空运营人的检查间隔至少等同于基本区域检查间隔,才能将定义的 A 类修理划定为 A 类修理。

13、结构修理分类:

(1) 进行过损伤容限分析的修理,分为以下三类:

A 类修理:通过现有维修方案的基本检查即能满足其持续适航要求的永久修理(检查要求等同于未做修理前原结构的检查要求)。

B 类修理:需要补充检查以确保持续适航性的永久修理。

C 类修理:需要在给定的时限前再次修理或者更换的临时修理,在此时限之前可能需要进行补充检查以确保持续适航性。

(2) 对于无需进行损伤容限分析,或需损伤容限分析,但暂未进行分析的修理,可以分为以下三类:

永久修理(Permanent Repair):除正常维护不需要其它工作的修理。

过渡修理(Interim Repair):有必需的结构强度且未经确定耐久性的修理,修理必须按特定的间隔检查,如果发现退化或者损伤必须更换。

时限修理(Time-Limited Repair):有必需的结构强度,但不满足耐久性要求的修理,修理必须在特定的时间内被更换或重新修

理,通常给定飞行循环或者飞行小时或者日历时间。

14、设计使用目标 (DSG/DSO: Design Service Goal/Objective) :

是设计批准书持有人在设计和/或取证过程中给出的航空器预期服役时间(以飞行循环、飞行小时或日历时间或三者的组合来表示),在此期间内,航空器疲劳关键结构出现重大裂纹的概率将在合理可接受的范围内,航空器将不会出现重大安全问题。

注 1:对于型号设计原始批准国当局颁发了有效性限制 (LOV),但航空器制造厂家没有提供设计使用目标的机型,其设计使用目标等同于有效性限制;

注 2:有效性限制 (Limit of Validity):是指飞行循环和/或飞行小时定义的一个时间段,在此时间段内,通过试验和分析,以及对高使用循环/小时数飞机的使用经验或分解检查等手段,证实不会发生结构广布疲劳损伤。

15、运营人实施计划 (OIP: Operator Implementation Plan) :

是指运营人制定的系列管理文件,用于建立修理和改装损伤容限检查要求的识别、制定和获得的程序和要求,以及将获得的损伤容限检查要求纳入到运营人维修方案等的时限要求,该文件中还应当包括完成航空器实际状况现场调查的时限要求。

16、持续适航文件 (ICA: Instructions for Continued Airworthiness) :

是为符合所适用的适航要求而制定(开发)的信息,这些信息包括所采用的适用方法、检查程序、必要的维修程序、施工步骤和

适航性限制等以保证航空器在其整个营运寿命期内的适航性。

17、补充结构检查大纲：

是指航空运营人基于设计批准书持有人按照 CCAR-25.571 制定的针对航空器疲劳关键结构基于损伤容限检查的计划维修任务(即补充结构检查基准大纲)而制定的大纲。

18、补充结构检查基准大纲 (SSIP: Supplemental Structural Inspection Program /SSID : Supplemental Structural Inspection Document) :

是指设计批准书持有人(型号合格证持有人/型号认可证持有人(TC/VTC Holder))针对航空器疲劳关键基准结构制定的基于损伤容限检查的计划维修任务。目前根据不同的机型,可以是单独的文件,也可以包含在航空器制造厂家推荐的维修计划大纲中。

19、腐蚀预防与控制大纲 (CPCP: Corrosion Prevention and Control Program) :

是指航空运营人基于设计批准书持有人推荐的腐蚀预防与控制计划维修任务(即腐蚀预防与控制的基准大纲)制定的大纲,是一种使航空器结构的承载能力不会降低到低于航空器适航性所需水平的全面而系统的腐蚀控制方法。

20、腐蚀预防与控制的基准大纲：

是指设计批准书持有人(型号合格证持有人/型号认可证持有人(TC/VTC Holder))针对某特定机型制定和推荐的腐蚀预防与控制计划维修任务。它包括针对航空器结构的基本腐蚀检查任

务、腐蚀级别定义、执行检查门槛值和重复间隔,并给出主结构的腐蚀损伤超过 1 级腐蚀时采取的特殊步骤。

腐蚀预防与控制的基本大纲可以有两种体现形式:1、对于按照较新 MSG-3 逻辑分析流程制定计划维修任务的飞机,通常包括在航空器制造厂家推荐维修计划大纲的结构检查项目中;2、对于按照 MSG-2 或较早版本 MSG-3 逻辑分析流程制定计划维修任务的飞机,通常是单独的文件而并未包括在航空器制造厂家推荐维修计划大纲的结构检查项目中。在没有设计批准书持有人推荐的腐蚀预防与控制计划维修任务的情况下,航空运营人可以自行或联合其他航空运营人来制定相关的计划维修任务。

21、腐蚀的等级:

1 级腐蚀:指以下一种或几种情况:

(1) 发生在相继两次腐蚀检查任务之间的腐蚀是局部腐蚀,并可以在容许极限内清除;

(2) 发生在相继两次腐蚀检查任务之间的腐蚀是蔓延腐蚀,并可以通过打磨等方式清除,损伤远低于容许极限;

(3) 超出了容许极限的局部腐蚀,但不是运营人同一机队其他航空器可能发生的典型腐蚀情况(例如水银溢出引起的腐蚀);

(4) 以往相继腐蚀检查之间都只有轻微腐蚀,最近一次腐蚀检查任务发现腐蚀,清除腐蚀后超出容许极限。

2 级腐蚀:任何两次相继的腐蚀检查任务之间超出容许极限,需要进行修理、加强、全部或部分替换相应结构的腐蚀;或任何两

次相继的腐蚀检查任务之间出现漫延腐蚀且一处腐蚀接近容许极限的腐蚀。

3 级腐蚀:指在第一次或以后各次腐蚀检查任务中,运营人认为是严重危及适航性、需要紧急处理的腐蚀情况。

局部腐蚀 (Local Corrosion):指位于蒙皮或腹板上、不超过隔框、桁条或加强筋形成的单个格子(机翼、机身、尾翼或吊架)内的腐蚀;或者在单个隔框、弦条、桁条或加强筋的腐蚀;以及一个以上的隔框、弦条、桁条或加强筋,但腐蚀构件每边的相邻件上不存在腐蚀。

漫延腐蚀 (Widespread Corrosion):指两个或者两个以上相邻蒙皮或腹板格子上的腐蚀,或者说是指一个隔框、弦条、桁条或加强筋及其与相邻蒙皮或腹板格子上同时发生的腐蚀。

注:除上述规定外,航空运营人还可根据 DAH 的建议判定腐蚀等级,对最终定级结果负责。

22、维修方案 (MP: Maintenance Program):是指一套文件,该文件描述、说明了适用于特定航空器并确保其安全运行的维修任务,及其实施的周期和相关的程序等。

维修方案应当基于计划维修要求 (SMR) 编制,同时航空运营人还应当结合设计批准书持有人推荐的维修计划大纲、航空器的实际运行环境、运行种类、使用特点以及局方的强制性要求等。

特别说明:FAA 在 1964 年 5 月 20 日颁布的 29 FR 6522 引入了 CAP (Continuous Airworthiness Program) 的概念,但随着时间的推

移,CAP的称谓逐渐演变成当前行业内俗称的CAMP(Continuous Airworthiness Maintenance Program)。1964年的立法是基于FAA对航空运营人维修活动的监察和针对事件、事故的调查发现问题,主要针对航空运营人在维修方案管理上存在的弱点以及其中值得关注的安全风险。航空运营人的CAP是被设计用来强化有关航空运营人安全管理活动的要求,FAA AC-120-16中所提到的航空运营人维修方案的每一要素都是1964年立法的一部分。

在FAA AC-120-16中,维修方案包括了下述十个方面:

- 适航性责任;
- 航空运营人的维修手册;
- 航空运营人的维修机构;
- 维修和改装的实施和批准;
- 计划维修大纲;
- 必检项目;
- 维修记录管理和保存系统;
- 外委维修;
- 人员培训;
- 持续分析和监控系统。

从上可以看出,FAA提到的CAMP这个概念,更多关注的是安全管理,它和我们通常所说的“维修方案”并不完全一致。另外值得关注的是,FAA在AC-120-16中关于维修方案的定义是广义的,实质上指的是航空器的维修工程管理体系。